

ISSN 0389-4010  
UDC 621.454.2



# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1177

## 水素を混焼した液体酸素—ケロシンロケット の燃焼特性

小野文衛・田村洋・熊川彰長  
坂本博・佐藤和雄・佐々木正樹  
八柳信之

1992年9月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 目 次

1. まえがき .....	2
2. 供試燃焼器 .....	3
3. 実験装置および実験方法 .....	5
3.1 推進剤・冷却水供給装置 .....	5
3.2 点火装置 .....	6
3.3 計 測 .....	6
3.4 実験手順 .....	6
4. 理論燃焼性能 .....	7
5. 実験結果および検討 .....	8
5.1 実験条件 .....	8
5.2 燃焼特性 .....	8
5.3 燃焼室壁受熱特性 .....	10
6. 結 論 .....	14
参考文献 .....	14

# 水素を混焼した液体酸素—ケロシンロケット の燃焼特性\*

小 野 文 衛<sup>\*1</sup>    田 村        洋<sup>\*1</sup>    熊 川 彰 長<sup>\*1</sup>  
坂 本        博<sup>\*1</sup>    佐 藤 和 雄<sup>\*1</sup>    佐々木 正 樹<sup>\*1</sup>  
八 柳 信 之<sup>\*1</sup>

## Effects of Hydrogen Addition on Combustion Performance of a LOX/Kerosene Rocket\*

Fumiei ONO<sup>\*1</sup>, Hiroshi TAMURA<sup>\*1</sup>, Akinaga KUMAKAWA<sup>\*1</sup>,  
Hiroshi SAKAMOTO<sup>\*1</sup>, Kazuo SATO<sup>\*1</sup>, Masaki SASAKI<sup>\*1</sup>,  
and Nobuyuki YATSUYANAGI<sup>\*1</sup>

### ABSTRACT

The effect of the addition of hydrogen on the combustion performance of a LOX/kerosene rocket combustor was experimentally studied. Combustors with a 7kN thrust force at a nominal chamber pressure of 10MPa were employed for the firing tests. Liquid oxygen (LOX) and kerosene (RJ-1J) were used as the main propellants and gaseous hydrogen added as auxiliary fuel. Two types of FOF triplet injectors (type A, type B) and one type of OFO triplet injector (type C) were used for main propellants injection. Hydrogen was added to each combustor either from a slit located on the chamber wall near the injector face (type A) or through the injector's porous face plate (type B, type C). The mass fraction of hydrogen to the total amount of fuel was varied from 0 to 13%. Results indicated that such hydrogen to LOX/kerosene combustion does not improve combustor efficiency, e.g., when FOF injectors (type A, type B) were used and 10% hydrogen was added, combustion efficiency decreased approximately 2%. In addition, when the OFO injector (type C) was used and hydrogen was added through the injector face, the combustion efficiency remained the same under all tests conditions.

**Keywords:** Propulsion, Liquid rocket, LOX/kerosene, Dual fuel, Combustion efficiency

### 概 要

液体酸素—ケロシン (RJ-1J) を主推進剤とするロケット燃焼器に少量の水素を混焼することによって、燃焼効率（特性速度効率 $\eta C^*$ ）が改善されるか否かを実験的に調べた。実験には、燃焼圧力10MPaにおいて公称推力7kNを発生する燃焼器を用いた。主推進剤の噴射器

\* 平成4年7月8日受付 (received 8 July 1992)

\*1 角田支所 (Kakuda Recerch Center)

としては、FOFトリプレット型（ケロシン二噴流と液体酸素一噴流が一点で衝突する）要素を持つものを二個、OFOトリプレット型（液体酸素二噴流とケロシン一噴流が一点で衝突する）要素を持つものを一個用いた。混焼用の気体水素は、多孔質性とした噴射器面を通して、あるいは噴射器直近の燃焼室周囲に設けたスリットを通して噴射した。総燃料に対する添加水素の割合は、0～13%の範囲で変化させた。

本実験の結果から、使用したすべての噴射器および水素添加方法について、測定された特性速度は上昇するがその効率の改善には結びつかないことが分かった。すなわち、主推進剤の噴射形式としてFOF型の噴射要素を用い、水素を燃焼室壁のスリットから噴射した場合あるいは水素を多孔質性の噴射器面から噴射した場合には、10%の水素の添加により $\eta C^*$ は約2%低下した。また、OFO型の噴射要素を用い、水素を噴射器面から噴射した場合には、水素の添加によって $\eta C^*$ はほとんど変化しなかった。

## 1. ま え が き

炭化水素を燃料とするロケットは推進剤のエネルギー密度が大きいため、現在まで宇宙輸送機の初段に広く用いられてきた。しかし、炭化水素ロケットでは高周波振動燃焼<sup>1,2)</sup>、ターボポンプ駆動用ガス中に含まれる多量の煤<sup>3,4)</sup>、高圧燃焼による熱負荷の増大とそれにとまなう燃料のコーキング（冷却剤通路の加熱壁面上に重質炭化水素が生成付着する現象）の発生<sup>5-7)</sup>などの解決すべき課題がある。

これらの課題の解決方法として、主燃料としては炭化水素を用い燃焼室の冷却およびターボポンプ駆動ガスの発生に水素を用いる二元燃料システムがO'Brienらによって検討され、高い評価を得ている<sup>8)</sup>。このシステムでは、燃料のコーキングおよび煤の問題が解決され、かつ比較的高い密度比推力が維持できる。

近年、Vissekが炭化水素燃料に少量の水素を混焼することにより、炭化水素ロケットの燃焼効率および燃焼安定性の改善が図れる可能性を指摘している<sup>9)</sup>。これは上述の二元燃料システムのさらなる改善策として、システム内に導入した水素の一部を主燃焼室に噴射することによって、炭化水素ロケットの燃焼特性の改善をはかれることを意味している。図1.1は水素添加による炭化水素の燃焼速度の増加を、また図1.2はそれによる燃焼効率の増加を示すVissekの計算結果である。これによるとケロシン燃料(RP-1)の場合には約3%

の水素添加によって燃焼効率が約2%上昇することが示されている。

このVissekの主張を受けて、実際に炭化水素ロケットに水素を混焼し、燃焼特性を調べた結果がこれまで二例報告されている。ひとつは気体酸素-ケロシン系燃料を用いて燃焼圧力3MPaで比推

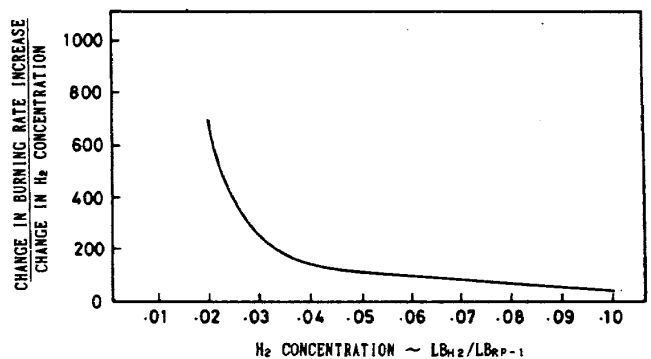


図1.1 水素混焼によるケロシン燃料の燃焼速度の向上<sup>9)</sup>

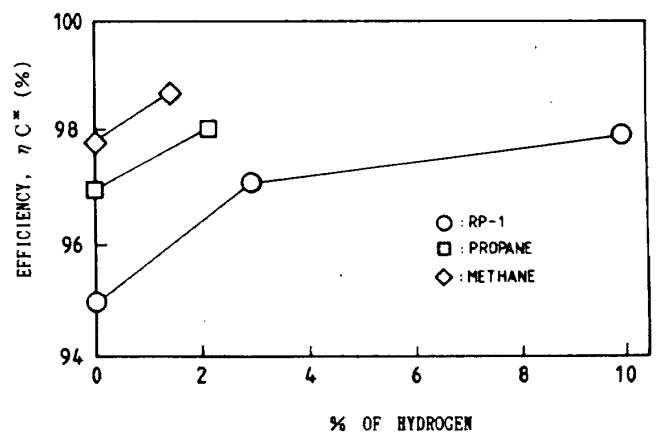


図1.2 水素混焼により見込まれる炭化水素ロケットの燃焼効率の向上<sup>9)</sup>

力性能を調べたものである<sup>10)</sup>。この報告では、水素添加を行わない場合において燃焼効率がほぼ100%であるため、水素添加が燃焼効率におよぼした効果は明らかになっていない。もう一つの報告は液体酸素-ケロシン系燃料を用いて燃焼圧力4MPaで燃焼安定性を調べたもので、水素添加が長手モードの高周波振動燃焼の抑制に効果があったと報告している<sup>11)</sup>。以上、Visekの提案は将来型の炭化水素ロケットの性能改善にとって大変に魅力的であるが、まだ十分な実証はなされていない。

ここでは、液体酸素-ケロシン(RJ-1J)を主推進剤とするロケット燃焼器に総燃料の0~13%の範囲で気体水素を混焼し、燃焼効率が改善されるか否かを推力7kN、燃焼圧力10MPaの燃焼器を用いて実際に調べた結果を報告する。噴射器の形式としては、著者らがこれまで高性能化を目指して研究してきた三噴流異種衝突型噴射器を用いた<sup>12)</sup>。水素は多孔質材製の噴射器面から一様に添加する場合と、噴射器面の直近の燃焼室壁面に設けたスリットから添加する場合の二通りの試験を行った。一部の試験では比較のために水素の代

わりにヘリウムを添加した。また、本報告では水素の添加が熱負荷特性におよぼす影響についても述べた。

## 2. 供試燃焼器

図2.1に実験に用いたロケット燃焼器のアセンブリを示す。供試燃焼器の公称設計値は、燃焼圧力10MPa、推力7kNである。燃焼器の寸法は、噴射器面からノズルスロートまでの距離が227mmまたは277mm、スロート直径が23mm、燃焼室収縮比が8.5である。噴射器と燃焼室の結合部には、接線方向一次モードの高周波振動燃焼を抑制するための音響キャビティを設けた。キャビティ寸法は、予測振動数(約11kHz)から、断面3mm×8mm、長さ21mmの18個の放射状スリットとした<sup>13)</sup>。

