

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1053

高密度炭化水素燃料/酸素の比推力性能の相対比較

熊谷達夫・植田修一・佐藤政裕
須藤孝幸・宮島博・渡辺篤太郎
山川正紀

1990年2月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

高密度炭化水素燃料/酸素の比推力性能の相対比較*

熊谷 達夫** 植田 修一** 佐藤 政裕**
須藤 孝幸** 宮島 博** 渡辺 篤太郎***
山川 正紀****

Specific Impulse Comparison of High Density Hydrocarbon Fuel Burned with Oxygen

By

Tatsuo KUMAGAI, Shuichi UEDA, Masahiro SATO, Takayuki SUDO,
Hiroshi MIYAJIMA, Atsutarō WATANABE
AND
Masaki YAMAKAWA

ABSTRACT

Performance tests of high density hydrocarbon fuel were conducted with a small rocket engine. The densities of the fuel examined, RJ-1J, HDF-1, and HDF-3 were 0.851, 0.996, and 1.006 respectively. The RJ-1J, which is used for the Japanese H-1 rocket, served as a reference for comparison. The thrust of the rocket engine was 490 N at a chamber pressure of 2.94 MPa and a nozzle area ratio of 5:1. The thrust chamber was water cooled, and gaseous oxygen was used as the oxidizer. To simulate a dual fuel condition, a small amount of gaseous hydrogen (2% of hydrocarbon fuel) was added to the combustion chamber. The effect of the amount of hydrogen addition on specific impulse was also tested.

Measured peak vacuum specific impulses for RJ-1J, HDF-1, and HDF-3 respectively were 291, 290, and 287 s, which is in qualitative accord with theoretical prediction. Specific impulse increased with the amount of hydrogen added as predicted. However, energy release efficiency was not affected appreciably, since it was very near to 100% at the conditions tested. It was concluded that two kinds of high density fuel tested have acceptable performances and properties for dual fuel engines. An engine specific impulse may be extrapolated from the present experiment to be 345 s at a 1000 kN thrust and 10 MPa chamber pressure level.

*平成元年10月17日 受付

**角田支所

***宇宙開発事業団

****日本石油化学(株)

1. まえがき

将来の回収型の打ち上げ機では液体水素に比べて格段に密度の高い炭化水素を用いることが不可欠であるといわれている¹⁾。次世代の炭化水素エンジンは必然的に高性能と再使用性が要求される。これを達成するひとつの方法は、もともと性能が若干たかく、冷却能力が比較的すぐれているCH₄を燃料として選定し、冷却限界に近い高燃焼室圧力を作動点とすることである。もうひとつは、燃焼室の冷却には水素を用い、ターボポンプの駆動のためには水素／酸素の燃料リッチの燃焼ガスを用いる事によって炭化水素による冷却の困難さと、炭化水素／酸素の燃料リッチガスに通常多量に含まれる炭素分による再使用の困難さを同時に克服するデュアルフューエルの概念である。このようなエンジンの一例を図1に示す²⁾。このエンジンでは、信頼性の向上と開発費用の低減のためにガス発生器サイクルを採用しており、また低熱負荷のノズル部は酸素冷却をしており、比推力の向上と燃焼安定性の向上をねらいとして、燃焼室を冷却した水素ガスの一部を炭化水素と混焼するシステムとなっている。炭化水素燃料の採用の最も大きなメリットのひとつは水素に比べて推進薬の平均密度が格段に大きく、再使用のピークルにおいては、その乾燥重量が小さくなり、宇宙輸送機としてのライフサイクルコストが低くなることである。このような観点からすれば、図1に示すようなシステムでは燃料はより高密度のものを選択する利点は明白である。

