

UDC 662.769
621.454

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-635

高性能推進薬の研究

— 酸素・リチウム・水素プロペラント —

毛呂明夫・鈴木和雄

1980年10月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. まえがき	1
2. ロケットプロペラントの性能比較基準について	1
2.1 プロペラント選択基準について	1
2.2 比推力と密度	2
3. 酸素・リチウム・水素プロペラントと各種プロペラントの性能比較	5
3.1 断熱火炎温度とプロペラント密度	9
3.2 真空比推力とプロペラント密度	9
ノズル開口比の効果	9
燃焼圧の効果	10
3.3 特性排気速度とプロペラント密度	10
4. 酸素・リチウム・水素プロペラントの性能	10
4.1 真空比推力	11
4.2 推力係数	12
4.3 特性排気速度	13
4.4 断熱火炎温度	13
4.5 平均分子量と比熱比	13
4.6 断熱火炎平衡組成	15
5. リチウムと燃焼生成物の性質	17
6. 酸素・リチウム・水素プロペラント燃焼性能	19
6.1 燃焼性能に影響する因子	19
6.2 実験装置及び実験方法	19
6.3 実験結果	21
7. む す び	24

高性能推進薬の研究*

— 酸素・リチウム・水素プロペラント —

毛 呂 明 夫** 鈴 木 和 雄**

High Performance Propellant Study

— Oxygen Lithium Hydrogen Tripropellant —

Akio MORO and Kazuo SUZUKI

ABSTRACT

The performance potential of the O₂/Li/H₂ tripropellant combination is among the highest available from chemical propellants. Theoretical performance calculations were made for L-O₂/L-Li in the mixture ratio range of 0.6 to 3.0 at the chamber pressure of 5 to 50 atm, with liquid hydrogen addition ranging from 0 to 35 percent of the total propellant flowrate. Results of the computations are presented in a series of curves, which show the variations in an important performance parameter (Isp, cf, C*, etc) including proportions of hydrogen, mixture ratio, chamber pressure, and nozzle expansion area ratios.

An experimental was performed to investigate the feasibility of the O₂/Li/H₂ tripropellant combination. The experimental firing results are presented in curves, which show the variations of characteristic exhaust velocity efficiencies taking into consideration the factors, such as lithium weight ratios, chamber length, lithium injection angles, and gas generator mixture ratios.

Uncorrected characteristic velocity efficiencies were 80 to 88 percent, showing that the use of this tripropellant combination is feasible.

1. ま え が き

ロケットプロペラントとして種々の物質がその可能性について探求されてきた。しかし、ロケットプロペラントとして実用に供された物質はごく限られたものである。新しく研究開発されるプロペラントが従来使用されているプロペラントに替る事は、かなり困難である。これは、ロケット飛翔体の開発において信頼性が確認され実用化されるまでに多大な費用と期間を必要とし、プロペラントの選択はその計画の初期の段階でなされる必要がある事、またプロペラントの変更は場合によって全開発工程の見直しを必要とする事等の事情と無関係ではあるまい。しかし、ロケット飛翔体の機体構造等の改良のみによって達成される性能向上分は、プロペラントの変更にともなうもの程一般に大きくはない。

金属を燃料とし、その酸化熱で水素を加熱する高比推

力プロペラントは、酸化剤と水素からなるプロペラントより水素が多いただけ密度は若干小さくなるが比推力は相当優れている事から次代のプロペラントとして未だ検討の価値はあろう。

リチウムの特徴は比較的低温（融点 179℃）で液状となるため、加熱して液状燃料として取扱える事が固体プロペラントで用いられているアルミニウム等の金属燃料と異なっている。

この小論では、著者等が実験的に検討を行なった酸素・リチウム・水素プロペラントの燃焼試験結果をまじえて、これら高エネルギープロペラントの特徴を既存プロペラントのそれと比較して、検討を試みた。

2. ロケットプロペラントの性能比較基準

2.1 プロペラントの選択基準

一般にプロペラントの研究開発は、飛翔体の開発計画の開始以前にその大部分が終了されている事を前提とされ、在来の技術で製造・取扱等が可能なプロペラントで

* 昭和55年9月1日受付

** 角田支所

ある事が要求される。しかし、特定ミッションに関連づけられていないプロペラントの研究開発は、極めて困難な状況にあるのが実状である。

候補プロペラントが上記の条件を満たす場合、ミッションによって設定される性能要求レベル、経費レベル、操作性に関する諸項目、安全性に対する諸項目等、それぞれ重みが異なる固有の基準が選択のためのふりとなる。

プロペラントの選択に際して考慮されるべき事項の例として D.K.Huzel 等¹⁾は、液体プロペラントについて以下の事項を示した。(1)高比推力である事、(2)着火が容易な事、(3)燃焼が安定な事、(4)高密度である事、(5)推力室等の十分な冷却能力を有する事、(6)70℃近傍でも蒸気圧が低い事、(7)腐食性がない事、(8)貯蔵性がある事、(9)粘度が低い事(−55℃で10 c.p以下である事が望ましい)、(10)熱的および衝撃に対して安定である事、(11)プロペラントおよびその蒸気・燃焼生成物の毒性が低い事、(12)安価である事、(13)入手し易い事、またこれらの項目中での重要度は個々のミッションで異なる事などである。一般にはこれらの諸項目を考慮して、最適とされたプロペラントが多く候補のうちから選ばれる事になる。

これらの諸項目中で、比推力と密度はロケット飛翔体の打上げ能力を決定する基本的なプロペラント性能指標である事、また酸素・リチウム・水素プロペラントは、酸素・水素プロペラントより更に密度が低い事等を考慮して、密度と比推力の面からプロペラント性能の比較を試みる。

2.2 比推力と密度

プロペラントとしては、高比推力・高密度の物質が望ましいが、これらの優れた特性を兼ね備えた物質は見当たらずどちらを重視すべきかが問題となる。このため、密度と比推力を関係づけたいくつかの指標が用いられてきた。A.I.Masters²⁾等は、FLOX(フッ素・酸素混合物)を酸化剤とした場合の軽炭化水素燃料の性能比較を行なうため次式で定義する相対比推力を用いた。

$$I_{SP: relative} = I_{SP} \left(\frac{\rho}{\rho_{ref}} \right)^n \dots\dots\dots (1)$$

ここで、 n 値は、アポロ・サービスモジュールで 0.05、アポロ・LEM. Descent Stage ミッションで 0.2 を与えた。 n 値が異なれば、(1)式で示す相対比推力値は各種炭化水素燃料によって大きさの順序が変わってくる。表 1 は、液体酸素を酸化剤とした場合のメタンに対する相対比推力を計算した例である。

同表には $n = 1/3$ 、1 の結果も合せて示した。

表 1 より、エチレンは $n = 0.05 \sim 1/3$ までのケースで相対比推力値が第 1 順位を占めるが、メタンがエタン・プロパン・ブタンのいずれよりも相対比推力順位が高いのは、 $n = 0.05$ のケースのみである。(1)式による表示は、特定した参照プロペラントに対する性能比較には有用であるが、一般的ではない。そこで、次元が異なるが、(1)式で $\rho_{ref} = 1.0 \text{ g/cm}^3$ とした場合に相当する次式が使用される事もある。密度比推力を DI とすると、

$$DI = \rho^n I_{SP} \dots\dots\dots (2)$$

S.F.Samer³⁾によると n 値は一般に 0.2 ~ 0.8 をとり、小型ロケットでは n 値が大きくなる傾向がある。

最近、J.W.Frankenfeld 等⁴⁾は高性能・高密度炭化水素燃料に関する報告書で、 ρI_{SP}^3 をメリット指標として炭化水素の順位づけを行なっている。これは、(2)式で $n = 1/3$ に相当する。このため、表 1 では $n = 1/3$ の場合も表示した。

n 値が各ミッションで異なるから、(1)および(2)式でのプロペラント性能の一般的な比較は適当ではない。

しからば、密度を考慮したプロペラント性能の比較を簡単に行なう方法はないかとみると、単純であるが、プロペラント密度を横軸に、縦軸に比推力をとる図を描き、同図上で性能を比較する方法がある。

R.H.Schmuker⁵⁾は、容積一定および重量一定のロケット飛翔体に必要とされる、密度と比推力をこのような図上で示し、最適プロペラントの選択を行なった。

R.Beichel⁶⁾も単段シャトル推進系の燃料の検討に際

表 1 炭化水素燃料の相対比推力

	$(\rho/\rho_{CH_4})^{0.05} \cdot I_{SP,V}$	$(\rho/\rho_{CH_4})^{0.2} \cdot I_{SP,V}$	$(\rho/\rho_{CH_4})^{1/3} \cdot I_{SP,V}$	$(\rho/\rho_{CH_4}) \cdot I_{SP,V}$
CH ₄ /O ₂	384.2	384.2	384.2	384.2
C ₂ H ₄ /O ₂	387.0	391.7	395.9	419.0
C ₂ H ₆ /O ₂	382.4	387.6	392.2	417.1
C ₃ H ₈ /O ₂	380.9	386.8	392.4	422.2
C ₄ H ₁₀ /O ₂	380.1	386.3	392.5	425.4

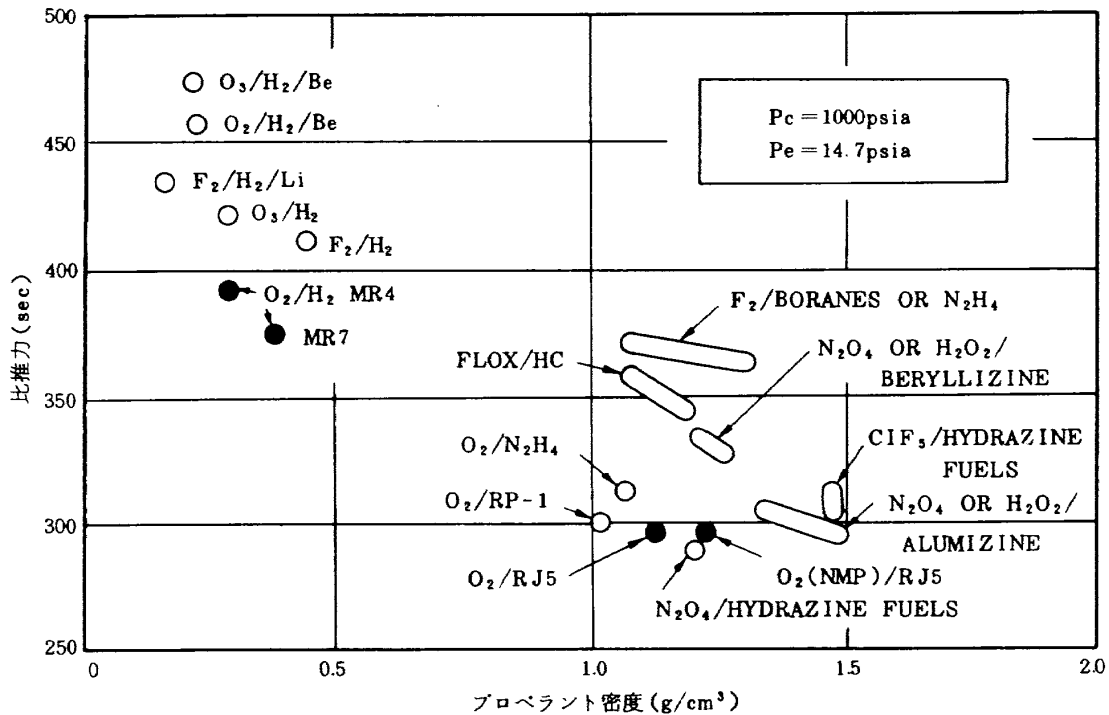


図1 密度によるプロペラントの比較 (参考文献6より)

して、図1を示して高密度炭化水素燃料(RJ-5)と水素燃料のデュアルモード推進の有効性を論じている。

酸素・リチウム・水素プロペラントの性能を各種プロペラントと比較するに際しても、(2)式で示す密度比推力・DIよりも、プロペラント密度を横軸に、真空比推力を縦軸に示す図が有用であろう。(2)式の n 値の意味を R.H. Schmuker⁵⁾ にならって容積一定の場合と重量一定の場合について、ここで簡単に検討してみる。

今、必要とするロケット飛翔体の最終速度 vid (一定) が与えられたとする。これが達成される比推力と密度の関係を調べる。ロケット飛翔体の全重量 M_0 は次式で与えられる。

$$M_0 = M_{PR} + M_v + M_p + M_{REST} \quad \dots\dots\dots (3)$$

但し、 M_0 ……ロケット全重量

M_{PR} ……プロペラント重量

M_v ……(4)式で示すタンク等重量

M_p ……ペイロード重量

M_{REST} …… $M_0 - (M_{PR} + M_v + M_p)$

M_v は、プロペラント密度 ρ_{PR} と次のような経験的な関係が成立するとする。

$$M_v = k \cdot M_{PR} (\rho_{PR} / \rho_{PR0})^{-1} \quad \dots\dots\dots (4)$$

但し、 $\rho_{PR0} = 1000 \text{ kg/m}^3$

既開発のロケット飛翔体を参考にとすると、 $k = 0.025$ と見做せる。一方、ロケット飛翔体の速度 vid は次式で

示せる。

$$\begin{aligned} vid &= ISP \cdot g \cdot \ln \{ M_0 / (M_0 - M_{PR}) \} \\ &= ISP \cdot g \cdot \ln E \quad \dots\dots\dots (5) \end{aligned}$$

5)式に(3)、(4)式を代入して整理すると

$$\begin{aligned} \frac{vid}{ISP \cdot g} &= \ln E \\ &= \ln \frac{M_{PR} \left(1 + \frac{k}{\rho_{PR}} \right) + M_p + M_{REST}}{M_{PR} \cdot \frac{k}{\rho_{PR}} + M_p + M_{REST}} \quad (6) \end{aligned}$$

今、プロペラント容積を V_{PR} とすると、(6)式より V_{PR} は次式で示せる。

$$V_{PR} = \frac{M_{PR}}{\rho_{PR}} = \frac{M_{REST} + M_p}{\rho_{PR}} \cdot \frac{E - 1}{1 + (1 - E) \cdot \frac{k}{\rho_{PR}}} \quad \dots\dots\dots (7)$$

同様に、 M_{PR} は次式で示せる。

$$M_{PR} = (M_{REST} + M_p) \cdot \frac{E - 1}{1 + (1 - E) \cdot \frac{k}{\rho_{PR}}} \quad (8)$$

さて、 vid は一定であるから、(5)式を ρ_{PR} で微分して整理すると次式が得られる。

$$\frac{dE}{d\rho_{PR}} = - \frac{dISP}{d\rho_{PR}} \cdot \frac{E \ln E}{ISP} \quad \dots\dots\dots (9)$$

容積が一定の場合, (7)式より次式が得られる。

$$\left. \frac{dE}{d\rho_{PR}} \right|_{V_{PR}=一定} = 1 / \left\{ k + \frac{(M_{REST} + M_p)}{V_{PR}} \right\} \\ = \frac{E-1}{\rho_{PR}} \quad \dots\dots\dots (10)$$

(9)式と比較する事により, 容積一定の場合に比推力と密度の間に次の関係が成立する事が分かる。

$$\left. \frac{dISP}{d\rho_{PR}} \right|_{V_{PR}=一定} = - \frac{ISP}{\rho_{PR}} \cdot \frac{E-1}{E \ln E} \quad \dots\dots\dots (11)$$

次いで, 重量が一定の場合について考える。(8)式より, 次式が得られる。

$$\left. \frac{dE}{d\rho_{PR}} \right|_{M_{PR}=一定} = \frac{(E-1) \cdot \frac{k}{\rho_{PR}}}{\frac{M_{REST} + M_p}{M_{PR}} + \frac{k}{\rho_{PR}}} \quad \dots\dots\dots (12)$$

(9)式と比較する事により, 重量一定の場合に比推力と密度の間に次の関係が成立する事が分かる。

$$\left. \frac{dISP}{d\rho_{PR}} \right|_{M_{PR}=一定} = - \frac{ISP}{\rho_{PR}} \cdot \frac{k}{\rho_{PR}} \cdot \frac{(E-1)^2}{E \ln E} \quad (13)$$

一方, vid が一定になる n 値を求めているから, (2)式で $DI = 一定$ の場合

$$\frac{dISP}{d\rho_{PR}} = - \frac{n \cdot ISP}{\rho_{PR}} \quad \dots\dots\dots (14)$$

(11), (13), (14)を比較する事によって, 容積一定の場合, および重量一定の場合の n 値は, それぞれ次のように示せる。

容積一定の場合

$$n = \frac{E-1}{E \ln E} \quad \dots\dots\dots (15)$$

重量一定の場合

$$n = \frac{k}{\rho_{PR}} \cdot \frac{(E-1)^2}{E \ln E} \quad \dots\dots\dots (16)$$

すなわち, n は E 値によって異なってくる。

今, 飛翔体の最終速度 vid が与えられた時の比推力を密度の関数として示してみよう。ここでは, 例として次章の各種プロペラントの性能比較図において示した容積一定, 重量一定の場合の曲線を求める。

宇宙空間用輸送機を想定し, $vid = 9260 \text{ m/sec}$ とする。

容積一定の場合はプロペラント容積 $V_{PR} = 500 \text{ m}^3$, 重量一定の場合はプロペラント重量 $M_{PR} = 500,000 \text{ kg}$ と

