

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1278

デュアル混合比

液酸／水素燃焼器の燃焼・熱負荷特性（I）

坂本 博・佐々木 正 樹
高橋 守・佐藤 和 雄
田村 洋

1995年9月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

| | |
|-------------------------------|----|
| 1. まえがき | 4 |
| 2. 試験装置と燃焼試験 | 5 |
| 2. 1 供試燃焼器 | 5 |
| 2. 2 燃焼実験 | 5 |
| 2. 3 燃焼圧力分布の測定 | 6 |
| 3. 一次元解析モデル | 6 |
| 4. 実験結果と考察 | 8 |
| 4. 1 燃焼器噴口の流出係数 | 8 |
| 4. 2 特性速度効率 | 8 |
| 4. 3 燃焼室内の圧力分布 | 9 |
| 4. 4 一次元解析モデルによる実験結果の解析 | 11 |
| 4. 5 熱負荷特性 | 12 |
| 5. まとめ | 14 |
| 参考文献 | 15 |

デュアル混合比液酸／水素燃焼器の燃焼・熱負荷特性（I）

坂本 博* 佐々木 正樹*
高橋 守* 佐藤 和雄**
田村 洋*

Combustion Characteristics of LOX-hydrogen with High Mixture Ratio

Hiroshi SAKAMOTO *, Masaki SASAKI *,
Mamour TAKAHASHI *, Kazuo SATO **,
and
Hiroshi TAMURA **

ABSTRACT

A dual mixture ratio LOX-hydrogen engine is proposed for application to the single-stage-to-orbit vehicles (SSTO). The engine operates at a high mixture ratio, providing a high thrust-to-weight ratio in the booster mode ; at a low mixture ratio, it provides a high specific impulse in the high altitude operation. The application of this engine to the SSTO is expected to remarkably increase the payload of the vehicle.

The present study investigated the combustion and heat transfer characteristics of dual mixture ratio LOX-hydrogen combustors. Experiments were conducted with three coaxial injectors : one configuration with a conventional straight fuel annulus and two configurations with an angular fuel annulus. The data were obtained at a chamber pressure of 4.5 MPa and an oxidant to fuel ratio from 4.6 to 17 with single-element combustors. The combustion test results were analyzed by using a "simplified direct" method which directly uses pressure-distribution data along the chamber axis to solve one-dimensional steady-state equations. By using the analysis, the distances required to vaporize the LOX spray for each injector were obtained. It was shown that the angular fuel annulus is effective in improving the combustion performance. Some of the heat transfer characteristics observed for each injector were also explained by the proposed simplified model.

Keywords : Liquid Rocket Engine, Dual Mixture Ratio, Combustion Efficiency

* 平成7年4月12日受付 (received 12 April 1995)

* 航空宇宙技術研究所
角田宇宙推進技術研究センター
ロケット推進研究部
ロケット燃焼器研究室

** 航空宇宙技術研究所
角田宇宙推進技術研究センター
ラムジェット推進研究部
ラムジェット空力研究室

1. まえがき

将来の宇宙輸送機の推進系として水素 酸素を推進剤とするデュアル混合比エンジンが提案されている¹⁾。このエンジンは、従来のエンジンの様に一定混合比で作動させるのではなく、離陸時には高い混合比 ($O/F \sim 12$) で作動させ高い密度比推力を得、高空では低い混合比 ($O/F \sim 6$) で作動させ高い比推力を得るものである。本エンジンの使用により推進剤タンクの小型化を図ることが可能となり、ロケットの打ち上げ能力の大幅な向上が可能となる。例えば、本エンジンを完全再使用型の単段シャトルに適用したモデル計算によれば、スペースシャトルのメインエンジン SSME を用いた場合に比べロケットの乾燥重量を 25% 削減することができると報告¹⁾ されている。

デュアル混合比エンジンのこのような魅力にも関わらず、同エンジンの燃焼器設計法を具体的に研究した報告は筆者らの知る限りない。そこでここでは、デュアル混合比エンジンの燃焼器の設計方法を調べることを目的として研究を進めた。水素/酸素ロケット燃焼器の噴射器の形式としては、中央噴口から液体酸素が、周囲の同軸のスリットから水素ガスが噴射される同軸型噴射器の使用が一般的である。同軸型噴射器は、低速で噴射される液酸噴流と高速で噴射される水素ガス噴流との速度差によって生じる剪断力によってその特性が支配され、噴射速度の比が大きくなるほど微粒化・混合・燃焼の性能は上昇する傾向にある。噴射速度比は作動条件によって変化し、燃焼圧および混合比が高くなるほど、また燃料の噴射温度が低下するほど小さくなる。また、反対の場合には噴射速度比は大きくなる。デュアル混合比燃焼器に同軸型噴射器を適用した場合には、低い混合比の作動に合わせた設計では、高混合比の作動において酸素側の噴射差圧が過大となり液酸ポンプの負担が増す。この時、液酸の噴射速度は上昇し噴射速度比が小さくなることから、燃焼性能の低下も予想される。反対に高い混合比の作動に合わせた設計では、低い混合比の作動において酸素の噴射速度が小さくなり性能の上昇が予想されるが、このとき酸素側の噴射差圧が小さくなることから低周波不安定燃焼の発生が懸念されるようになる。

同軸型噴射器のこの定性的な評価から、デュアル混合比燃焼器に従来の同軸型噴射器を採用することが適切でないことがわかる。ここでは、研究の最初の段階として、従来の同軸型噴射器と高混合比における燃焼性能の向上を意図し燃料の噴口出口をテーパ状に絞った改良型の噴射器とを 2 種製作し、燃焼・熱負荷特性を比較した。燃焼特性は、軸方向の燃焼圧力分布を測定し、それを一次元解析モデルに代入し、液酸噴霧の蒸発特性を求めるこ

とにより評価した。ここで一次元解析モデルは、Bracco²⁾ や八柳ら³⁾ が開発した方法に液滴噴霧の軸方向の速度分布モデルを導入して噴霧の初期粒径分布の知識を必要としないように修正を加えたものである。

同軸型噴射器により形成される噴霧の燃焼は燃焼圧力の影響を受けて変化する。その主な原因は燃焼圧が高くなると水素噴流および燃焼ガスの密度が上昇し、液体噴霧の微粒化が変化することによる。また、燃焼圧が液体推進剤の臨界圧を越えると液体推進剤の蒸発潜熱と表面張力が零となる。このため燃焼圧が臨界圧より高いか低いかにより燃焼機構は大きく異なる。水素 酸素エンジンでは、酸素が液体として噴射されるため、酸素の臨界圧 5.03MPa が問題となる。現在の高性能化を指向した水素 酸素エンジンの燃焼圧は優にこの圧力を越える。ここでは、燃焼圧 4.5MPa の亜臨界圧条件で、混合比 5～16 の範囲について行った燃焼試験とその解析の結果を報告する。現在、高混合比で噴射差圧が過大となることを避けた設計の噴射器を用い、超臨界圧条件の燃焼特性についての試験研究⁴⁾ を進めており、これについては次報で述べる予定である。

記号

| | |
|------------|-----------------------|
| A | ; 面積 |
| T | ; 温度 |
| C_d | ; 噴口の流出係数 |
| U | ; 速度 |
| C_p | ; 定圧比熱 (移行平衡値) |
| W | ; 質量流量 |
| C^*_{th} | ; 特性排気速度 |
| X | ; 軸方向距離 |
| f_{cd} | ; ノズル流出補正係数 |
| Y_c | ; 燃焼生成物の全気相量に対する質量分率 |
| F_{ev} | ; 液酸の蒸発割合 |
| Y_f | ; 未燃の水素の全気相量に対する質量分率 |
| f_H | ; 熱損失の補正係数 |
| α | ; 混合比 ($= W_o/W_f$) |
| M | ; 分子量 |
| γ | ; 比熱比 |
| P | ; 圧力 |
| η_c^* | ; 特性速度効率 |
| R | ; 一般ガス常数 |
| ρ | ; 密度 |

添字

| | |
|-----|---------------|
| c | ; 燃焼生成物または燃焼室 |
| r | ; 燃焼圧の最大点 |

| | |
|----------|--------------------|
| e | ; 燃焼器出口 |
| i | ; ノズルスロート |
| f | ; 水素 |
| h | ; 理論値 |
| g | ; 燃焼生成ガスと未燃水素との混合物 |
| σ | ; トータル |
| inj | ; 噴射器 |
| u | ; 上流 |
| l | ; 液相の酸素 |
| w | ; 燃焼室壁 |
| o | ; 酸素 |
| x | ; 軸方向の X 点 |
| o | ; 初期値 (噴射器端) |

