

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1224

金属添加炭化水素ロケットの燃焼特性

坂本 博 ・ 佐藤和雄 ・ 八柳信之

1994年1月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 目 次

1. はじめに .....	1
2. 金属添加炭化水素の理論性能 .....	2
1) 燃焼ガス物性値（温度，分子量） .....	2
2) 真空比推力 .....	4
3) 密度比推力 .....	4
3. 実験装置および実験方法 .....	4
3.1 燃焼実験装置 .....	4
3.2 添加金属粉 .....	5
3.3 噴射器 .....	5
3.4 燃焼器 .....	6
3.5 燃焼条件 .....	7
4. 実験結果・考察 .....	7
4.1 燃焼性能及び燃焼安定性 .....	7
4.2 考察 .....	10
5. まとめ .....	12
参考文献 .....	13
付録 1. アルミニウム・石油系燃料スラリー液滴の着火，燃焼機構 .....	13
2. 燃焼効率の補正 .....	13

# 金属添加炭化水素ロケットの燃焼特性\*

坂 本 博<sup>\*1</sup> 佐 藤 和 雄<sup>\*2</sup> 八 柳 信 之<sup>\*2</sup>

## Combustion Characteristics of Metallized Hydrocarbon Fuels\*

Hiroshi SAKAMOTO<sup>\*1</sup>, Kazuo SATO<sup>\*2</sup>  
Nobuyuki YATSUYANAGI<sup>\*2</sup>

### ABSTRACT

In this paper the combustion performance of tripropellants consisting of LOX/hydrocarbon fuel and solid metals was evaluated. Thermochemical calculations were performed to evaluate specific impulse, specific density impulse and the combustion properties of LOX/kerosene/Be, LOX/kerosene/B, LOX/kerosene/Mg and LOX/kerosene/Al tripropellants. The specific impulse advantage of LOX/kerosene/Be over bipropellants was demonstrated, and consideration of specific density impulse justifies the use of heavier elements such as aluminum, magnesium and boron.

Experiments were conducted to evaluate the combustion characteristics of oxygen/kerosene/aluminum tripropellants using single-element injectors and a water-cooled combustion chamber. Two kinds of unlike-impinging element (F-O-F) injectors were tested using liquid oxygen and one kind of coaxial injector was tested using gaseous oxygen. The fuel used was a kerosene/aluminum mixture which consisted of aluminum particles, with a mean diameter of 1.9~3.1 $\mu$ m in mean diameter, suspended in kerosene fuel. The aluminum concentration in the total fuel mass varied from approximately 1 to 20 Wt%. The tested combustion pressure was 4MPa, and the mixture ratios were from 1.4 to 5.1. Experimental results demonstrated a significant improvement in combustion stability with the use of the impinging type of injector, and an increase in C\* efficiency was achieved the coaxial type injector by the addition of aluminum to kerosene fuel.

**Key words :** Metallized fuel, Tripropellant, Hydrocarbon fuel, Specific density impulse

### 1. はじめに

新しいタイプの炭化水素ロケットエンジンをシャトルのブーストステージや、推力増強のためロケットの SOB (Strapped on Booster) に用いる案が打ち上げコスト低減のオプションの一つとして米欧を始め、わが国でも検討されている。

炭化水素を燃料とするロケットは液体水素を用いるものに比べて密度比推力 (推進薬単位体積流量当りの推力で、推進薬平均密度と比推力との積 [ $\rho_{av} \times I_{sp}$ ]) が大きく、ビ

ークルのコンパクト化が可能となる。また、ロケットエンジンの燃焼圧力の高圧化によって比推力、及び推力・エンジン重量比が向上するため、今後開発対象となる炭化水素ロケットエンジンは高圧高性能エンジンで、用途によっては再使用型が必要とされる。

また、多段式ロケットのブーストステージにおいては推進薬の高比推力化はペイロード打上能力及びビークルのコンパクト化に多大な影響を与える。このため従来の推進薬に金属を添加して、発熱量の増大および高密度化を図り、二推進薬ロケットの推進性能を上回ることが可能な三推進

\* 平成 5 年 12 月 10 日 受付 (received 10 December 1993)

\*1 ロケット推進研究部 (Rocket Propulsion Research Division)

\*2 ラムジェット推進研究部 (Ramjet Propulsion Research Division)

薬の有用性が再認識されつつある<sup>1)</sup>。

金属を第三の推進薬として用いる概念は固体ロケット推進薬の分野では新しいことではなく、たとえば過塩素酸アンモニウムの酸化剤とポリブタジエンの燃料に、アルミニウム (Al) 等の金属粉末を15~20Wt%配合して、発熱量を増し、性能向上を図ることが行われている。

一方、液体推進薬の分野では、1950年代に米国で金属を添加する三推進薬の検討が主に比推力の向上という観点からなされた<sup>1)</sup>。そしてベリリウム (Be)・水素 ( $H_2$ )・酸素 ( $O_2$ ) の推進薬組合せが  $H_2 \cdot O_2$  の比推力を上回るため、実用化が試みられたが、Beの燃焼不完全性により計算通りの性能を引き出せなかったことや、Beの毒性によって実現には至らなかった。

さらにリチウム (Li)・ $H_2 \cdot O_2$  も有望とされたが、エンジンとして装備した場合、Liは密度の低さから相対的に構造重量増加を招き、せっかくの比推力増分がペイロード増加への寄与とはならなかった。

ただ一つの実用化された例としては、アトラス・アジナロケットの第2段に用いられたIRFNA (Inhibited Red Fuming Nitric Acid・赤煙硝酸)・UDMH (Unsymmetrical Di-methyl-hydrazine・非対称ジメチルヒドラジン) エンジンがある<sup>2)</sup>。燃料に珪素 (Si) を数パーセント添加し、燃焼によって生成される二酸化珪素 ( $SiO_2$ ) が燃焼室壁に付着し、壁を通して流入する熱量を減らすことを主に狙ったもので、約33%の熱流束低減と若干の比推力向上に成功している。

国内では、これまで毛呂ら<sup>3)</sup>の  $Li \cdot H_2 \cdot O_2$  燃焼基礎実験が唯一と思われる。熔融リチウムの微粒化の困難さが原因で燃焼効率80~85% (Li; 40~10Wt%) にとどまっており、Li添加による  $H_2 \cdot O_2$  に対する優位性は表れていない。

Zurawski<sup>4)</sup>は最近の論文で「過去になされた三推進薬化の焦点は比推力の最大化にあったため、添加金属としては高エネルギー、低分子量の Be, Li 等が第一義的な対象とされたが、打上げ機体重量に占める推進薬量割合を向上させると言う観点からすれば、高密度金属の可能性を再評価すべきである。」と述べている。

このような背景の下に、本報では炭化水素に Al, B (ボロン), Be, Mg 等の金属を添加した場合の理論比推力、密度比推力等について述べる。また、金属添加の代表的例としてアルミニウム添加による炭化水素の燃焼特性への影響について、実験結果を述べる。

## 2. 金属添加炭化水素の理論性能

比推力は燃焼生成物の平均分子量と燃焼ガス温度に依存し、添加する金属の酸化熱が大きいほど向上する。また、密度が大きいほど、推進薬平均密度 ( $\rho_{av}$ ) は大きくなる。添加金属としては単位体積当りの酸化熱が高い金属が有望

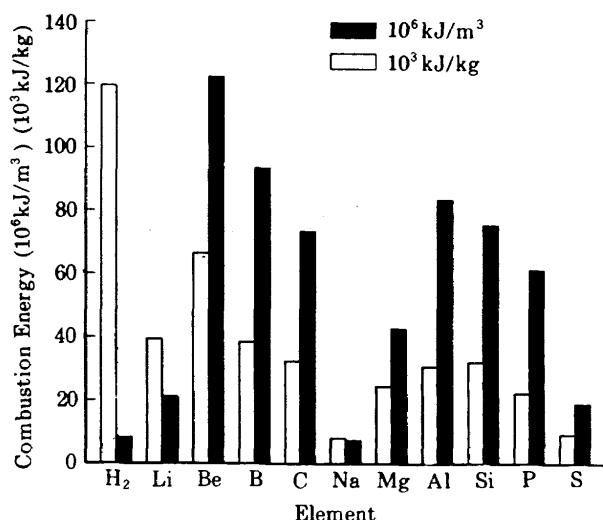


図1 各種金属の単位体積当りの酸化熱と単位質量当りの酸化熱

である。図1には単位体積当りの金属の酸化熱(黒塗)と単位質量当りの金属の酸化熱(白抜き)を示す。

図によると Be が単位体積当りの酸化熱が最も大きく、B, Al がこれに次ぐことが分かる。これらをもとに液体酸素 (LOX)/炭化水素 (HC) 推進剤に添加する金属として Be, Al および Al より分子量が小さくて比較的酸化熱の高い B と Mg を選び、ロケット推進剤の理論推進性能の計算を行った。詳細は文献<sup>5),6)</sup>に示すが概略は以下の通りである。理論計算は以下の仮定のもとに行った。

- (1) 燃焼過程は断熱的で燃焼生成物は熱化学的に平衡状態にある。
- (2) 燃焼生成ガスは理想気体であり、凝縮物の体積は無視する。
- (3) ノズル内の膨張過程は熱損失のない一次元流れとする。

以上の仮定により得られた主な結果を示す。

### 1) 燃焼ガス物性値

図2に燃焼圧力が  $P_c = 10$  MPa での LOX/RJ-1J (ラムジェット燃料)・金属の燃焼ガス温度  $T_c$  を示す。横軸は混合比 (O/F) を表す。図2-a は添加金属が Be と Al の燃焼ガス温度であり、図2-b は B, Mg の燃焼ガス温度である。

金属の添加率は重量率で 10 Wt% から 60 Wt% までである。金属添加量の増加に伴い  $T_c$  は上昇するが、 $T_c$  の最大値を示す混合比はいずれの場合も添加率の増加に伴い小さい値となる。Al および Mg の場合には 60 Wt% 添加による酸素必要量は無添加の場合に比べ約 48% 減少する。 $T_c$  は Be が最も高く約 4,900 K であり、Al, B, Mg の順に低下する。