供試噴射器は三個(A型、B型およびC型噴射器と呼称する)を用いた。図2.2に供試噴射器の主推進剤噴射要素の詳細および混焼用水素の添加方法、ならびに噴射面における噴射要素の配列状況を示す。

AおよびB型噴射器はケロシン二噴流と液体酸

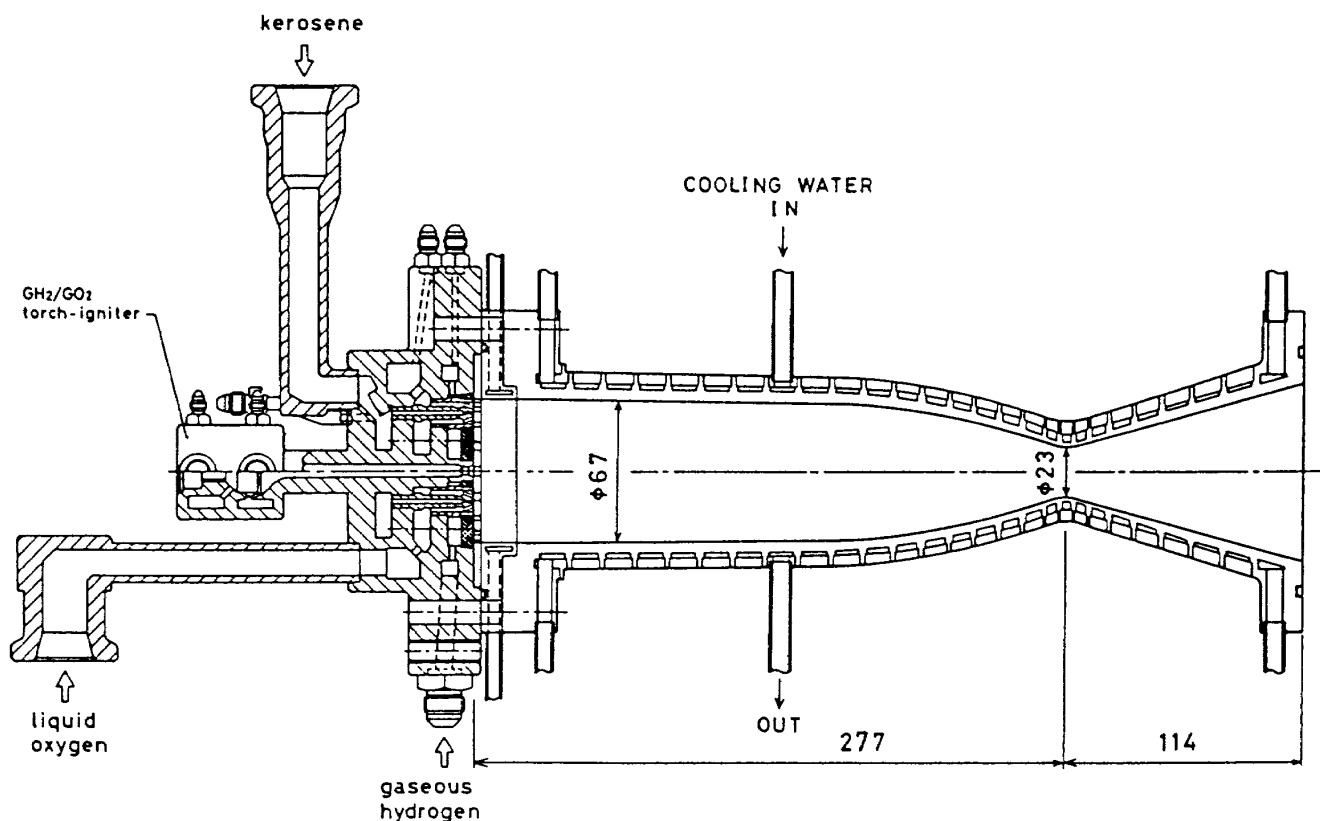
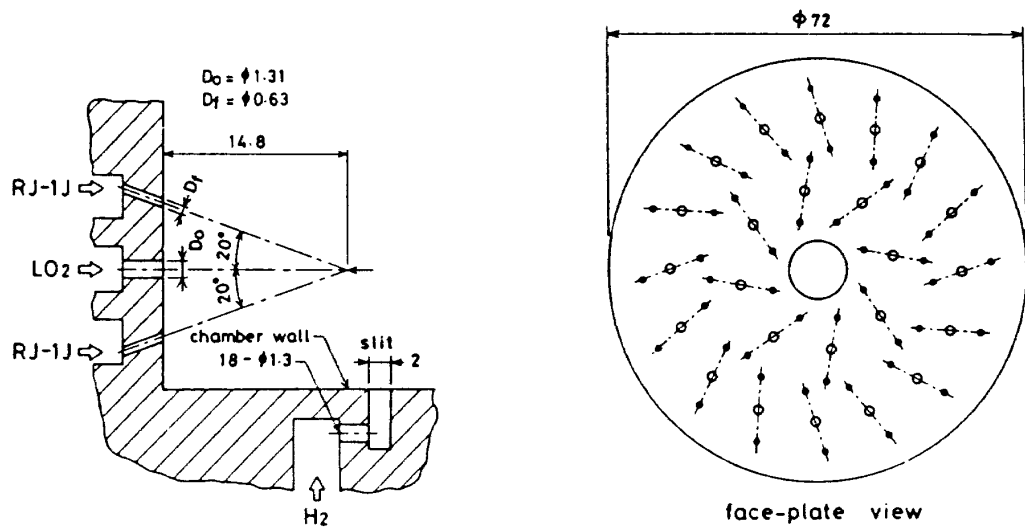
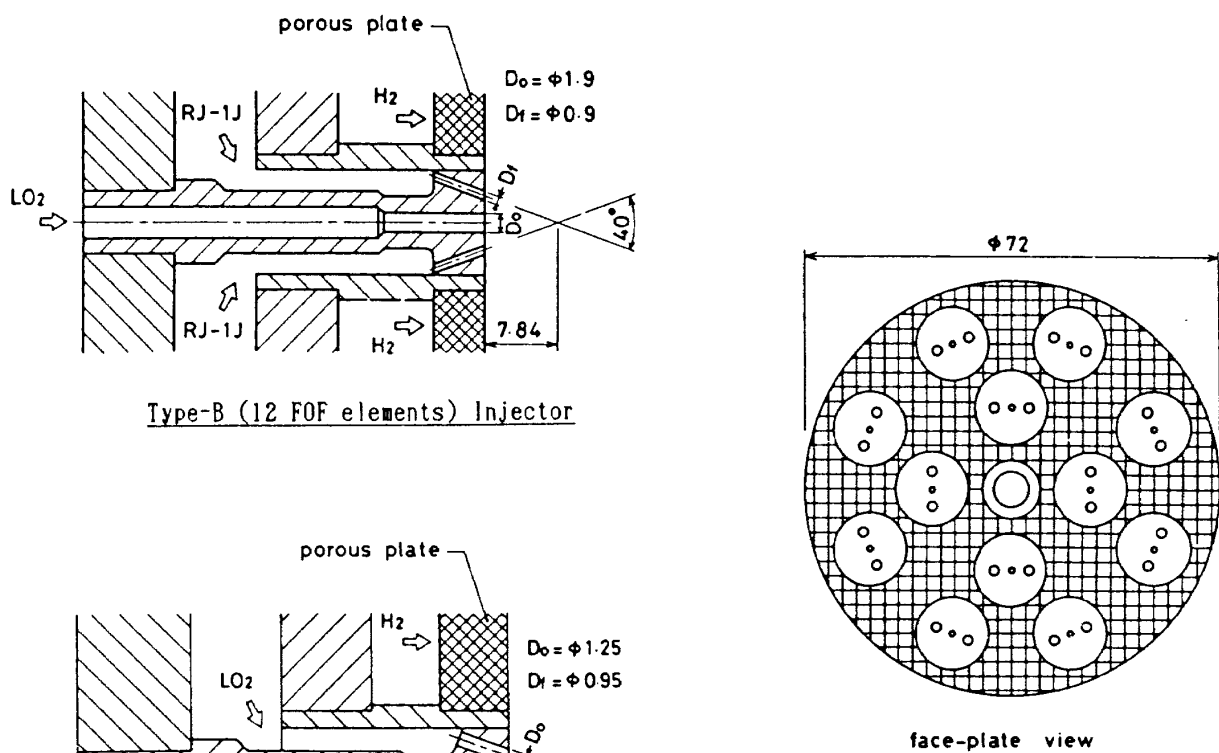


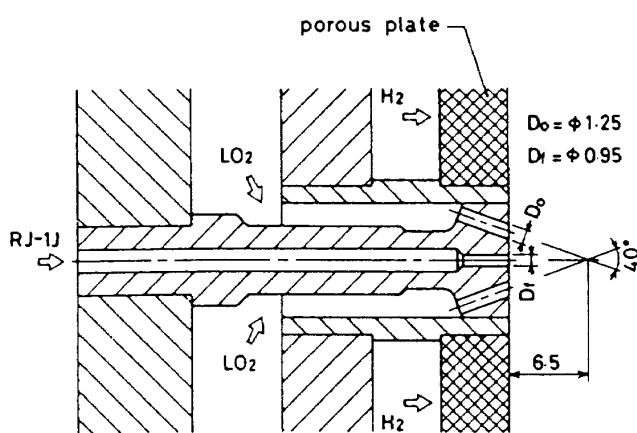
図2.1 供試燃焼器アセンブリ



Type-A (24 FOF elements) Injector



Type-B (12 FOF elements) Injector



Type-C (12 OFO elements) Injector

図 2.2 噴射要素の詳細と噴射器面の要素配列

素一噴流が一点で衝突する FOF 型、C 型噴射器は液体酸素二噴流とケロシン一噴流が一点で衝突する OFO 型の三噴流異種衝突型の噴射要素を採用した。これらの噴射要素の寸法は、三噴流異種衝突型に対する最適混合条件を用いて決めた<sup>14)</sup>。各噴射器の噴射要素の総数は A 型が 24 個、B および C 型が 12 個である。B 型と C 型は噴射要素形式は異なるが構造はほぼ同一である。