2. 試験装置と燃焼試験

2.1 供試燃焼器

供試噴射器の形状を図1に示す。噴射器は同軸型と呼ばれるもので、中央の噴口から液体酸素が、周囲アニュラー状の噴口から水素ガスが噴射される。酸素噴口の内径は4.5 mm、燃料噴口の内径は7.3 mm、スリット幅0.9 mmであり、燃料と酸素の噴口面積比は約1.14である。また酸素ポストのリセスは酸素の内径に等しく4.5 mmに取った。供試噴射器としては3種類用い、図に示したようにそれぞれA、BおよびC型と命名した。A型は通常のスレート流路の噴口、BおよびC型は、混合と微粒化性能の向上を意図し、燃料噴口出口を45°のテーパ状に絞ったものである。絞り出口の径はB型では6.4 mm、C型では5.5 mmとした。なお、これらの噴射器要素の大きさはLE-7燃焼器のそれとほぼ同一サイズである。また、リセスはこれまでの経験から最適な性能を与える値を選んだ。

図2は、供試燃焼器の形状を示す。燃焼器の円筒部の直径は23 mm、スロート径10 mm、噴射器面からノズルスロートまでの長さ312 mm、収縮比5.3である。燃焼器は、環状水冷却構造であり、各流路について水温上昇とその冷却流量を測定することにより燃焼器軸方向の熱流束分布が測定できるものである。また、燃焼器壁には軸方向の燃焼圧力分布測定のための測定口を設けた。

一般に η_c^* は、蒸発効率 η_{vap} と混合効率 η_{mix} の積で予測できる。本燃焼器では、燃焼器円筒部において全ての液体酸素が蒸発を完了することを意図し、燃焼器長さを十分に長く設計した。ちなみに、A型噴射器について、燃焼圧4.5MPa、混合比5.5の条件のもとで99%の酸素が蒸発するのに必要な燃焼器長さを従来の方法で計算するとつぎのようになる。まず、Falk & Burick⁵に従って液酸噴霧の質量平均粒径 D_m を推定する。試験条件における酸素の噴射速度 U_o および燃料の噴射速度 U_f はそれぞれ8.5および

380 m/sである。微粒化の支配パラメータ $(U_f - U_o)/U_o\alpha$ は7.95となり、酸素噴口の出口径で無次元化して表される質量平均粒径は、彼らの示した図から D_m/D_o を求めると0.125となる。これに酸素噴口の出口径4.5 mm入れると D_m は560 μ となる。これは液体酸素の模擬液として溶融ワックスを用いた場合であって、ワックスと液体酸素の物性値の違いをIngeboの示した相関式⁵⁾ $D_{LOX} = (\mu_{LOX} \sigma_{LOX} \rho_{WAX} / \mu_{WAX} \sigma_{WAX} \rho_{LOX})^{1/4} D_{WAX} = 0.425 D_{WAX}$ により換算すると、最終的に液酸噴霧の質量平均粒径 $D_{m, LOX}$ は240 μ と見積もられる。つぎに、この粒径からPriem & Heidmann⁶⁾の解析結果をもとに液体酸素が99%蒸発するのに必要な距離を、燃焼圧力、燃焼器収縮比、噴射速度、噴霧粒径、噴射温度の効果を考慮して推定すると129 mmとなる。本燃焼器の円筒部の長さは262 mmであるから蒸発に必要な距離のほぼ2倍に当たる。

2.2 燃焼実験

燃焼試験は、燃焼圧力を約4.5MPa一定とし、混合比を5.1 ~ 16の範囲で変化させた。酸化剤流量の変化範囲は0.124 ~ 0.221 kg/sであり、燃料流量の変化範囲は0.0137 ~ 0.031 kg/sである。液体酸素配管は、ガス化による二層流化を防ぐため液体窒素のジャケットを設け十分に保冷した。水素ガスは常温のものを用いた。燃焼時間は、二

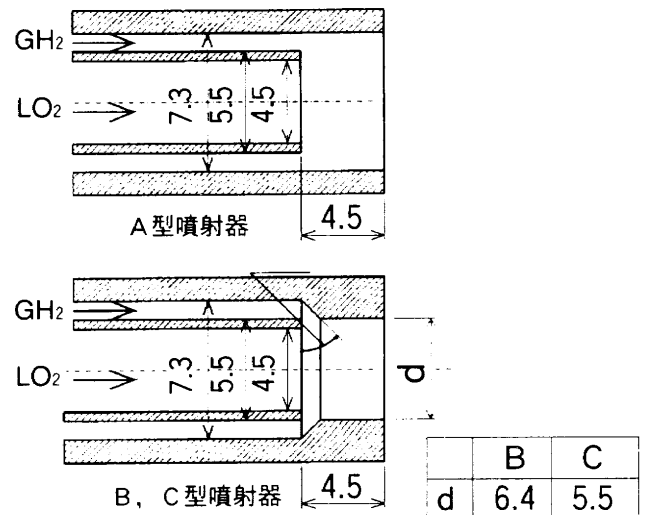


図1 供試噴射器の形状

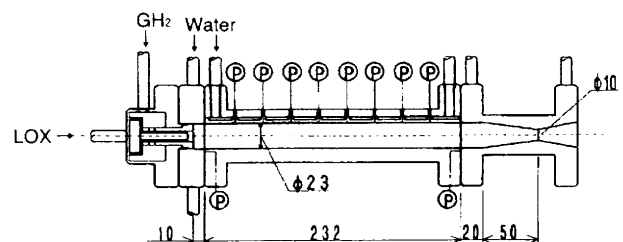


図2 供試燃焼器の形状

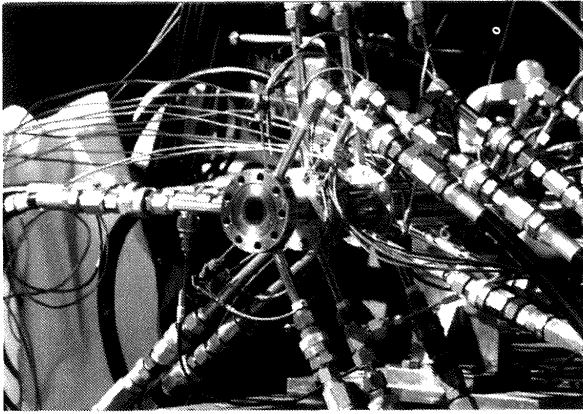


図3 テストスタンドに取り付けた供試燃焼器の外観

層流化による影響を小さくすること、および燃焼器が熱的に定常になるに必要な時間を考慮して15秒間以上にした。図3にテストスタンドに取り付けた燃焼器の外観を示す。

2.3 燃焼圧力分布の測定

燃焼器内部の軸方向に生じる圧力差は、燃焼器の収縮比の大きさにより異なる。本燃焼器の収縮比が5.3であり、燃焼器内に生じる最大の圧力差は後の図12に示す様に0.04～0.07MPaである。本試験における平均の燃焼圧力は4.5MPaであるから、燃焼器内に生じる燃焼圧力差は平均の燃焼圧力の約1%にしかすぎない。このような微小圧力差の測定に対しては、本来、差圧計の使用が望ましい。しかし、筆者らのこれまでの経験では、燃焼器に取り付けた差圧計には燃焼の開始・停止の過渡期に過大な圧力差が発生し、差圧計はしばしば破壊してしまう。このため、今回の試験における圧力測定は従来の管内圧力計を用いた。微小な圧力差を精度よく測定するための対策として、ここでは頻繁に圧力較正を行うこと、および、圧力センサーが高温の燃焼ガスにさらされることによる温度ドリフトを防ぐため、水置換により圧力測定を行った。本試験における圧力測定の精度は次のように見積もられる。