図3は燃焼圧力 10 MPa での LOX/RJ-1J・金属の燃焼

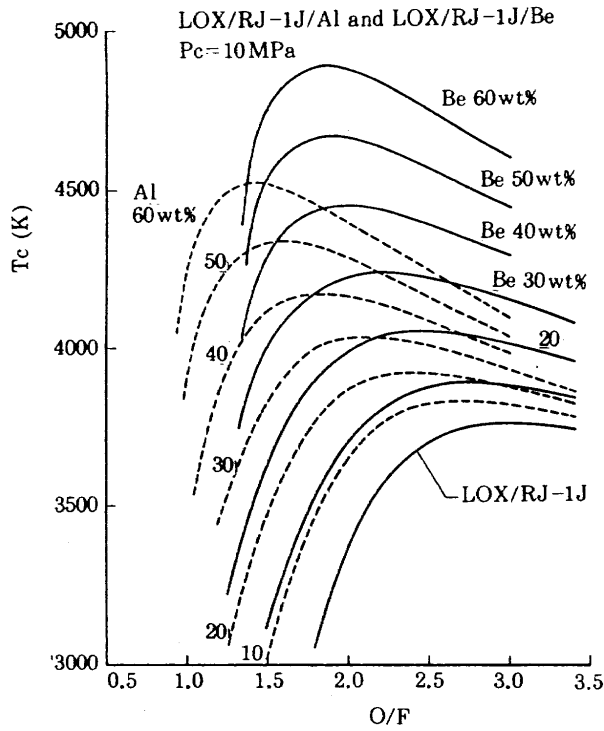


図 2-a LOX/RJ-1J/Al, LOX/RJ-1J/Be の  
燃焼ガス温度

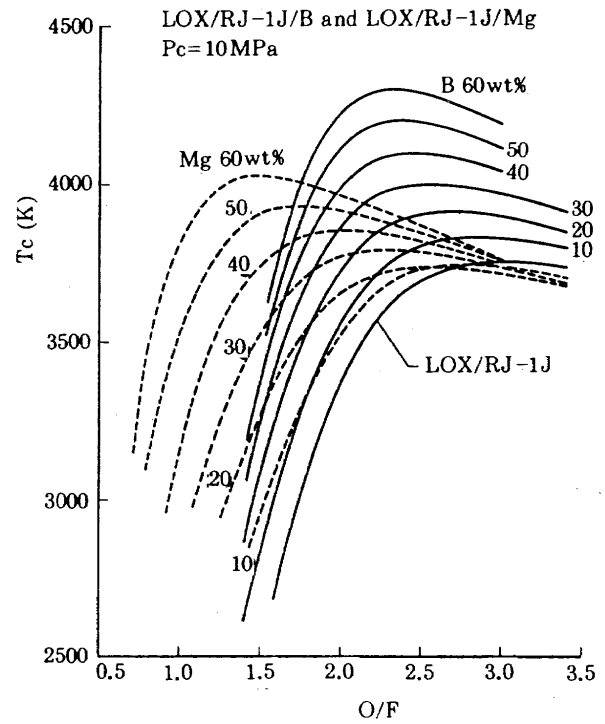


図 2-b LOX/RJ-1J/B, LOX/RJ-1J/Mg の  
燃焼ガス温度

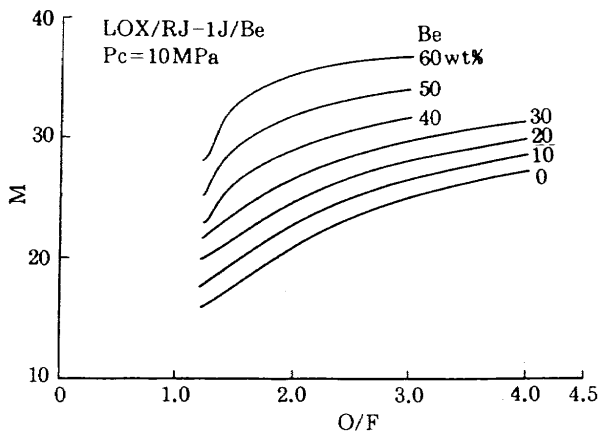


図 3-a LOX/RJ-1J/Be の平均分子量

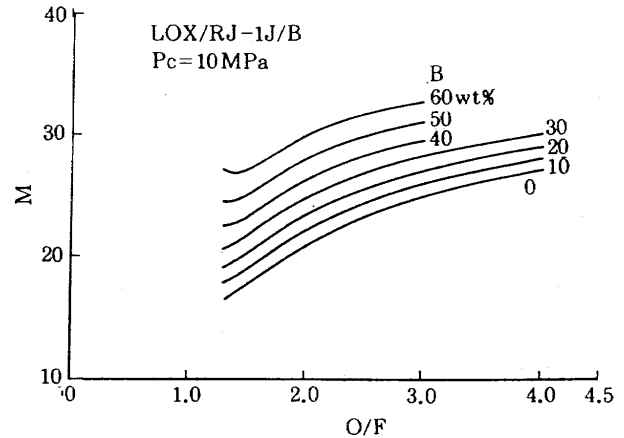


図 3-c LOX/RJ-1J/B の平均分子量

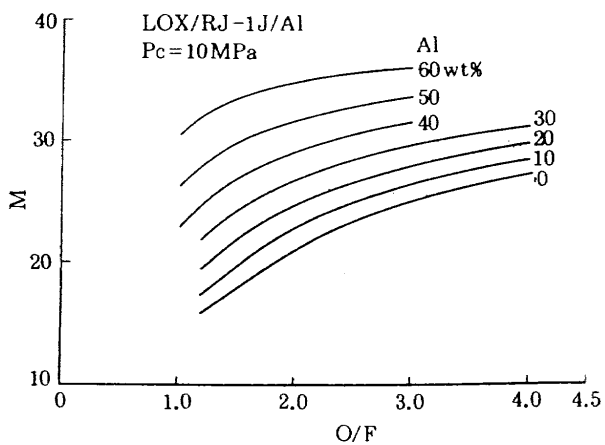


図 3-b LOX/RJ-1J/Al の平均分子量

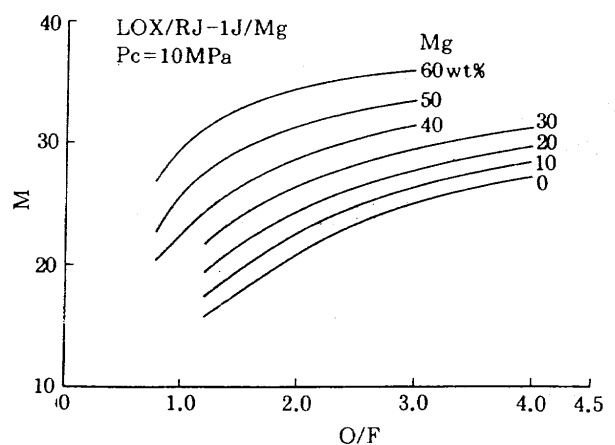


図 3-d LOX/RJ-1J/Mg の平均分子量

生成ガスの平均分子量を示す。横軸は混合比を表す。図3-a~図3-dは添加金属がBe, Al, B, Mg の平均分子量であり混合比が増加するにつれて平均分子量が増加する。

## 2) 真空比推力

図4に  $P_c=10\text{ MPa}$ 、ノズル開口比  $A_e/A_t=50$  での真空比推力 ( $I_{sp,vac}$ ) を混合比に対して示す。Be添加の場合には  $I_{sp,vac}$  の絶対値が増加し、約30 Wt% 添加で最大となり40%以上では低下する。

Al 添加では添加量が50 Wt%までは  $I_{sp,vac}$  の最大値が無添加の値とほぼ同一であり、Bでは添加量30 Wt%までの最大値は変わらない。Mg は添加量の増加に伴い  $I_{sp,vac}$  は低下する。

## 3) 密度比推力

図5に金属添加量50 Wt%での密度比推力 ( $\bar{\rho} \times I_{sp,vac}$ ) を混合比に対して示す。ここで  $\bar{\rho}$  は推進薬の平均密度を基準密度との比  $\bar{\rho} = \rho_{av} / \rho_{ref}$  で表した。なお、 $\rho_{ref}$  の基準密度として  $\rho_{ref} = 10^3 \text{ kg/m}^3$  とした。

この図において、AlおよびBe添加による  $\bar{\rho} \times I_{sp,vac}$  の値が最も高く、無添加の場合に比べ約14%向上する。BおよびMgにおいてもそれぞれ10%、5%の向上があり、飛翔体の小型化に寄与する密度効果は大きいといえる。

固体推進薬へ金属を添加し、発熱量を増して性能向上が図られていることは第1章で述べたが、Beは毒性を有することから実際にはAlが用いられている。このほか、図2-bに示したようにBはBeに次いで単位体積当りの酸化熱が高く添加金属としては有望の様に思われる。

Bはミサイル用ラムジェットエンジンの固体燃料への添加金属として研究されているが、Bの難燃性のために、添加率を増すと、ある一定量のBしか燃焼せず、期待される性能が発揮されないことが報告されている<sup>7)</sup>。Bは融点がAl, Mg等と比較して2,450Kと高く、さらに実用エンジンでは沸点(約3,930K)近くの温度へは到達困難な場合が多いため、Bの有効性が発揮されないことによるものである。

本報ではこれまで述べた理由により、固体系推進薬で一般的なAlについて、ケロシン系燃料に添加した場合の燃焼特性について実験的に調べる。

## 3. 実験装置および実験方法

本実験は航空宇宙技術研究所角田支所の液体水素要素試験設備の高圧テストスタンドを使用した。燃料供給ラインに金属粉を添加、供給するラインを追加した。酸化剤には液体酸素(一部酸素ガスを使用)を使用し、燃料にはRJ-1Jを使用した。添加金属粉はアルミニウム粉を使用した。