添加水素は、A型では噴射器面の下流19mmの燃焼室壁面に設けたスリットを通して噴射し、BおよびC型では多孔質材製の噴射器フェイスプレートを通して噴射した。

燃焼室は壁面への熱流束が測定可能な水冷式の熱量計型を用いた。これは燃焼室の中心軸方向に沿って多数の環状の冷却水流路が設けてあり、各流路を通過した冷却水の流量および温度上昇から燃焼室壁面に流入する熱流束の算定を行った。

### 3. 実験装置および実験方法

### 3.1 推進剤・冷却水供給装置

図 3.1 に燃焼実験に用いた推進剤供給系および冷却水供給系設備の配管系統を示す。本設備は、推力10kN までの、液体酸素とケロシン系燃料を推進剤とするロケット燃焼器の試験が約30秒可能な能力を有している。

液体酸素の動作タンクは、液体酸素中への加圧ガスの溶解込みを最小限に抑えるために、ヘリウムガスによって加圧した。その他のケロシン動作タンクと冷却水タンクは窒素ガスによって加圧した。液体酸素配管は二重管とし、外管に液体窒素を流して内管を保冷し、流体温度の上昇または二相流化に伴う流量計測の誤差を少なくする構造とした。

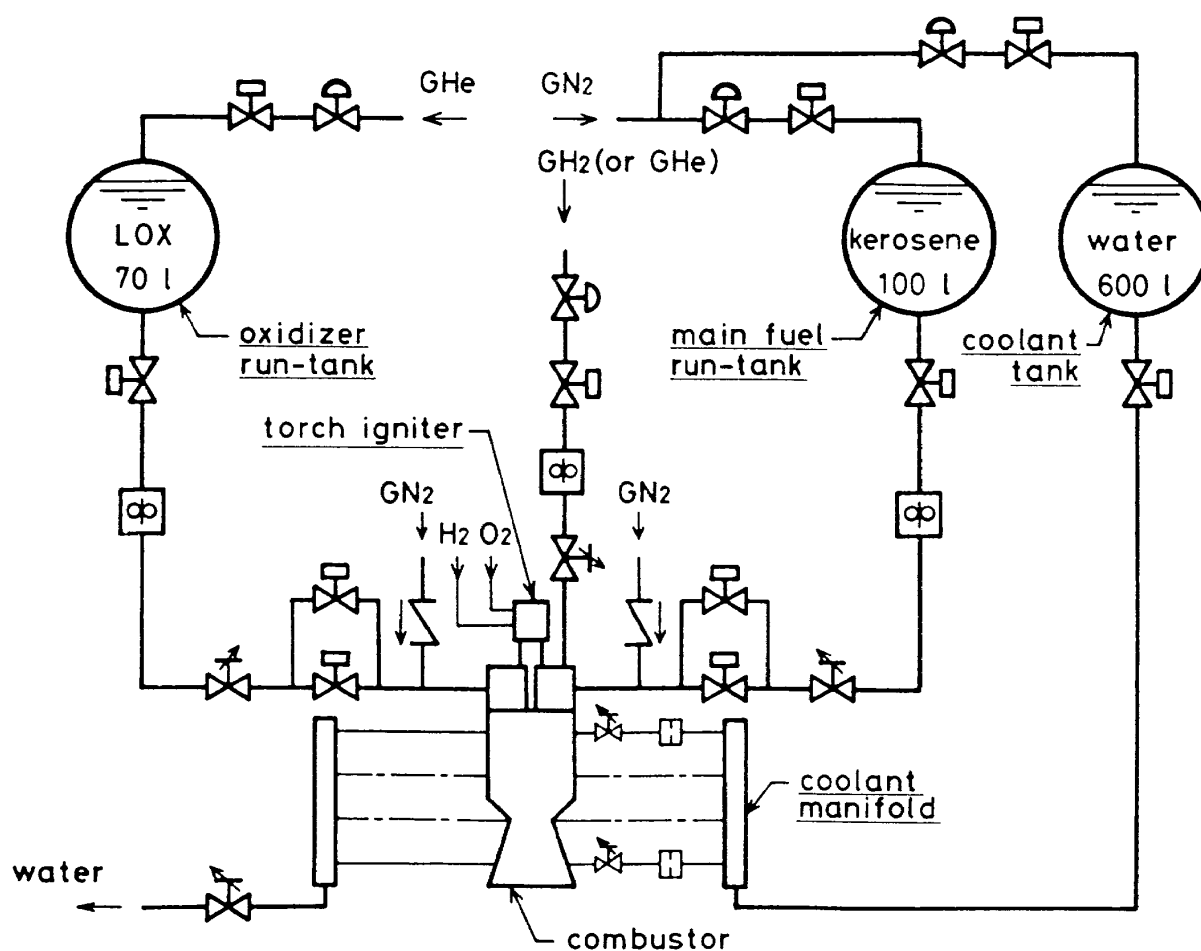


図 3.1 実験装置の配管系統

### 3.2 点火装置

本実験では点火手段として気体水素－気体酸素を燃焼させるトーチ式イグナイタを用いた。イグナイタは噴射器と一体であり、その形状は前述の図 2.1 に示した。

イグナイタの動作条件は燃焼圧力=1MPa、混合比(O/F)=1.5、水素－酸素の総流量=7g/sとした。

### 3.3 計 測

計測項目は液体酸素、ケロシン、水素等の各推進剤と冷却水の流量、および動作タンク類、配管類、燃焼器各部の温度ならびに圧力である。

燃焼用として供給される液体酸素、ケロシン、および水素は、タービン式流量計によって体積流量を測定し、これに流量計部における密度を乗じて質量流量を算出した。液体酸素と気体水素の密度は流量計部で測定された圧力および温度から求め、ケロシンの密度は比重計により求めた。また、

燃焼室冷却用の水の流量は各流路毎に校正したオリフィスによって測定した。

圧力の測定にはストレインゲージ型の圧力センサを使用し、適宜 end-to-end の実荷重校正を行って測定精度を高めた。なお、燃焼圧力測定用のセンサについては、燃焼ガスの吹き込みによる受圧部の温度変化を防ぐため、受圧部および圧力導管内に水を満たして使用した。

温度の測定には熱電対を使用した。推進剤および冷却水温度等の極低温ないし常温の箇所には銅/コンスタンタン型(JIS-T種)、燃焼室壁温度等の高温箇所にはクロメル/アルメル型(JIS-K種)を用いた。

### 3.4 実験手順

燃焼試験は液体酸素配管の予冷と各タンク類の加圧までは手動操作とし、以後、燃焼開始から停止までは弁類制御装置による自動操作で行った。図 3.2 に本燃焼試験の起動・停止時における代表