圧力計 (共和 PG-50KU) 精度 (カタログ値)

| | |
|--------|------|
| 非直線性 | 0.2% |
| ヒステリシス | 0.2% |
| 繰り返し性 | 0.1% |

圧力較正器精度 (カタログ値)

| | |
|----|------|
| 精度 | 0.2% |
|----|------|

実加重較正により求めた各センサーのキーナンバーの分散は、全て0.1%以内であった。ここでは、圧力の絶対値でなく相対値の精度を問題としているので較正器の精

度は無視できる。従って、圧力分布測定のための圧力センサーの相対誤差は0.1%となり、燃焼器内に発生する圧力差の約1/20になる。

3. 一次元解析モデル

Braccoは、「直接法」と呼ばれる測定した燃焼器内の圧力分布を一次元解析に直接代入し燃焼器内の噴霧の燃焼進行状態を探る方法を提案した。八柳はこれをガス水素・液酸³⁾およびガスメタン・液酸⁷⁾のロケット燃焼器に適用し、それぞれについて液酸の蒸発速度定数を求めた。これらの方法は実際のロケット燃焼器について噴霧の蒸発・燃焼を直接求めることが出来ることから、燃焼器内の燃焼進行状態を調べる手段として実用的に価値が大きい。しかし、実際問題としてはこれらのモデル適用における推進剤噴霧の初期粒径の与え方に大きな問題が残されている。すなわち、今日ではまだ実際のロケット燃焼器内の条件における噴霧の初期粒径を正しく推定出来ないこと⁸⁾、また誤った初期粒径を入力すると燃焼器出口で未燃の推進剤が存在する等の計算モデルの前提に反した解が生じる等の問題が残されている。そのため、Braccoや八柳らの方法から噴射器の燃焼特性評価することは現時点では難しい。そこでここでは、燃焼器内の噴霧の速度分布について適当にモデル化することにより、噴霧の初期粒径の知識を全く用いずに燃焼圧力分布のみから燃焼進行状態を計算する方法を提案する。本モデルでは最初に次の仮定をおく。

- 1) 燃焼器内の流れは一次元とし、燃焼器壁における摩擦は無視できる。
- 2) ノズル入口部で燃焼は完了している。
- 3) 蒸発した酸素は噴射された推進剤のトータル混合比に等しい混合比で反応する。
- 4) 各軸位置のガスの物性は燃焼ガスと未燃の水素ガスとの混合気体として計算する。

連続式、運動方程式、状態式およびガス物性はつぎの様に書ける。

$$W_{f,0} + W_{o,0} = A\rho_{g,x} U_{g,x} + W_{1,x} \quad (1)$$

$$W_{f,0} U_{f,0} + W_{o,0} U_{o,0} + AP_{c,0} = A\rho_{g,x} U_{g,x}^2 + W_{1,x} U_{1,x} + AP_{c,x} \quad (2)$$

$$\rho_{g,x} = P_{c,x} M_{g,x} / RT_{g,x} \quad (3)$$

$$M_{g,x} = \frac{1}{\frac{Y_{c,x}}{M_c} + \frac{Y_{f,x}}{M_f}} \quad (4)$$

MODELING PRINCIPLES

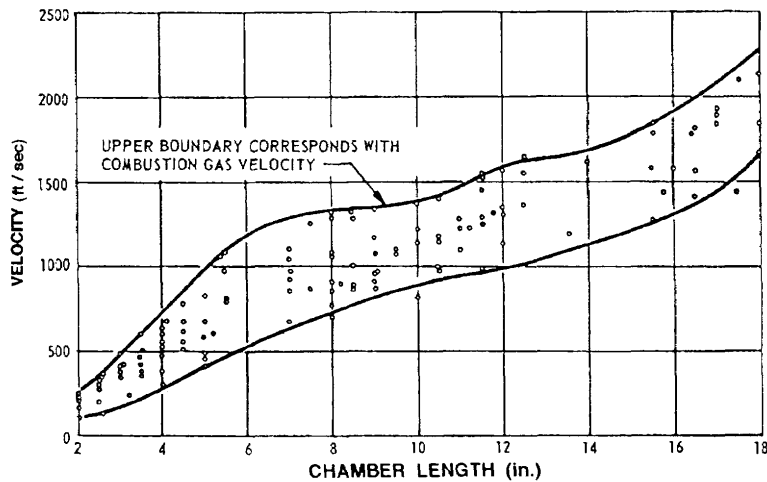


図4 推進剤噴霧の速度分布の測定例⁹⁾
 (LOX-Hydrocarbon, 噴射器: 同種二点衝突型, 平行部長さ 13 inch)
 by R. B. Lawhead & L. P. Combs *Modeling Techniques for Liquid Propellant Rocket Combustion Processes*.
Ninth Symposium (International) on Combustion, Academic Press, New York, 1963, pp 973-981

$$Y_{c,x} = \frac{(1+1/\alpha)(W_{o,0}-W_{1,x})}{W_{f,0}+(W_{o,0}-W_{1,x})} \quad (5)$$

$$Y_{f,x} = \frac{W_{f,0}-(1/\alpha)(W_{o,0}-W_{1,x})}{W_{f,0}+(W_{o,0}-W_{1,x})} \quad (6)$$

$$T_{g,x} = \frac{C_{p,c} Y_{c,x} T_c + C_{p,f} Y_{f,x} T_{f,0}}{C_{p,c} Y_{c,x} + C_{p,f} Y_{f,x}} \quad (7)$$

ここで、水素と酸素の流量 $W_{f,0}$, $W_{o,0}$, 水素および酸素の噴射速度 $U_{f,0}$, $U_{o,0}$ および燃焼圧力 $P_{c,0}$, $P_{c,x}$ に対して実験値を代入すれば、未知数は $\rho_{g,x}$, $U_{g,x}$, $U_{1,x}$, $W_{1,x}$, $M_{g,x}$, $T_{g,x}$, $Y_{c,x}$ および $Y_{f,x}$ の8個となる。式は7個なので、これに液滴の速度 $U_{1,x}$ を与えることが出来ればこれらの式を解くことができる。従来の Bracco や八柳らの方法では、前述した様に初期の噴霧粒径の予測値を与え、液滴の運動方程式とエネルギー式を解くことによって液滴の速度分布を求めている。

Bracco²⁾ は、その解析の中で、噴射器近傍を除くと液滴速度は $0 < U_{1,x}/U_{g,x} < 1$ であり、その速度分布は計算全体にそれほど大きな影響を与えないことを示している。このことは、液体酸素噴霧の燃焼器内の軸方向の速度分布を代表的な場合について調べモデル化することが出来れば、その速度分布を色々の噴射器噴霧に対して適用しても大きな違いにならない

可能性を示唆している。そこで、ここでは液酸噴霧の速度分布を実際のロケット燃焼器内における推進剤噴霧の速度測定例⁹⁾ (図4) を参考につぎのようにモデル化した。

- 5) 液体酸素噴霧は、初期速度 $U_{o,0}$ (正確には後述する補正係数 K_2 を乗じた $K_2 U_{o,0}$) から酸素の蒸発割合に比例して速度を増し、燃焼器出口で燃焼ガスの最終速度 $U_{g,e}$ の80%に達する。

$$U_{1,x} = U_{o,0} + (0.8U_{g,e} - U_{o,0}) F_{o,x} \quad (8)$$

以上のモデル化から、燃焼器内の軸方向の燃焼圧力分布を用いて燃焼進行状態を求めることができる。ところで、本モデルでは一次元の流れを仮定しているから、測定した燃焼圧力分布を代入するに当たっては、一次元流れの仮定が成立すると思われる点から適用する必要がある。ここでは、八柳に倣って燃焼圧力が最大となる点 (図10a, b, c からいずれの噴射器についても噴射器面よりほぼ20 mmの位置) から下流で一次元流れが成り立つものと仮定し次の仮定を置いた。

- 6) 噴射器面から燃焼圧力が最大となる点までは液酸は全く蒸発せず、従って燃焼も全く進行しない。

4. 実験結果と考察

4.1 噴射器噴口の流出係数

図5は燃焼試験時における酸化剤側の噴射器圧力損失と流量の関係を示す。ここで、△、□、◇はA、B、C型の噴射器の試験結果を、また実線は下式において噴口面積Aとして液酸噴口のオリフィス面積(φ 3mm)をとり、 C_d を1として計算した値である。

$$W_o = AC_d \sqrt{2\rho_o \Delta P_o} \quad (9)$$

図から、試験結果の勾配は理論値に比べて小さく、流量が小さいほど流出係数が低下していることが分かる。この流出係数の低下の原因は次のように説明出来る。式(9)に見るようにここで定義した流出係数は、酸素噴射マニホールドの圧力(噴射圧)と燃焼室内の圧力(燃焼圧)との差、 ΔP_o を用いて評価している。このためリセス内の圧力が燃焼圧より高くなると噴口の流出係数は見かけ上低下する。ところで、燃焼試験では推進剤のトータル