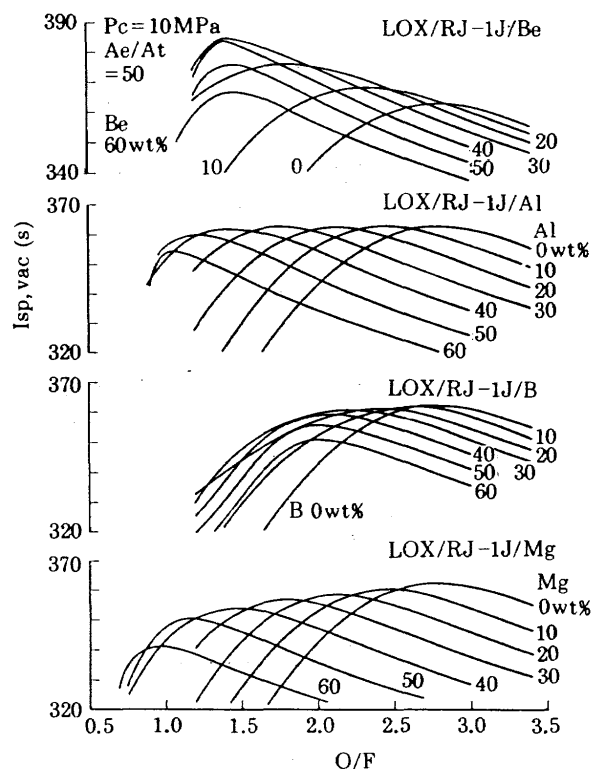


図4 真空比推力

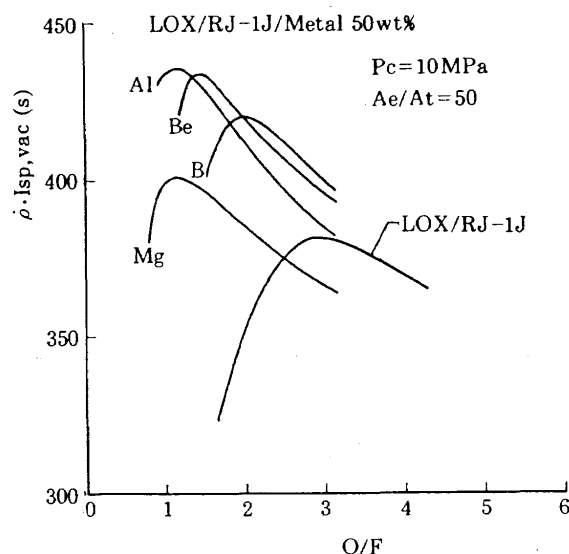


図5 真空での密度比推力

### 3.1 燃焼試験装置

図6に液体酸素・RJ-1J(金属粉添加)燃焼試験設備の系統図を示す。

液体酸素はヘリウム(又は酸素ガス)で加圧され、遮断弁、流量計、主弁を経て、燃焼器に供給される。

一方、燃料のRJ-1Jは窒素ガスで加圧され、遮断弁、流量計、調量弁1、主弁を経て、燃焼器に供給される。

燃料に添加する金属粉の供給は燃料供給ラインの調量弁1に並行して調量弁2と金属粉供給ボトルを設置した。金

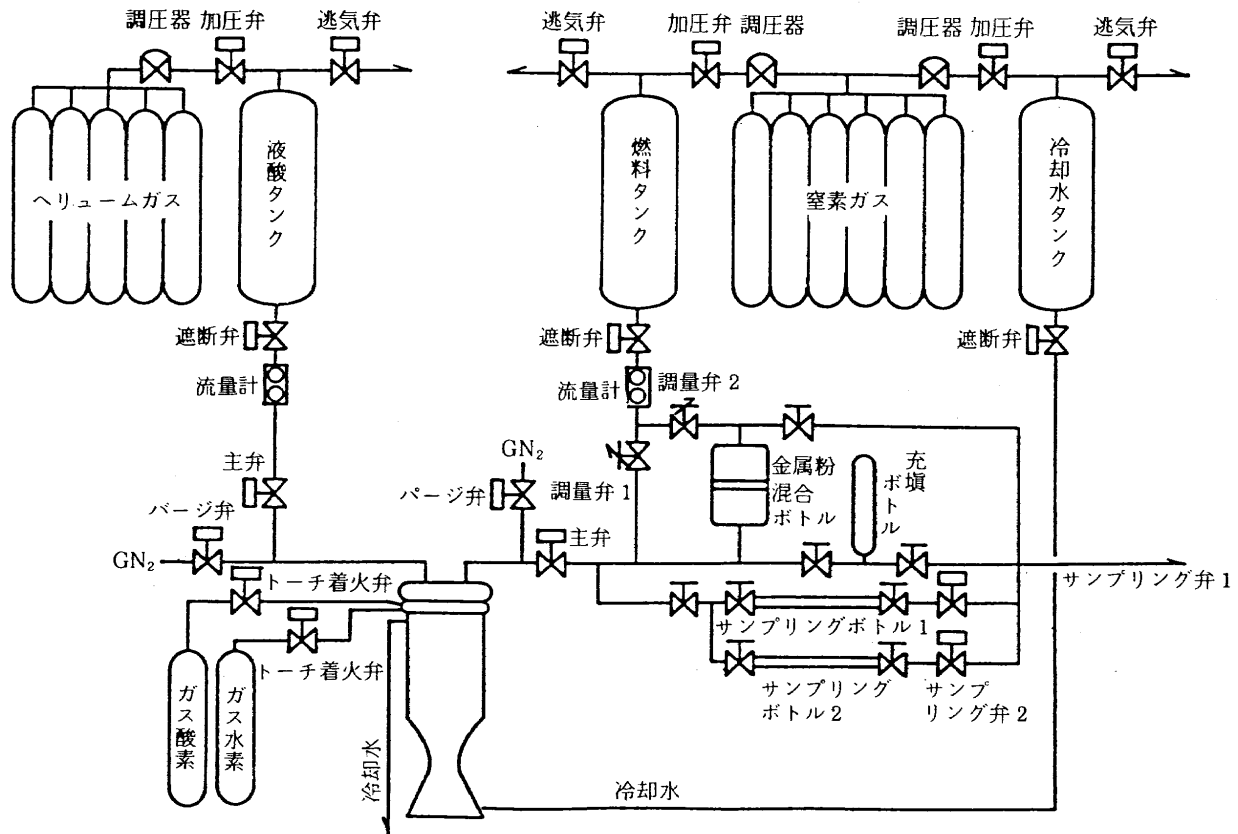


図6 試験設備系統図

属粉は RJ-1J と混合した状態で、このボトルに充填されている。金属粉供給ボトルの構造は隔壁のあるボトルであり、縦形に設置した。上部から燃料タンクより圧送された RJ-1J の一部が調量弁 2 を経由し供給され、あらかじめ充填されている金属粉混合液を押し出し、安定した濃度の混合液を供給する。

金属粉供給ボトル内に隔壁がない場合には混合液を押し出すためにボトル上部から供給される RJ-1J が直接出口に向かって流れ、金属粉添加率が時間とともに変化し、安定した濃度の混合液を供給することが出来なかった。

金属粉混合液の流量は調量弁 2 によって調整され、燃料の RJ-1J は調量弁 1 によって調整される。調量弁 1 と調量弁 2 の調整によって燃焼器に供給される金属粉添加率の濃度を制御した。

金属粉供給ボトルへは重量比で金属粉が約 20% に調整した混合液を充填した。

このボトル内での濃度は、透明な容器での予備試験によれば、10 分程度の経過によって、金属粉と燃料とが混合している混濁層と非混濁層との境界が約 1/3 の高さに安定するため、混濁層は約 60% 濃度の混合液になっているものと推定される。従って、前述の金属粉供給ボトルからは実際にはボトルの底部のみに溜まった混濁層が用いられるため、約 60% 濃度の混合液が供給されるものと考えられる。

燃焼器に供給される燃料の金属粉の割合は燃焼試験の着

火直前と停止直後にサンプリング弁 1、2 を開閉することによりサンプリングボトル 1、2 に混合液をそれぞれ採取し、燃焼試験終了後、RJ-1J と金属粉の重量を測ることによって求めた。

### 3.2 添加金属粉

本実験で使用したアルミニウム粉末は、アトマイズ法で製造されたものであり、このアルミニウム粉末の純度は、99.36 Wt% でその平均粒径（累積重量分布 50% での粒径）は  $3.08\mu\text{m}$  と  $1.9\mu\text{m}$  を使用した。図 7-a には  $3.08\mu\text{m}$  の粒度分布を、図 7-b には  $1.9\mu\text{m}$  の粒度分布を示す。

### 3.3 噴射器

噴射器は単一要素からなる噴射器であり、噴口径及び噴射形式の異なる 3 種類用いた。

噴射器 1（以後 i-1 型）と噴射器 2（以後 i-2 型）は中央に液体酸素の噴口を、両端に 2 個の燃料噴口を配した 3 噴流衝突型の F-O-F 型の噴射器である。燃料噴口は、i-1 型においては 40 度、i-2 型においては 65 度の衝突角度をもって液体酸素と衝突し、液体酸素、RJ-1J を微粒化し、各々混合する。図 8 にその詳細図を示す。

i-2 型は i-1 型に比べ衝突角度を深くとり、液体酸素、燃料の微粒化及び混合の促進を図ったものである。

噴射器 3（以後 i-3 型）は酸化剤として酸素ガスを使

用する噴射器で、中央から酸素ガスを噴射し、それを覆うようにして RJ-1J が噴射される同軸型の噴射器である。図 9 にその詳細図を示す。

i-3 型の特徴は燃料の微粒化が i-1 型、i-2 型に比べ格段に優れている点である。

### 3.4 燃焼器

試験に用いた燃焼器は平行部とスロート部に分かれる 2

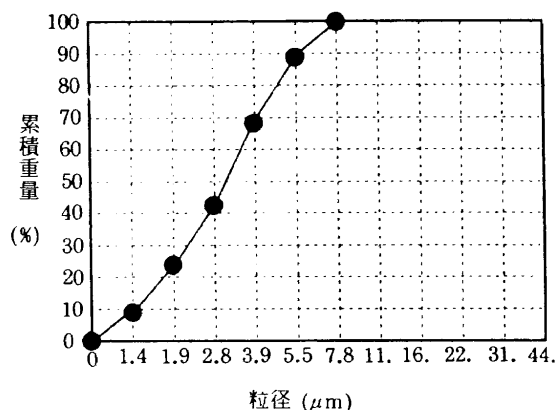


図 7-a 3.08 μm のアルミニウム粉末の粒径分布 (累積)