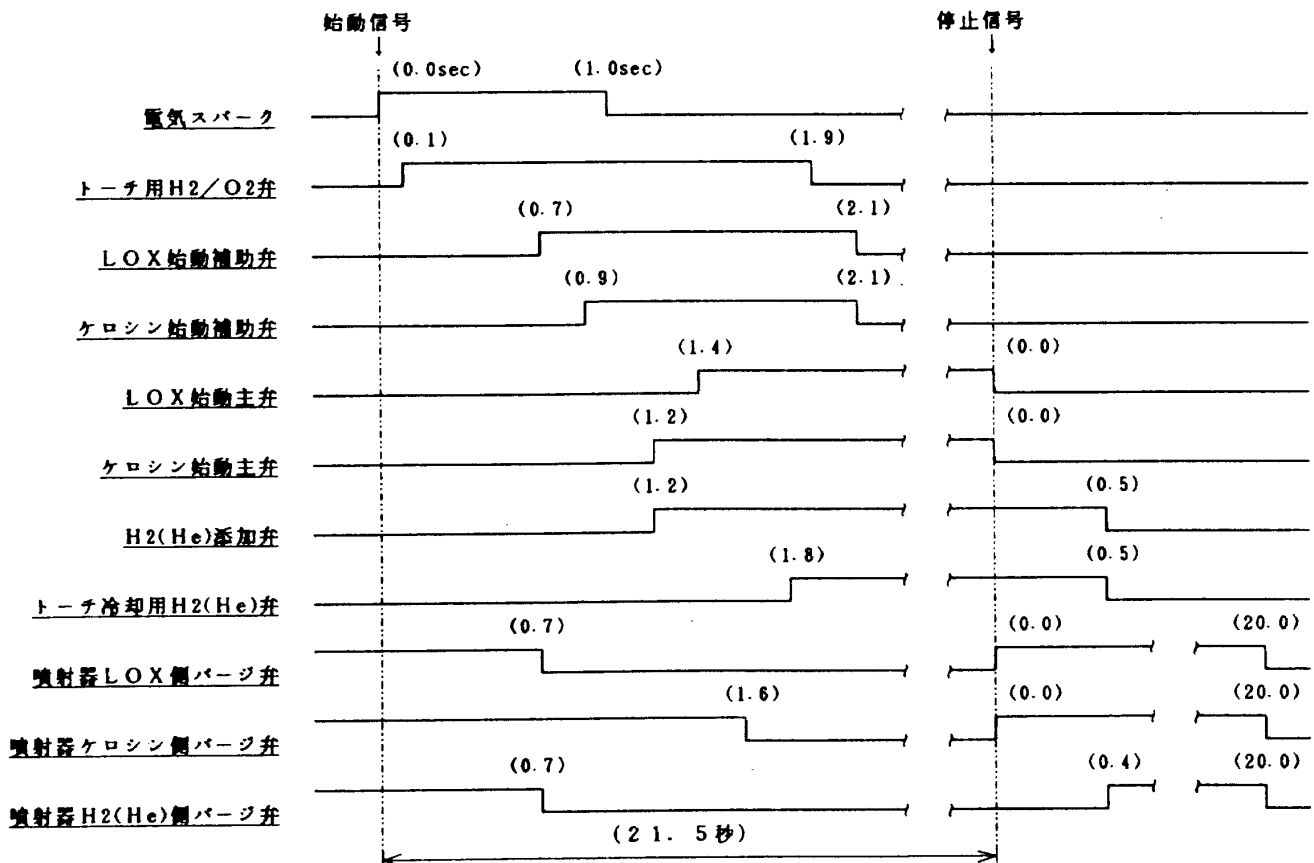


図 3.2 燃焼試験時の代表的な弁類の開閉シーケンス



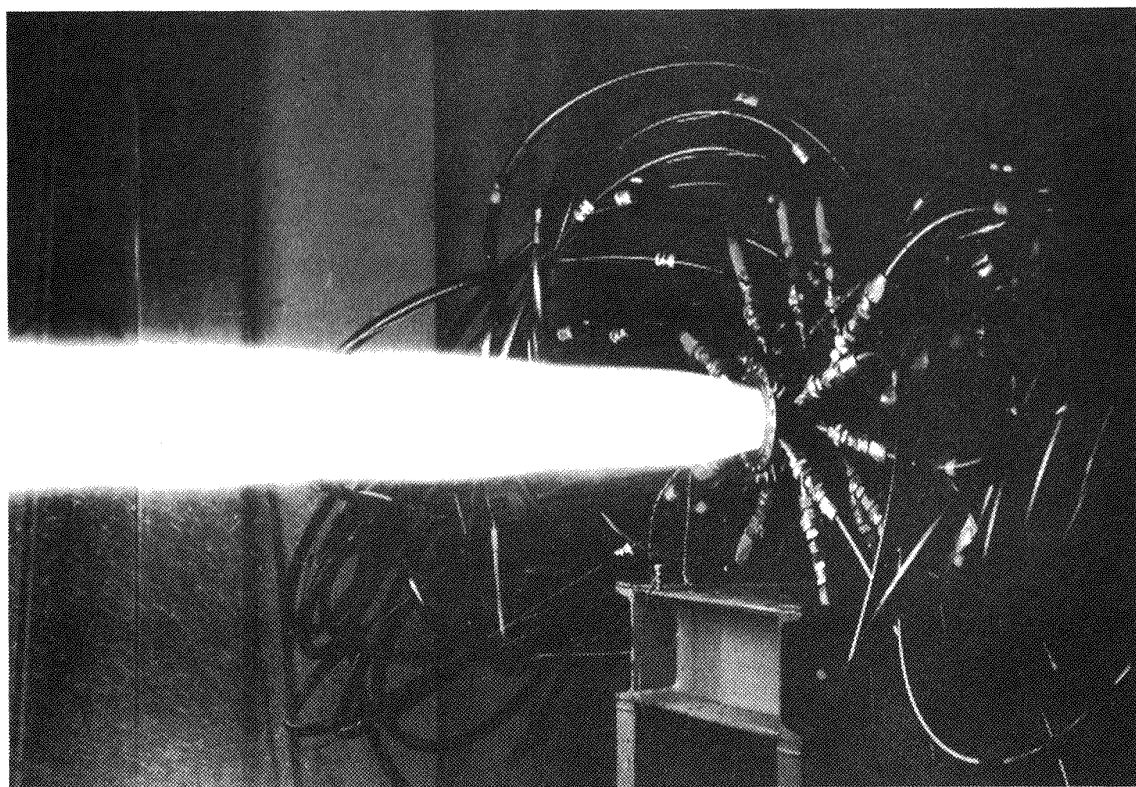


図 3.3 燃焼テストスタンド

的な弁類開閉手順を示す。燃焼時間は20秒とした。燃焼試験中はバーンアウト・ディテクタによって燃焼室壁温度を監視し、過度の温度上昇を検知した場合には直ちに停止するようにした。さらに、テレビカメラのモニタおよびペン書きレコーダを目視によって監視し、異常時には手動で停止させることにした。定常燃焼特性を調べるデータとしては、燃焼終了直前の一秒間の平均値を用いた。

図 3.3 に燃焼テストスタンドの写真を示す。

#### 4. 理論燃焼性能

本報告では、燃焼性能は特性速度効率 $\eta C^*$ により評価した。特性速度の理論値 $C_{th}^*$ には化学平衡(ODE)計算による移行平衡値を用いた。特性速度の実験値 $C_{exp}^*$ は噴射器端における燃焼室圧力 $P_{c_{inj}}$ 、推進剤流量 $W_t$ 、スロート面積 $A_t$ から計算した値にスロート部流出係数 $f_D$ 、熱補正係数 $f_{HL}$ 、運動量補正係数 $f_M$ および圧力補正係数 $f_P$ を乗じて求めた<sup>12)</sup>。  $C_{exp}^*$ と $C_{th}^*$ の比が $\eta C^*$ である。これらの関係を次式に示す。

$$C_{exp}^* = (P_{c_{inj}} \cdot A_t / W_t) f_D \cdot f_{HL} \cdot f_M \cdot f_P$$

$$\eta C^* = C_{exp}^* / C_{th}^*$$

ここでは、液体酸素－ケロシン推進剤に水素を添加した場合に $C_{th}^*$ がどのように変化するかを示し、さらに水素添加によって主推進剤である液体酸素－ケロシンの燃焼特性が改善されたか否かを調べるための最適な試験条件について述べる。

図 4.1 は液体酸素－ケロシン (RJ-1J) に水素あるいはヘリウムを添加した場合の理論特性速度 $C_{th}^*$ と混合比 O/F の関係を示す。図には水素(ヘリウム)の添加率が6% および12%の例を示した。ここで、実線は水素を添加した場合(水素添加率0%を含む)、点線は水素の代わりにヘリウムを添加した場合の通常の ODE 計算による $C_{th}^*$ である。また、一点鎖線は添加した水素が非反応性ガスであると仮定して計算した場合の $C_{th}^*$ である。

図に見るように、液体酸素－ケロシンに水素あるいはヘリウムを添加すると $C_{th}^*$ は上昇する。この理由は、 $C_{th}^*$ が燃焼ガスの温度と分子量の比の平方根に比例するためである。すなわち、添加する水素あるいはヘリウムの分子量はともに液体酸素－ケロシン燃焼ガスの分子量に比べて小さいため、これらのガスの添加に伴って燃焼ガスの平均分子量が大きく低下するからである。従って、水

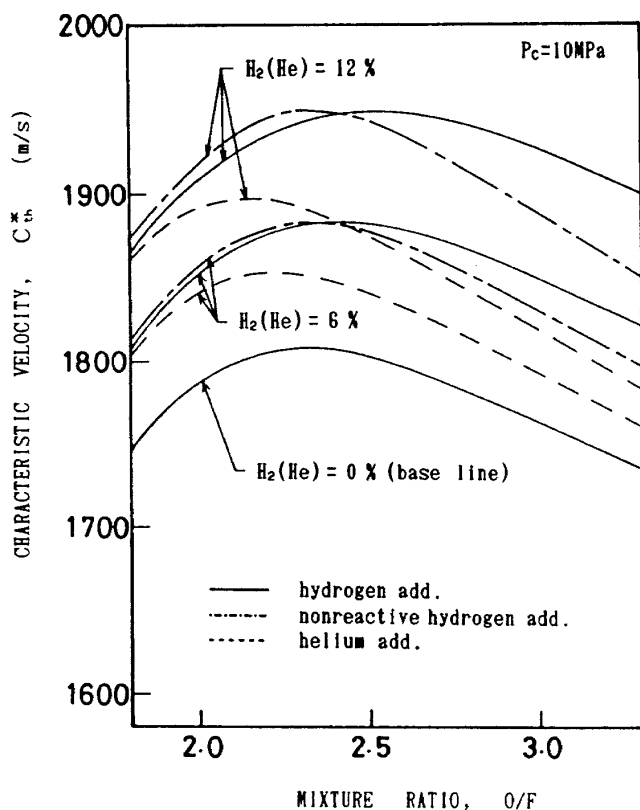


図 4.1 水素を混焼した液体酸素-ケロシン (RJ-1J) の理論燃焼性能

素よりも分子量が大きく、かつ不活性であるヘリウムガスを添加した場合の方が  $C_{th}^*$  の増加割合は小さい。

ところで、実際の燃焼器では水素の添加方法などの違いによって水素自体の燃焼状態に良否が生ずる可能性があり、これが  $C_{exp}^*$  の値に影響することが予想される。この影響が最大どの程度あるのかを評価してみる。すなわち、水素が非反応性であると仮定した場合に得られる  $C_{th}^*$  と通常の反応性を有する場合の ODE 計算から得られる  $C_{th}^*$  との間の差異は、添加水素自体の燃焼の良否によって  $C_{exp}^*$  が受ける影響の最大値であると見なせる。図から、O/F が 2.5 付近では両者の差がほとんど無く、これ以外の O/F、特に高い O/F 領域においてこの影響が大きくなることが分かる。

O/F が 2.5 付近では添加水素自体の燃焼の良否が  $C_{exp}^*$  にはほとんど影響しないという特性は、本研究で目的とする水素添加による主推進剤の燃焼効率の改善効果を調べる試験条件としては非常に都合が良い。なぜなら、この条件で試験を行った場合には、添加水素自体の燃焼の良否に無関係に、