ここでは、図1に示すようなエンジンシステムを念頭において、最近我が国で開発された2種類の高密度燃料の燃焼性能特性を現在我国の打上げロケットに使用されているRJ-1Jとの相対的な比較によって評価することを試みた。液体酸素は低熱負荷部の冷却に使用されるようなシステムを想定して、海面高度推力490N(50kgf)のガス酸素／高密度炭化水素／水素のロケット燃焼器を用いた。燃焼室圧力は、設備の制限から2.94MPa(30kgf/cm², a)レベルとしたが、得られた結果から少なくとも近似的には大推力、高燃焼圧時の

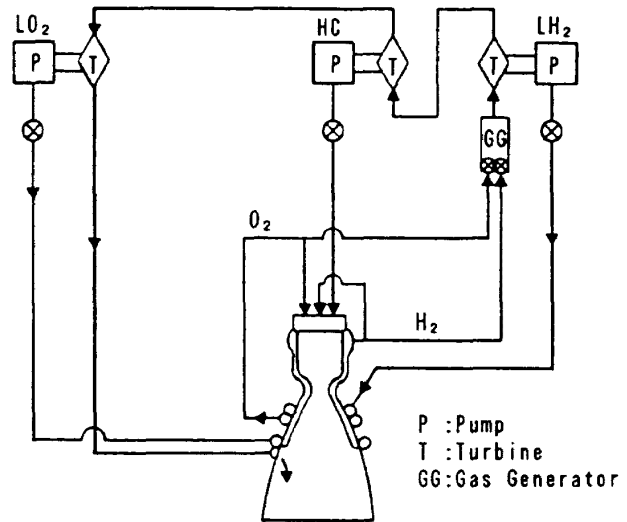


図1 目標エンジンスケマテック²⁾

の性能の予測は可能と考えた。また、水素の混焼割合の比推力におよぼす効果も実験した。

2. 燃料とその物性

使用した燃料としてはRJ-1Jを標準とし、仮にHDF-1およびHDF-3と名づけたより高密度の2種類の燃料を用いた。それらの主要な物性値を表1に示す。RJ-1JはH-1ロケット一段のMB-3エンジンに用いる米国製のRJ-1を国産化したもので、密度は288Kにおいて約0.85である。それに対してHDF-1およびHDF-3はそれぞれ0.97および1.01となっている。密度の増大と共に水素含有率が低くなり、また、発熱量も若干減少する傾向にある。密度の増加と共に顕著に増える物性値として粘度があげられる。

表2にMIL規格の高密度燃料と今回用いた国産高密度燃料を比較して示す。また図2に発熱量と密度の関係を示した。ナフテン縮合リングの炭化水素混合物である高密度炭化水素は米国石油学会(API)の推定発熱量カーブよりも若干上に位置し、今回開発した燃料はほぼMIL規格の燃料と同様な密度対発熱量の傾向を示している。

上記の燃料の性能をロケットを用いて実験する前に理論性能、すなわち、熱力学的に達し得る上限の推力性能を調べておくことは興味がある。実験条件に対応した燃焼圧2.94MPa、ノズル開口比5.19のときの一次元平衡流真空比推力(I_{spv})

表1 燃料の主要な物性値

項目	単位	RJ-1J	HDF-1	HDF-3
蒸留性状 初留	K	501	517	538
“ 5%	K	508	521	540
“ 10%	K	510	522	540
“ 50%	K	519	526	541
“ 90%	K	549	533	541
“ 終点	K	565	544	547
平均分子式		$C_{14}H_{26.8}$	$C_{13.7}H_{22}$	$C_{14}H_{22}$
平均分子量		194.8	186.4	190.0
総発熱量	kJ/kg	46,050	44,870	44,200
真発熱量	kJ/kg	43,120	42,400	41,690
水素含有量	wt. %	13.8	11.8	11.9
密度 (288K)	kg/m ³	851	966	1,006
粘度 (253K)	m ² /s	18.7×10^{-6}	53.4×10^{-6}	176×10^{-6}
“ (293K)	“	4.0×10^{-6}	8.9×10^{-6}	16.0×10^{-6}
比熱 (293 K)	kJ/kg · K	1.95	1.88	1.39
熱伝導率 (293 K)	W/m · K	0.107	0.108	0.106
沸点	K	519	530	542
臨界温度	K	709	743	771
臨界圧力	MPa	2.50	2.24	2.68
蒸発潜熱 (B.P)	kJ/kg	199	213	215