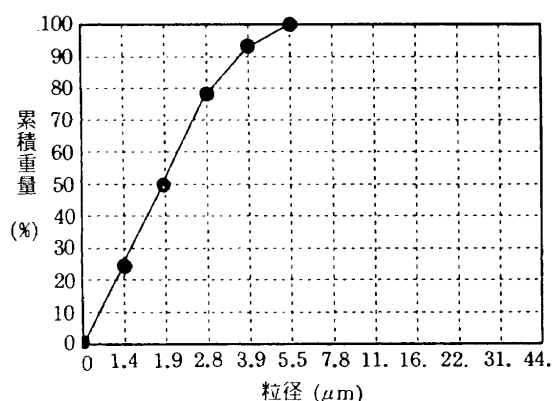


図 7-b 1.9 μm のアルミニウム粉末の粒径分布 (累積)

分割型水冷却式燃焼器であり、更に噴射器と平行部の間にリング式のトーチグナイターを配した構成になっている。図 10-a にその燃焼器の詳細図を示す。

燃焼器の冷却通路は周方向に 3 分割され、冷却水は独立に燃焼ガスの流れ方向と逆の方向に流れ燃焼器内筒外壁面を冷却する。また、冷却通路の燃焼側壁面は鋸歯状になっ

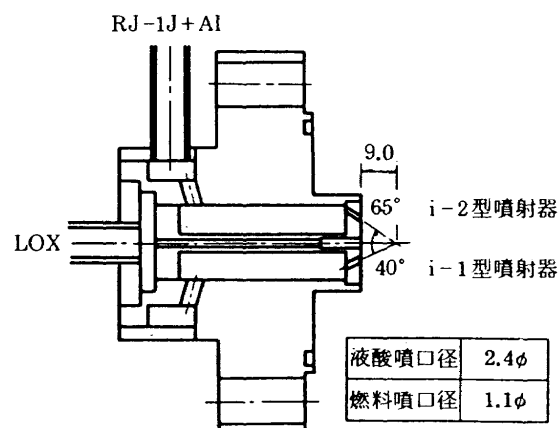


図 8 噴射器 i-1 型、i-2 型詳細図

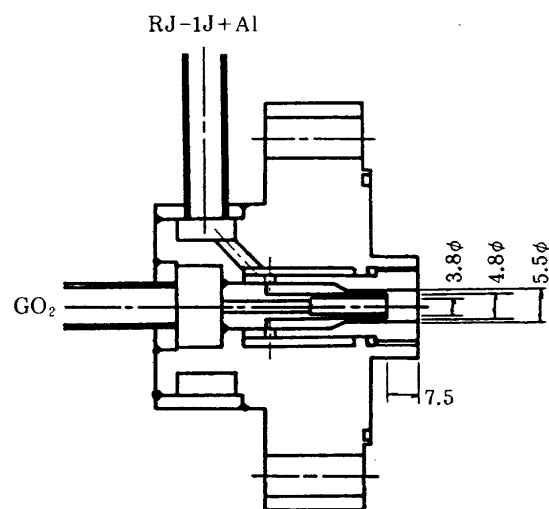


図 9 噴射器 i-3 型詳細図

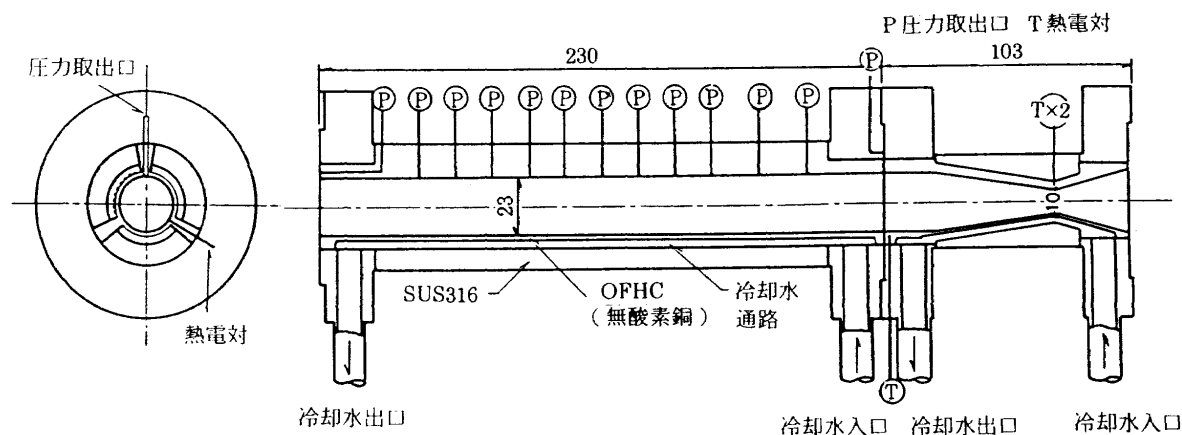


図 10-a 燃焼器詳細図



ており冷却水との接触面積を増加させ、燃焼器の冷却能力を向上させている（図10-b参照）。

平行部の燃焼室内径は23mm、長さは230mmである。スロート部は長さ20mmの平行部と50mmの収縮部、30mmの拡大部よりかなり全体の長さは100mmである。スロートの内径は10mmである。燃焼器全体の平行部の長さはトーチイグナイターを含め260mmである。

平行部には長手方向に14箇所静圧測定口を設けた。

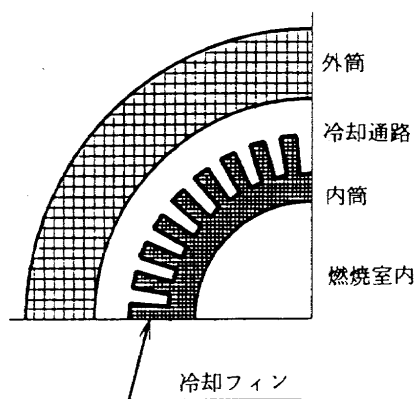


図10-b 冷却部拡大図

表1 燃焼実験条件

燃 焼 圧 力	4 (MPa)
混 合 比	1.7~5.2
全推進薬流量	約150g/sec
Al 添 加 率	1~15 wt%

平行部の上流に配置するトーチイグナイターは酸素ガスと水素ガスを点火プラグによって着火させ、強力なトーチを作り、液体酸素（酸素ガス）とRJ-1Jの点火を確実なものとした。図11にトーチイグナイターの詳細図を示す。

### 3.5 燃焼条件

本実験の実験条件は燃焼圧力が4MPa、混合比(O/F)が1.7~5.2、全推進薬流量が約150g/sec、金属粉添加率が1%から15%である。これら条件を表1に示す。

## 4. 実験結果・考察

### 4.1 燃焼性能及び燃焼安定性

本実験では各噴射器ともAl粉を添加しない場合の燃焼特性をベースデータとして取得し、次に金属粉添加のデータを取得した。

図12と図13はi-1型、i-2型噴射器とi-3型噴射器の混合比に対する特性速度 $C^*$ をAl添加の有無について示したものである。実線はAlが無添加と添加率が10%、20%の理論計算値である。i-1型及びi-2型噴射器においてはAl添加による特性速度の向上はみられず、むしろ降下の傾向にある。しかし、i-3型噴射器においてはO/Fが2.5以下ではAlの添加による特性速度の増加は見られないが、O/Fが2.5以上においてはAl添加による特性速度の増加がみられる。使用したアルミニウム粉末は $3.09\mu\text{m}$ である。