し, (3)式の $M_{REST}/M_{PR} \approx 0.047$ を仮定した。容積一定の場合はペイロード $M_p = 0$, および $M_p = 28,500 \text{ kg}$ の2ケースを, 重量一定の場合には, $M_p/M_0 = 0$, および $M_p/M_0 = 0.05$ の2ケースについて示した。 $M_p = 0$ は限界性能を示す。

(6)および(7)式より

$$\ln E = \ln \left\{ \frac{1 + \left(\frac{k}{\rho_{PR}} + \frac{M_p}{\rho_{PR} \cdot V_{PR}} + \frac{M_{REST}}{M_{PR}} \right)}{\frac{k}{\rho_{PR}} + \frac{M_p}{\rho_{PR} \cdot V_{PR}} + \frac{M_{REST}}{M_{PR}}} \right\} \\ = \ln \left(\frac{1+A}{A} \right) \quad \dots\dots\dots (17)$$

容積制限の場合は(17)式で直ちに A は次のようになる事が分かる。

$$M_p = 0 \text{ kg の場合} \quad \dots\dots\dots A = 0.047 + 25/\rho_{PR}$$

$$M_p = 28,500 \text{ kg の場合} \quad \dots\dots\dots A = 0.047 + 82/\rho_{PR}$$

質量制限の場合, M_p/M_0 を与えるため, (3)式を変形する。 $M_0 = (M_{PR} + M_v + M_{REST}) / (1 - M_p/M_0)$

(6)式は, 次式のようにかける。

$$\ln E = \ln \frac{1 + \frac{k}{\rho_{PR}} + \frac{M_{REST}}{M_{PR}}}{\frac{k}{\rho_{PR}} + \frac{M_{REST}}{M_{PR}} + \frac{M_p}{M_0}} = \ln \left(\frac{1+B}{B + \frac{M_p}{M_0}} \right) \quad \dots\dots\dots (18)$$

(18)式で, $B = 0.047 + 25/\rho_{PR}$ である。

これらの関係を(5)式に代入する事により, 比推力は密度と次のように関係づけられる。

容積一定の場合 (添字 V_L で示す)

$$M_p = 0 \quad \dots\dots ISP, V_L = \frac{9260}{9.8 \ln \left(\frac{1.047 \cdot \rho_{PR} + 25}{0.047 \cdot \rho_{PR} + 25} \right)}$$

$$M_p = 28500 \quad \dots\dots ISP, V_L = \frac{9260}{9.8 \ln \left(\frac{1.047 \cdot \rho_{PR} + 82}{0.047 \cdot \rho_{PR} + 82} \right)}$$

重量一定の場合 (添字 M_L で示す)

$$M_p/M_0 = 0 \quad \dots\dots$$

$$ISP, M_L = \frac{9260}{9.8 \ln \left(\frac{1.047 \cdot \rho_{PR} + 25}{0.047 \cdot \rho_{PR} + 25} \right)}$$

$$M_p/M_0 = 0.05 \quad \dots\dots$$

$$ISP, M_L = \frac{9260}{9.8 \ln \left(\frac{1.097 \cdot \rho_{PR} + 25}{0.097 \cdot \rho_{PR} + 25} \right)}$$

3. 各種プロペラントの性能比較

各種プロペラントの密度対比推力の図は、先に述べたようにいくつかの文献^{5),6)}中にもみられるが、混合比、ノズル開口比、燃焼圧等の影響を示したものはない。

ここでは、燃焼圧を 50atm および 300atm の 2 水準、ノズル開口比については、 $AE/AT = 50, 100, 200$ の 3 準を選び我々が興味を持っている各種プロペラントについて、混合比による密度変化の影響を加えて密度対真空比推力の図等を主に示そうとするものである。

比推力の計算にあたっては、著者等の先の報告と同一の方法によった。^{7),8)}これらの図から、リチウムを燃料として、水素を加熱する高性能プロペラントと、他のプロペラントの性能の差が明確になる。

ノズル開口比と混合比が真空比推力に及ぼす効果を表わす典型的な例を図 2 に示す。

酸素・水素プロペラントでは、混合比が量論比に近づくこと、ノズル開口比を大にする事による比推力の増分は大きくなる。このように、各プロペラントでも混合比によって、真空比推力に対するノズル開口比の効果が異なってくる事、又図は示していないが燃焼圧の効果についても圧力水準によっては同様な効果が生ずる事が指摘できる。

以下のプロペラント密度による真空比推力等の比較図

では、リチウムを液状として取扱ったため、固体リチウムを燃料とした場合に比して、1～3%高い比推力を示している。尚、用いたプロペラント密度・エンタルピは主に参考文献(8)による。

図 3～図 9 は各種プロペラントの性能比較図である。

プロペラント選定に際しての参考図として使用できるように、プロペラント密度対真空比推力(以下単に比推力と称する)図では、燃焼圧とノズル開口比を固定しているため、これらの効果は図を相互に比較するので分かりづらいが以下要約して説明する。尚、これらの図では、酸素・ベリリウム・水素プロペラント(図 1 で高比推力を示す)等いくつかは除外した。

酸素・リチウム・水素プロペラントは、フッ素・リチウム・水素プロペラントに次いで高い比推力を示す。

リチウムを含むこれらプロペラントは、リチウムの密度が水素密度よりも大きいにもかかわらず、リチウムが含まれていない場合よりもプロペラント密度が小さい領域でその比推力が大きい。これは、比推力が高い箇所での水素の割合が大きく、燃焼反応に直接関与していない水素の割合が多いためである。

酸素・リチウム・水素プロペラントは、酸素・水素プロペラントに比較すると、その比推力の高さにもかかわらず前節の質量制限、容積制限のいずれの場合に対しても優位性は主張できない。機体構造重量比等が更に高比

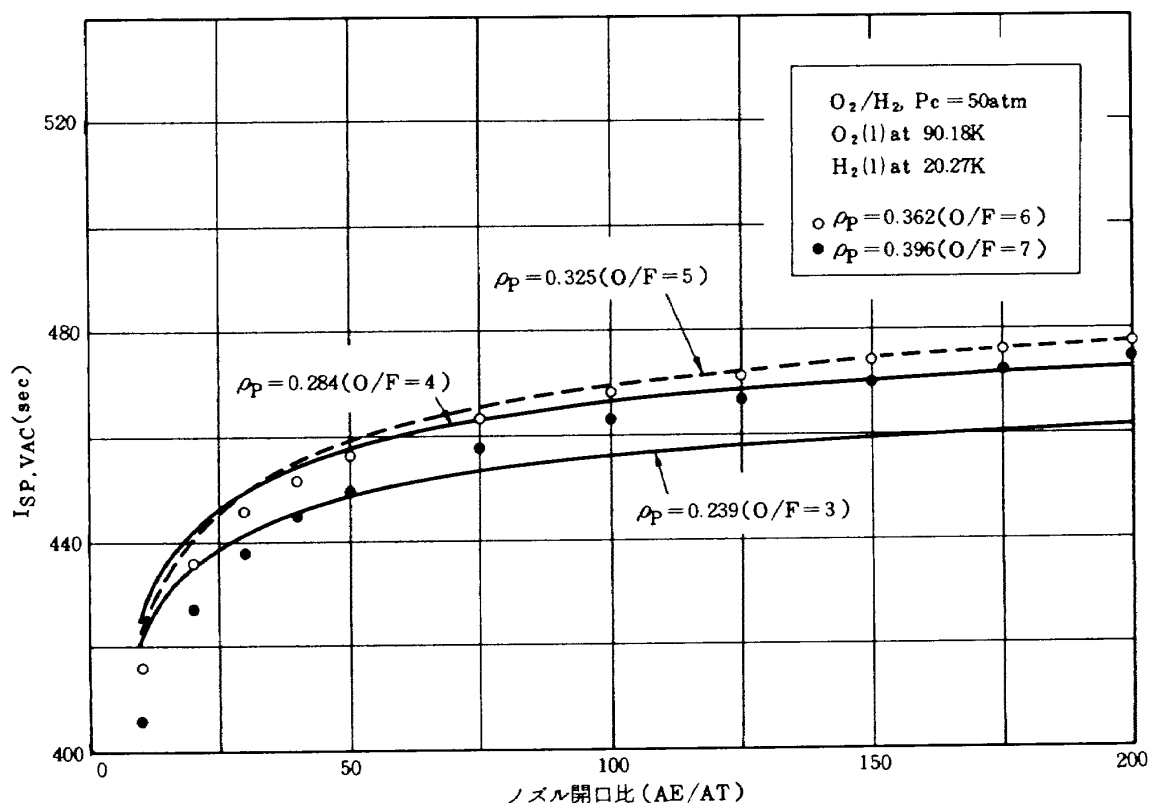
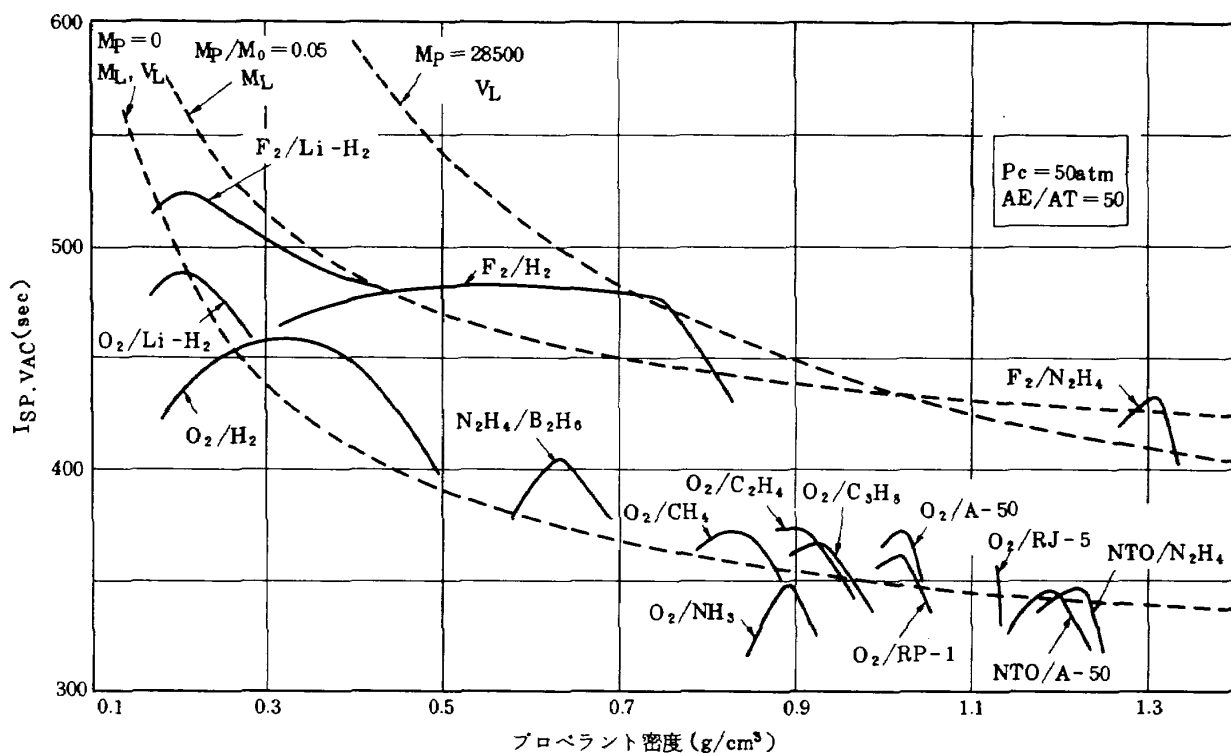
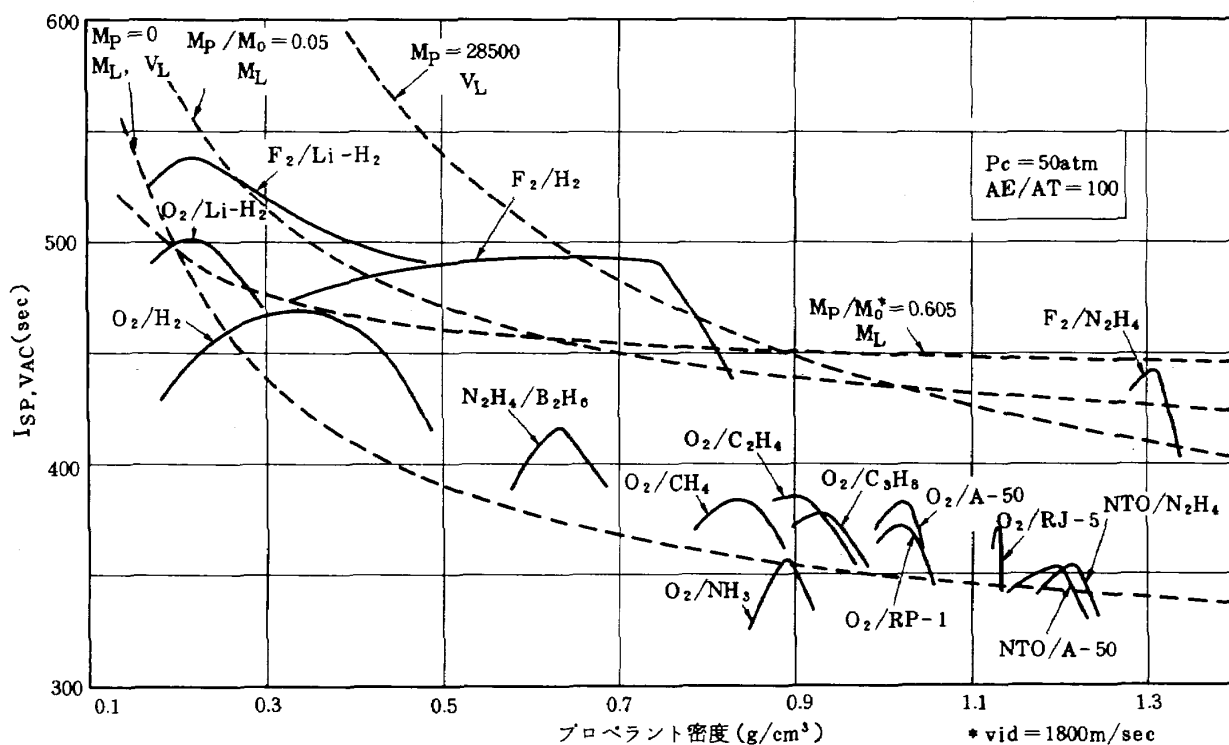
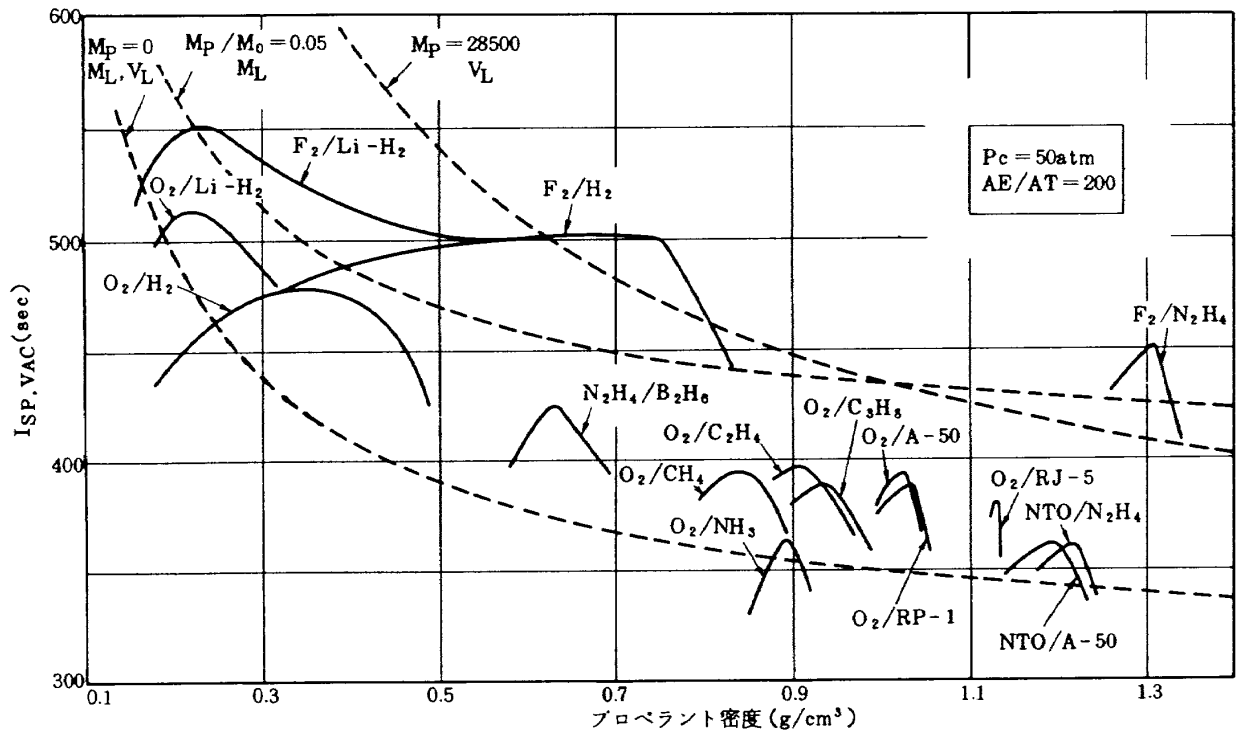
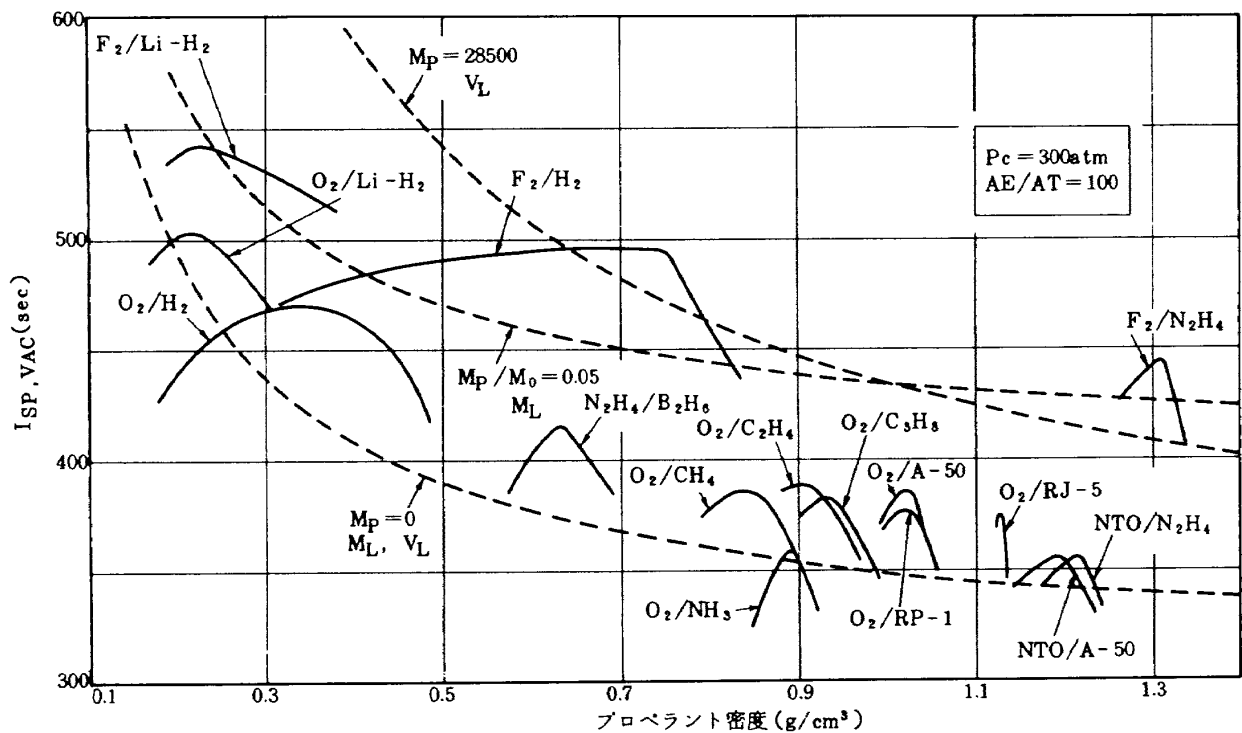