(昭和62年度サンプル値)

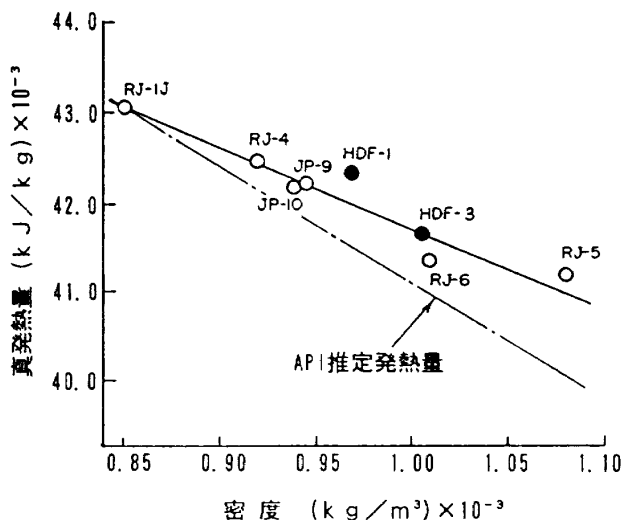


図2 発熱量と密度の相関

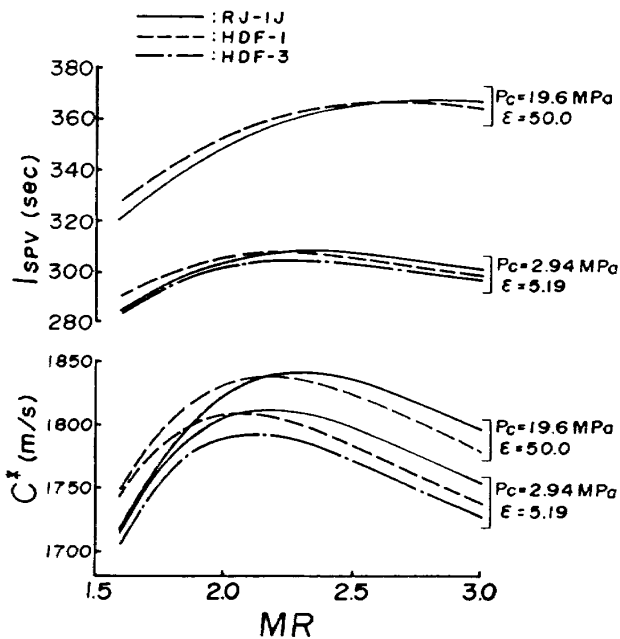


図3 理論性能

のピークはHDF-1ではRJ-1Jに比べて若干低い混合比であられ、ピークの I_{spv} の値は約2秒ほど低いことがわかる(図3)。燃焼圧19.6 MPa, ノズル開口比 $\epsilon = 50$ としたときには I_{spv} のピークは高混合比側へずれ、 $MR = 2.5 \sim 2.8$ にピークがあらわれ、理論 I_{spv} は $\epsilon = 5.19$ の場合より