次に図14は噴射器i-1型での混合比(O/F=LOX流量/(RJ-1J+Al)流量)に対する特性速度効率( $C^*$ 効率 $\approx$ 燃

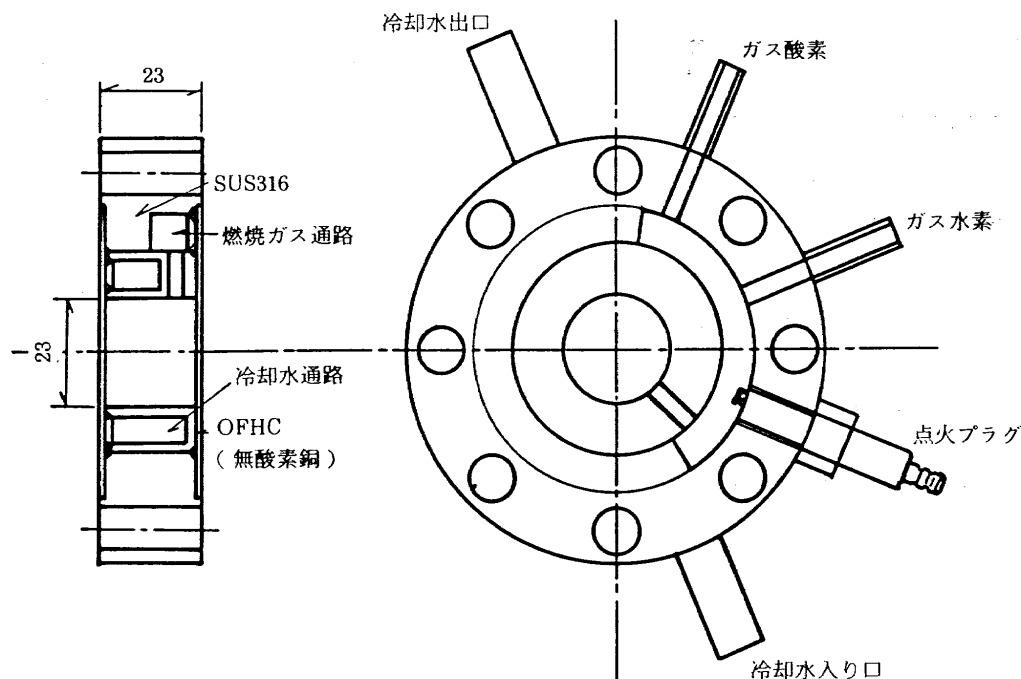


図11 トーチイグナイター詳細図

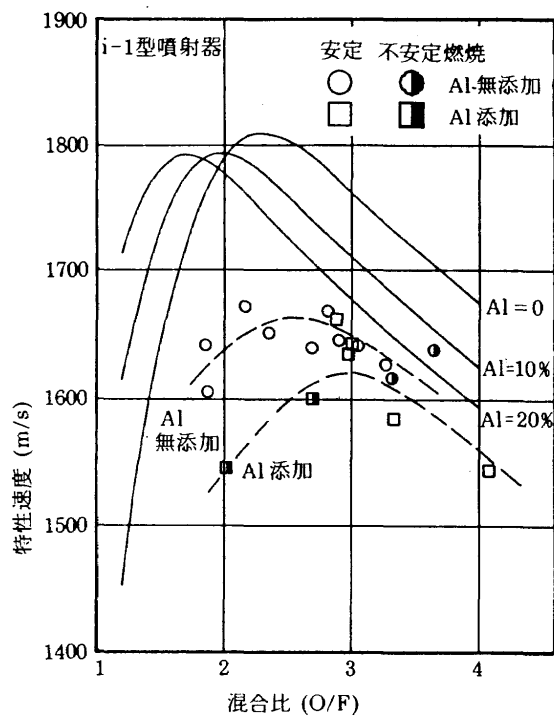


図12 i-1型, i-2型噴射器の  $\text{LO}_2/\text{RJ-1J}/\text{Al}$  の混合比に対する特性速度

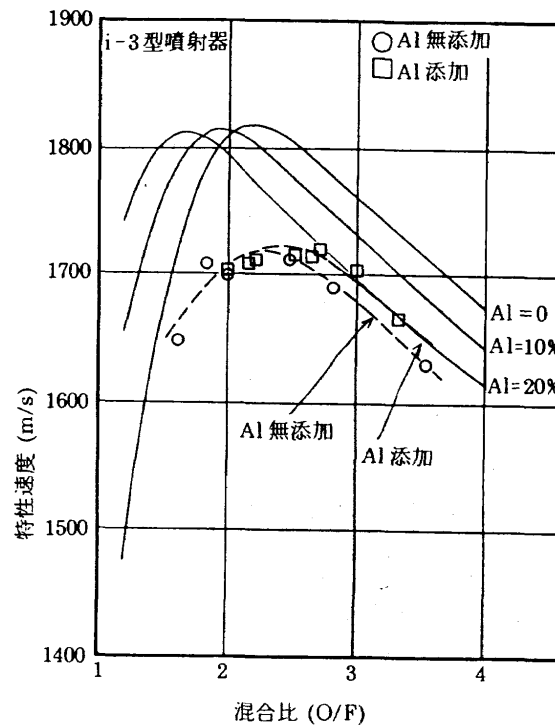


図13 i-3型噴射器の  $\text{GO}_2/\text{RJ-1J}/\text{Al}$  の混合比に対する特性速度

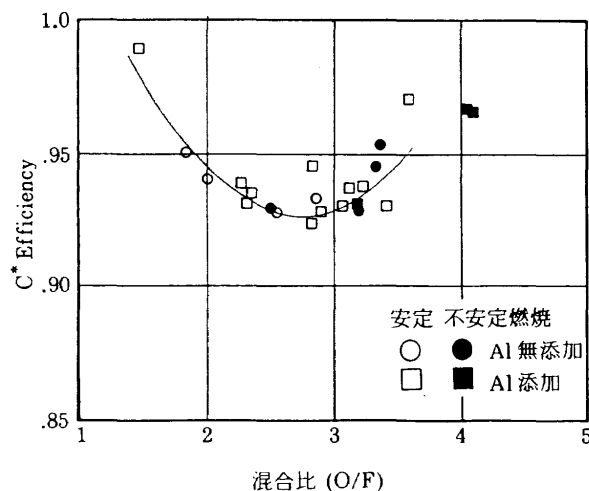


図14 i-1型噴射器の混合比に対する特性速度効率

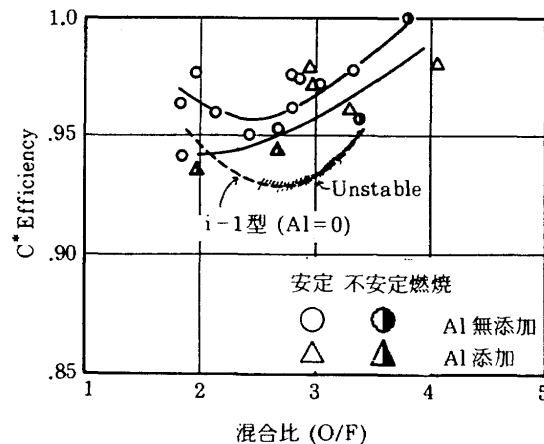


図15 i-2型噴射器の混合比に対する特性速度効率

焼効率)をAl添加の有無, 及び安定, 不安定燃焼の場合について示す。

図14より, i-1型噴射器ではAl添加による $C^*$ 効率への有意な効果は見られない。このことはAl添加による燃焼生成ガス温度の高温化による炭化水素燃料の燃焼性促進を図るという効果は表れておらず, 期待通りの結果とはなっていない。

図15にi-2型噴射器の混合比に対する $C^*$ 効率をAl添加の有無について示す。i-2型噴射器はi-1型噴射器に比べ燃料の衝突角度が深いため, RJ-1J, 液体酸素の微粒化が促進され, 燃焼効率の向上が期待できる。

まず, Al添加の無い場合には同じ衝突形式であるi-1型に比べ, 混合比の全般にわたり $C^*$ 効率の向上があり( $\text{O}/\text{F} \approx 2.5$ で約+3%), 更に安定燃焼混合範囲がi-1型噴射器の $\text{O}/\text{F}$ の上限が2.3に対し, i-2型噴射器は3.8に拡大している。

しかし, Al添加をした場合には $C^*$ 効率の向上は得られておらず, むしろ1%~1.5%低下している。

燃焼安定化については,  $\text{O}/\text{F} = 4.2$ までの高い混合比に対して効果があるものの, 2.8以下の低い混合比では不安定燃焼となる。更に, 衝突運動量の増加に伴う噴射面への推進薬のはね返りに起因すると考えられる噴射面の焼傷が

発生し、Al 添加の目的には合わないものであることが分かった。

i-2 型噴射器ではアルミニウム粒径の影響も調べる目的から  $1.9\mu\text{m}$  を主として使用し、 $3.08\mu\text{m}$  と比較したが、アルミニウム粒径の大きさによる影響は無視しえることが分かった。

これまで調べた衝突型噴射器は、LOX/H<sub>2</sub> 燃焼に用いられるガス状推進薬を利用する気液同軸型噴射器に比べて一般に微粒化特性が悪いため、燃料液滴に含まれる Al 粉の燃焼が不完全に終わることが推定される。

これは付録で述べる Wong<sup>9)</sup> らのアルミ粉を含むケロシン系燃料の単一液滴の実験から説明されるように、燃料液滴に含まれる Al の燃焼を引き起こすためには、燃料噴霧の粒径が十分に小さいことが必要条件と考えられることによるものである。

従って、i-3 型噴射器は燃料噴霧の微粒化特性を向上させるために液体酸素の代わりに常温の酸素ガスを用いた。

これは燃焼器の冷却を液体酸素によって行う再生冷却を想定した噴射器である。Al 粉末は平均粒径、 $1.9\mu\text{m}$  を使用した。

図16は i-2 型噴射器と i-3 型噴射器による RJ-1J の微粒化の平均粒径の計算結果を比較して示す。この様に酸化剤に酸素ガスを使用することにより、RJ-1J の微粒化が大幅に向上する。但し、i-2 型噴射器においては 3 噴流衝突型の粒径計算式が見あたらないため 2 噴流衝突の式を用いた。また、i-3 型噴射器については気液噴射弁に対する棚沢の式<sup>8)</sup>を用いた。図より、O/F が 2.8 で RJ-1J の平均粒径は i-2 型噴射器が約  $240\mu\text{m}$  であるのに対し、i-3 型噴射器では約  $45\mu\text{m}$  と約 1/5 となり、微粒化は大幅に改善されており RJ-1J 及び液滴に含まれる Al 粉の燃焼性能の向上が期待できる。

図17に i-3 型噴射器の混合比に対する C\* 効率を Al 添加の有無について示す。酸化剤に酸素ガスを使用したことにより微粒化特性が改善され、Al 添加の無い場合には i-2 型噴射器に比べ O/F < 3.3 の範囲の高い C\* 効率となった (O/F = 2.5 で約 +2% の増加)。

一方、Al 添加によって O/F > 2.3 の範囲で C\* 効率の改善が見られ、特に O/F > 2.7 では 100% の C\* 効率を得られた。更に、Al 添加の有無によらず全ての実験範囲で安定燃焼が行われた。

次に Al 粉添加による燃焼安定化効果について述べる。Al 粉を含まない LOX/RJ-1J の実験で観察された燃焼振動は約 2 kHz の高周波であり、燃焼室長手方向一次の音響的振動モードに一致する周波数である。図18に LOX/RJ-1J の振動燃焼解析結果の例を示す。基本周波数は 1,950 Hz でその 2 次、3 次及び 4 次の高周波が含まれている。これに対して Al 9.8 Wt% 添加し、燃焼安定化した場合の周波