図 2 ノズル開口比によるプロペラント性能の変化例

図3 プロペラント密度と真空比推力 ($P_c = 50\text{atm}$, $AE/AT = 50$)図4 プロペラント密度と真空比推力 ($P_c = 50\text{atm}$, $AE/AT = 100$)

図5 プロペラント密度と真空比推力 ($P_c = 50 \text{ atm}$, $AE/AT = 200$)図6 プロペラント密度と真空比推力 ($P_c = 300 \text{ atm}$, $AE/AT = 100$)

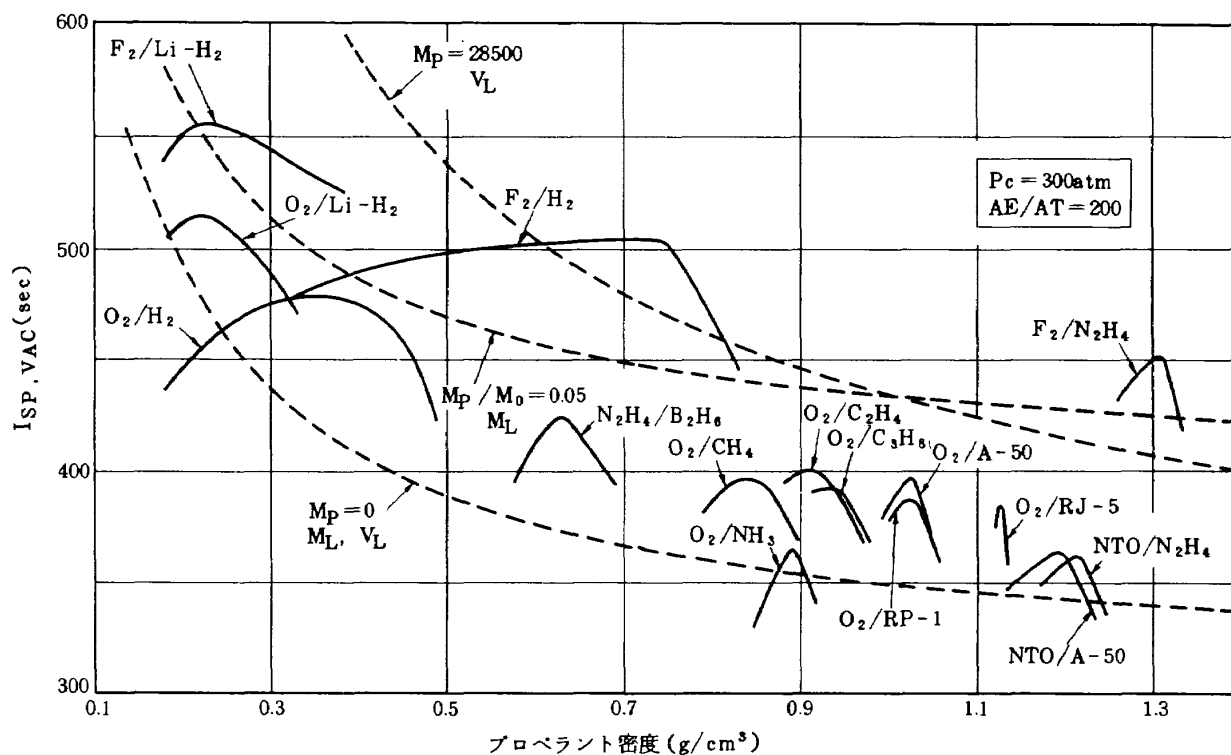


図7 プロペラント密度と真空比推力 ($P_c = 300\text{atm}$, $A_E/A_T = 200$)

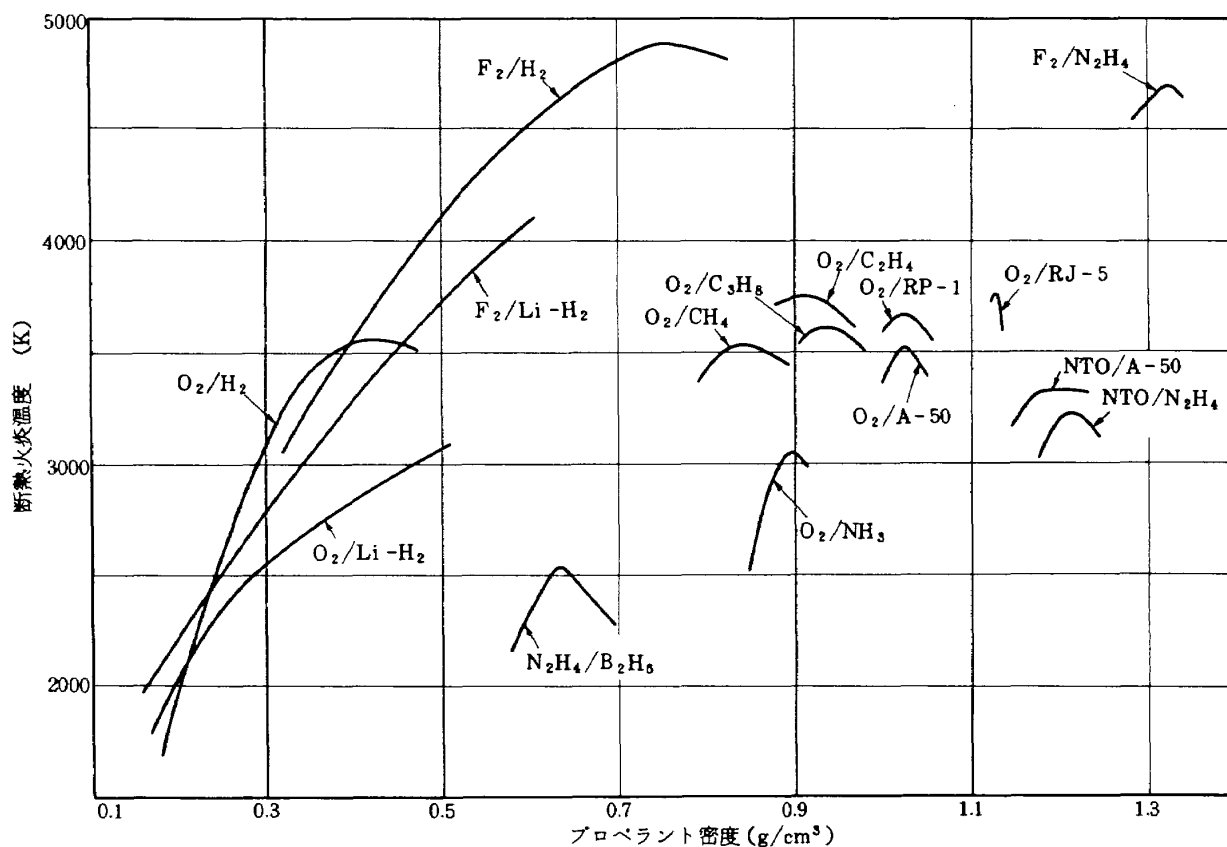
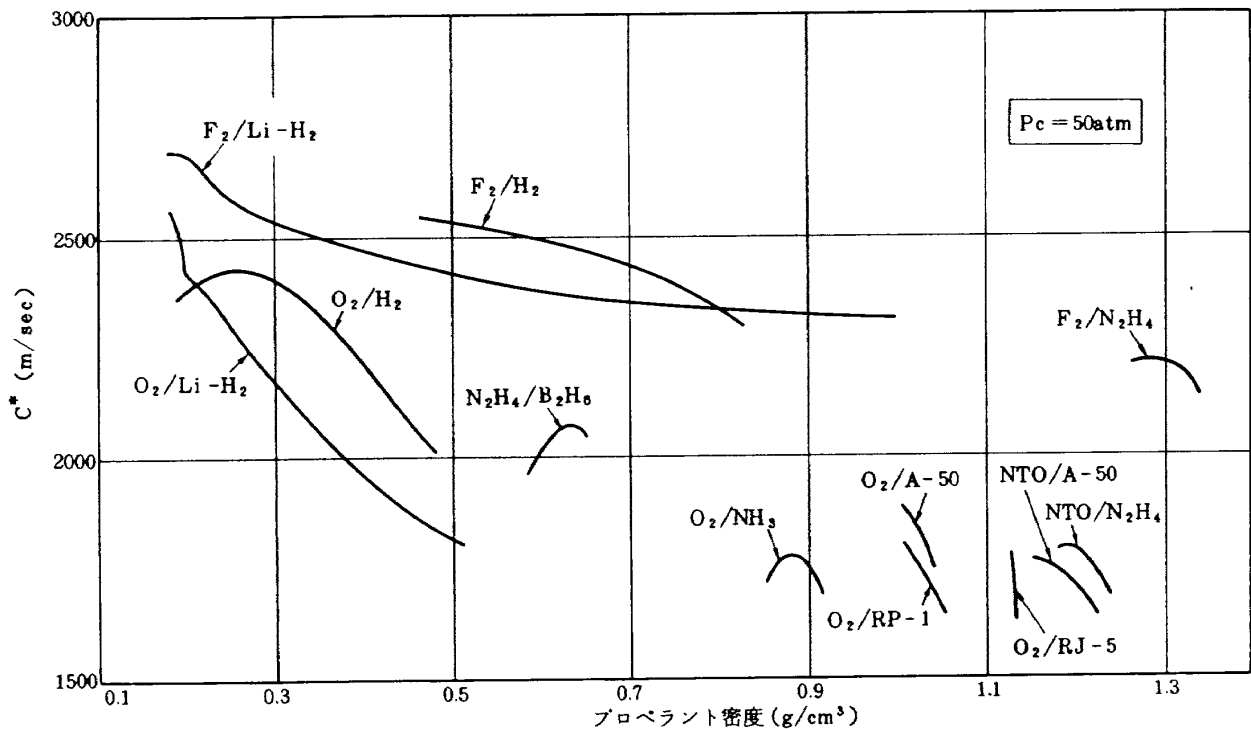


図8 プロペラント密度と断熱火炎温度 ($P_c = 50\text{atm}$)

図9 プロペラント密度と特性排気速度 ($P_c = 50 \text{ atm}$)

推力・軽密度プロペラントが有効になるよう改善される可能性が追求されなければならない。

しかし、キックステージのようなミッションを仮定すると、例えば $v_{id} = 1800 \text{ m/sec}$, $M_{PR} = 5000 \text{ kg}$, $M_{REST}/M_{PR} = 0.15$, $M_p/M_0 = 0.605$ で質量一定の場合には、18式のB値は $B = 25 + 0.15/\rho_{PR}$ であるから、比推力と密度の関係は次式となる。

$$I_{SP,ML} = \frac{1800}{9.81 \ln \left(\frac{1.15 \cdot \rho_{PR} + 25}{0.755 \cdot \rho_{PR} + 25} \right)}$$

この関係を図4の燃焼圧 $P_c = 50 \text{ atm}$ 、ノズル開口比100の図中に示したが、この場合、使用可能なプロペラントは酸素・リチウム・水素、フッ素・水素、フッ素・リチウム・水素であり、毒性の点からフッ素をきらうと酸素・リチウム・水素のみとなる。ここでは、 M_{REST}/M_{PR} 等を全てのプロペラントで一定としているため、もっと詳細な検討が必要であるがこのようなミッションに適用できる可能性はある。

3.1 断熱火炎温度とプロペラント密度

図8は、燃焼圧 50 atm の場合の断熱火炎温度を示したものであるが、リチウムを含む、酸素・リチウム・水素およびフッ素・リチウム・水素プロペラントは比推力の高い密度領域で特に断熱火炎温度が低い事が分かる。

断熱火炎温度でプロペラントを分類すると、ヒドラジ

ン・ジボランも断熱火炎温度が低い。これに対して、フッ素・水素、フッ素・ヒドラジンは断熱火炎温度が高い。フッ素・水素は比推力がほぼ一定であっても、断熱火炎温度が低い密度領域もあるが、容積一定の場合にペイロード 28500 kg が可能な領域では、フッ素・ヒドラジンと匹敵する断熱火炎温度を示している。酸素・炭化水素系燃料の断熱火炎温度は、おおむね $3400 \sim 3800 \text{ K}$ の間に分布している。又ヒドラジン系燃料はこれより若干低い断熱火炎温度を示す。

リチウムを含む高性能プロペラントの断熱火炎温度が低い事は、有用な特性であろう。

3.2 真空比推力とプロペラント密度

ノズル開口比の効果

図3～図5は、燃焼圧 50 atm 、ノズル開口比 $AE/AT = 50, 100, 200$ の場合の真空比推力を示したものである。真空比推力は、図3より図4が約10秒、図4より図5がやはり約10秒高い値を示している。

2.2節で述べた容積一定でペイロード 28500 kg の場合、全てのノズル開口比でロケット飛翔体の所要速度を満たせるプロペラントは、フッ素・ヒドラジンである。フッ素・水素プロペラントは、ノズル開口比100, 200の場合には充分満足するが、ノズル開口比50の場合には、余裕がない。ペイロードが零の場合には、ノズル開口比が200の場合、全てのプロペラントが使用可能であ

るが、ノズル開口比が 100 の場合、酸素・アンモニアが余裕がない。ノズル開口比が 50 になると、酸素・アンモニアは使用できず、 $\text{NTO}/\text{A}-50$ 、 $\text{NTO}/\text{N}_2\text{H}_4$ も余裕が少ない。

重量が一定の場合には、 $M_p/M_0 = 0.05$ の線で見るとノズル開口比 200 の場合には、フッ素・リチウム・水素、フッ素・水素、フッ素・ヒドラジンが使用可能である。ノズル開口比が 100 になると、フッ素・リチウム・水素の余裕は少なくなる。開口比 50 では、フッ素・リチウム・水素は使用できず、フッ素・ヒドラジンも余裕が少なくなる。フッ素・水素は充分使用可能である。

ノズル開口比が 100 から 200 になる間に、酸素・エアロジン 50、酸素・RP-1 の密度対比推力の関係が若干異なっている事、酸素・エチレンの密度対比推力の関係がノズル開口比 50 と 100 の間で若干傾向が異なる事等が指摘できよう。