50 s以上高く約370sに達することがわかる。

図4には水素の混焼の性能におよぼす効果を示す。ここではコアの混合比、すなわち、酸素/炭

表 2 MIL 規格の燃料との比較

名称	構造・組成	比重	真発熱量 kJ/kg	同/容量 kJ/l	折出点 K
JP-9	<chem>C1=CC=CC=C1C</chem> : 11% JP-10: 67% RJ-5: 22%	0.945	41,990	39,680	219 max
JP-10	<chem>C12CCC3CC1CC3</chem> (エキソ)	0.939	42,110	39,560	194 max
RJ-4	<chem>C12CCC3CC1CC3</chem> [エキソ エンド 混合] CH ₃ CH ₃	0.930	42,320	39,350	233 max
RJ-5	<chem>C12CCC3CC1CC3</chem> など	1.08	41,270	44,580	(流動点) 243 max
RJ-6	JP-10: 39% RJ-5: 61%	1.03	41,530	42,780	219 max
HDF-1	<chem>C12CCC3CC1CC3</chem> -C-C など	0.969	42,360	41,060	203 max
HDF-3	<chem>C12CCC3CC1CC3</chem> など	1.01	41,690	41,940	203 max
RJ-1J	ナフテン パラフィン 炭化水素混合物	0.852	43,120	36,750	223

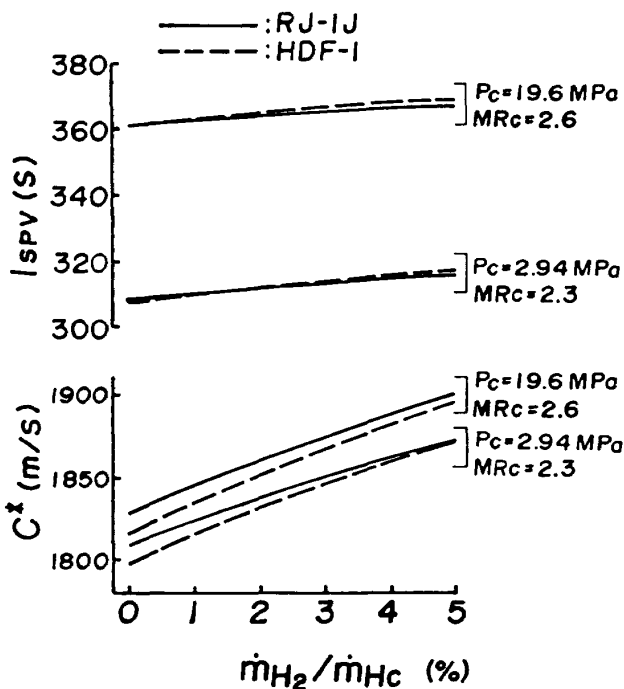


図 4 理論性能におよぼす水素混焼の効果

化水素の混合比を低膨張エンジンの場合は 2.3 とし、高圧高膨張の場合には 2.6 一定とした。水素の混焼割合を多くすると I_{SPV} はほぼ直線的に増加することがわかる。 $P_c=2.94\text{MPa}$ において 4% の水素の混焼によって約 2.6% の比推力向上となり、 $P_c=19.6\text{MPa}$ 、 $\epsilon=50:1$ では 4% の水素混焼で約 1.6% の I_{SPV} 上昇となる。また、RJ-1J に比べ HDF-1 では、若干水素の混焼量に対する I_{SPV} 感度が高いようである。

3. 燃焼性能測定用エンジン

燃焼性能測定用のエンジン組立の略図を図 5 に示す。エンジンは点火器、インジェクタ、および燃焼室からなる。点火には GO_2/GH_2 トーチ式点火器を用いた。燃焼室は溝構造の無酸素銅の内