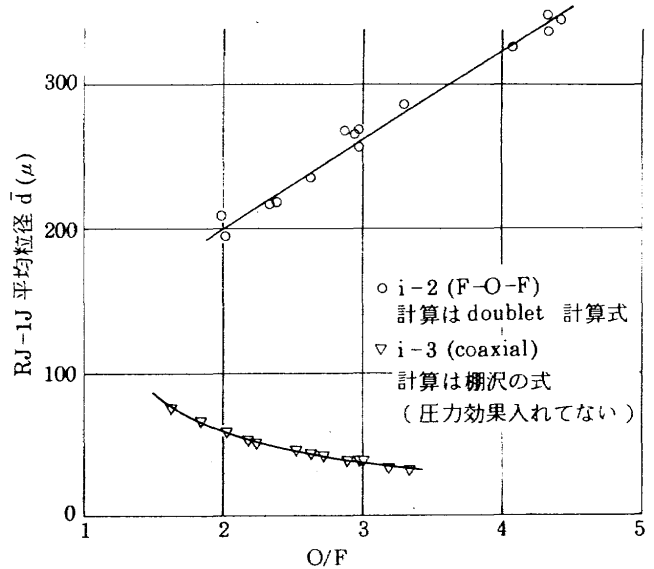


図16 i-2型、i-3型の RJ-1J の平均粒径

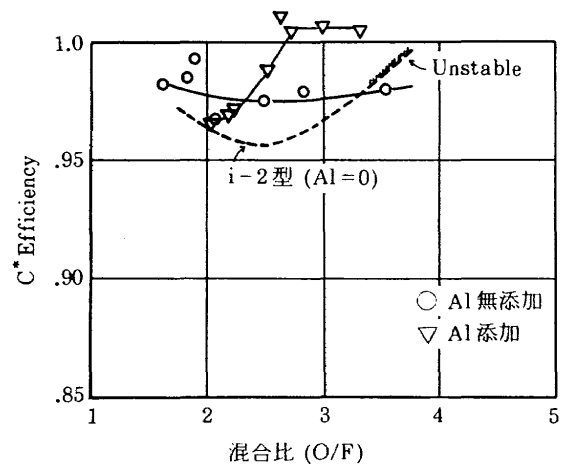


図17 i-3型噴射器の混合比に対する特性速度効率

数解析結果を図19に示す。明らかに燃焼室形状に共振する周波数成分は減衰されている。このように Al 粉添加は燃焼の安定化に顕著な効果を示した。図20は i-1 型噴射器の Al 添加率を変化させた場合の安定-不安定燃焼範囲を示す。横軸には O/F、縦軸は Al 添加率を示す。したがって横軸は Al 添加のない LOX/RJ-1J の燃焼の場合を示す。

LOX/RJ-1J の燃焼条件では O/F がおよそ 2.4 以下では安定燃焼、3.2 以上では高周波振動が発生する不安定な燃焼となり、2.4~3.2 の範囲においては燃焼開始時は安定燃焼であるがその後不安定燃焼に移る遷移領域とみられる。

O/F が 2.4 以上の不安定燃焼領域に於て Al 添加率を数パーセントから十数パーセントまで増加させることによって、安定燃焼に移ることが図からわかる。

図21に i-2 型噴射器の場合の安定-不安定燃焼範囲を示す。i-2 型噴射器は Al 無添加では O/F が 3.3 近傍までは安定燃焼領域であるが、3.3 を超える領域では不安定燃焼領域または安定燃焼と不安定燃焼の共存する遷移領域に入る。Al を添加する添加率 9% で、安定領域は O/F が 4.5

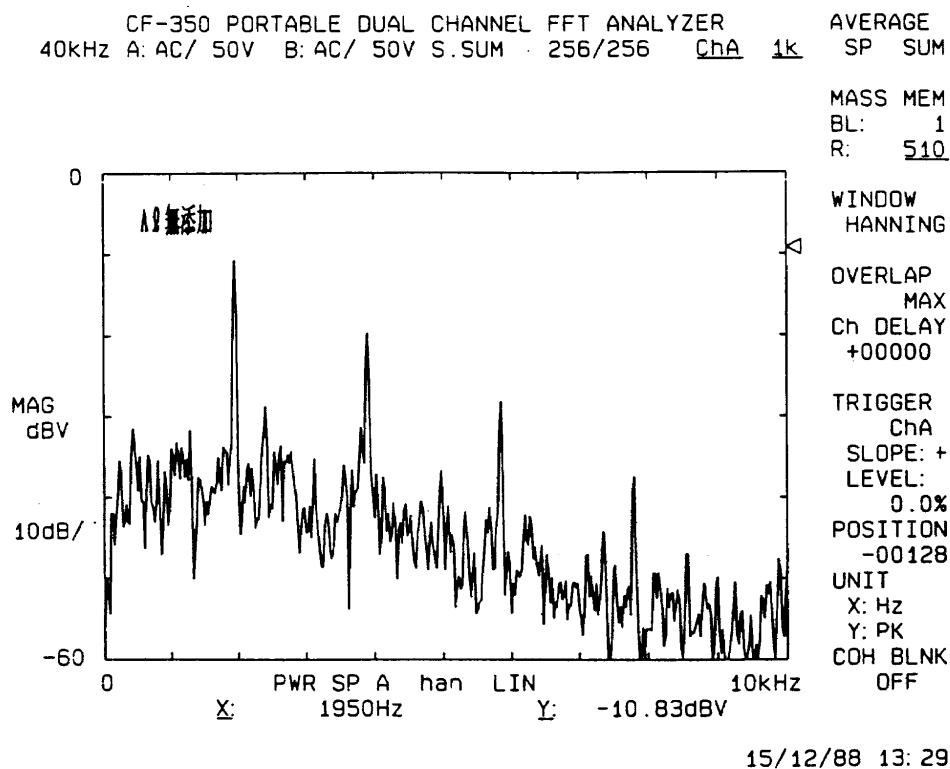


図18 Al無添加の燃焼試験振動解析

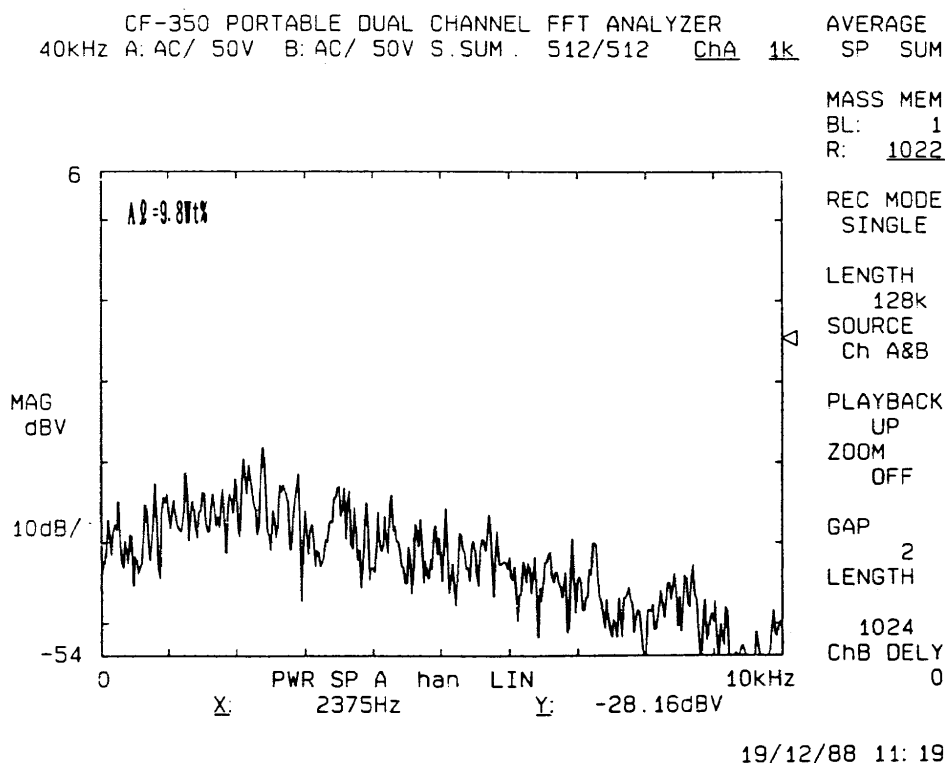


図19 Al添加の燃焼試験振動解析

の範囲まで広がることかわかる。

一方、酸素ガスを用いた同軸型噴射器(i-3型)では図22に示す様に全ての混合比範囲に対して、Al添加の有無にかかわらず安定燃焼を行った。

#### 4.2 考察

燃焼性能については Wong<sup>9)</sup>のアルミーケロシンスラリ一単一液滴の燃焼メカニズムより分かるように、添加されたAl粉の燃焼が有効におこなわれるためにはまずAl粉をつつむケロシン燃料が完全に燃焼する必要がある。従って、