燃焼圧水準が高い場合をみよう。図 6～図 7 は、燃焼圧が 300 atm、ノズル開口比が 100、200 の場合の真空比推力を示している。リチウムを含むプロペラントでは比推力の差が若干大きい、全般的には図 6 より図 7 が約 10 秒高い値を示している。燃焼圧 50 atm の場合と異なる事は、酸素・エアロジン 50、酸素・RP-1 の密度・比推力の関係がノズル開口比 100 と 200 の間でも類似している点で、その他の傾向はほぼ同様である。

燃焼圧の効果

図 4 と図 6 を比較すると、ノズル開口比 $AE/AT=100$ 、燃焼圧を 50 atm から 300 atm に上げた場合のプロペラント密度に対する比推力の効果が分かる。図 6 は図 4 より、各プロペラントで密度が大きくなると最大 5 秒程度、比推力値は高くなるが、密度が小さい場合、ほぼ同一の比推力を示す。

ノズル開口比が、200 の場合の比較は図 5、図 7 によって行なえる。この場合についても、ノズル開口比 100 の場合と傾向は一致する。燃焼圧の増加による比推力の増加は各プロペラント、およびその酸化剤・燃料混合比によって若干異なるが、理論比推力を比較する限りその差は小さい。実際には、ノズル開口比を固定して燃焼圧を高くする事はない。

3.3 特性排気速度とプロペラント密度

図 9 は、燃焼圧 50 atm の場合の特性排気速度である。図 3～図 7 で高比推力を示したリチウムを含むプロペラントは、特性排気速度が 2500 m/sec 近傍で高い事が特徴であろう。図 3～図 7 には示さなかったが、図 9 の特性排気速度が低下している領域では比推力も低下する。

全般にプロペラント密度が低い領域、すなわち水素含

量が多い領域の特性排気速度が高くなる傾向が現われている。プロペラント密度が大きいにもかかわらず、フッ素・ヒドラジンが特性排気速度が高いのは、図 8 に示したように断熱火炎温度が高いためである。

4. 酸素・リチウム・水素プロペラントの性能

リチウムの酸化熱を利用して水素を加熱するプロペラントでは、酸化剤としてフッ素が優れている事は、3 章で示した諸図からも明らかである。又、フッ素・リチウム・水素プロペラントについては、H.A.Arbit 等^{(9),(10),(11)}による高空燃焼試験結果等を含めた報告がある。プロペラント性能については、参考文献(9)で理論性能計算結果がまとめられている。

酸素を酸化剤とした場合でも、理論的には酸素・水素プロペラントよりも比推力が高い事は、3 章の諸図で同様に明らかに示されている。

ここでは、先ずこのプロペラントの特性を理論性能計算結果を基に簡単に述べる。

燃焼生成物に凝縮物を含むプロペラントの標準的な性能計算結果⁷⁾についての問題点を略述する。そのひとつは、比推力の計算等で二相流の存在に伴う推力損失が見積られていない事である。これらの損失量については、固体ロケットモータについて理論的・実験的に種々見積られた例はあるが、燃焼生成物中に占める凝縮物の量は、たかだか 40 重量%程度までである。¹²⁾

しかし、酸素・リチウム・水素プロペラントでは、ノズル出口で 60～70 重量%の凝縮物が存在する場合に比推力が高い。このように、凝縮物が燃焼生成物中で大きい割合を占める二相流の比推力損失量については明らかではない。これら損失量については、凝縮物の大きさ等が関係する事が明らかになっており、一般的な補正は行なえないため、ここでは、図 10 に損失量の例を示すにとどめる。

又、同一化学種の固液二相がノズルスロートで共存する場合がでてくる。この場合、ノズルスロートをはさんで音速の不連続等が生ずる場合がある。

S.Gordon¹³⁾は、 $\text{CH}_2-\text{Al}-\text{NH}_4\text{ClO}_4$ からなるプロペラントについての例を示しているが、この場合、 Al_2O_3 (液体)、 Al_2O_3 (固体)の共存域一つだけであるが、酸素・リチウム・水素プロペラントでは、理論的には 4 つの領域で発生する可能性がある。

表 2 にリチウムおよびリチウム化合物の物性をまとめた。このようなノズルスロートをはさんで音速が不連続になるプロペラント組成の前後では、特性排気速度等の

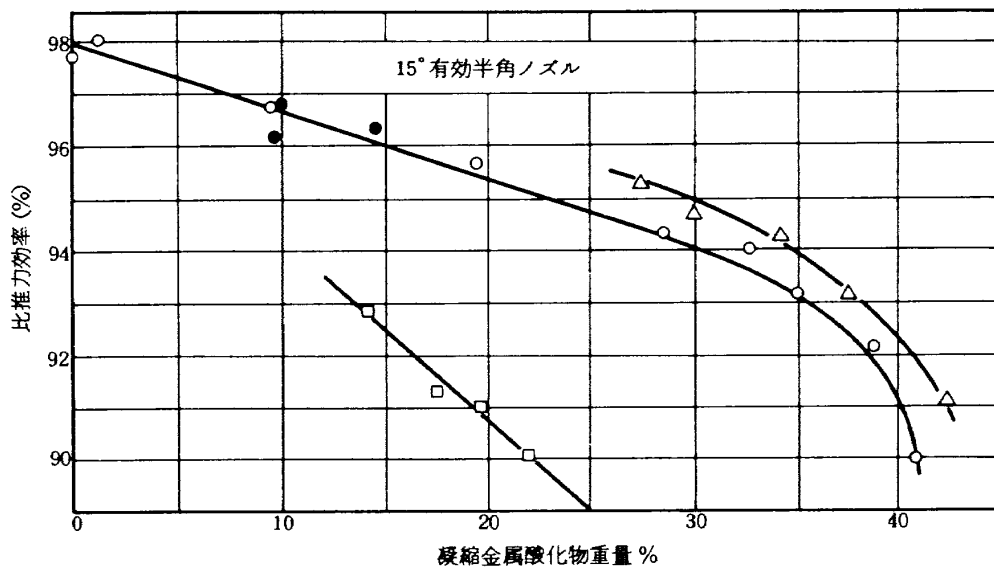


図10 金属酸化物含量と比推力損失（参考文献12より）

表2 リチウムおよびリチウム化合物の物性

分子式	分子量	比重	融点 (K)	沸点 (K)	界面張力 (dyn/cm ²)	粘度 (poise)
Li	6.940	0.534	453.7	1620.	395.*	0.00599
Li ₂ O	29.88	2.013	1843.	2836.	—	—
Li ₂ O ₂	45.88	—	468.**	—	—	—
LiOH	23.95	1.4	744.3	—	—	—
LiH	7.947	0.82	961.8	—	—	—

*融点, **分解温度

変化傾向が異なってくる事がある。以下、プロペラント特性値について項目別に検討してみよう。

4.1 真空比推力

図11に、燃焼圧50 atm、ノズル開口比AE/AT=100での真空比推力値の水素添加量および酸素・リチウム重量比による変化傾向を示した。酸素・リチウム重量比の効果を見ると、比推力値が高いのは $O_2/Li \approx 1.153$ の場合である。これは、燃焼生成物として Li_2O が生成する組成に対応する。酸素・リチウム・水素の三成分系ではこれ以外に、 $LiOH$ 、 Li_2O_2 等が生成する組成に対応した O_2/Li 値が検討の対象となろう。これらはそれぞれ $(O_2 + H_2)/Li \approx 2.451$ 、 $O_2/Li \approx 2.305$ 等に相当する。よってこれらを含めた $O_2/Li = 0.6 \sim 3.0$ の領域について計算した結果、 O_2/Li 比の効果を示す代表例として、 $O_2/Li = 1.000$ 、 $O_2/Li \approx 1.153$ 、 $O_2/Li = 3.000$ について表示したものである。

水素重量を WH_2 、酸素重量を WO_2 、リチウム重量を WLi とすると、 $WH_2/(WO_2 + WLi) \times 100$ （以下これを水素添加指数と称する）が30～40の場合比推力値が高い。

これらの領域では、燃焼室内での水素のモル分率が0.8～0.85を占めていることが後で示す図20の断熱火炎平衡組成図からも明らかである。

リチウムの大部分は Li_2O （液体）で、ノズル開口比が5以上になるとノズル排気中で Li_2O （固体）となる。

比推力に関係する断熱火炎温度、比熱比、平均分子量等については別途述べる事とする。

図12は、図11で最高比推力を示した $O_2/Li = 1.153$ の場合に、燃焼圧の効果を示したものである。大きな差はないが、水素の添加割合が低い領域で燃焼圧による比推力の差が大きくなる。比推力値が高い水素添加指数が35～40の領域では、比推力に対する燃焼圧の効果は非常に小さい。

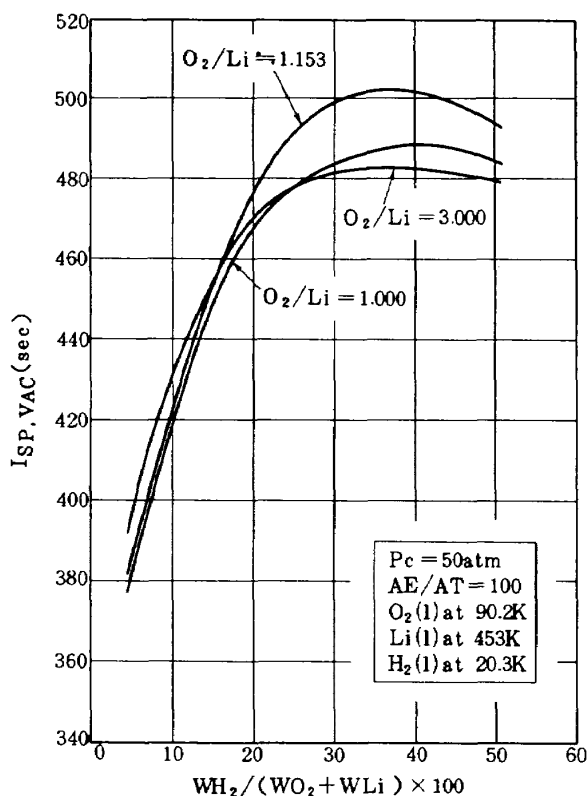


図 11 $O_2/Li-H_2$ プロペラント真空比推力
($P_c = 50\text{atm}$, $AE/AT = 100$)

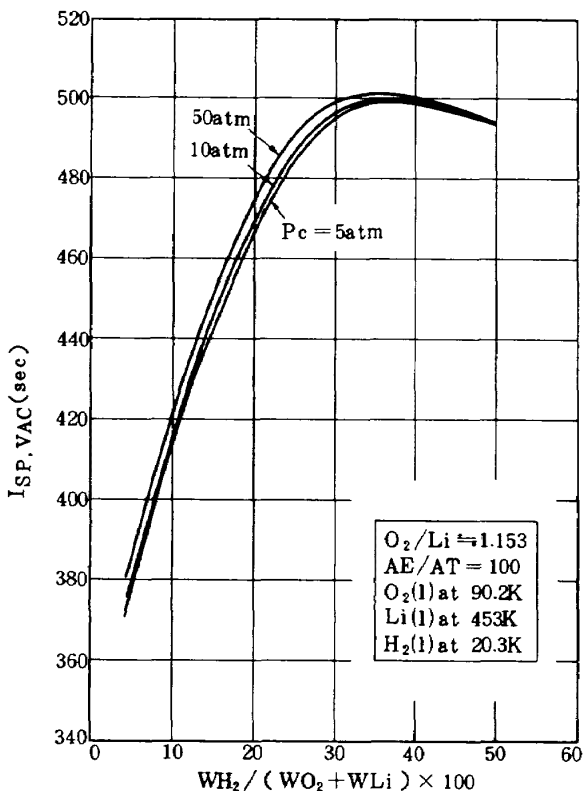


図 12 真空比推力 ($O_2/Li \approx 1.153$,
 $AE/AT = 100$)

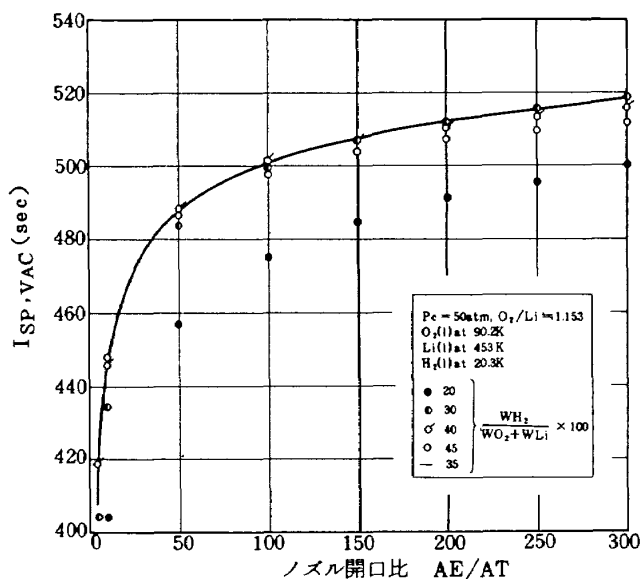


図 13 $O_2/Li-H_2$ プロペラント真空比推力

図 13 は、ノズル開口比の効果を示したものである。

ノズル開口比が小さい場合は水素添加指数が 40 の場合、35 よりも若干比推力値が高い。しかし、ノズル開口比が大きくなると、水素添加指数が 40 のものは、かえって比推力値が低くなる傾向がある。ノズル開口比 10 ～ 50 までの比推力の増加は非常に大きく、水素添加量が小さい場合には若干この傾向は減少している。

4.2 真空推力係数

図 14 に燃焼圧 50 atm、ノズル開口比 100 での真空推力係数値の水素添加量および酸素・リチウム重量比による変化傾向を示した。 $O_2/Li = 1.000$ 、水素添加指数 35 と $O_2/Li = 3.000$ 、水素添加指数 40 では、ノズルスロートで音速が不連続になる。ここで示した真空推力数値は次式から算出したものである。

$$C_{F,V} = \frac{I_{SP,V} \cdot g}{C^*} \quad \dots\dots\dots (9)$$

図 11 に示したように比推力の高い $O_2/Li \approx 1.153$ 、水素添加指数 30 ～ 40 の $C_{F,V}$ 値は 2.08 ～ 2.03 までほぼ直線的に変化している。

図 15 は、燃焼圧を補助パラメータとした比推力が最大な $O_2/Li \approx 1.153$ の推力係数値である。水素添加指数が 35 以下の領域では、通常のプロペラントの場合と同様、燃焼圧が低い方が $C_{F,V}$ 値は高い。水素添加指数が 35 以上の場合、燃焼室およびノズルスロートで、同一化学種の液相・固相の共存点が見られる温度領域に入るため、種々の特異な傾向が生じている。これらの領域の断熱火炎組成については、図 22 ～ 図 26 に示した。

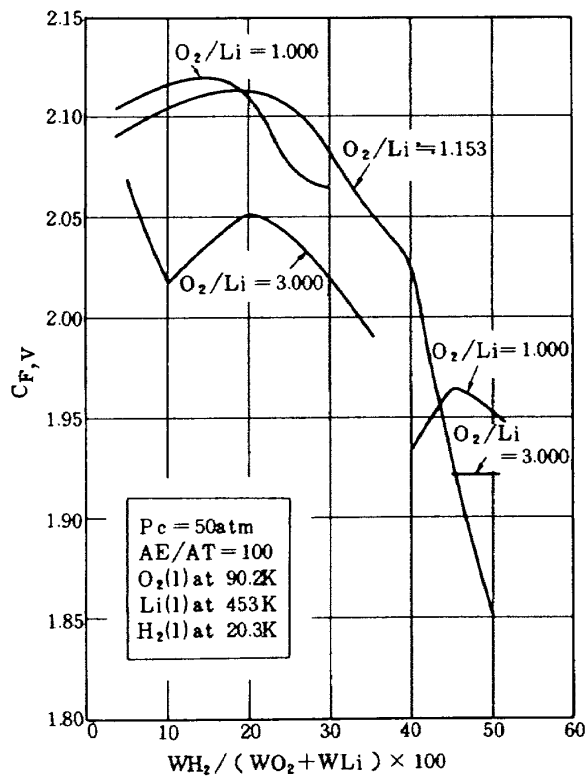


図 14 真空推力係数 ($P_c = 50\text{atm}$, $AE/AT = 100$)

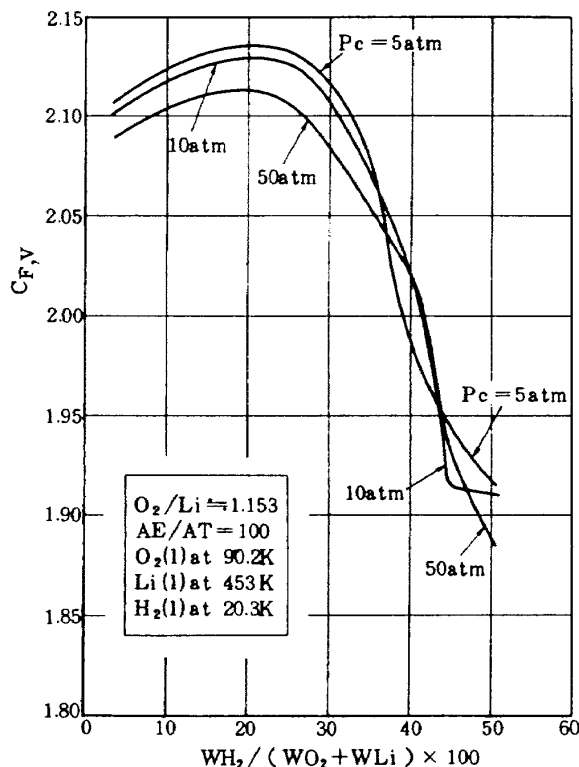


図 15 真空推力係数 ($O_2/Li \approx 1.153$, $AE/AT = 100$)