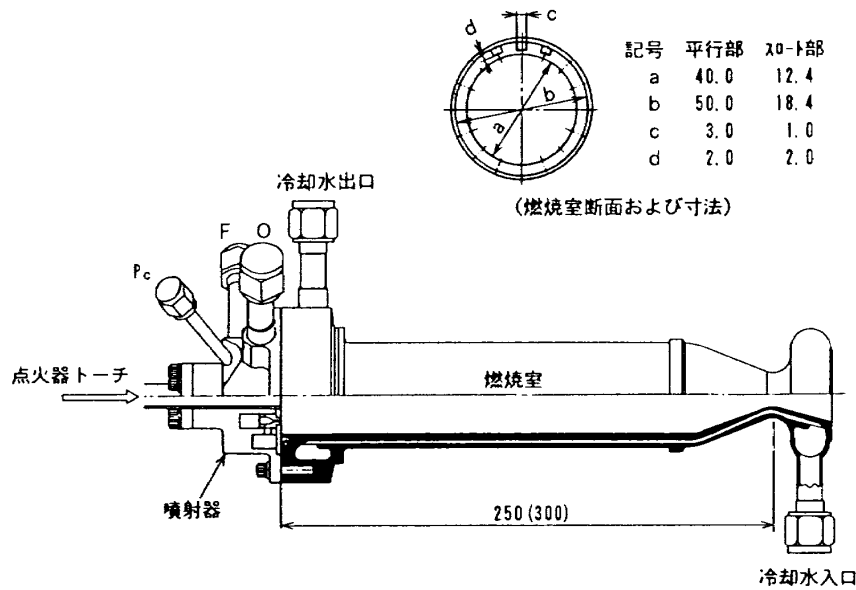


図5 燃焼性能測定用エンジン

筒にステンレスの外筒をかぶせたもので、スロート部の溝巾は1 mm であり、平行部では3 mm とした。ノズル側入口マニホールド圧 3.92 MPa で冷却水流量 2 l/s の場合、燃焼室圧力 4.9 MPa の熱負荷に耐えるものとして溝の設計をおこなった。しかし、冷却水タンク、配管系統等の容量のため、冷却水量は 1.6 l/s 以下で、入口マニホールド部では約 2.94 MPa となったため、実際には燃焼室圧力は 2.94 MPa とした。燃焼室長さ L (インジェクタ面からスロートまでの長さ) は同軸型インジェクタにおいて C* 効率が 96% 以上になるように設計したもので 25 cm と 30 cm の 2 種類の燃焼室を製作したが、後述の予備実験の結果からは L = 25 cm と 30 cm の比推力にほとんど差がなかったので、大部分の実験は L = 25 cm の燃焼室を用いておこなった。この燃焼室の特性長 L* は 230 cm に相当する。1.96 MPa (20 kgf/cm², a) 程度の低燃焼圧でも十分な余裕をもってノズルにおける剥離をおこさないように、ノズル開口面積比の設計値は約 5 : 1 とした。

図6 および図7 にそれぞれ衝突型および同軸型のインジェクタ要素を示す。エレメント数は両方とも6である。同軸型インジェクタエレメントは中心部の炭化水素液体噴流をそのまわりの酸化剤ガスで微粒化する方式であり、その噴射速度比 ($U_{ox}/U_F=U_R$) は 18 とし、図8 に示す