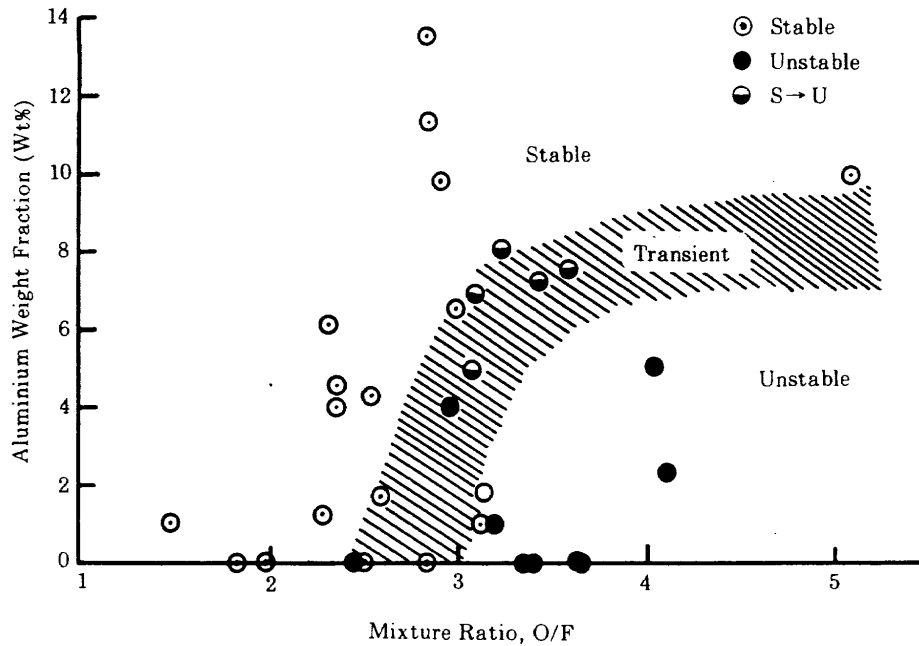


図20 i-1型噴射器の安定、不安定燃焼領域

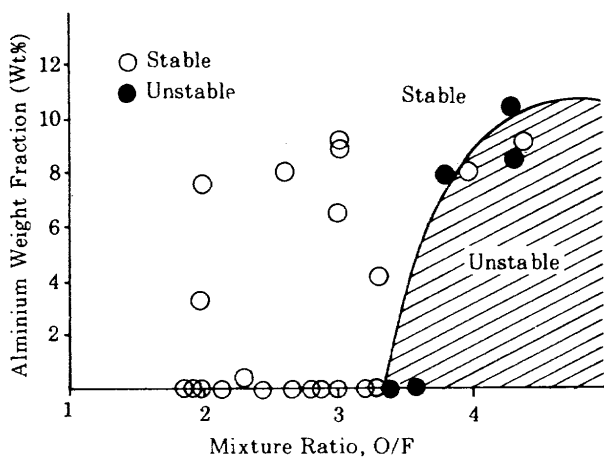


図21 i-2型噴射器の安定、不安定燃焼領域

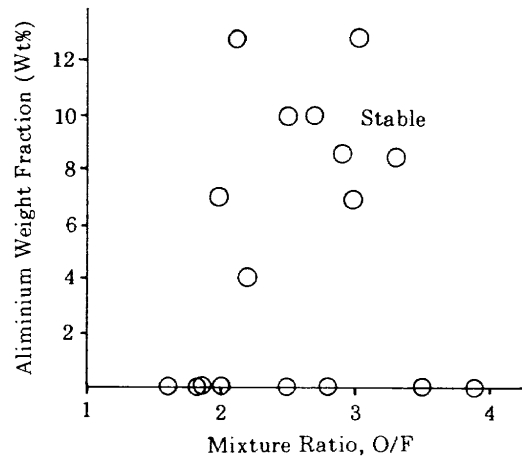


図22 i-3型噴射器の安定、不安定領域

i-3 型噴射器のように燃料の微粒化の優れた噴射形式であることが前提となる。

ケロシンの燃焼によって加熱された Al 粉は融点に達し、急激な Al 蒸気相の拡散燃焼が行われ液酸 / ケロシン系の燃焼で行われる燃焼温度よりも高い燃焼ガスを生成し、これによって更にケロシンの蒸発、燃焼を促進させる相乗効果が得られるものと考えられる。

図17の i-3 型噴射器で、Al 粉添加によって無添加の場合に比較して約 2.5% の  $C^*$  効率の増加が得られ 100% 近い  $C^*$  効率を得られることは Wong の燃焼メカニズムに一致しており、著者らが意図した様に Al 粉添加による燃焼生成ガス温度の高温化による炭化水素燃料の燃焼促進効果が得られることになる。

燃焼安定化については以下に述べる燃焼メカニズムによ

るものと考えられる。すなわち、燃焼室内長手方向の燃焼状態を知るため図23に示すような燃焼室長手方向静圧分布の測定を行った。横軸は噴射面からの距離、縦軸は噴射面の静圧を基準とした各測定位置での差圧を、燃焼が完全に行われたと仮定した理論的ガス組成に基づく燃焼ガス動圧で無次元化した値である。これらの静圧分布から反応量の算出が可能であるが、第一次近似として静圧降下割合の急激な領域は燃焼反応が急速に行われる領域に対応すると言える<sup>10)</sup>。図23に示した様に Al 粉添加のない LOX/RJ-1J の燃焼 ( $O/F=1.82\sim 2.85$ ) の場合には噴射面近傍で静圧降下割合が多く、下流へ行くに従ってその勾配は徐々に減少する。一方、Al を添加し、その添加率が比較的大きい場合 ( $Al=11.3\text{ Wt\%}$ ,  $O/F=3.82$ )、静圧降下開始点は前者と比べて下流へ移動し、その後はほぼ一定な勾配で静圧が降下

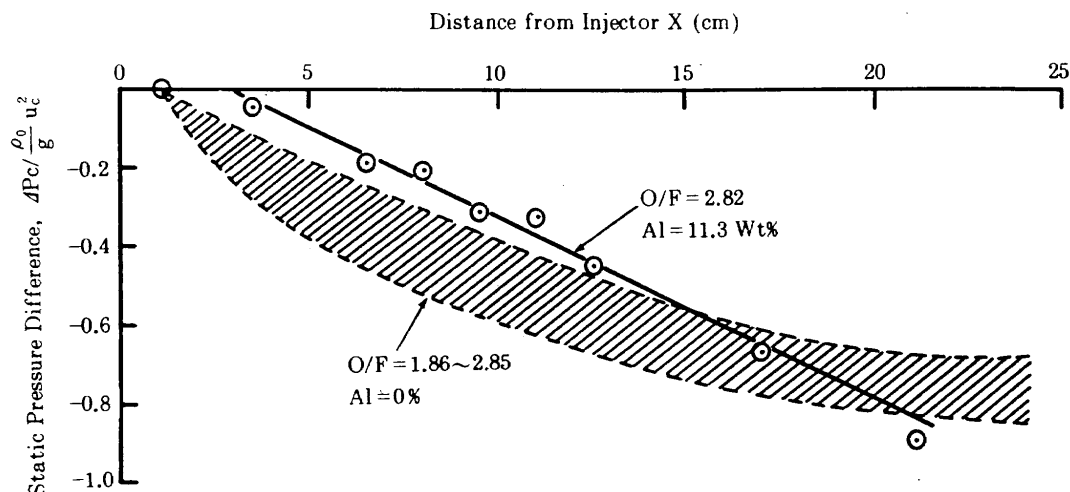


図23 燃焼室長手方向静圧分布

する。従って、Al 添加がない場合は、燃焼が盛んに行われる領域が噴射器近傍に存在し、それ以降は比較的ゆるやかな反応状態になっていると考えられるが、Al を添加し、その添加率が多い場合には燃焼器の長手方向全般にわたって、ほぼ一定割合で燃焼反応が進行するものと見なせる。この圧力勾配の変化量を燃焼ガス発生速度と呼ぶこととし、模式的に図24に示す。このように Al 添加率によって燃焼反応の進行状態は変化することが分かる。燃焼ガス発生速度の模式図からわかるように、Al 添加のある場合には燃焼反応が盛んに行われる領域は一カ所に集中することなく、燃焼室全般にわたって反応が進行するものと見ることが出来る。

このように、燃焼領域が分布を持つことによって燃焼安定化が得られることは、Crocco の燃焼遅れ時間を原因とする振動燃焼理論<sup>11)</sup>を基にした Philippart らの理論解析<sup>12)</sup>によっても示されている。彼らは LOX/Methane エンジン（燃焼直径144mm、平行部長さ240mm、燃焼圧力15MPa）を想定し、燃焼反応領域に分布を与えた条件（燃焼室長さ1/2 長さに渡って燃焼分布を仮定）では、そうでない場合と比較して1T+1L（1T：接線方向一次モード、1L：長手方向一次モード）の振動燃焼に対して著しく安定化するという理論解析結果を示している。このことから Al 粉添加は燃焼安定に対して、著しい効果があるものと言える。

## 5. ま と め

炭化水素燃料に金属を加えることにより推進薬の比推力の向上及び密度比推力の増大を図ることができる。本報では LOX/RJ-1J の燃焼において Al 粉末を添加することによって、燃焼特性の改善、すなわち燃焼性能の向上及び燃焼安定化効果を得ることが出来た。結論を以下に示す。

1) 炭化水素に金属を添加し比推力の絶対値の増大を図る観点からは、Be, Li が挙げられるが Be は毒性を有する

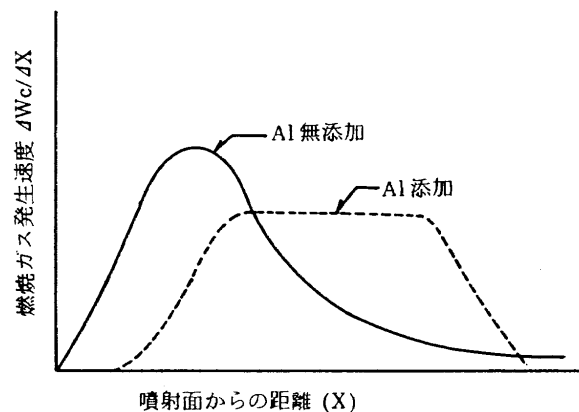


図24 燃焼ガス発生速度模式図

こと、また Li は密度が小さく推進薬平均密度を下げてしまうためいずれも実用的とはいえない。一方、推進薬の密度比推力の増大を図る観点からは Al, Mg, B 等が有望である。

2) 炭化水素燃料に Al 粉を添加することによって燃焼効率 ( $C^*$  効率) の向上が可能であることが実験により示された。

3) Al 添加は炭化水素の燃焼安定化に顕著な効果を示すことが実験的に明かとなった。

4) 2), 3) の結論をもとにして炭化水素に金属を添加することによって燃焼反応領域を制御し、炭化水素の高効率燃焼と安定燃焼の両立を図ることが可能であると考えられる。

5) LOX/ケロシンエンジンで液体酸素冷却再生エンジンを想定すれば、酸素はガス状で噴射器に供給されるので気液同軸型噴射器が使用でき、炭化水素燃料の微粒化は大幅に向上される。従って Al 粉添加による効果を最大限発揮できるエンジンを構成することが可能となる。