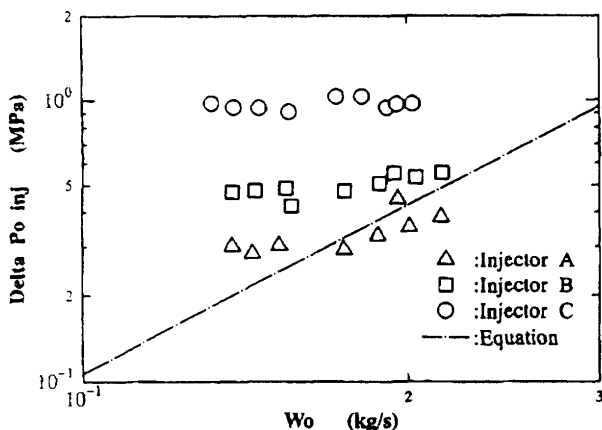


図5 噴射器の液酸噴口の噴射差圧 ΔP_o と流量 W_o の相関

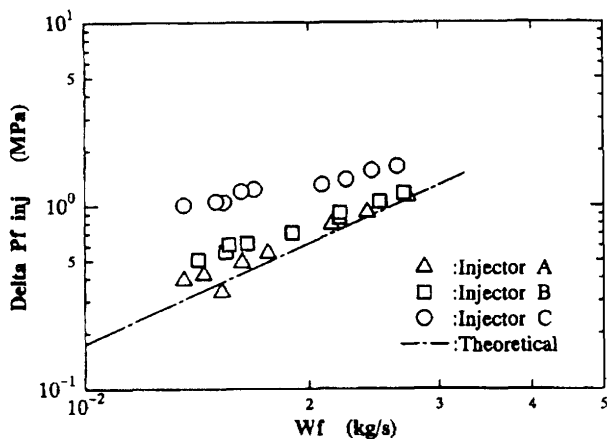


図6 噴射器の燃料噴口の噴射差圧 ΔP_f と流量 W_f の相関

流量をほぼ一定としたため、酸化剤流量が少ない時は燃料流量は多い。その結果、リセス内の圧力は上昇するものと推定できる。また、BおよびC型では、燃料噴口の出口の絞りのためリセス内圧力が一層上昇したものとして説明できる。酸素流量の低下と共に流出係数が低下する原因としては、そのほか、気泡の発生の影響が考えられる。ただし、この影響は燃焼試験の項で既に述べたように、液酸配管を液体窒素のジャケットによって冷却し、また燃焼時間を長くする等の対策を講じた極力小さくするよう心がけた。

図6は燃焼試験時における燃料側についての噴射器圧力損失と流量の関係を示す。ここで、△、□、◇はA、B、C型の噴射器の試験結果を、また一点鎖線は下式において噴口面積Aとして燃料のアニューラー部の通路面積をとり、 C_d を0.463として計算した値である。

$$W_f = AC_d P_u \sqrt{\frac{2\gamma M}{\gamma R T_u} \left\{ \left(\frac{P_c}{P_u} \right)^2 \gamma - \left(\frac{P_c}{P_u} \right)^2 \gamma^{1+\gamma} \right\}} \quad (10)$$

図から、試験結果の勾配と理論値の勾配はほぼ一致していることが分かる。これは流出係数が流量の変化に対しほぼ一定であることを示す。ところで本式を用いて評価したA型噴射器の流出係数でも0.463とかなり小さい。BおよびC型では、燃料噴口の出口を絞りの効果によって流出係数はさらに低下するが、流出係数がこの様に小さくなった理由について今後検討する必要がある。

4.2 特性速度効率

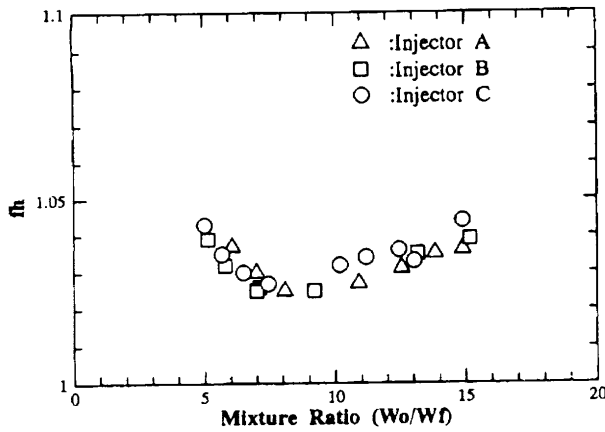
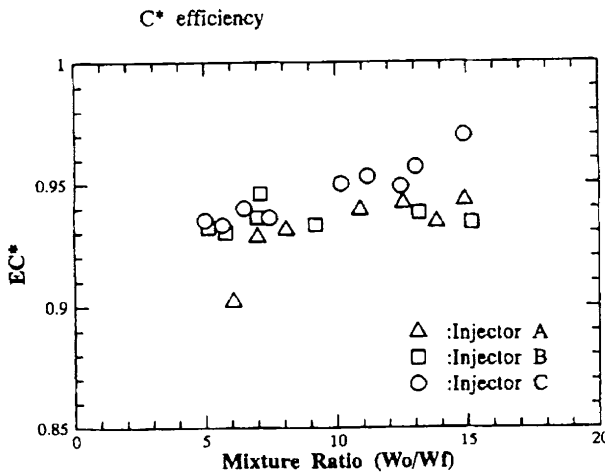
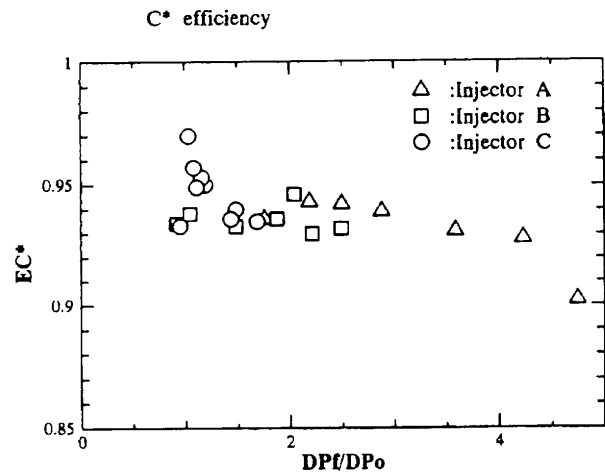
特性速度効率 η_c^* は次式で定義される。

$$\eta_c^* = \frac{P_c A_t f_{cd} f_H}{W_t C^*_{th}} \quad (11)$$

ここで、 A_t はスロート面積、 P_c はノズル淀み点圧力である。また、 f_{cd} はノズルの流出係数であり、実際の流量と境界層を無視した次元の理論流量との比で定義される。本燃焼器のノズル流出係数はノズル上流の形状で決まり文献10を参照して求めると $f_{cd} = 1.00$ となる。 f_H は燃焼器壁への熱損失の補正係数であり、次式から推定出来る。

$$f_H = \left\{ 1 + \left[\frac{C^*_{th}}{C^*_{exp}} \right]^2 \left\{ \frac{\sum (q_w/A_w) A_w}{W_t C_{p,g} T_{c,th}} \right\} \right\}^{-1/2} \quad (12)$$

ここで、 $C_{p,g}$ は燃焼ガスの凍結平衡値である。図7は3個の噴射器に対する f_H を混合比を横軸に採り示したものである。図に見るように f_H の大きさは噴射器により殆ど違いがなく、混合比で決まることがわかる。図8は各噴射

図7 熱補正係数 f_H と混合比 W_o 、 W_f の相関図8 特性速度効率 η_c^* と混合比 ΔW_o 、 ΔW_f の相関
(燃焼圧 4.5 MPA, 燃焼器長さ 312 mm)図9 特性速度効率 η_c^* と噴射差圧比 $\Delta P_f / \Delta P_o$ の相関
(燃焼圧 4.5 Mpa, 燃焼器長さ 312 mm)

器について特性速度効率 η_c^* を混合比 α を横軸にとり表したものである。図からA型とB型の η_c^* には殆ど差がないこと、これに対してC型はこれより高く、特に高混合比域では数%高くなっていることが分かる。図9は、同じ結果を横軸を燃料と酸素の噴射差圧の比 $\Delta P_f / \Delta P_o$ 取