$O_2/Li = 3.000$ で水素添加指数が 5 の場合の $C_{F,v}$ 値が大きい。これは、特性排気速度が急激に減少したためである。

4.3 特性排気速度

図 16 に燃焼圧 50 atm での特性排気速度の水素添加量および酸素・リチウム重量比による変化傾向を示した。

$O_2/Li = 1.000$ で、水素添加指数 35, $O_2/Li \approx 1.153$ で、水素添加指数 42, および $O_2/Li = 3.000$ で、水素添加指数 40 の各点では、ノズルスロートで Li_2O (液) と Li_2O (固) が共存する条件が成立するため、特性排気速度を計算しなかった。比推力が最高値を示す $O_2/Li \approx 1.153$ については、この組成近傍を燃焼圧 50 atm の場合図 16 に示すように試算しているが、上記の点を境に特性排気速度の変化傾向は異なってくる。しかし、比推力が最大になる水素添加指数 35 ~ 40 の領域は、組成に対して滑らかな傾向で変化している事が分かる。

図 17 は、燃焼圧の効果を比推力が最大の $O_2/Li \approx 1.153$ について示したものである。燃焼圧 50 atm の場合、水素添加指数 42 の箇所に特異な点があったが、燃焼圧が 10 atm の場合、水素添加指数 40 でこれが現われる。

又、燃焼圧 5 atm の場合には、この点は水素添加指数が 35 ~ 40 の間に現われる。これらの影響から、水素添加指数 40 以上の領域で燃焼圧の低い方が特性排気速度が大きいという理論性能計算結果が得られる。

4.4 断熱火炎温度

図 18 に燃焼圧 50 atm での燃焼火炎温度の水素添加量および酸素・リチウム重量比による変化傾向を示した。

水素添加量が少ない場合は、酸素・リチウム重量比が大きい程、断熱火炎温度は高い。比推力が高い $O_2/Li \approx 1.153$ 、水素添加指数が 30 ~ 40 の領域では、断熱火炎温度も高い。 $O_2/Li = 1.000$ で水素添加指数 40 と 45 の断熱火炎温度がほぼ一定であるのは、図 22 の平衡組成図からも明らかなように、この間で、 Li_2O (液) と Li_2O (固) が共存する状況が生ずるためである。

図 19 に、燃焼圧の効果を比推力が最大の $O_2/Li \approx 1.153$ について示す。水素添加指数が小さくなるに従って火炎温度の差が大きくなり、5 の場合、500 K 以上の差が生ずる。

4.5 平均分子量と比熱比

図 20 に、比推力が最大となる $O_2/Li \approx 1.153$ での、燃焼生成物の平均分子量に及ぼす水素添加指数および燃

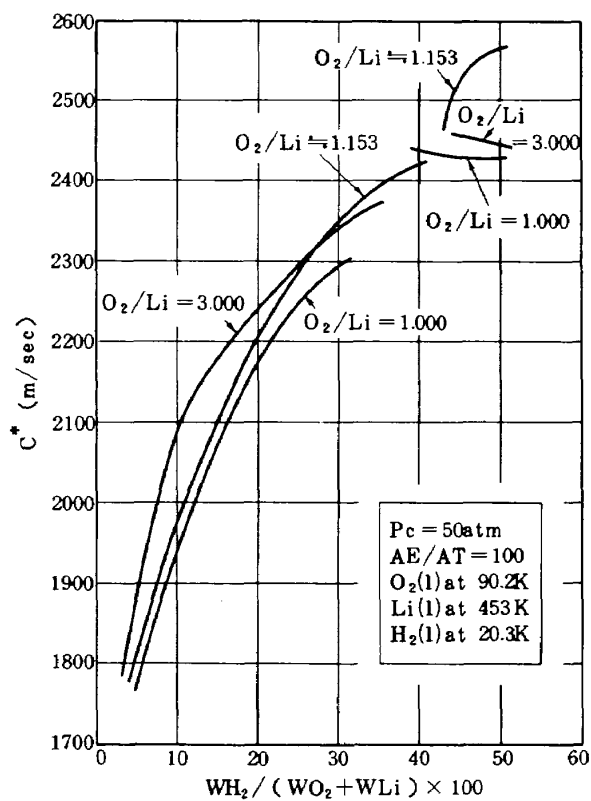


図 16 特性排気速度 ($P_c = 50\text{atm}$, $AE/AT = 100$)

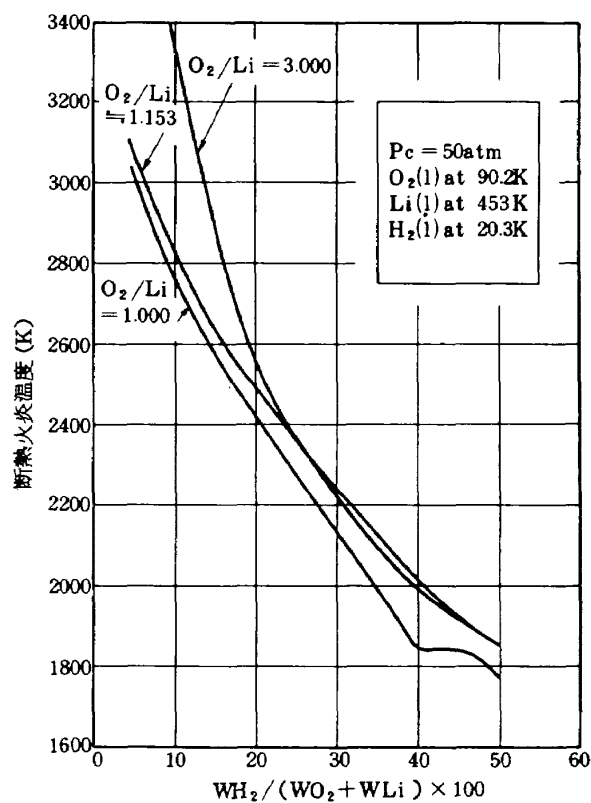


図 18 断熱火炎温度 ($P_c = 50\text{atm}$)

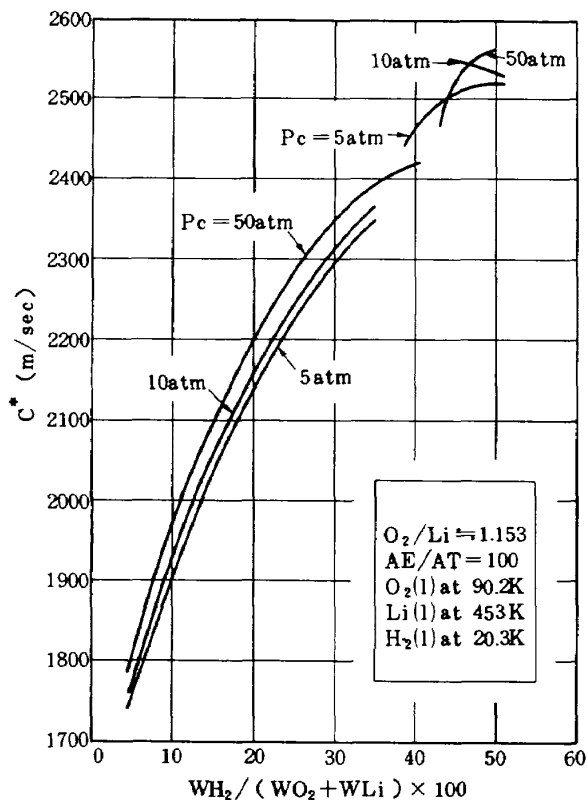


図 17 特性排気速度 ($O_2/Li = 1.153$, $AE/AT = 100$)

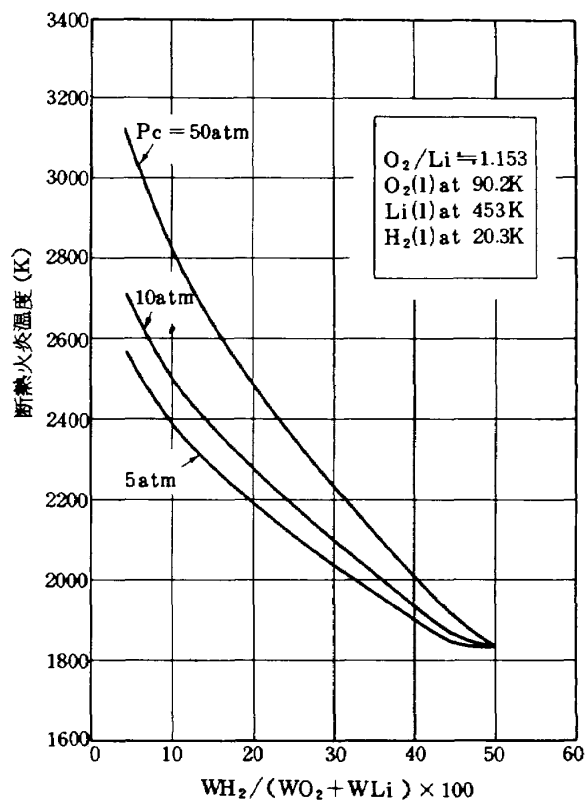
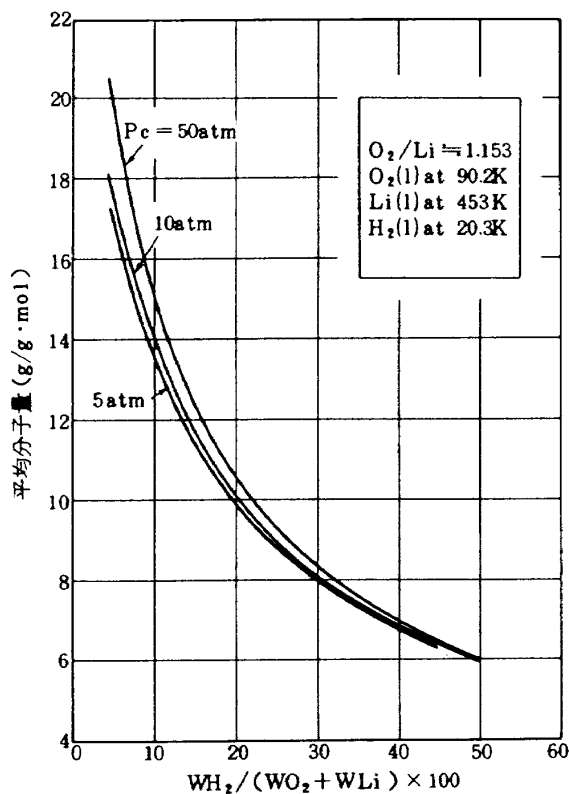
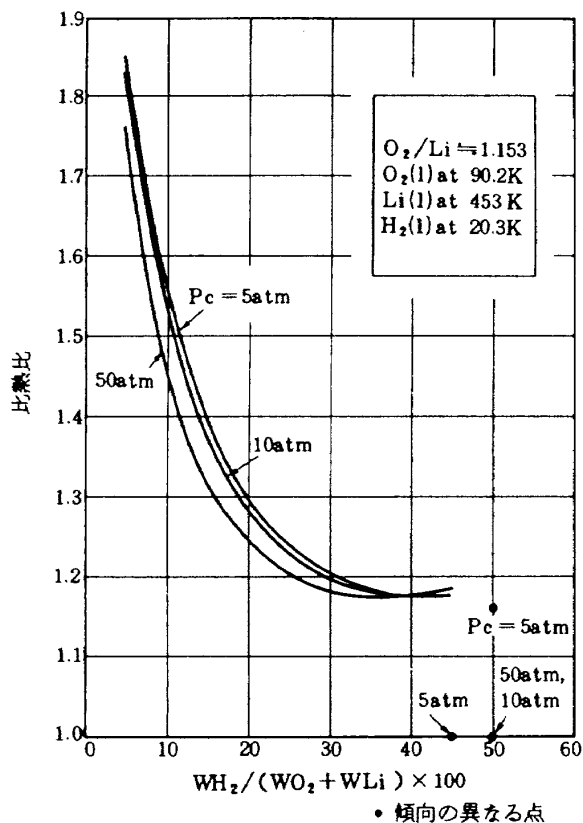


図 19 断熱火炎温度 ($O_2/Li = 1.153$)

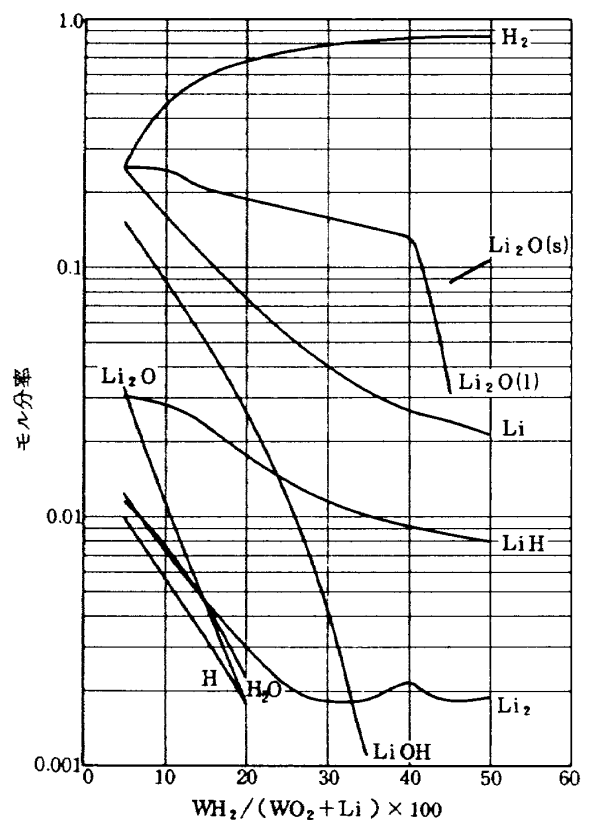
図20 平均分子量 ($O_2/Li \approx 1.153$)図21 比熱比 ($O_2/Li \approx 1.153$)

焼圧の効果を示した。水素添加指数が大になるに従って平均分子量が低下する事、燃焼圧が低い程平均分子量が小さい事等が分かる。同様に図21に示すように比熱比をみると燃焼圧5 atmで水素添加指数45, 燃焼圧50 atmで水素添加指数50, および燃焼圧10 atm, 水素添加指数50が特異な点である。これらを除くと、水素添加指数が大になるに従って比熱比が小になる事、又燃焼圧が高い程比熱比が小になる事が分かる。

4.6 断熱火炎平衡組成

図22～図24に、 O_2/Li による断熱火炎平衡組成の変化傾向を水素添加指数を横軸に、モル分率を縦軸に示した。燃焼圧は50 atmの場合である。この図は、水素添加指数を5間隔で計算した結果をまとめたものであり、図中の「●」化学種はこの計算点でのみ見られたものである。

比推力が最大となる水素添加指数35～40の領域で、 $O_2/Li = 1.000$ の場合、リチウムの大部分が Li_2O (液)となり、 Li が数%生ずる。又、 $O_2/Li = 3.000$ の場合、 $LiOH$ と Li_2O (液)が主要生成物であり、 $(LiOH)_2$ が若干生ずる。比推力が最大の $O_2/Li \approx 1.153$ の場合、 Li および $LiOH$ が1.5%以下生じ、 Li_2O (液)がリチウム燃焼生成物の主要成分である。

図22 O_2-Li-H_2 断熱火炎組成
($P_c = 50 \text{ atm}$, $O_2/Li = 1.000$)

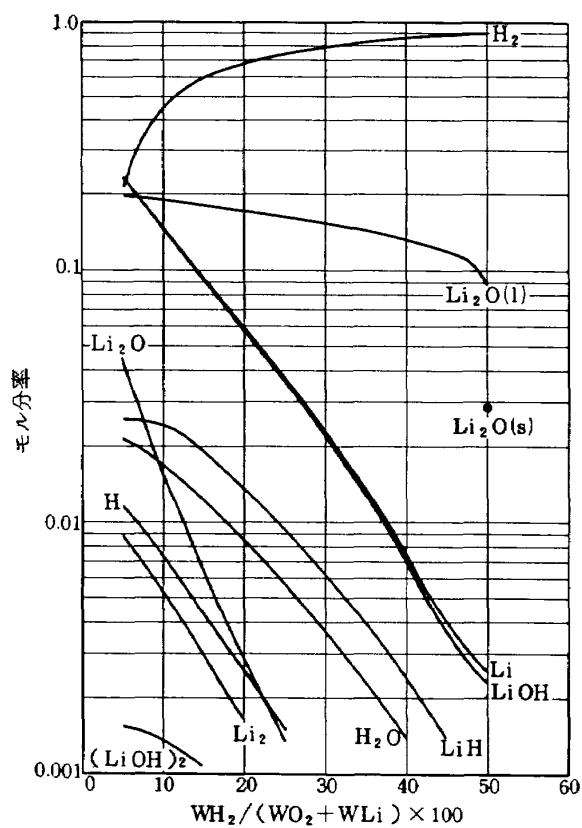


図 23 $\text{O}_2\text{-Li-H}_2$ 系断熱火炎組成
($P_c = 50\text{atm}$, $\text{O}_2/\text{Li} \approx 1.153$)