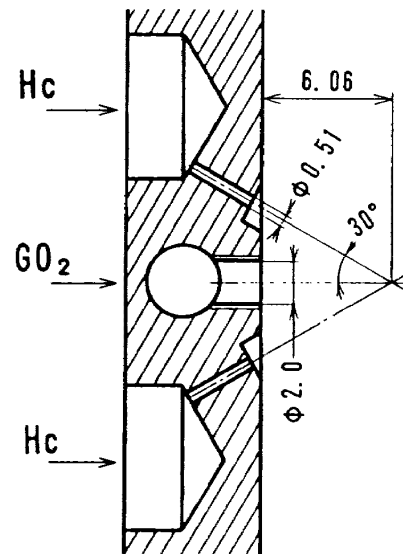


図6 衝突型インジェクタ要素

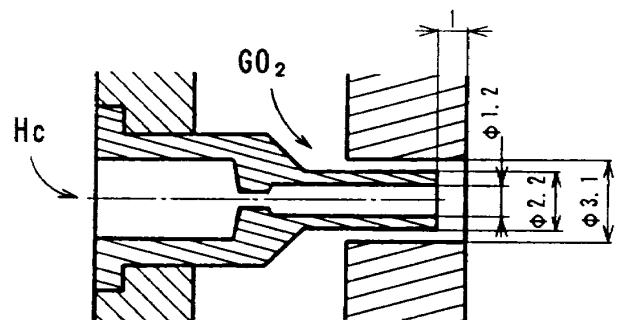


図7 同軸型インジェクタ要素

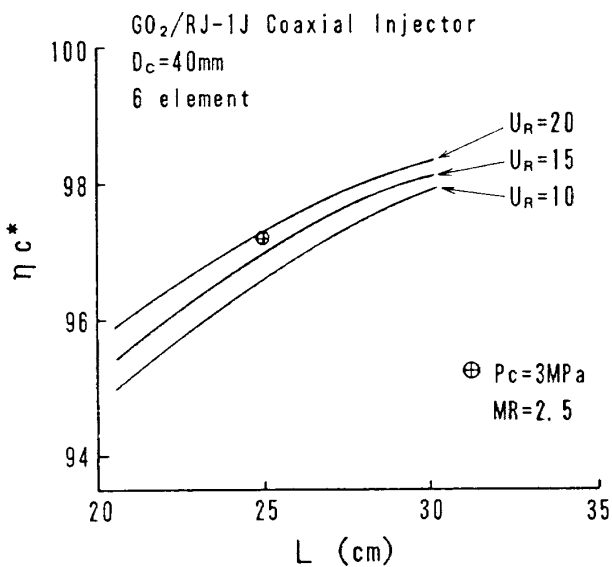


図8 燃焼室長と η_{c^*} の予測

ように、 C^* 効率 η_{c^*} が 97% 以上を目標とした³⁾。衝突型エレメントは F-O-F の 3 噴流衝突であり、エレメントの諸元は $P_c=4.9\text{MPa}$ において、噴射差圧が燃焼室圧力の 30% となることを目安として決めた。すでに述べたように、冷却水圧力および流量の関係から、実際には $P_c=2.94\text{MPa}$ とした。この燃焼圧力では GO_2 の密度の変化のため、燃料と酸化剤の噴射差圧はかなりの差が生じ、 $MR_c=2.5$ で燃料側は約 588kPa 、酸化剤側は約 1.27MPa となった。

4. 実験装置

図9に実験装置の系統を示す。推進薬供給系は GO_2 、炭化水素の主推進剤の供給系、冷却水供給系、ならびに、点火器用の水素供給系などからなる。メインの点火後に点火器酸素バルブを閉とすることにより、混焼用の水素はトーチ点火器を通して燃焼器へ挿入した。主推進薬の流量は直列に配したタービン流量計を用いて測定し、混焼用の水素量は点火器入口オリフィスにおける差圧より求めた。また冷却水の流量は、冷却水タンクから燃焼器入口までの流量と差圧の関係の較正カーブより求めた。 GO_2 のメインのラインは内径 25 mm の配管であり、圧力損失も少なかったが、燃焼器入口部では推力測定への影響を考慮して内径 12 mm のフレキシブル配管としたため、圧力損失がやや大きくなり過ぎ、燃焼室圧を設計値 4.9 MPa まで上げる障害となった。同様に水配管もエンジンとの取り合い部で内径 12 mm のフレキシブル配管を用いたため、前述のように設計流量 2 l/s を流すことができず、主としてこのため、本研究では燃焼圧力を 2.94MPa に制限した。今回の実験での最も重要な測定パラメータは比推力と考えたので、推進薬の質量流量と推力を主たる計測項目とした。