り表したもので、この図から、 η_c^* が最大となる噴射差圧比は、燃料噴口の絞りが強いほど小さくなる傾向にあることがわかる※。

これらの図から、燃料噴口出口の絞りが高混合比域での η_c^* の改善に効果があることが分かる。ただし、絞りの割合が弱いB型噴射器ではその効果は殆ど認められず、絞りの強いC型になってその効果が突然に現れており、 η_c^* を最大にする最適な絞り形状を決めるにはさらなる試験が必要である。

4.3 燃焼室内の圧力分布

図10a, b, c は、3個の噴射器それぞれに対する代表的な燃焼室内の軸方向の圧力分布を示す。ここで○および△は、混合比がほぼ6および12の場合の測定値である。これらの結果から、軸方向の圧力差が小さいにも関わらず、測定された圧力のばらつきは小さくほぼ妥当な分布を示していることが分かる。図から燃焼圧力は、いずれの場合も噴射器面よりほぼ20 mm付近で最大となり、その後ほぼ単調に減少し円筒部出口付近でほぼ一定となっていることが分かる。

図11は、各噴射器について燃焼圧力の最大値 $P_{c,max}$ と噴射器面の圧力 $P_{c,0}$ との差($P_{c,max} - P_{c,0}$)を、混合比を横軸に取り表したものである。○、□および△はA, BおよびC型の試験結果を示す。図からこの燃焼室内の初期の圧力上昇は、混合比が低いほど大きく、噴射器同士の比較ではA, B, Cの順に大きくなっている。この圧力上昇は、主に燃料噴流の運動量による効果であると考えることが出来る。これを示すため、液酸噴流は燃焼圧が最大となる点まで周囲流と運動量交換しないものと仮定すると、式(1)、(2)から次の関係を得る。

$$P_{c,max} - P_{c,0} = \frac{W_{f,0}}{A} (U_{f,0} - U_{g,r}) \quad (13)$$

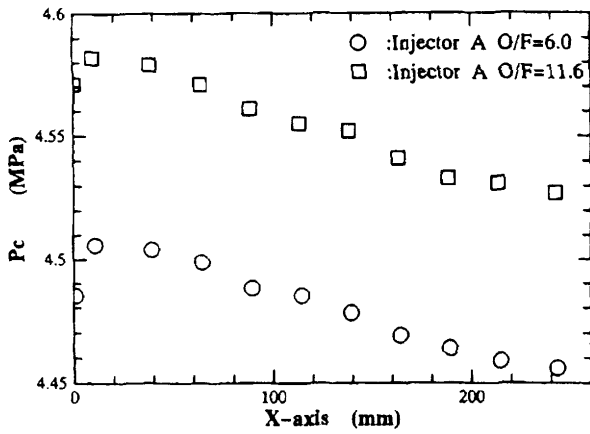
ここで $U_{f,0}$ 、 $U_{g,r}$ はそれぞれ水素の噴射速度、および燃焼圧が最大となる燃焼器断面における水素気流の平均速度である。 $U_{f,0}$ は、噴射差圧をもとに次式から求め、

$$U_{f,0} = \sqrt{\frac{2\Delta P_{f,inj}}{\rho_{f,inj}}} \quad (14)$$

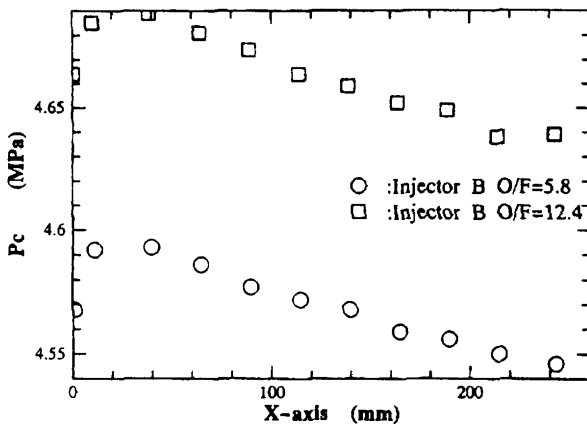
$U_{g,r}$ は連続式より求めることができる。

※脚注

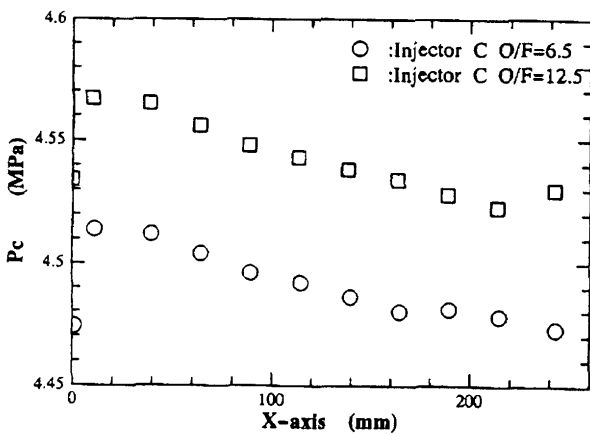
噴射器の噴口の噴射条件は、普通、噴射速度比で表している。本噴射器では噴口出口を絞ったため、噴射速度を定義する事が出来ない。そのため、ここでは噴射差圧比を採った。



a : A型噴射器,



b : B型噴射器,



c : C型噴射器

図10 燃焼器内の軸方向圧力分布測定例

$$U_{g,r} = \frac{W_{f,0}}{A\rho_{g,r}} = \frac{W_{f,0} P_{c,max} M_f}{ART_{f,0}} \quad (15)$$

図中の3本の線は、それぞれの噴射器について試験条件を式(12)に入れて求めた計算値を直線で結んだものである。図から計算値と測定値は定性的に一致し、定量的な比較では、測定値は計算値に比べ、A型噴射器ではやや

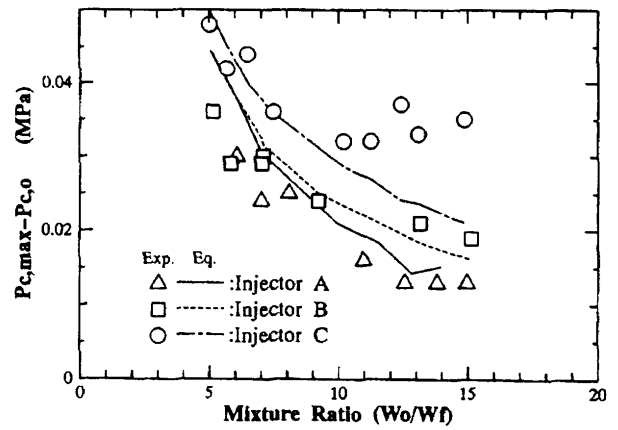


図11 燃焼圧力の最大値と噴射器面圧力の差 ($P_{c,max} - P_{c,0}$) と混合比 W_o/W_f の相関

小さく、B型噴射器ではほぼ一致し、C型噴射器では逆に大きい傾向にある。測定値と計算値の差は、A、B、C型の順に酸素噴流の運動量が大きくなっていることを考え合わせると初期圧力上昇に酸素噴流の運動量の寄与があることをうかがわせる。しかし、圧力の測定精度 $\pm 0.1\%$ ($\pm 0.004\text{MPa}$) を考えると、測定値と計算値は定量的にもほぼ満足する一致と言って良いと思う。

つぎに一般に運動量損失と呼んでいる最大燃焼圧と円筒部出口圧との差 ($P_{c,max} - P_{c,e}$) を考える。これはつぎのように求めることができる。式(1)に円筒部出口で液酸の残量が零であるとの仮定を代入すると次式を得る。

$$P_{c,max} - P_{c,e} = \frac{(W_i/A)^2}{\rho_{g,e}} - \frac{(W_{o,0} U_{o,0} + W_{f,0} U_{g,r})}{A} \quad (16)$$