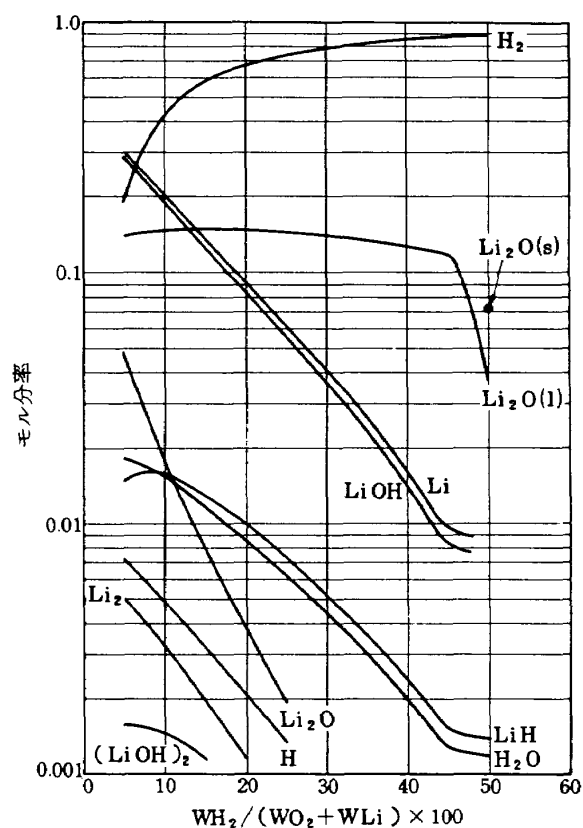


図 25 $\text{O}_2\text{-Li-H}_2$ 系断熱火炎組成
($P_c = 10\text{atm}$, $\text{O}_2/\text{Li} \approx 1.153$)

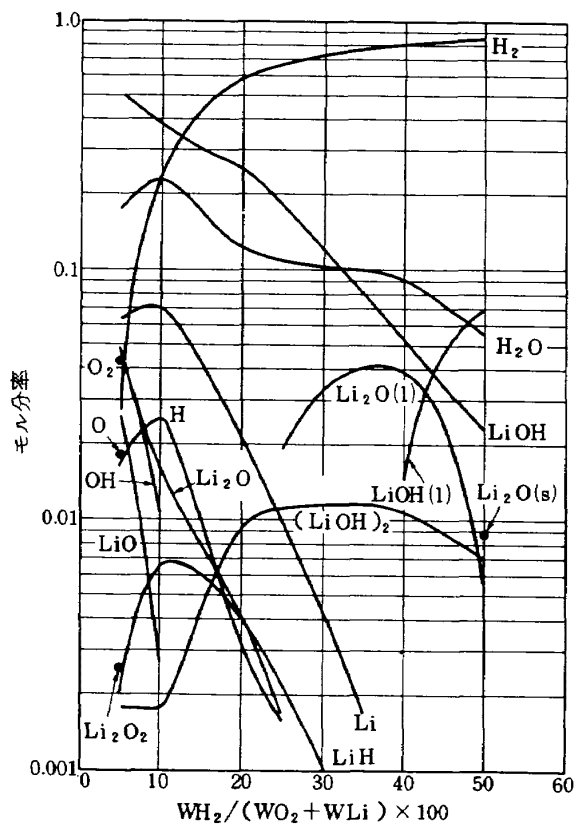


図 24 $\text{O}_2\text{-Li-H}_2$ 系断熱火炎組成
($P_c = 50\text{atm}$, $\text{O}_2/\text{Li} = 3.000$)

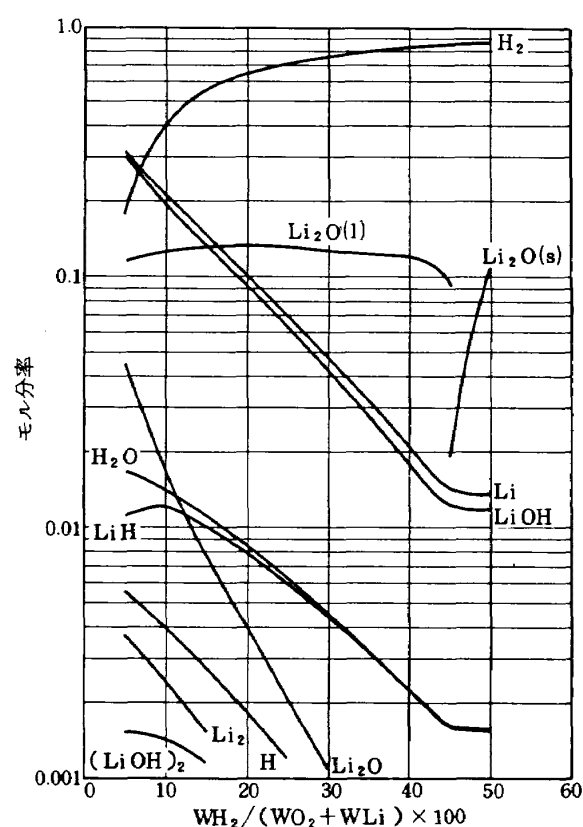


図 26 $\text{O}_2\text{-Li-H}_2$ 系断熱火炎組成
($P_c = 5\text{atm}$, $\text{O}_2/\text{Li} \approx 1.153$)

図 25, 図 26 と図 23 から, 比推力が最大の O_2/Li = 1.153 での燃焼圧の変化に伴う断熱火炎平衡組成の変動傾向が分かる。水素添加指数が 40 ~ 50 の領域での差異および微量成分プロファイルの若干の差が分かる。

5. リチウムと燃焼生成物の性質

リチウムは, 酸素・窒素・炭酸ガス等が無水の場合 160℃ 以下では殆んど反応しない事が知られている。

金属の酸化反応によって生成する酸化物が保護的な皮膜を形成するか否かの指標として, Pilling-Bedworth 比, (反応生成物の容積)/(反応金属の容積)がある。以下, PB 比と略する。これが 1 以上の場合に反応生成物は保護的な皮膜を形成しうる。

表 3 アルカリ金属化合物の Pilling-Bedworth 比 (参考文献 14, 17 より)

化 合 物	Pilling-Bedworth 比
Li_2O	0.58
Na_2O	0.55
K_2O	0.45
$LiOH$	1.26
$LiOH \cdot H_2O$	2.13
$NaOH$	0.83
KOH	0.60
Li_2CO_3	1.34
Na_2CO_3	0.89
K_2CO_3	0.63
Li_3N	0.64

表 3 は各種アルカリ金属化合物の PB 比を示したものである。リチウムの水酸化物と炭酸塩が 1 以上の値を示す。しかし, 水分が存在する場合の空気および成分ガスとリチウムの反応について調べた M.W. Markowitz¹⁴⁾ は, リチウム表面に水酸化リチウムが生成した場合, 保護的な皮膜とならない事を示している。湿った空気中にリチウムを放置すると, $LiOH$ が生成し, 続いて Li_3N が生成する。 Li_3N は水と反応しアンモニアを生成する。

高温のリチウムは窒素とすみやかに反応し, 保護性の皮膜を形成しないため, カバーガスとして使用できない。酸素・リチウム・水素プロペラントの燃焼実験では, ヘリウムガスとアルゴンガスを用いた。この場合リチウムの主要燃焼生成物は, Li_2O であり, 表 3 より PB 比は 0.58 と 1 以下である。又, 実験条件によっては, $LiOH$ も生成するが, 表 2 に示すように融点が 445℃ と低い事からも燃焼反応の継続には支障がない。

表 4 に, リチウムの各種ガス雰囲気中での着火温度の測定結果をまとめた。試料形状, 加熱方法等によって種々の値があるが, いずれにせよ着火温度は低いため, 酸素・水素燃焼生成ガスによる着火方式が採用できる事が分かる。リチウムの蒸気圧は R.W. Ditchburn¹⁵⁾ によると, 次式で与えられる。

$$\log_{10} P (\text{mm Hg}) = -\frac{8143}{T(K)} + 8.0 \quad \dots\dots\dots 20$$

これによると, 1200 K で, 16 mm Hg 強の蒸気圧を有し, 蒸気相燃焼を行なうのに十分な蒸気圧を示す。単一のリチウム液滴の燃焼では拡散火炎に囲まれて, 蒸発過程が律速の燃焼過程をとる。T. A. Brzustowski^{16), 17)} は, 蒸発過程が律速の場合の最大無次元燃焼速度を各種燃料

表 4 リチウムの酸素および空気中での着火温度

雰囲気	試料大きさ	着火温度	実験条件とデータソース	
O_2	10g	190℃	1 atm	A. V. Grosse 他, Ind. Eng. Chem, vol 50 No 4 pp 663 ~ 672 (1958)
		630 ~ 650℃	100 ~ 500 mm Hg	$\left\{ \begin{array}{l} \text{C. Tyzac 他, United Kingdom} \\ \text{Atomic Authority} \\ \text{Tech Note No 131 (1955)} \end{array} \right.$
		> 800℃	> 500 mm Hg, < 100 mm Hg	
Air	0.04 ~ 0.09g	525℃	1 atm	毛呂他, 第 15 回宇宙科学技術講演会講演集 pp 101 ~ 106 (1972)
	< 100 μ	374℃	—	R. A. Rhein, Astronautica Acta, vol 11 pp 325 ~ 327 (1965)
	0.04 ~ 0.09g	435 ~ 450℃	1 atm	毛呂他, 第 15 回宇宙科学技術講演会講演集 pp 101 ~ 106 (1972)

について求めるに際して、Effusivity factor F を定義した。これによって、リチウムと各種燃料を比較してみよう。

液滴径が小さすぎない場合、液滴の蒸発速度は次式で示せる。

$$\frac{W_f}{4\pi r_A^2} = \frac{44.4 a'}{\sqrt{T_A \cdot M_f}} \cdot \{ P_{vf}(T_A) - P_{fA} \} \quad \dots\dots (21)$$

ここに、 W_f : モル蒸発速度 $g \cdot mol/sec$

r_A : 液滴径 cm

a' : 無次元蒸発係数

T_A : 液滴表面温度 K

M_f : 燃料分子量 $g/g \cdot mol$

P_{vf} : 燃料蒸気圧 atm

P_{fA} : 液滴表面での燃料分圧 atm

この場合の最大無次元燃焼速度 W は、 $T_A = T_{fBP}$

(T_{fBP} : 燃料沸点 K)、 $P_{vf}(T_A) = P$ (P : 全圧 atm) の場合に相当するから、

$$W = \frac{\bar{c}}{\bar{k}} \cdot \frac{44.4 a'}{\sqrt{T_{fBP} \cdot M_f}} \cdot (P - P_{fA})$$

$$= r_A \cdot F (P - P_{fA}) \quad \dots\dots\dots (22)$$

ここに、 W : 無次元燃焼速度

\bar{c} : 燃焼面と液滴面の平均比熱 $cal/g \cdot mol \cdot K$

\bar{k} : 平均熱伝導率 $cal/sec \cdot cm \cdot K$

今、リチウムの場合 $T_B \approx 3100K$ とすると、 $\bar{k}/\bar{c} = 30 \times 10^{-6} g \cdot mol/cm \cdot sec$ 、 a' が不明のため 1 とすると、 $F \approx 14000$ となる。表 5 は各種燃料の Effusivity factor であるが、リチウムはアルミニウム、マグネシウムより大きい、ベンゼン等に比較すると相当小さい事が分かる。

液体リチウムの取扱い技術は、我国においてもナトリウム冷却高速原子炉の開発関連で開発された技術成果^{18), 19)}が参考となる。リチウムは、表 6 に示すように材料の面でもナトリウムよりも検討すべき課題が多い。

しかし、酸素・リチウム・水素の短秒時の燃焼試験を実施するには、リチウム配管等に 18-8 ステンレスを用いても支障はなかった。

表 5 種々の燃料の Effusivity F
(参考文献 16 にリチウムを追加)

燃 料	$F (cm^{-1} \cdot atm^{-1})$
エチルアルコール (C_2H_5OH)	3,600
ベンゼン (C_6H_6)	200,000
セタン ($C_{16}H_{34}$)	240,000*
n-エイコサン ($C_{20}H_{42}$)	250,000*
アルミニウム	3,700
マグネシウム	8,100
リチウム	14,000*

* 無次元蒸発係数を 1 と仮定

表 6 アルカリ金属と各種金属の共存性
(参考文献 19 より抜粋)

燃 料	Na			Li		
	300℃	593℃	800℃	300℃	593℃	800℃
310SS	○	○	○	○	△	×
316SS	○	○	○	○	△	×
347SS	○	○	○	○	△	×
Ni	○	○	○	△	×	×
インコネル 702	○	○	○	○	×	×
ハステロイ X	○	○	○	—	—	—
Zr	○	○	—	○	○	○
Al	○	○	×	—	×	×

○……良, △……中間, ×……不良

6. 酸素・リチウム・水素プロペラントの燃焼性能

高温・高速の燃焼ガスに角度をもって左右からリチウム噴流が衝突する1組の噴射器要素を持つ燃焼器で酸素・リチウム・水素プロペラントの燃焼性能を、特性排気速度と同効率を求める事により検討した。噴射器および燃焼器の諸元を定めるにあたっては、H. A. Arbit^{9),10),11)}等の報告を参考にした。

6.1 燃焼性能に影響する因子

本実験で燃焼効率に関係する因子は、通常の液体ロケットで考慮される噴射器諸元、燃焼室形状、プロペラント組成(混合比)、燃焼圧等以外にリチウムの微粒化に用いる高温気流を得るためのガス発生器燃焼圧、混合比、リチウム・高温気流流量比、ガス発生器流量の酸素・水素プロペラントに占める割合、プロペラント噴射温度、および主燃焼室へのプロペラント供給位置方法等が考えられる。

リチウムをプロペラントとして用いる場合の問題点は、液体リチウムは表2に示したように界面張力が大きいいため、通常のプロペラントに比較して微粒化が困難である事と、燃焼速度が遅い事である。このため、噴射器形状および作動条件の選定が従来の液体ロケット燃焼器以上に重要となる。上述のH. A. Arbit^{9),10),11)}等は、高速気流による微粒化を試み、好結果を得ている。

高速気流による液体の微粒化で得られる粒子の容積平均径は次式で与えられる。⁹⁾

$$D_{30} = \phi \cdot \left\{ \frac{136 \mu_L \cdot \sigma_L^{3/2} \cdot D_L^{1/2}}{\rho_L^{1/2} \cdot \rho_g^2 \cdot (\Delta V_g)^4} \right\}^{1/3} \quad \dots\dots 23$$

$$\phi = \left[\frac{3 (\dot{W}_L / \dot{W}_g)}{1 - \{1 + (\dot{W}_L / \dot{W}_g)\}^{-3}} \right]^{1/3} \quad \dots\dots 24$$

ここで、 μ_L ; 液滴粘度

ρ_L ; 液密度

σ_L ; 界面張力

ρ_g ; ガス密度

D_L ; 液噴流径

ΔV_g ; 液・ガス間の速度差

\dot{W}_L ; 液流量

\dot{W}_g ; ガス流量

24式の ϕ は \dot{W}_L / \dot{W}_g が零に近づくとき1に近い値をとり、 \dot{W}_L / \dot{W}_g が3～5程度の場合、2～2.5の値をとる。

よって、容積平均径を小さくするには D_L を小さくすると共に、 ΔV_g を大にする事が特に有効である。我々も、

この式の適用性について、水と窒素ガスを用いて確認試験を行なったが良好な一致をみた。²⁰⁾ ΔV_g を大にするには、ガス発生器と主燃焼室内の圧力差を臨界圧力比まで上げ、且つガス温度を高める等の方法はあるが、今回の実験では実験設備の制約から限られた範囲での結果が得られたのみである。

6.2 実験装置および方法

実験装置の系統図および計測点を図27に示す。リチウムは加熱熔融タンク(材質18-8ステンレス)で約230℃に保たれ、ステンレス燃結フィルタ(約40 μ)を介して予熱配管(材質18-8ステンレス)、予熱噴射部を通して、主燃焼室(材質18-8ステンレスで内部に銅ライナを装着)にヘリウムガスによる加圧で圧送される。

予熱系は、酸化マグネシウムを絶縁材とするシース電熱線を電氣的に制御する事により定温に保つ。予熱噴射部は銅製で、リチウム配管が貫通している。

ガス発生部と主燃焼室には、それぞれ独立に酸素および水素ガスを供給する。ガス発生部で生成した高温燃焼ガスと液体リチウムが反応して着火するため、点火プラグは、ガス発生部のみに取付ける。リチウムの押しガスにヘリウムを用いたのは、加圧供給系の応答を良くするためである。バージ用ガスはアルゴンを用いた。窒素はリチウムと反応するため使用できない。酸素、水素、ヘリウム、アルゴン等は市販ボンベ入りガスをフィルタを介してそのまま使用した。