測定された  $\eta C^*$  から直ちに主推進剤である液体酸素-ケロシンの燃焼状態の改善状況が判断できるからである。これに対して、O/F が 2.5 付近から外れた条件で試験を行った場合には、添加水素自体の燃焼の良否が  $C_{exp}^*$  におよぼす影響を補正する必要があるため、測定された  $\eta C^*$  から直接に主推進剤の燃焼状態の改善状況を推定することは困難となる。

## 5. 実験結果および検討

### 5.1 実験条件

各供試噴射器の燃焼試験条件は次の通りである。すなわち、混合比 O/F は前述の理由から約 2.5 とし、燃焼圧力  $P_c$  は A および B 型噴射器では 10 MPa、C 型噴射器では 7 MPa とした。水素（一部でヘリウムも使用）の添加率は総燃料流量  $W_F$  に占める水素の質量比で表し 0～13% の範囲で変化させた。

ここで C 型の  $P_c$  を A および B 型の場合に比べて低くした理由は、C 型では後述するように噴射器近傍の燃焼室円筒部の熱流束が大きいため、ここでの冷却に問題が生じたためである。しかし、ここでの課題である水素添加による燃焼特性の変化を調べる上では、この  $P_c$  のレベルの違いは問題にならないと考える。

### 5.2 燃焼特性

図 5.1 に水素（ヘリウム）添加率と理論特性速度  $C_{th}^*$  および測定された特性速度  $C_{exp}^*$  との関係を示す。 $C_{exp}^*$  および  $C_{th}^*$  は添加率の増加にはほぼ比例して増加している。

図 5.2 は上の結果を特性速度効率  $\eta C^*$  を用いて表したものである。 $\eta C^*$  のレベルは水素添加のない場合には 95～97%，添加率 10% の場合には 93～97% である。各噴射器の  $\eta C^*$  は、A および B 型噴射器では水素添加率の増加に伴って低下し、C 型噴射器ではほぼ一定である。また、B 型で水素に代えてヘリウムを添加した場合には、水素添加の場合とほぼ同じように、添加率の増加に伴って  $\eta C^*$  が低下している。

これらの実験結果は、期待していた水素添加に

よる主推進剤の燃焼の改善（図1.2）が達成されなかったことを示している。ここでは、その理由について定性的に検討してみる。

液体ロケット燃焼器の燃焼効率 $\eta C^*$ は、推進剤の混合と蒸発という二つの物理的過程によって支配されているとして予測されることが多い<sup>12)</sup>。

$$\eta C^* = \eta_{mix} \times \eta_{vap}$$

ここで $\eta_{mix}$ と $\eta_{vap}$ は各々、推進剤の混合効率と蒸発効率をあらわす。ここでは、この予測法のもと

づいて水素添加に伴ってこれらの各効率がどのように変わる可能性があるかを検討し、水素添加が $\eta C^*$ に及ぼした効果を考察する。

はじめに水素添加が $\eta_{mix}$ にどんな影響を与えているか検討する。図5.3は三噴流異種衝突型噴射要素（FOFおよびOFOの二型式がある）の設計点近傍における噴霧の一般的分布特性を示す<sup>15)</sup>。これから、噴霧の外縁部には二つの外側噴口から噴射される推進剤が多く分布することが分かる。具体的には、噴霧外縁部はFOF型（AおよびB型噴射器）では燃料過濃に、OFO型（C型噴射器）では酸化剤過濃になることが分かる。

一方、添加水素はA型では燃焼室外周から、B

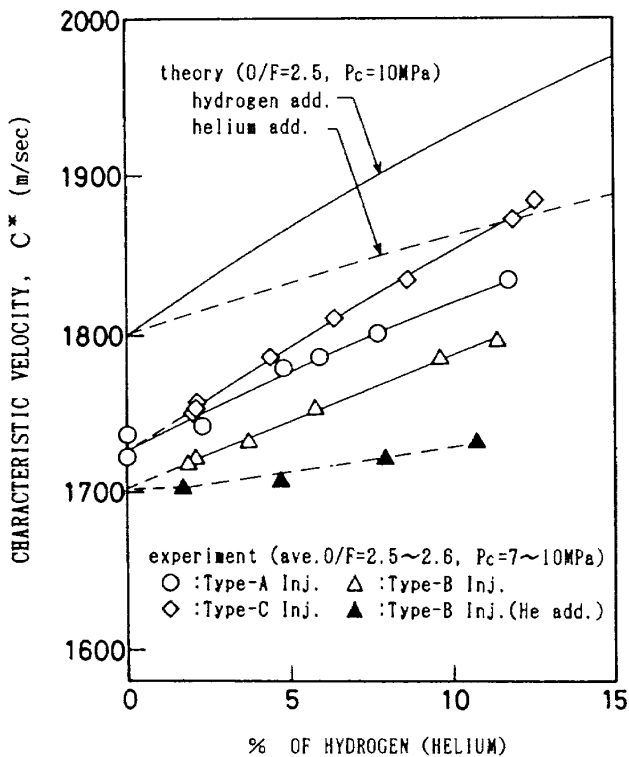


図 5.1 供試燃焼器の燃焼性能

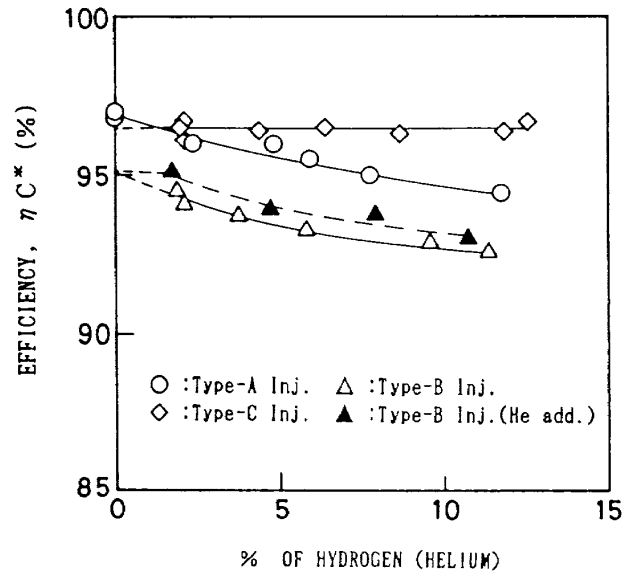


図 5.2 供試燃焼器の燃焼効率

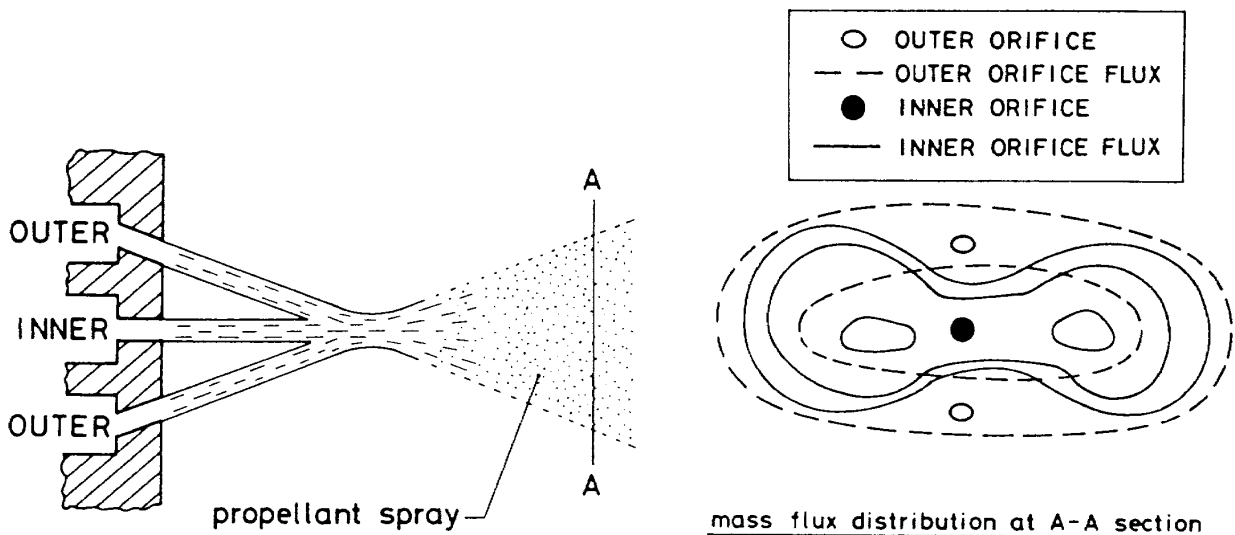


図 5.3 三噴流異種衝突型噴射要素の推進剤分布特性<sup>15)</sup>

およびC型では衝突型噴射要素の周辺部から噴射される構造となっている。したがって、添加水素はFOF型要素からなるAおよびB型ではケロシン噴霧過濃領域に、OFO型要素からなるC型では液体酸素噴霧過濃領域に加えられることになる。これから、AおよびB型では添加水素の増加に伴い、添加水素を含めた全体の $\eta_{mix}$ は低下する。また、C型では水素の添加によって噴霧周辺のO/F分布が改善され $\eta_{mix}$ は増加する。ただし、C型でも添加水素がある量以上に増えた場合には $\eta_{mix}$ は低下するものと推定できる。ヘリウム添加の場合には、不活性ガスであることから $\eta_{mix}$ は影響されないと考える。これらのことから、C型では水素の添加によって酸化剤と燃料間の混合がより均一化されるため、他の二つの型に比べて $\eta_{mix}$ が高いものと推定できる。