特性速度効率の理論式より、下式が成立するが

$$C^*_{exp}/C^*_{th} = \sqrt{\frac{T_{g,e}}{T_{th}}} = \eta_c \quad (17)$$

これから

$$T_{g,e} = T_{th} \eta_c^{*2} \quad (18)$$

を得る。また燃焼ガスの分子量は理論値と等しい

$$M_{g,e} = M_{th} \quad (19)$$

と近似すると状態式を通して

$$\rho_{g,e} = \rho_{th}/\eta_c^{*2} \quad (20)$$

を得る。これを式(15)に代入すると次式を得る。

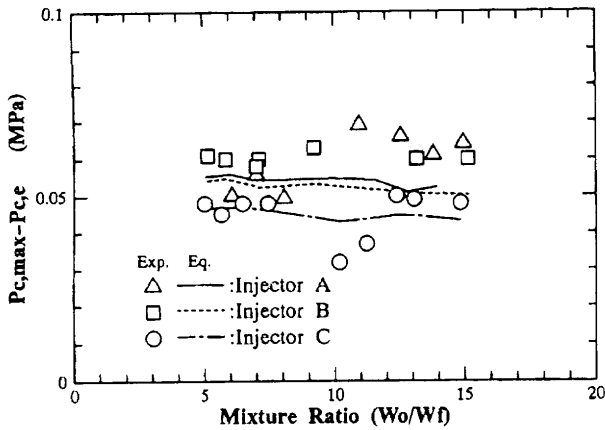


図12 燃焼圧力の最大値と燃焼室円筒部出口圧力の差 ($P_{c,max} - P_{c,e}$) と混合比 W_o/W_f の相関

$$P_{c,max} - P_{c,e} = \frac{(W_i \eta_c^* / A_c)^2}{\rho i h} - \frac{W_{o,0} U_{o,0} + W_{f,0} U_{g,r}}{A} \quad (16')$$

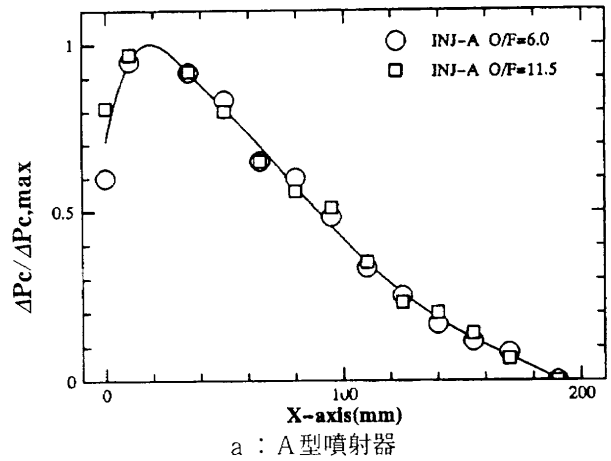
図12は、運動量損失 ($P_{c,max} - P_{c,e}$) を混合比を横軸にとり表したもので、プロットは実験値を、直線は式(12)による計算値を折れ線をつないだものである。測定値と計算値はほぼ一致している。噴射器間の比較では、AとB型噴射器はほぼ一致し、C型噴射器はこれらに比べ少し小さい。C型の噴射器で運動量損失が小さくなる理由は、C型では他の噴射器に比べ噴射された推進剤の運動量が大きいと理解できる。

つぎに燃焼器内の軸方向の圧力分布を燃焼圧の最大値と燃焼器の出口圧との差(測定された運動量損失に等しい)で規格化したものを図13a, b, cに示した。図は混合比の影響を見るため、混合比が6と12付近の実験値のみを示した。燃焼器内の圧力分布はこの様に表すと、どの噴射器についても混合比の影響が殆ど現れないことが分かる。また、噴射器間の比較ではA, B型の圧力分布はほぼ一致し、C型はこれに比べ圧力低下が噴射器面のより近くで発生していることもわかる。

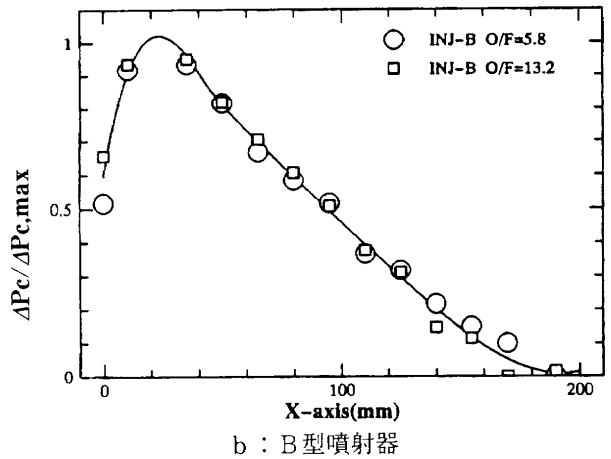
4. 4 一次元解析モデルによる実験結果の解析

一次元解析モデルによる解析を進めるには、図11と12に見られた測定値と計算値のずれを補正する必要がある。そこで式(2)の左辺の水素および酸素噴流の軸方向の運動量に係数 K_1 および K_2 を掛ける形の補正係数を導入した。

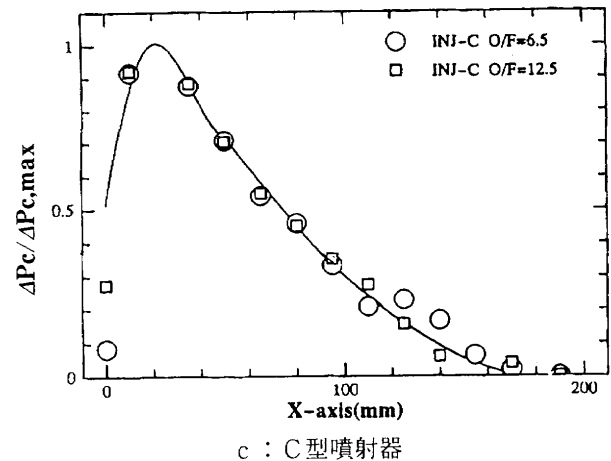
$$\begin{aligned} K_1 W_{f,0} U_{f,0} + K_2 W_{o,0} U_{o,0} + A P_{c,0} \\ = A \rho_{g,i} U_{g,i}^2 + W_{1,i} U_{1,i} + A P_{c,i} \end{aligned} \quad (2')$$



a : A型噴射器



b : B型噴射器

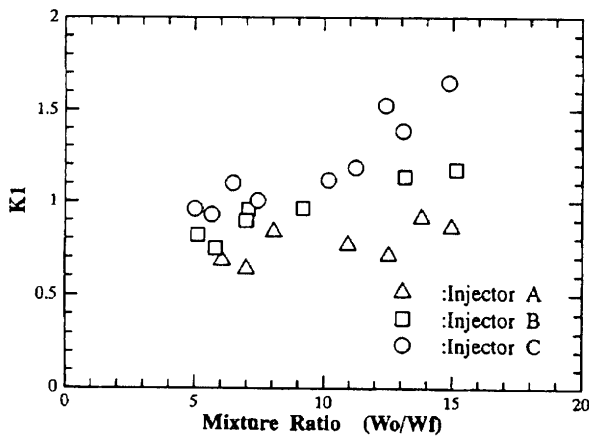
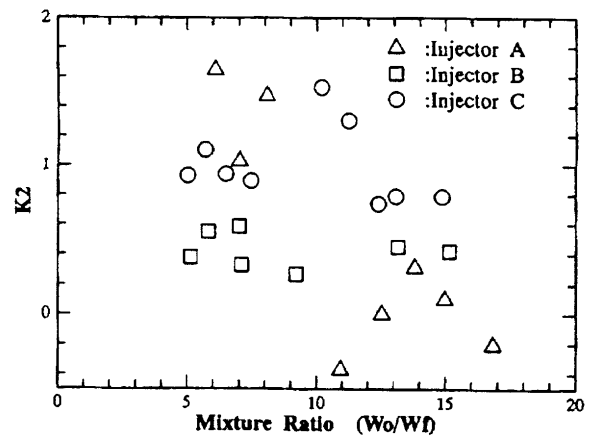


c : C型噴射器

図13 燃焼圧力の最大値と噴射器面圧力との差で規格化した燃焼圧力分布

これらの補正係数は、燃焼圧力の最大点および燃焼器出口において、本解析モデルで仮定した条件を適用すると求めることができる。

$$K_1 = \frac{1}{U_{f,0}} \left\{ \frac{A(P_{c,max} - P_{c,0})}{W_{f,0}} + U_{g,r} \right\} \quad (21)$$

図14 補正係数 K_1 と混合比 W_o 、 W_f の相関図15 補正係数 K_2 と混合比 W_o 、 W_f の相関

$$K_2 = \frac{W_T U_{g,s} - W_{f,0} U_{g,r} - A(P_{c,max} - P_{c,0})}{W_{o,0} U_{o,0}} \quad (20)$$