ガス流量は臨界流量ノズルを用いて測定した。リチウムは市販の純度99.8%以上のものを、フィルタを介して使用した。リチウム流量の測定は、アンゴン雰囲気中への噴射試験を行ない、重量を測定し差圧等との校正曲線を得る事によって燃焼試験時の流量を推定した。

リチウム噴射器の噴孔配置および諸元を図28に示す。これらの諸元の選定にあたっては、大気中での噴霧燃焼試験等の予備実験結果を参考とした。²¹⁾

燃焼器の諸元を図29に示す。燃焼器はプロペラントの燃焼特性を調べる事を主目的としたため、収縮比を大きくとり、燃焼室長さも250～400mmまで3段階に変えた。図29の型式Aでは、リチウム噴孔径を3段階(図28参照)に変えている。

図30は、実験装置の燃焼器近傍の外観図である。未燃リチウムの燃焼器内への滞留、および空気中での燃焼をさけるため主燃焼室は、アルゴンガスで雰囲気置換された煙道入口部に垂直に取付けた。

図31は、燃焼試験時の代表的なオッシログラムであ

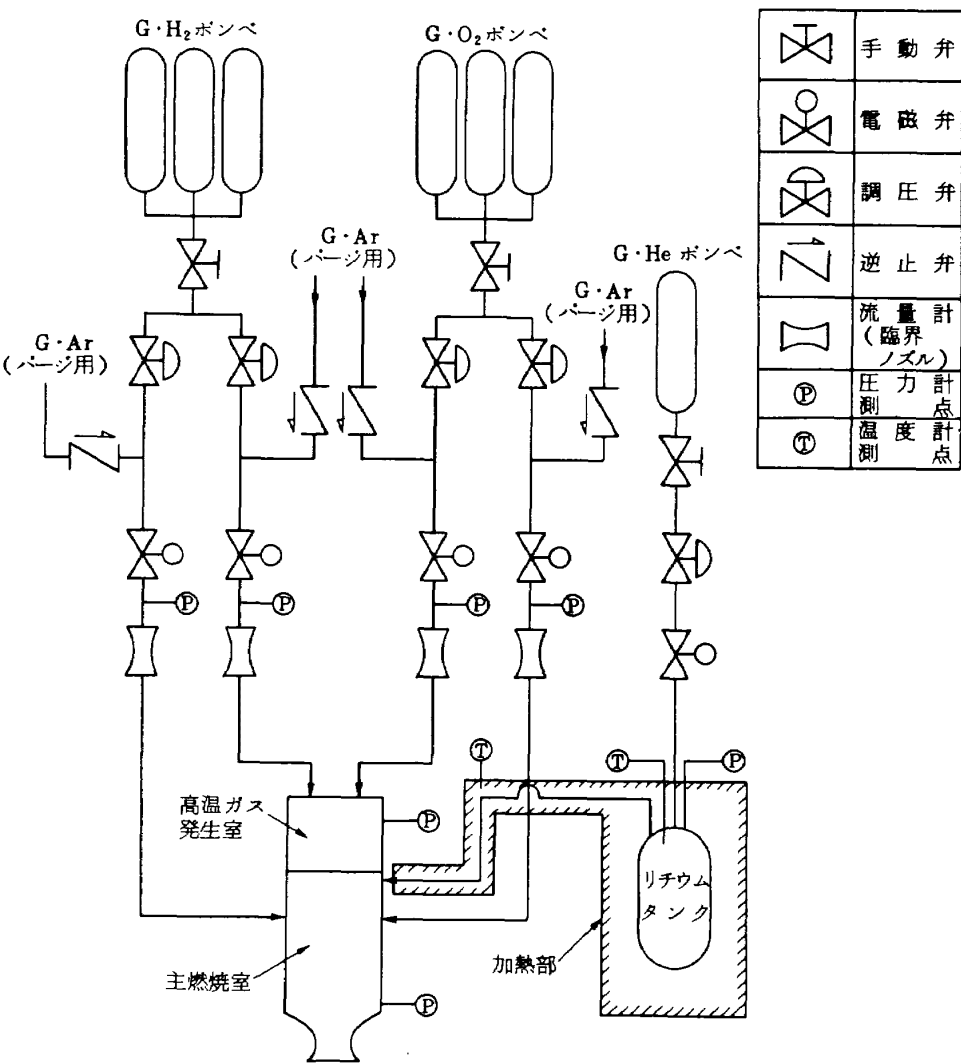


図 27 実験装置系統図

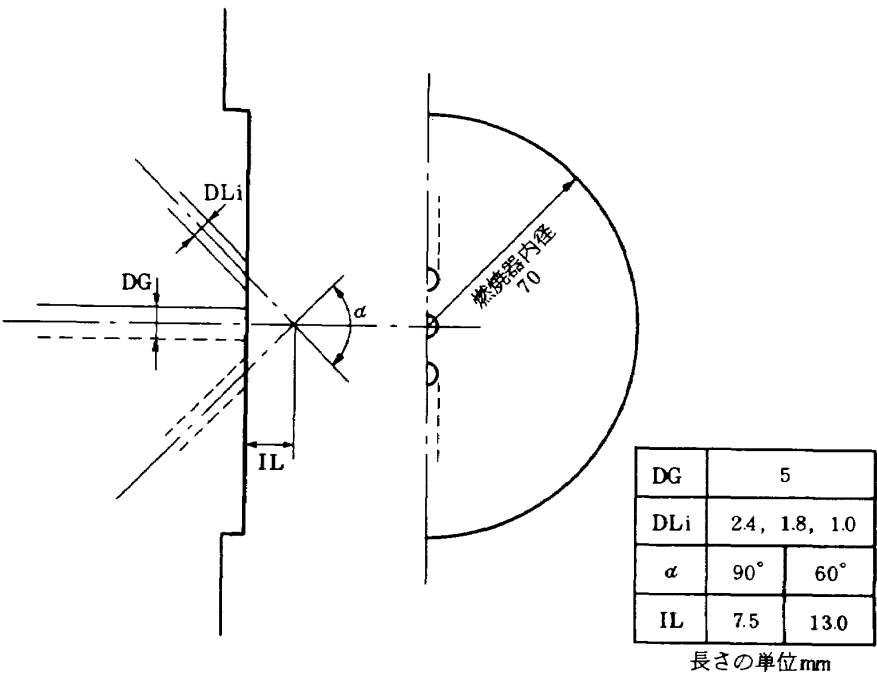
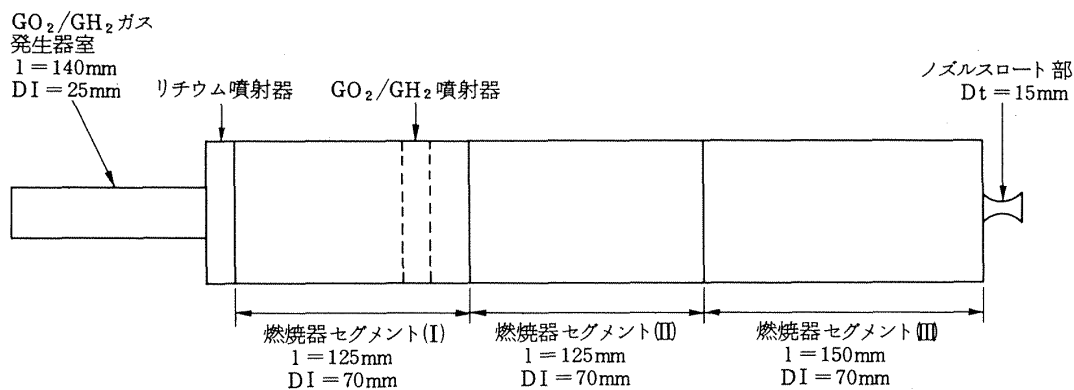


図 28 リチウム噴射器・噴孔配置図



型 式	A	A'	B	C
推力室長さ (mm)	250	250	275	400
リチウム噴射角 (度)	30°	45°	30°	30°

図 29 燃焼器諸元

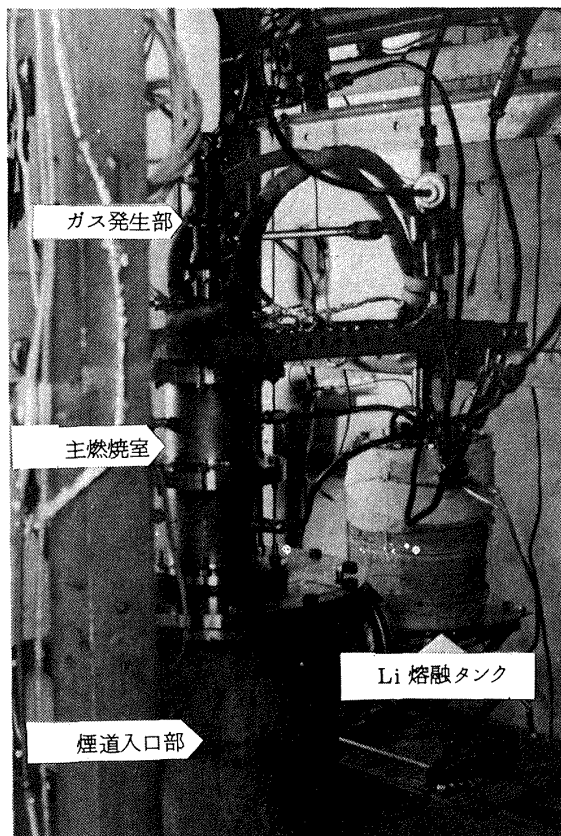


図 30 燃焼器近傍の外観

る。着火はガス発生部に取付けたスパークプラグを用い、ガス発生部着火後約 1 秒でリチウムの噴射と主燃焼室への酸素・水素ガスの供給を開始する。主燃焼室に点火具を用いていないため、ガス発生部の混合比を下げると主燃焼室の着火遅れが生ずる。これらの場合を除くと、ガ

ス発生部着火後約 4～5 秒で主燃焼室の圧力は、ほぼ定常となる。実験時の燃焼室圧力レベルは、設定条件によって異なるが 3～10atm である。

6.3 実験結果

実験結果は、特性排気速度 C^* および C^* 効率 η_{C^*} を用いて整理した。すなわち、燃焼室圧力とプロペラント流量を測定し、特性排気速度を次式で求めた。

$$C^*_{\text{exp}} = \frac{P_c \cdot A_t \cdot g}{W_{O_2} + W_{Li} + W_{H_2}} \quad \dots\dots\dots (25)$$

A_t ; スロート面積

g ; 重力加速度

これらの実験的に求めた C^*_{exp} と、酸素および水素をガスとした理論値 C^*_{th} を求め、次式で示す C^* 効果を求めた。

$$\eta_{C^*} = \frac{C^*_{\text{exp}}}{C^*_{\text{th}}} \times 100 \quad \dots\dots\dots (26)$$

(25) 式の燃焼室圧力は、ノズル収縮部上流約 20mm の位置で測定し、且つ燃焼器収縮比が大きいいため補正を行わず実測値をそのまま用いた。

圧力測定は、ストレインゲージ式圧力変換器を用い直記式電磁オシログラムに記録した。測定精度は±1%程度と推定される。

流量については、水素および酸素ガスについて±2%，リチウムについてはこれより若干大きいと予備試験結果から推定した。

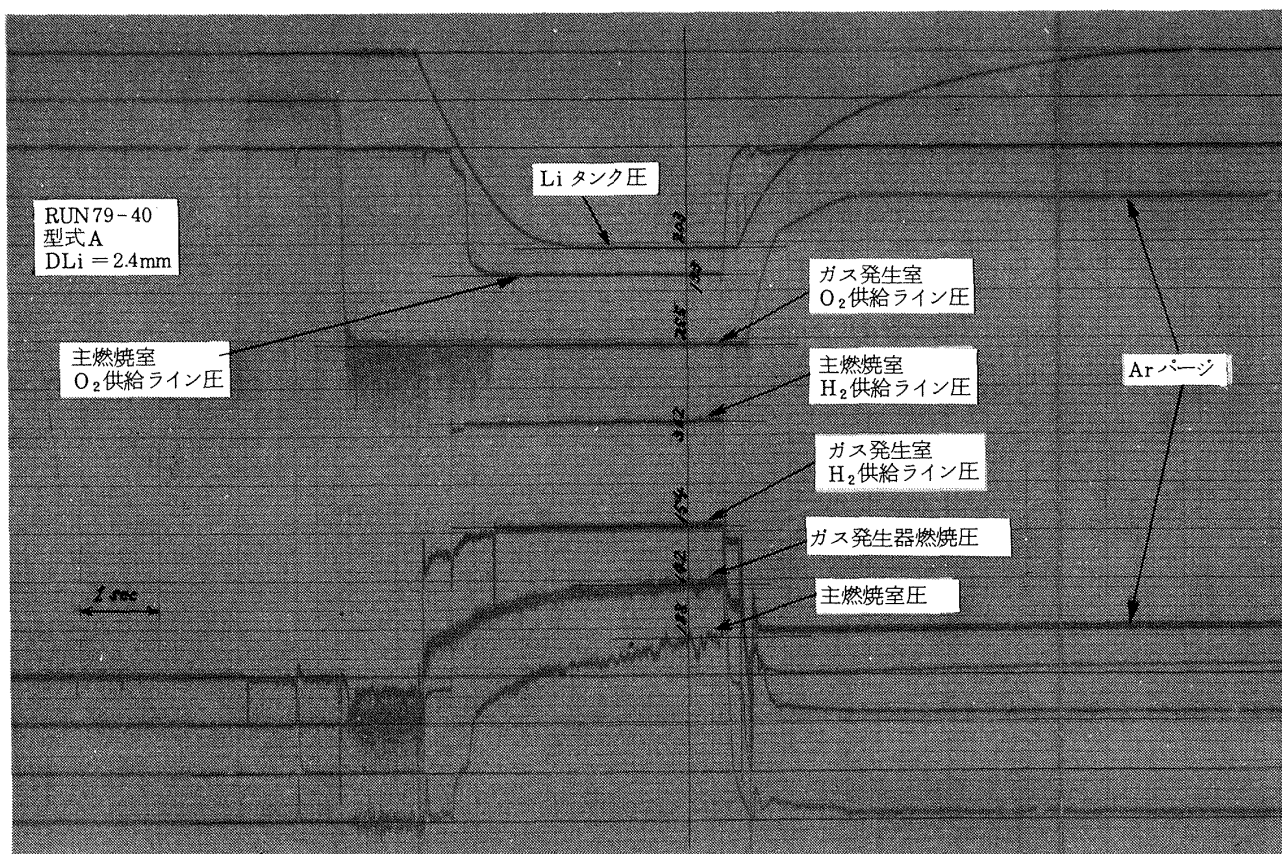


図 31 燃焼実験オシログラム例

燃焼実験は、これらの精度を考慮して、できるだけ大きな有意差がでるよう実験点を選定した。以下、特性排气速度および同効率に対するリチウム添加量の効果、ガス発生器混合比の効果、燃焼室長さの効果、リチウム噴射角度の効果について実験結果を整理して示す。

リチウム添加量の効果

図 32 は、 C^* および C^* 効率に対するリチウム添加量の効果を示したものである。型式 A の燃焼器と噴射器の組合せで、リチウム噴孔径を変える事によりリチウム添加量の効果をみた。ガス発生器混合比は、約 5 で一定である。着火前の液体リチウムの径が 23 式で示せるとするなら、図 28 に示すリチウム噴孔径の変化による粒径変化は、最大で 1.2 倍程度であり、又 24 式の \dot{W}_L / \dot{W}_0 による粒子径に対する効果も小さい事が分かる。

リチウムを噴射しない場合、この燃焼器は約 90% の C^* 効率を示す。Li を約 40 % 添加する事により 10 % 強 C^* 効率が低下している。リチウム添加量の増加に伴って、 C^* 効率が低下するのは、混合が悪くなっているためと思われる。

ガス発生器混合比の効果

図 33 に、ガス発生器混合比に対する C^* および C^* 効率を示す。主燃焼室へ直接供給する酸素・水素量はほぼ一定とした。リチウム添加量は約 40 % で一定である。