次に、水素の添加が $\eta_{vap}$ にどんな影響を及ぼす可能性があるかについて検討してみる。Vissekは“炭化水素燃料中の水素濃度が高くなると燃焼速度が増大し、これにより燃焼効率が改善される”という計算結果を示している<sup>9)</sup>。しかし、計算の詳細を示していないので、その燃焼促進の機構は不明である。

ここでは、Vissekが考慮していないと思われる、水素の添加が主推進剤の蒸発におよぼす影響を挙げてみる。これらの内には互いに相反するものもあるが、以下に箇条書にする。

1) ガス状燃料の添加によって推進剤全体としての平均粒径が減少し、これにより $\eta_{vap}$ が向上する。

2) 燃焼ガス分子量の低下によって燃焼室内の燃焼ガスの速度が大きくなり、主推進剤液滴との相対速度が増加して $\eta_{vap}$ が向上する。

3) ガス状燃料の添加により噴射器直近から燃焼が活発化（特にC型噴射器）し、雰囲気温度の上昇によって $\eta_{vap}$ が向上する可能性がある。

4) BおよびC型噴射器は添加ガスが燃焼ガス再循環領域に向けて噴射される構造であるため、添加ガス量の増加はこの再循環領域を減少させ、これにより $\eta_{vap}$ が低下する可能性がある。

5) AおよびB型噴射器ではFOF型噴射要素

の噴霧特性から燃焼ガス再循環領域は燃料過濃と推定でき、そこに添加水素（ヘリウム）を噴射しても燃焼反応は新たに起こらないことから再循環流の温度はさらに低下する。このため、 $\eta_{vap}$ が低下する可能性がある。

以上の $\eta_{mix}$ と $\eta_{vap}$ に関する考察をもとにして、実験で得られた結果から水素添加が燃焼性能におよぼす影響を検討してみる。まず、FOF型要素を用いたAおよびB型噴射器で水素添加によって $\eta C^*$ が低下する原因として、第一に水素添加による $\eta_{mix}$ の低下が予想されるが、 $\eta_{mix}$ が低下しないはずのヘリウム添加の試験でも同様に $\eta C^*$ が低下していることから、 $\eta_{mix}$ の低下が主たる原因ではないことが推定される。また、前述したようにO/Fが2.5付近の条件では添加水素自体の燃焼状態の良否が $\eta C^*$ に影響しないものとすれば、 $\eta C^*$ の低下原因は4)および5)の理由により主推進剤である液体酸素－ケロシンの燃焼効率の低下にあるものと考えられる。すなわち、水素（ヘリウム）の添加によって主推進剤の蒸発効率 $\eta_{vap}$ が低下し、ひいては $\eta C^*$ の低下を招いた可能性が高い。

OFO型要素を用いたC型噴射器では、水素添加によって $\eta C^*$ はほとんど影響を受けていない。前述したようにC型ではAおよびB型におけるような $\eta_{mix}$ の低下が予想されないことから、この場合には $\eta_{vap}$ は変わらないかあるいは若干低下したものと考えられる。

結局、本実験の範囲ではVissekが主張する $\eta C^*$ の改善を得るまでには至らなかったが、主推進剤の噴射要素型式と水素添加方法との組合せによって $\eta C^*$ が受ける水素添加の影響が異なることが分かった。このため、今後は新たな水素の添加方法、例えば、水素を主推進剤噴流に直接衝突させる気液衝突型噴射器等についての検討が必要であると考ええる。また、後述するように、今回の実験では水素の添加が噴射器面あるいは燃焼室壁の熱負荷低減に有効であることが明らかになった。

### 5.3 燃焼室壁受熱特性

ここでは、水素の添加が燃焼室壁の受熱特性におよぼす影響について述べる。

## 燃焼室の熱流束分布

図 5.4～図 5.7 に、O/F を 2.5 付近に保って水素（ヘリウム）の添加率を変えた場合の燃焼室中心軸方向の熱流束分布を各噴射器について示す。なお、これらの熱流束データは A および B 型噴射器

については  $P_c$  が約 10 MPa、C 型噴射器については  $P_c$  が約 7 MPa の条件で取得したものである。図には Bartz の簡便式<sup>16)</sup> にもとづいて求めた予測値もあわせて示す。

水素の添加により燃焼室熱流束は、A 型(図 5.4)

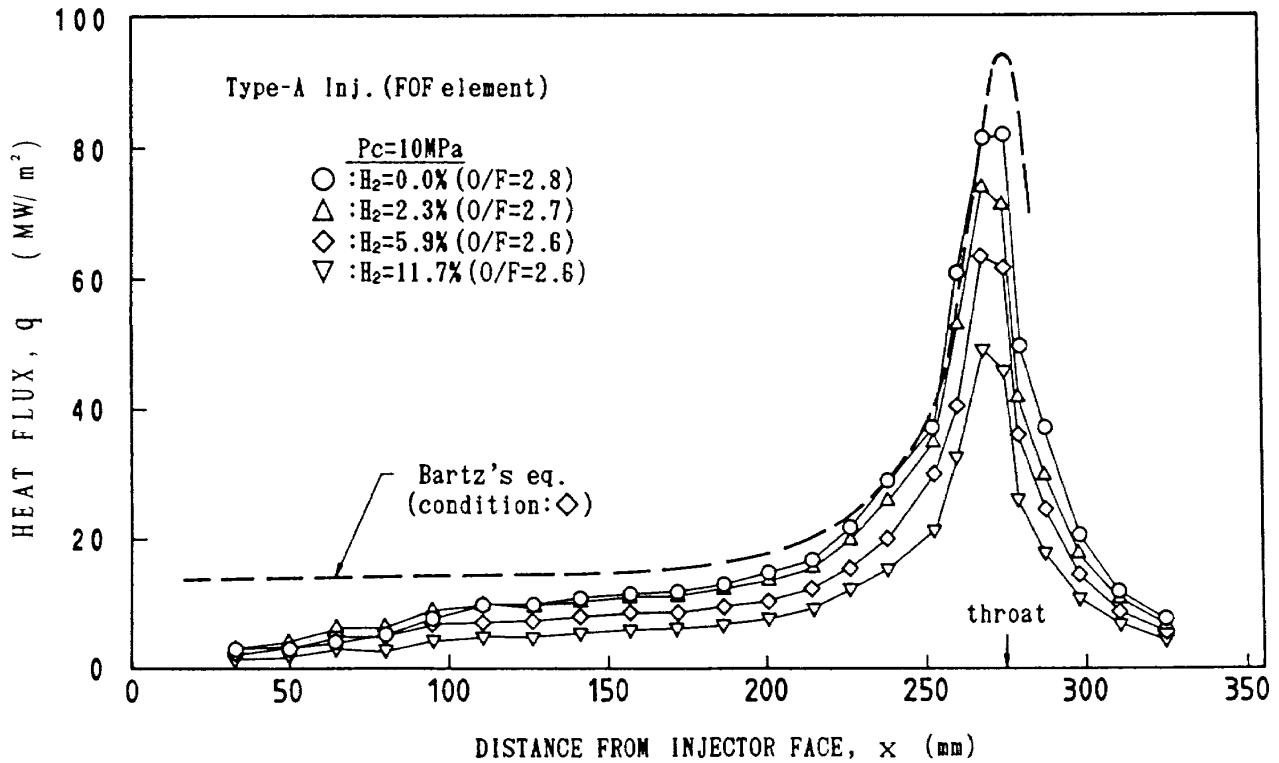


図 5.4 燃焼室熱流束分布（A 型噴射器，水素混焼の影響）

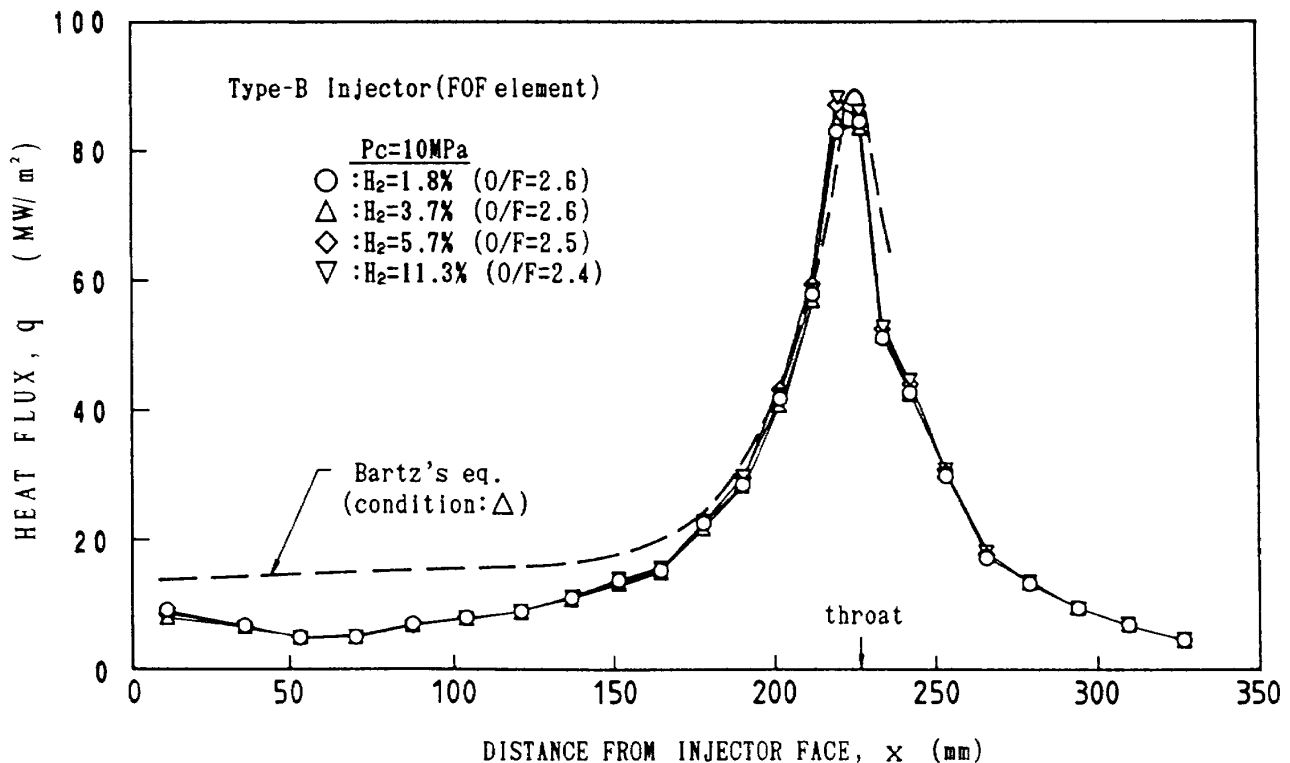


図 5.5 燃焼室熱流束分布（B 型噴射器，水素混焼の影響）

では燃焼室全体にわたって顕著に減少し、B型(図5.5)およびC型(図5.6)ではノズルスロート付近における僅かな変化を除いてはほとんど変わらない結果となっている。また、B型でヘリウムを添加した結果(図5.7)はノズルスロート部の熱