## 参 考 文 献

- 1) Pinns, M. L. et al : NACA research on Slurry Fuels, NACA Report 1388 (1958).
- 2) Loftus, H. J : Application of High Density Nitric and Oxidizer and UDMH with Silicone Fluid Additive Fuel to the AGENA Rocket Engine, AIAA Paper, No.71-736 (1971).
- 3) 毛呂明夫, 鈴木和雄 : 高性能推進薬の研究—酸素・リチウム・水素プロペラント, 航空宇宙技術研究所報告, TR-635 (1980).
- 4) Zurawski, R. L. : Current Evaluation of the Tripropellant Concept, NASA Tech. Paper 2602 (1986).
- 5) 佐藤和雄, 毛呂明夫, 八柳信之, 坂本 博 : 液体酸素 / 高密度炭化水素 / 金属系ロケットエンジンの理論性能, 航空宇宙技術研究所資料, TM-659 (1993)
- 6) 毛呂明夫, 鈴木和雄 : ロケットプロペラントの理論性能—他項近似法による表示, 航空宇宙技術研究所資料, TM-293 (1976).
- 7) 松本弘道, 安達勝美 : ロケットラムエンジンの燃焼性能について, 防衛庁技術研究本部報告, 技報-946 (1986).
- 8) 液体の微粒化講習会テキスト (1990), pp.79-87, 燃料協会液体微粒化部会.
- 9) Wong, S. C. and Turns, S. R. : Ignition of Aluminum Slurry Droplets, Combust. Sci. Tech., 52 (1987), pp.221-242.
- 10) 八柳信之ほか : 液体酸素・ガス水素ロケットの燃焼状態の計算, 航空宇宙技術研究所報告, TR-472 (1976).
- 11) Crocco, L. and Cheng, S. : Theory of Combustion Instability in Liquid Propellant Rocket Motors, Butterworths Scientific Publ., 1956.
- 12) Philippart, K. D. and Moser, M. D. : Stability Analyses of Liquid Oxygen/Methane Injectors Using Currently Available Analytical Tools, AIAA Paper-88-2851 (1988).
- 13) Feath, G. M. : Status of Boron Combustion Research, 21th JANNAF Comb. Meeting, Vol.1, 1984, pp.15-29.

## 付 録

## 1. アルミニウム / 石油系燃料スラリー液滴の着火, 燃焼機構

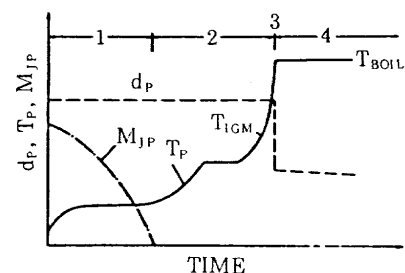
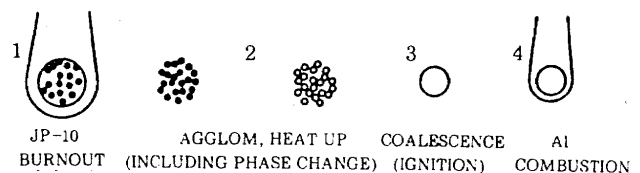
石油系燃料として JP-10 を用いた Al スラリー液滴の燃焼機構について Wong らの実験, 解析によれば, JP-10 はジェット燃料の一種で, 表 A1 にその物性値を示す。Wong らは JP-10, 55~58 Wt%, Al 含有率 35~43 Wt% スラリーの単滴 (500~1,000  $\mu\text{m}$ ) の着火遅れ時間および着火限界について, 大気圧下の高温ガス流れ場での実験を行い, 着火モデル化, 解析<sup>9)</sup>を行った。

図 A-1 に実験観察に基づく Al スラリーの着火, 燃焼モデル機構を示す。Al スラリー液滴の燃焼は 3 段階のプロセスで行われる。第 1 段階は JP-10 が燃焼してスラリー液滴を加熱する。この期間は液滴径はほぼ一定である。続く第 2 段階 (②から③) は JP-10 が燃焼し終えた後, Al のポーラス状集塊②が加熱され, Al の融点に達した時点で 1 個の液滴に合体し③, 着火する。第 3 段階 (④) で急激な Al 蒸気相の拡散燃焼が行われる。Al は表面に酸化膜 ( $\text{Al}_2\text{O}_3$ ) の融点 (約 2,300 K) 近くに達すると酸化膜の溶融, または機械的な破裂を生じる。従って, 着火の基準を  $\text{Al}_2\text{O}_3$  の融点とすれば妥当な着火遅れ時間の計算が可能となる。

図 A-2 に Al/JP-10 スラリー液滴の着火遅れ時間の測定

表 A1 炭化水素物性値

	JP-10	RJ-1J
密度, 15°C ( $\text{kg/m}^3$ )	939	852
粘度, 20°C (cSt)	3.5	9.7
析出点 (°C)	-70 以下	-50
水素量 (Wt%)	11.8	13.8
真発熱量 (kcal/l)	9,450	8,780

図 A-1 Al スラリーの着火, 燃焼モデル機構<sup>9)</sup>

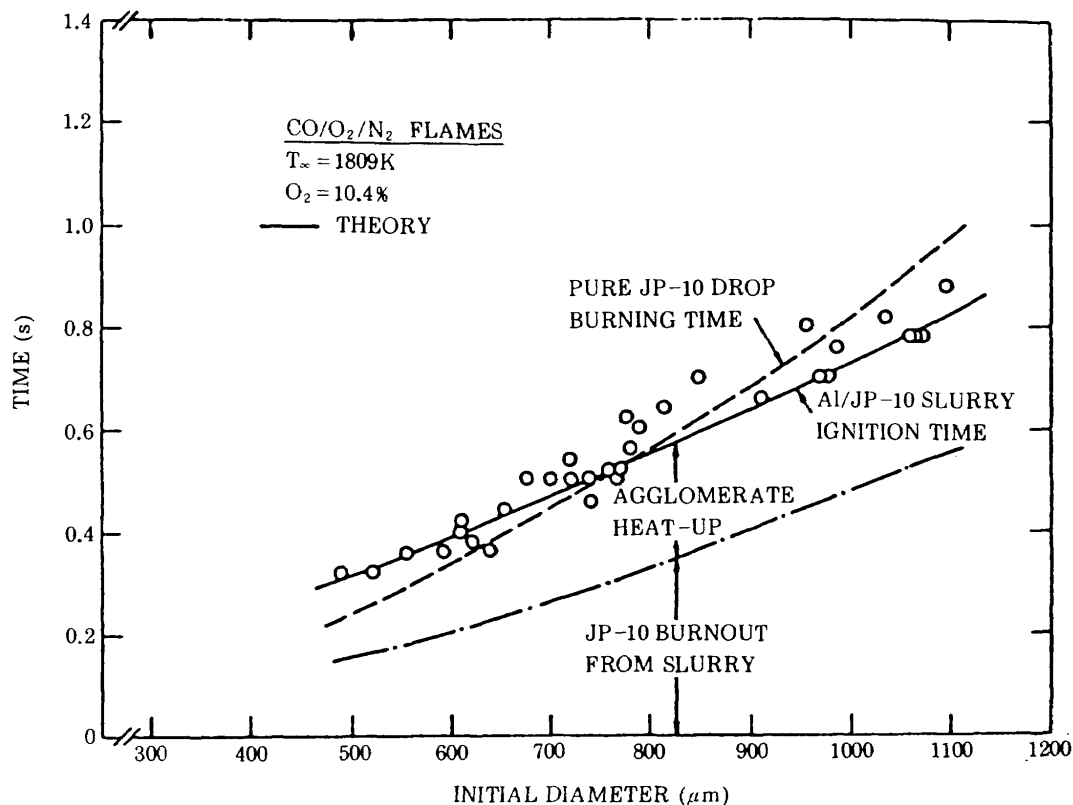


図 A-2 Al/JP-10スラリー液滴着火遅れ時間の実験値，理論値（文献13による）

値と計算値を示す。スラリーからJP-10が燃え尽きる時間（全着火時間の50～70%）と，Al粒子集塊が加熱される時間の和がAl/JP-10スラリー着火の遅れ時間と考えられる。この着火遅れ時間は純粋なJP-10液滴が燃焼完了に要する時間にはほぼ等しいものであることがわかる。

## 2. 燃焼効率の補正

実際のロケット燃焼器は燃料や酸化剤を冷却剤として使用し，燃焼器を冷却した後，推進剤として使用されるため燃焼器からの熱損失は回収され，熱損失は考慮する必要はない。水冷却燃焼試験においては，冷却水に奪われる熱は熱損失として燃焼効率の低下となって表れるため，実際に熱効率を求めるためにはその補正量を求めなければならない。

本来は燃焼圧，混合比によって補正量は異なるはずであるが本試験での水冷却燃焼器では燃焼器の熱流束増大による燃焼器破損を未然に回避するための壁温を測定する熱電対が一点付いているだけであるので，熱損失の補正は不可能である。

この熱損失補正量は無冷却燃焼器の燃焼実験前の温度  $T_1$  と燃焼実験終了後最大値を示す温度  $T_2$  の温度差より求められる。

燃焼試験による温度上昇  $\Delta T$  は

$$\Delta T = T_2 - T_1$$

ここで，燃焼時間  $t$  で無冷却燃焼器に蓄えられた燃焼の全熱損失  $Q$  は燃焼器の比熱  $C_p$  と質量  $M$ ，燃焼器の温度上昇の積で表され，単位時間あたりの熱損失  $q$  と燃焼時間の積は等しい値となり次の式で表される。

$$Q = C_p \times \Delta T \times M = qt$$

この  $q$  が熱損失の補正量となる。

また，この補正量より次式を使用して補正率  $\eta$  を求めることができる。

$$\eta = 1 + 0.5 \cdot q / (m \cdot C_p \cdot T_c)$$

ここで

$m$  : 推進剤流量

$C_p$  : 定圧比熱

$T_c$  : 燃焼ガス温度

この方法によって，無冷却燃焼器で行った燃焼器試験での熱損失の補正量は2.8%に達した。この値は燃焼器の性能を求める上で無視できる値ではない。このため，燃焼条件による補正量には若干ばらつきはあるものの，この2.8%の熱損失量を本水冷却燃焼試験での一律の補正量とした。



---

## 航空宇宙技術研究所報告1224号

平成6年1月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1  
電話三鷹(0422) 47-5911(大代表) ㊞182  
印刷所 株式会社三興印刷  
東京都新宿区西早稲田 2-1-18

---

Printed in Japan