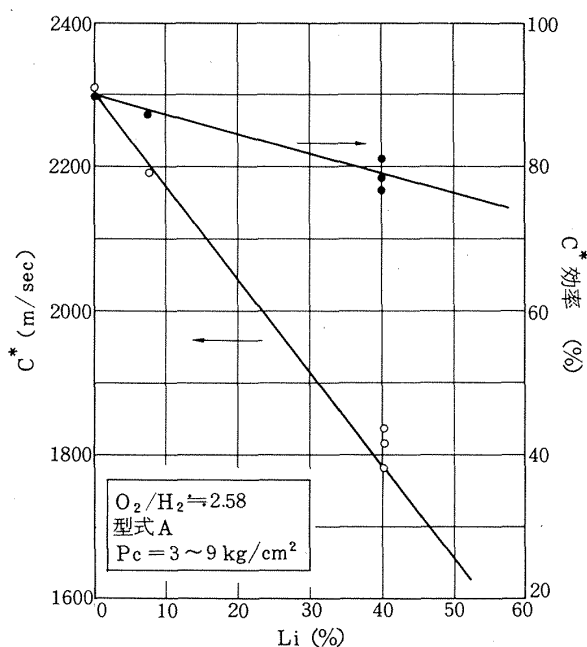


図 32 リチウム噴射量の効果

ガス発生器混合比が 3 ~ 4 の近傍で C^* および C^* 効率が最大値をとる。酸素・水素がガスの場合、 C^* が最大値をとる領域に対応している。

燃焼室長さの効果

図 34 に、燃焼室長さに対する C^* および C^* 効率を示す

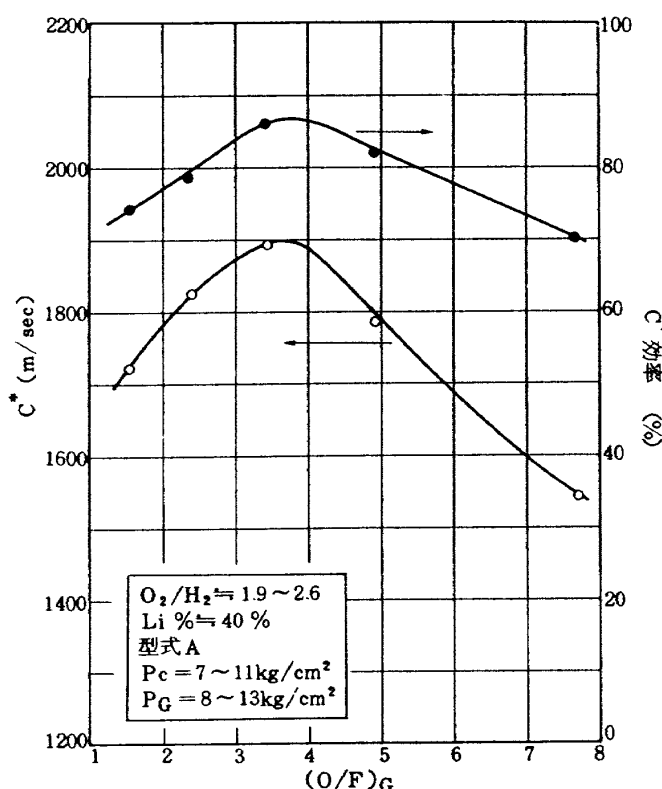


図 33 ガス発生室混合比の効果

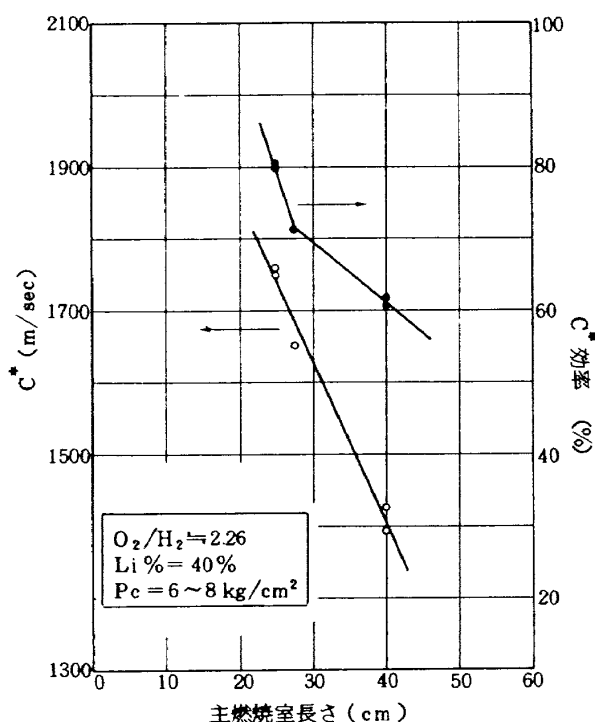


図 34 主燃焼室長さの効果

す。

燃焼室長さが長くなると C^* および C^* 効率が低下している。これは、燃焼室壁面へのリチウム噴流の衝突効果をさける事、又ノズル取付面への噴流衝突効果をさけるため特性長さを著しく大きくした事等により熱損失量等

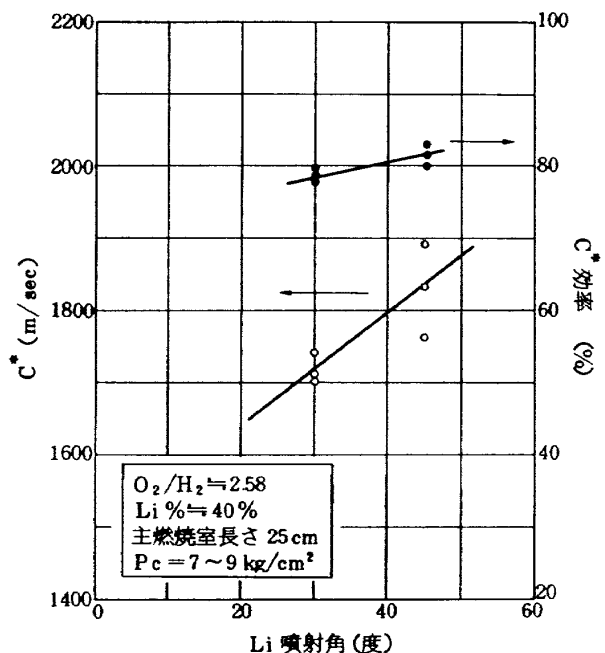


図 35 リチウム噴射角度の効果

が増大したためと推定した。燃焼室壁面へのリチウム噴流の衝突については、リチウム配管を加熱している電熱線の片側が断線した場合に経験しているが、燃焼室銅ライナの部分的な損耗を経験している。ナトリウム加熱の伝導管²²⁾で生ずるウェステージに似た機構で損耗したものと判断される。

噴射角度の効果

図 35 に、リチウム噴射角度を変えた場合の C^* および C^* 効率を示す。45° の噴射角が若干燃焼効率が高い。

しかし、30° 噴射角に比較すると噴射面の焼損が大である。これは、衝突点と噴射面の距離が若干 45° の方が短い事も関係している。

以上の効果をまとめてみると、この形式の燃焼器で高い燃焼効率を得るには、噴射面の焼損が材質面等から防止できれば、図 29 の A' の形状でガス発生器の混合比を 3~4 とし、リチウム添加量が小で比推力が最大となる水素添加量で燃焼を行なえばよい。燃焼間隔を長くしたパルス的な燃焼方式をとれば、実験に使用した材質でも使用が可能であるが、長秒時の連続燃焼には材質面で更に検討する必要がある。

図 36 は、約 7 秒連続燃焼後のリチウム噴射面である。中心の高温ガス噴孔とリチウム噴孔間が侵蝕され変形している。図 37 は、燃焼実験後に燃焼室銅ライナに付着した燃焼生成物の例である。全面にはほぼ均一にリチウム酸化物が付着している。

次に、高温・高速の燃焼生成ガス中に液体リチウムを注入した場合の大気中での燃焼状況を参考のために示す。



図 36 長秒時燃焼後の Li 噴射面

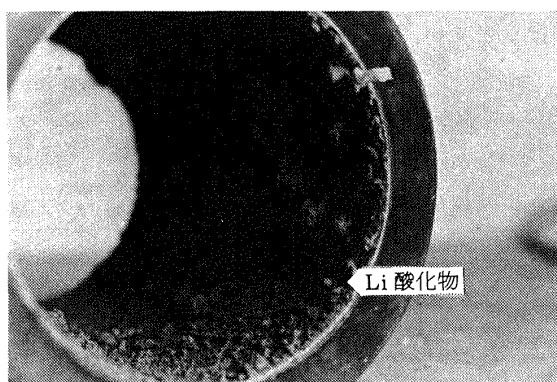


図 37 燃焼実験後の銅ライナー

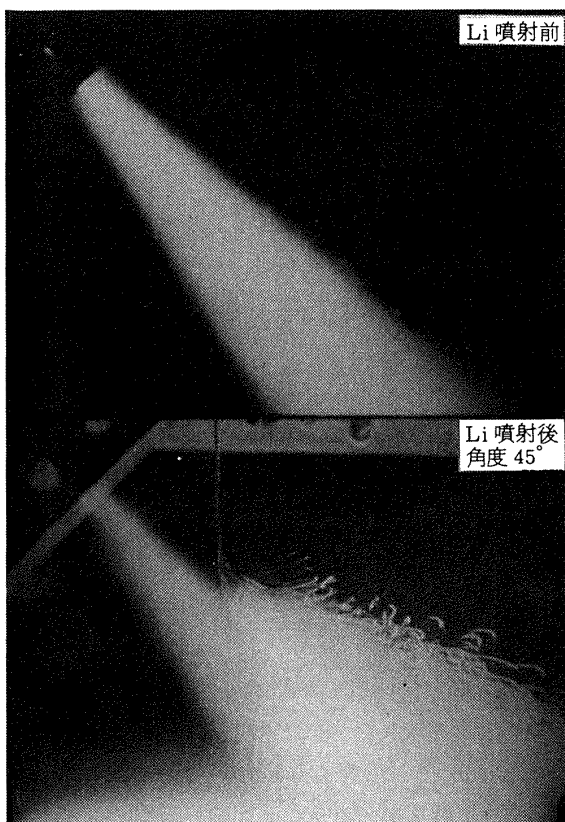


図 38 酸素・水素燃焼生成ガス中への熔融リチウムの噴射時の燃焼状況

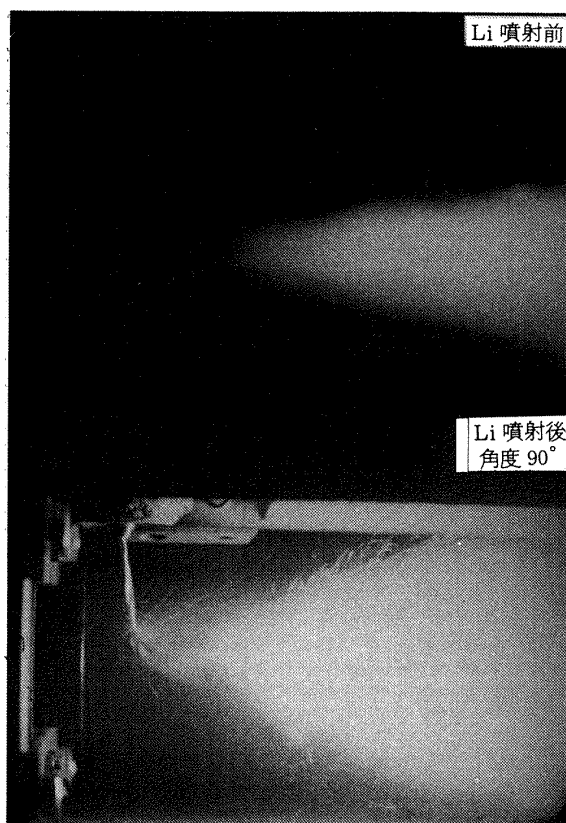


図 39 酸素・水素燃焼生成ガス中への熔融リチウムの噴射時の燃焼状況

図 38 は、 45° の角度で注入した場合であり、図 39 は、 90° で注入した例である。この例ではリチウム噴流の加速が不足のため、高温噴流内へ充分入り込むに至っていない事が 45° の場合に明確に現われている。

大気中でのリチウム噴流の燃焼状況を撮影した高速度写真の結果によると、左右のリチウム噴流が同時に高温・高速気流に到達していない事がある。噴射面、燃焼室銅ライナの焼損が著しい場合があったが、これと関連がありそうである。図 32～図 35 で用いた特性排気速度効率のデータは熱補正等をしていない事を考慮すれば、プロペラントの燃焼の傾向を判断するには一応満足できよう。

しかし、酸素・水素プロペラントで達成されている特性排気速度効率を考慮すると、酸素・リチウム・水素プロペラントの優位性を主張するには、更に精度の良い測定が必要である。

7. む す び

酸素・リチウム・水素プロペラントについて、他のプロペラントとの理論性能の比較を行なうと共に、燃焼試験を行ない以下の結果を得た。

(1) 酸素・リチウム・水素プロペラントは、酸素・水素プロペラントに比較して、比推力は高いが、密度は更

に小さい。しかし、密度を考慮した単純な解析結果からも、酸素・水素プロペラントでは適用できない分野に適用できる可能性がある。

(2) 理論比推力が最高値を示すプロペラント組成では、リチウム酸化物の燃焼生成物中に占める重量割合が高いため、ノズル内での損失量を確認する必要がある、高空性能試験の実施が望まれる。

(3) 酸素・リチウム・水素プロペラントは他のプロペラントに比較して燃焼温度が低い。

(4) 燃焼室およびノズルスロートで、燃焼生成物中に同一化学種の液体と固体が共存するプロペラント組成があり、この前後で理論特性排気速度等の変動傾向が燃焼圧力に対しても特異な傾向を示す。

実験装置の制約上、この点についての実験結果は得られていない。

(5) 酸素・水素燃焼生成ガスによる液体リチウムの微粒化燃焼方式を採用する事により、80%以上の特性排気速度効率は容易に得られる。しかし、酸素・水素プロペラントに対する優位性を主張するには、更に精度の良い測定が必要である。

(6) 長秒時燃焼を行なうには、材質および燃焼器設計の面で更に検討が必要である。

この研究を遂行するに際して、大塚貞吉角田支所長、宮島博推進薬研究室長に、常に激励を受けた事を付記する。

参 考 文 献

- (1) Dieter K. Huzel and David H. Hung; Design of Liquid Propellant Rocket Engines, NASA SP-125, 2ed (1971).
- (2) A. I. Masters; Investigation of Light Hydrocarbon Fuels with Flox Mixtures as Liquid Rocket Propellants, NASA CR-54445 (1965).
- (3) S. F. Sarner; Propellant Chemistry (1966), pp. 111 ~ 113, Reinhold Pub., New York.
- (4) J. W. Frankenfeld, T. W. Hastings, M. Lieberman and W. F. Taylor; High Performance, High Density Hydrocarbon Fuels, NASA CR-159480 (1979).
- (5) R. H. Schmuker; Leistungsoptimale Auswahl Chemischer Raketentreibstoffe, Z. Flugwiss, 24 (1976) Heft 1, pp. 50 ~ 55.
- (6) R. Beichel; Propulsion Systems for Single Stage Shuttles, Ast & Aero, Nov. (1974), pp. 32 ~ 39.
- (7) 毛呂明夫, 鈴木和雄; ロケットプロペラントの理論性能－多項近似式による表示－, 航空宇宙技術研究所資料 TM-293 (1976).
- (8) S. Gordon and B. J. McBride; Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouguet Detonations, NASA SP-273 (1971).
- (9) H. A. Arbit, R. A. Dickerson, S. D. Clapp, and C. K. Nagai; Lithium-Fluorine-Hydrogen Propellant Study, NASA CR-72325 (1968).
- (10) H. A. Arbit, S. D. Clapp, and C. K. Nagai; Lithium-Fluorine-Hydrogen Propellant Investigation, NASA CR-72695 (1970).
- (11) H. A. Arbit, S. D. Clapp, and C. K. Nagai; Investigation of the Lithium-Fluorine-Hydrogen Tripropellant System, J. Spacecraft, Vol. 7, No. 10 (1970), pp. 1221 ~ 1227.
- (12) W. H. Miller and D. K. Barrinton; A Review of Contemporary Solid Rocket Motor Performance Prediction Techniques, J. Spacecraft, Vol. 7, No. 3 (1970), pp. 225 ~ 236.
- (13) S. Gordon; Calculation of Theoretical Equilibrium Nozzle Throat Conditions When Velocity of Sound is Discontinuous, AIAA Journal, Vol. 9, No. 1 (1971), pp. 179 ~ 181.
- (14) M. W. Markowitz and D. A. Boryta; Lithium Metal-Gas Reactions, J. Chem. Eng. Data, Vol. 7, No. 4 (1962), pp. 586 ~ 591.
- (15) R. W. Ditchburn and J. C. Gilmour; Vapor Pressure of Monatomic Vapors, Rev. Mod. Phys, Vol. 13 (1941), p. 310.
- (16) T. A. Brzustowski; Chemical and Physical Limits on Vapor Phase Diffusion Flames of Droplets, Can. J. Chem. Eng, Feb. (1965), pp. 30 ~ 35.
- (17) T. A. Brzustowski and I. Glassman; Vapor-Phase Diffusion Flames in the Combustion of Magnesium and Aluminum. 1, Analytical Developments, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 15, Heterogeneous Combustion, Academic Press, New York (1963), pp. 75 ~ 116.
- (18) K. Furukawa, K. Yamamoto, I. Nihei and Y. Iguchi; Liquid Sodium Technology Development (1), JAERI 1129 (1965).
- (19) 古川和雄; 原子炉工学講座 5－熱工学・構造設計－ (1972), pp. 91-148, 培風館

- (20) 毛呂明夫, 松田好博; 高エネルギー推進薬成分としてのリチウムの微粒化と燃焼, 第15回宇宙科学技術講演会講演集(1972), pp. 101-104.
- (21) 毛呂明夫, 鈴木和雄; 高エネルギー推進薬成分としてのリチウムの微粒化と燃焼, 第18回宇宙科学技術連合講演会講演集(1974), pp. 189-192.
- (22) 根井弘道, 堀雅夫; 小リーク Na - 水反応によるウェステージ現象, (反応温度とウェステージ分布), 機械学会論文集(2部) 43巻 368号 (昭和52), pp. 1418-1425.

航空宇宙技術研究所報告 635号

昭和 55 年 10 月 発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町 1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182

印刷所 株式会社 三興印刷
東京都新宿区信濃町 12 三河ビル