各噴射器の燃焼試験結果に対する補正係数 K_1 および K_2 を混合比を横軸にとり図14および15に示した。 K_1 は、各噴射器共通して混合比の増加とともに大きくなり、また、A、B、C型噴射器の順に大きくなっている。 K_2 は、反対に混合比の増加とともに小さくなっている。また、A型噴射器では他の噴射器に比べ K_2 の変化は大きい。 K_1 および K_2 は一様な一次元流の仮定と実際の三次元流との違いを補正する係数として解釈しているが、1からのずれが大きく、噴射器や混合比に依って変化している。 K_1 および K_2 は補正項としては大きすぎまた系統的な変化がある。今後さらに検討する必要がある。

図16a, b, cは、各噴射器について混合比が低い場合と高い場合を例に採り、燃焼の進行状態を計算した結果を示した。図には、燃焼圧力 $P_{c,r}$ 、燃焼ガス温度 $T_{g,r}$ 、燃焼ガス速度 $U_{g,r}$ 、酸素液滴速度 $U_{o,r}$ および液酸の蒸発割合 F_o の分布を示した。ここに見られる特徴は次のように説明できる。燃焼圧力分布は図13に示した様に、混合比が変化しても変化しない。燃焼ガス温度は、混合比が高いほど噴射器近くで立ち上がる。これは燃焼ガス温度を決める式(7)で混合比が高いほど Y_f は小さく Y_o は大きくなるためであろう。燃焼ガス速度は混合比が増加すると、質量流量はほぼ一定で燃焼ガス密度が大きくなるため、小さくなる。酸素液滴の速度は、最終的に燃焼ガス速度の80%に到達すると仮定しているの、上の燃焼ガス速度変化に対応して混合比が高いほど小さくなる。液滴の噴射速度は混合比が高いほど本来は大きくなるはずだが、図15に示した様に K_2 が混合比の増加に対し小さくなることから反対に小さくなっている。液酸の蒸発割合は燃焼圧の圧力減少に対応して上昇し、燃焼圧が一定となった所となった所で蒸発は完了する。従って、蒸発が完了す

るに必要な燃焼器長さは、図13に示した圧力分布から混合比によって変化せず、AとB型で約190mm、C型で約170mmである。液酸の途中の蒸発割合は混合比の影響を受け、混合比が高いほど蒸発が早い。図17は、これらの計算値から液酸が50%蒸発するのに必要な燃焼器長さ L_{50} を混合比を横軸にとり表したものである。図から、 L_{50} は噴射器に共通して混合比の増加とともに直線的に低下している。噴射器間の比較ではAとB型の L_{50} はほぼ一致し、C型はこれらより約20mm短い。

4.5 熱負荷分布

図18は混合比がほぼ6および12の場合について、燃焼器円筒部での軸方向の熱負荷分布を示す。本図から、いずれの噴射器についても噴射器面から約120mmの位置を境に燃焼器の前後で熱負荷に対する混合比の影響は逆転している。すなわち、この位置より上流部では混合比が高くなるほど熱負荷は増大し、下流部では逆に減少する。図16との比較から、上流部の熱負荷は燃焼ガス温度により支配されていると推定が出来る。すなわち、混合比が高いほど上流部の燃焼温度が上昇し熱負荷が増加したものと考えることができる。このことは噴射器間の比較においても、図16の3図の比較からC型噴射器の上流部の燃焼ガス温度がA、B型のそれらに比べ高く、C型の熱負荷が高くなったことと符合する。

下流部では、噴射器間の違いは小さく、いずれの噴射器でも混合比が6から12に増加すると熱負荷は約25%減少している。これまでの経験から下流部の熱負荷は円管内の発達した乱流熱伝達として計算出来るから、次のコルバーンの式を用いてこの熱負荷低減の原因を考察する。

$$q_w = (\lambda \cdot D_c) 0.023 R_e^{0.8} P_r^{1/3} (T_g - T_w) \quad (23)$$

燃焼ガス温度 T_g は(18)から推定され、図16に示したように混合比が変化しても殆ど変化しない。同図から、燃

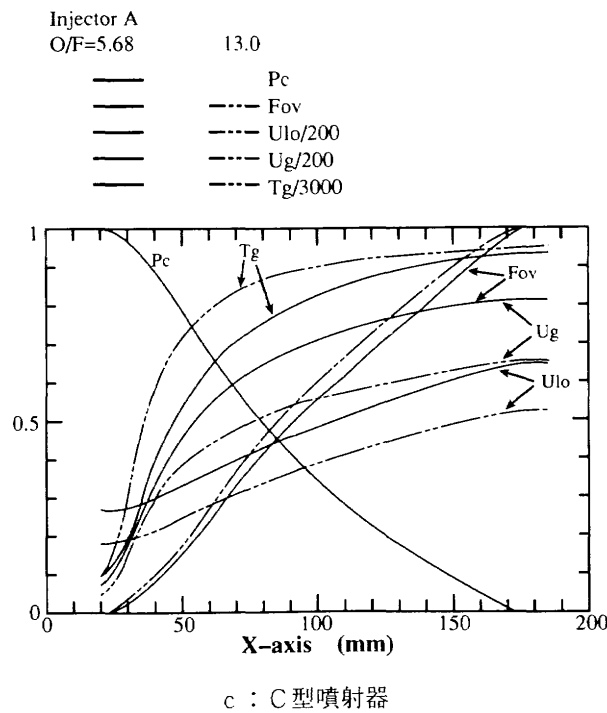
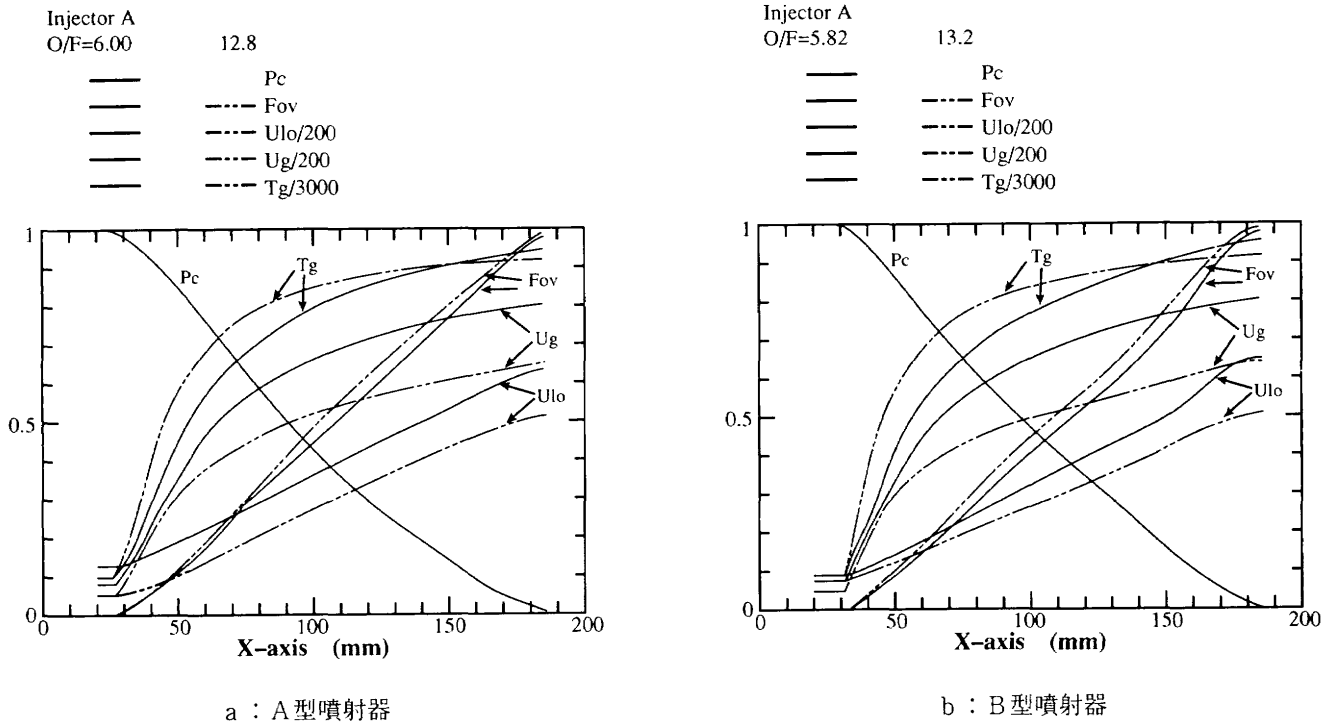