流束が若干小さくなることを除けば水素添加の場合とはほとんど同じである。

A型では水素添加量が増加すると熱流束は顕著に減少している。これは、前述したように、水素を燃焼室壁面から添加するA型では、燃焼室壁面

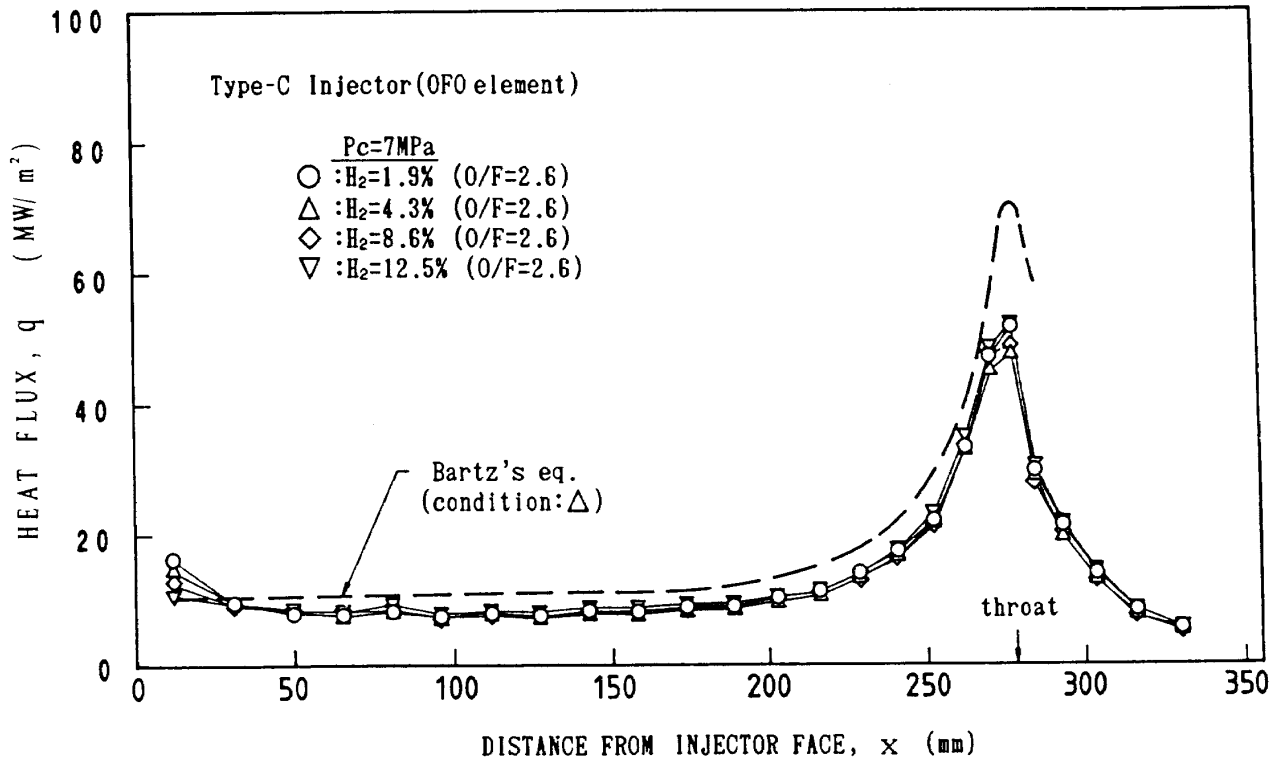


図 5.6 燃焼室熱流束分布 (C型噴射器, 水素混焼の影響)

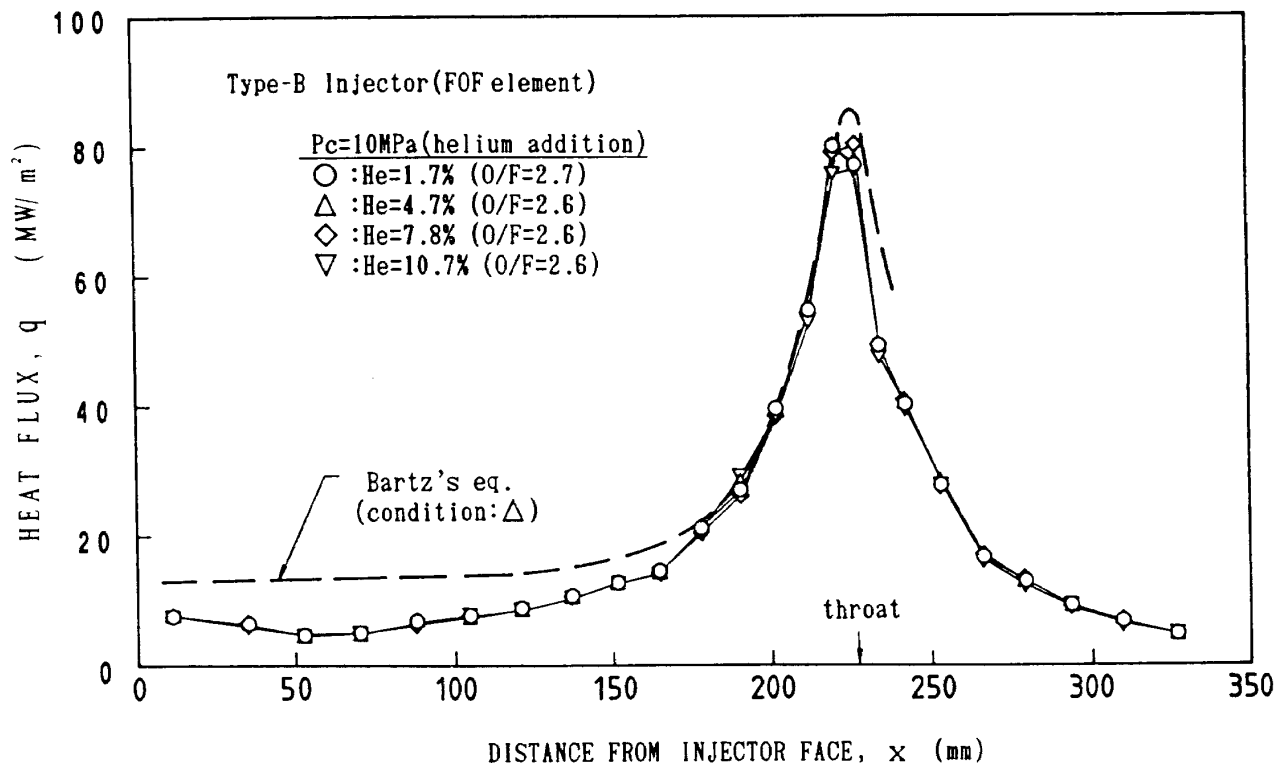


図 5.7 燃焼室熱流束分布 (B型噴射器, ヘリウム添加の影響)

付近が燃料過濃状態となり燃焼ガス温度が低下したためと推定できる。一方、水素を噴射器面から均等に添加するBおよびC型では、熱流束は添加水素にほとんど影響されない。この場合には、燃焼室壁面付近の局所O/Fが添加水素の影響をほとんど受けないことを示している。

#### 噴射器直近の燃焼室熱流束

図5.8に噴射器直近の燃焼室の熱流束と水素添加率との関係を示す。ここで、噴射器面からこの熱流束を測定した冷却水流路中心までの距離はA型噴射器の場合が33mm、BおよびC型噴射器の場合が12mmである。噴射器面および噴射器直近の燃焼室熱流束が、噴射器直近に形成される再循環領域の燃焼ガスの温度に強く依存するものとするれば、図に示した熱流束は噴射器面における熱流束にほぼ対応すると考えることができる。

最初に水素添加が無い場合の各噴射器の熱流束レベルを見ると、C型を用いた場合の熱流束は $P_c$ が他よりも低いにもかかわらずAおよびB型を用いた場合に比べて高いことがわかる。O/F型噴射要素を採用したC型では、前述した噴射要素の噴霧特性から、再循環領域の燃焼ガスのO/Fが

高く、従って燃焼ガス温度が高いために熱流束レベルが高いものと推定できる。一方、FOF型の要素を採用したAおよびB型の場合には、C型の場合とは異なり、再循環領域の燃焼ガスのO/Fが低いために熱流束レベルが低いものと推定できる。A型とB型の比較ではA型のほうが低熱流束であるが、これは噴射器面における噴射要素の配列の違いに起因するものであろう。

水素（ヘリウム）を添加した場合、いずれの噴射器についても熱流束は低下している。特に、C型の場合に顕著である。この特性は、燃焼器の高燃焼圧化にともなう熱流束の増大から噴射器面を保護する観点からはきわめて好都合である。このような熱流束レベルの低下の説明としては、水素（ヘリウム）の添加によって噴射器直近における燃焼ガスの再循環が抑制されるためと解釈するのが最も妥当であると考えられる。