推力計測システムは以前に貯蔵性推進薬エンジ

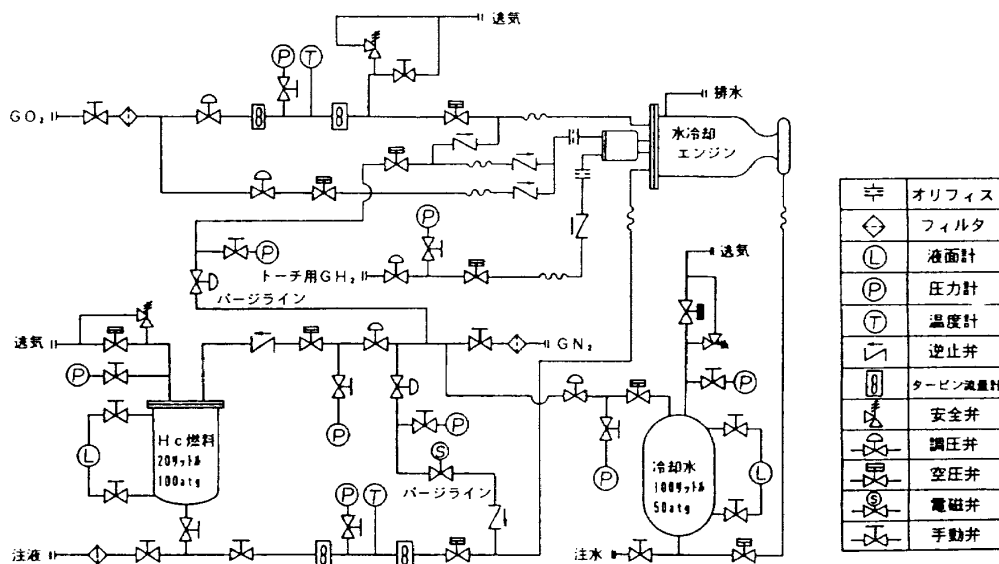


図9 実験装置系統図

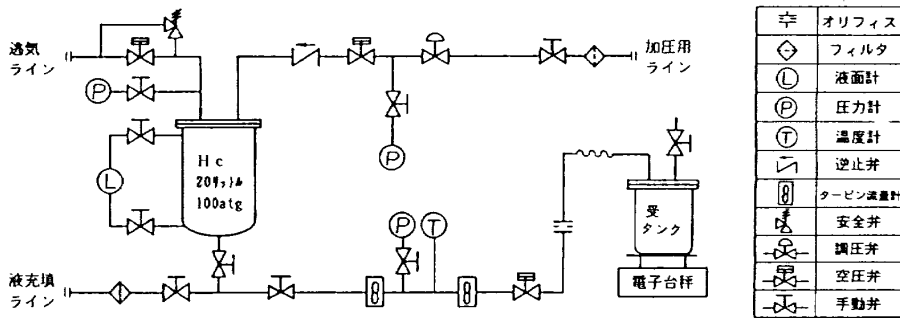


図10 炭化水素燃料の実液較正系統図

◇	オリフィス
◇	フィルタ
⊙	液面計
⊙	圧力計
⊙	温度計
▽	逆止弁
⊙	タービン流量計
⊙	安全弁
⊙	調圧弁
⊙	空圧弁
⊙	手動弁

ンの試験に用いたフルスケール1.08 kNのもので、デッドウェイトによって較正荷重を与える方式である。較正精度は、使用したエンジンのノミナル推力490 Nにおいて±0.3%以内と推定された。

図10に炭化水素燃料の実液インプレース較正系統を示す。これは燃焼試験時と同一のタンクおよび配管系統を用い、始動弁下流部から受けタンクへ燃料を流す。受けタンクは密閉状態で燃料の流入重量の増分を台秤で計測し、一定時間のあいだのタービン流量計のパルスの増分を計測する方法をとった⁹⁾。受けタンクの圧力上昇に従って若干の流量減はあったが、その差はわずかとなる条件で較正をおこなった。図11に用いた3種類の燃料の同一流量範囲における較正結果を水較正データと比較して示す。流量測定部のレイノルズ数の低下に従って、粘度の高い高密度燃料においては、水較正データの使用には注意をしなければならないことがわかる。ここでは、各々の燃料に対する較正係数を、流量範囲に渡ってカーブフィットして用いた。上流と下流の流量の一致度は0.3%