図16 解析モデルによる計算結果 (混合比6と1.3付近の燃焼状態の比較)

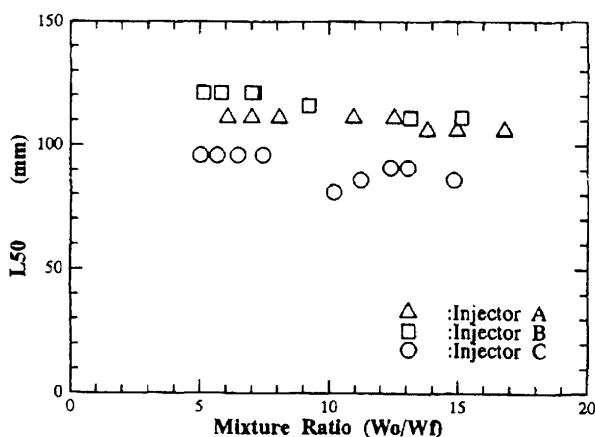


図17 液酸が50%蒸発するのに必要な距離 L_{50} と混合比 W_o 、 W_f の相関

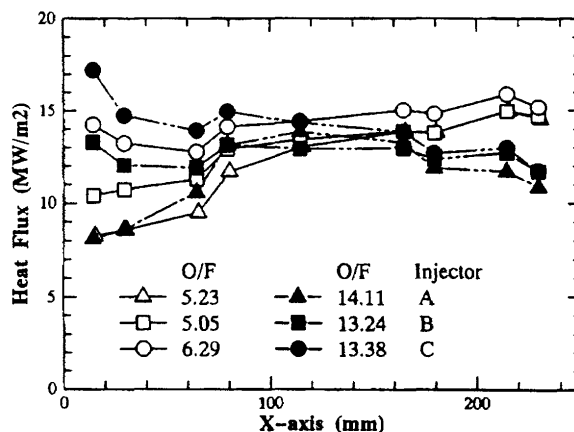


図18 熱負荷の軸方向分布 (燃焼圧力 4.5 MPa)

焼ガス速度は混合比が高くなるほど小さくなるが、これはガス密度の上昇によるものでガス密度と燃焼ガス速度の積はほぼ一定である。

混合比の増加に伴う熱負荷の低減の理由の残る原因は燃焼ガスの輸送物性の変化である。水素/酸素の燃焼ガス生成ガスの輸送物性値は文献11に示されている。そこに示された図から燃焼圧力 4.5MPa、燃焼ガス温度 3000K のもとで混合比変化の効果を調べると、混合比が6から10に増加するとき粘性係数 μ は約6%増加、熱伝導率 λ は約6%減少そしてプラントル数 Pr も約1%減少する。これらの物性値変化を式(23)に代入すると、混合比が6から10に増加することによって熱負荷は約12%の低下する。図16で比較した混合比13~14における物性値は文献に示されていない。しかし、定性的混合比が高くなるほど物性値変化により熱負荷が低下することが予想される。以上の考察から、燃焼器下流部における混合比増加に伴う熱負荷低減の主要原因が、燃焼ガスの輸送物性の変化であることが分かる。

5. まとめ

デュアル混合比エンジンに滴した噴射器の設計法を調べることを目的に、燃焼圧 4.5MPa、混合比 5~16 の範囲について同軸型噴射器の燃焼・熱負荷特性を調べた。実験には従来のストレート流路の噴射器 (A型) と、燃料噴口出口を 45° のテーパ状に絞った噴射器 (B、C型) を用いた。これらの噴射器の燃焼特性を、燃焼圧力の軸方向分布のみを用い、噴霧の粒径を用いない一次元解析モデルを用いて評価した。これにより次のことが明らかになった。

1) 液酸噴霧が蒸発を完了するのに必要な長さに比べ十分長い燃焼器では、A型とB型の噴射器による特性速度効率 η_{c^*} には殆ど差が見られない。これに対し噴

口出口を強く絞ったC型では高い混合比において数%の効率の改善が見られる。これは噴口出口を絞ることによって高い混合比の作動で混合性能が向上されることを示す。

- 特性速度効率が最大となる噴射差圧比は噴口出口を絞った噴射器ほど小さくなる。これは噴射器の最適な作動条件が噴口形状により変化することを示すものと解釈できる。
- 燃焼器内の初期圧力上昇は主に燃料噴流の運動量によるもので、酸素の運動量の寄与は小さい。
- 本解析モデルを用い、測定した圧力分布に対応する燃焼器の軸方向の燃焼状態を計算できる。液酸の蒸発が完了するのに必要な長さは、混合比によって変化せずA、B型では約190mm、C型で約175mmである。これに対し、50%の液酸が蒸発するのに必要な距離 L_{50} は混合比が高くなるほど小さくなる傾向がある。また、C型の L_{50} はA、B型の L_{50} より約20mm短い。これは噴口出口を絞りが液酸の微粒化性能を向上に寄与することを示すものと解釈できる。
- 混合比が高くなるほど L_{50} が低下したが、これは序論で述べた当初の予測と矛盾する。図8に見るように混合比が高くなるほど混合効率 η_{mix} も上昇する傾向があるがこれらについては、その要因について今後検討する必要がある。
- 測定された燃焼器の軸方向の熱負荷分布は本モデル解析の結果とはかなりよく対応し、混合比の変化や噴射器の違いの効果を説明できる。

本一次元解析は、これまでの『直接法』を単純化し、噴霧の速度分布を仮定することで、液滴噴霧に関する知識なしに燃焼状態を計算するものである。実際の燃焼器内の噴霧分布を知ることは現状では難しいから、その知識なしに燃焼状態を計算するこの方法は魅力的である。

しかし、本解析では、多くの単純化を行っており、その妥当性についてさらに検討する必要がある。また、本実験は燃焼圧力 4.5MPa で行ったもので、液酸の臨界圧力 (5MPa) に比べてやや低い。高圧高性能化を目指した最近のロケットエンジンの燃焼圧力は、LE-7 エンジンの燃焼圧力 (13MPa) を見るまでもなく優にこの臨界圧を越える。ここで提案した解析モデルはこの様な超臨界状態に対しても用いることが出来る。また、デュアル混合比エンジンにより適した噴射器としては、高混合比の作動で酸素の噴射圧が過大とならないよう酸素側に 2 個の供給系を持つものについて試験研究⁴⁾を進めている。これらについては次報で報告する。

参考文献

- 1) C. D. Limerick : Dual Mixture Ratio H₂ - O₂ Engine for Single Stage to Orbit Application, J. Propulsion, Vol. 7, No. 1, Jan-Feb., 1991.
- 2) F. V. Bracco : The Direct Method as Applied to Liquid Rocket Engine Combustion and Explosion Problems, Ph. D. Thesis, Princeton University Dept. of Aerospace and Mechanical Science Rept. No. 902, June, 1970.
- 3) 八柳信之ら : 液体酸素・ガス水素ロケットの燃焼状態の計算, NAL TR-472, 1976.
- 4) 坂本 博ら : デュアル混合比型液酸・液水ロケット燃焼器の研究, 第 35 回航空原動機・宇宙推進講演会, 1995. 3
- 5) A. Y. Falk and R. J. Burick : Injector Design Guidelines for Gas/Liquid Propellant Systems, NASA CR-120968, May 1973.
- 6) R. J. Priem and M. F. Heidmann : Propellant Vaporization as a Design Criterion for Liquid Rocket Engine Combustion Chambers, NASA TR-R-67 (1960)
- 7) N. Yatsuyanagi, H. Sakamoto and K. Sato : Experimental Study on Vaporization rate of LOX-Spray with methane and Hydrogen in Rocket Combustor, Proc. of First International Symposium on Liquid Rocket Engine Combustion Instability, 1993
- 8) S. A. Rahman and R. J. Santoro : A Review of Coaxial Gas/Liquid Spray Experiments and Correlations, AIAA-94-2772, 1994.
- 9) R. B. Lawhead and L. P. Combs : Modeling Techniques for Liquid Propellant Rocket Combustion Processes, Ninth Symposium (International) on Combustion, Academic Press. New York, 1963. pp. 973-981
- 10) F. E. Arndt and R. M. Williams : Final Report Space Storable Thruster Investigation, NASA CR-72495, 1969.
- 11) 豊川光雄ら : 水素-酸素-空気系燃焼生成ガスの物性値, NAL TM-381, 1979.

航空宇宙技術研究所報告1278号

平成7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