#### ノズルスロート部の熱流束

図5.9に、ノズルスロート部の最大熱流束と添加水素（ヘリウム）量との関係を示す。ここで縦軸はBartzの式<sup>16)</sup>に基づいて求めた予測値で規

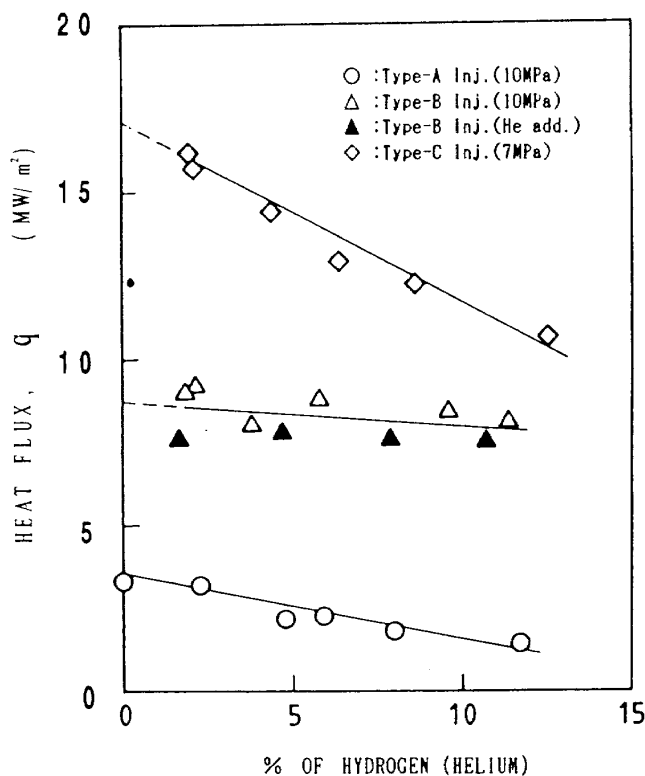


図5.8 噴射器直近の燃焼室熱流束

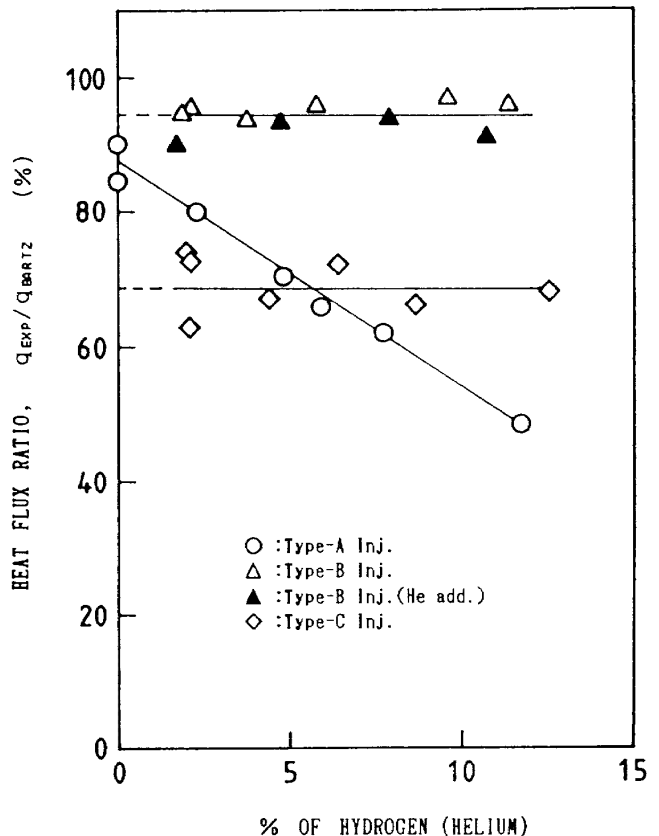


図5.9 ノズルスロート部の熱流束

格化している。

水素（ヘリウム）の添加が無い場合の熱流束は、AおよびB型で予測値の約90%、C型で約70%である。ここで、C型の熱流束レベルがAおよびB型に比べて低い理由は不明である。

水素（ヘリウム）を添加した場合の熱流束は、BおよびC型でほとんど変化せず、A型で大きく低下している。A型で熱流束が低下する理由は、燃焼室周囲から添加された水素により燃焼室壁面近くに形成される水素過濃な比較的低温のガス層がスロート部でも維持されているためと考える。一方、BおよびC型のように噴射器面から一様に水素（ヘリウム）を添加した場合には、水素は燃焼室内で下流に向かって均一に拡散されるためスロート部の熱流束は影響をほとんど受けていない。

## 6. 結 論

将来型炭化水素ロケットに関する技術データの蓄積を目的として、液体酸素－ケロシン（RJ-1J）を主推進剤とし、これに水素を混焼する二元燃料ロケットの燃焼実験を行った。主推進剤は三噴流異種衝突型噴射要素（FOFあるいはOFO形式）を通して燃焼器内に噴射し、水素は噴射器直近の燃焼室壁面に設けたスリットあるいは多孔質の噴射器フェイスプレートを通して添加した。本報では、燃焼圧力（ $P_c$ ）が7～10MPa、混合比（O/F）が約2.5、水素の添加率が総燃料に占める水素の質量比で0～13%の範囲の実験データを基にして、水素の添加が燃焼性能ならびに燃焼室受熱特性におよぼす影響を検討した。その結果以下のことが明らかになった。

- 1) 水素の添加によって、測定された特性速度（ $C_{exp}^*$ ）は増大するが効率（ $\eta C^*$ ）の向上は見られず、 $\eta C^*$ は変わらないか若干低下する傾向を示した。 $\eta C^*$ のレベルは噴射器によっても異なるが、水素を添加しない場合には95～97%、総燃料の10%の水素を添加した場合には93～97%であった。
- 2) 1)の結果は、水素の添加によって炭化水素ロケットの燃焼性能が画期的に向上するとするVissekの主張に相反するものである。本実験

で $\eta C^*$ が低下した最も大きな原因としては、水素の添加によって主推進剤の蒸発効率（ $\eta_{vap}$ ）が低下したことが考えられる。

- 3) 水素添加が燃焼室熱流束におよぼす影響は各噴射器で異なるが、すべての供試噴射器で噴射器直近の熱流束が水素の添加によって低減した。これは高燃焼圧化にともなう噴射器面への熱負荷の増大を軽減するための一手法となる。

これらの結果は主推進剤である液体酸素－ケロシン噴流と添加される水素噴流が直接衝突しない構造の噴射器を用いて得たものである。今後は今回とは異なる型式の噴射器、例えば、添加水素を主推進剤噴流に直接衝突させ積極的に液体酸素ケロシン噴霧の微細化ひいてはその蒸発効率の向上をねらった気液衝突型噴射器を用いた実験を行い燃焼効率の向上を確認する必要がある。

終わりに、本研究を行うに際しては実験の一部において角田支所ロケット燃焼器研究室の高橋守技官の協力を頂いた。

## 参 考 文 献

- 1) Harrije, D. T. et al. ; Liquid Propellant Rocket Combustion Instability, NASA SP-194 (1972).
- 2) Klem, M. D. et al. ; Combustor Design and Analysis Using the Rocket Combustor Interactive Design (ROCCID) Methodology, AIAA Paper No.90-2240 (1990).
- 3) Lausten, M. F. et al. ; Carbon Deposition with LOX/RP-1 Propellants, AIAA Paper No.85-1164 (1985).
- 4) Hernandez, R. et al. ; Carbon Deposition Characteristics of  $LO_2/HC$  Propellants, AIAA Paper No.87-1855 (1987).
- 5) Cook, R. T. et al. ; Advanced Cooling Techniques for High Pressure Hydrocarbon-Fueled Rocket Engines, AIAA Paper No. 80-1266 (1980).
- 6) Green, W. J. et al. ; Advanced LOX/Hydrocarbon Booster Engine, AIAA Paper



- No.86-1686 (1986).
- 7) Giovanetti, A. J. et al. ; Deposit Formation and Heat Transfer in Hydrocarbon Rocket Fueles, NASA CR-168277 (1983).
- 8) O'Brien, C. J. et al. ; Advanced Oxygen-Hydrocarbon Rocket Engine Study, NASA CR-161748 (1981).
- 9) Visek, W. A. ; LOX/Hydrocarbon Booster Engine Concepts, AIAA Paper No.86-1687 (1986).
- 10) 熊谷ほか ; 高密度炭化水素燃料 / 酸素の比推力性能の相対比較, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1053 (1990).
- 11) Yatsuyanagi, N. et al. ; Stabilizing Effect of Hydrogen Injection on LOX/Kerosene Unstable Combustion, Proc. of 17th ISTS Tokyo (1990) pp.309-315.
- 12) 田村ほか ; 液体酸素ケロシンロケットの燃焼性能の研究, 航空宇宙技術研究所報告 TR-648 (1981).
- 13) Keller, R. B. Jr. ; Liquid Rocket Engine Combustion Stabilization Devices, NASA SP-8113 (1974).
- 14) Elverum, G. W. et al. ; Criteria for Optimum Mixture-Ratio Distribution Using Several Types of Impinging-Stream Injector Elements, Jet Propulsion Lab. Memo. 30-5 (1959).
- 15) Keller, R. B. Jr. ; Liquid Rocket Engine Injectors, NASA SP-8089 (1976).
- 16) Bartz, D. R. ; A Simple Equation for Rapid Estimation of Rocket Nozzle Convective Heat Transfer Coefficients, Jet Propulsion, Vol.27, No.1 (1957) pp.49-51.

---

## 航空宇宙技術研究所報告1177号

平成4年9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 東京プレス  
東京都板橋区桜川2-27-12

---

Printed in Japan