表3 実験精度

項目	精度 (%)	備考
推力	±0.3	(2個での値) (2個での値) 推定値
燃焼圧	±0.4	
大気圧	±0.1	
スロート径	±0.2	
GO ₂ 流量	±0.7	
Hc 流量	±0.4	
GH ₂ 流量	±10	
特性速度	±0.7	
比推力	±0.6	

以内であり、燃料流量の測定精度は±0.4%以内と推定された。

ロケット性能の測定精度に最も大きく影響するガス酸素の流量較正は、当所では較正装置がないので実験終了後メーカーに依頼して再較正を行った。本報告に用いたデータはその再較正結果をもとに計算されたものである。その再較正結果からガス酸素流量の測定精度は±0.7%と推定された。表3に性能に関する主要なパラメタの精度と誤差を示す。性能評価の対象となる I_{spv} の測定精度は±0.6%程度と考えられる。後に述べるように、本実験のように低推力の場合には、熱損失による比推力損失が数%にも達するため、燃焼室による熱吸収量も高い精度で測らなければならない事が判明したが、流路の圧力損失から求めた冷却水の流量とその温度上昇から求めた熱損失の精度は10%程度と推定された。しかしながら、熱損失が同一のレベルにおいて、燃料の相対的な比較をおこなうにはそれでも支障がないものと考えられた。

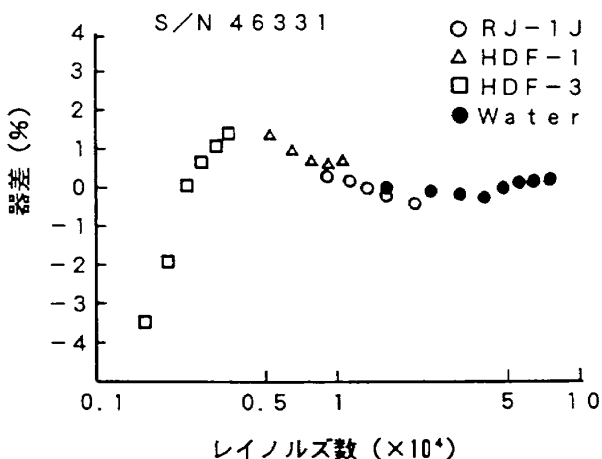


図11 器差とレイノルズ数の関係

5. 実験結果

5-1 実験経過

実験は、前期のRJ-1JとHDF-1を用いた51回の予備的な実験と、RJ-1J、HDF-1およびHDF-3の3種類の燃料を用いた合計65回(累積約1950秒)の後期の実験とおこなった。

予備実験では、同軸型インジェクタを用いた初回の実験でメインの点火後にトーチ点火器酸素を止め、次いで点火器水素の流れを止めたため、その2秒後にインジェクタ中心部が加熱されたか、あるいはトーチ点火器の高温ガス配管が破損したかによってインジェクタ側へ高温ガスがもれ、インジェクタと点火器を大破した。このため、その後の実験では、衝突型噴射器を用い、点火器高温ガス導管を細くし、材質をステンレスからニッケルに変更し、かつ、メインの燃焼中はトーチ水素を止めないシーケンスとして実験をおこなった。インジェクタの破損の原因のひとつとして同軸型インジェクタにおける壁への伝熱量が衝突型の2倍にも達していたので振動燃焼の可能性も考えられたが、加速度データ、ならびに、後期の実験のさい新規に製作した同軸型の実験において、常に衝突型の約1.6倍の伝熱量が測定されたことから、この原因は振動燃焼ではなく壁面近くの混合比の分布によるものと考えられた。前期の実験でもうひとつの不具合点は、燃料流量校正時に流量計出力に振動が出る場合があることであった。このため、後期の実験ではタービン流量計を適正なフルスケールの別の型式に換えると共に、タンク加圧系用窒素ラインの調圧弁上流側を太くし、調圧弁のオーバーホールをおこなった。どの改修がきいたのかは明白ではないが、後期での燃料の校正および計測時に出力の振動はみられなくなった。

その他にも実験精度と実験範囲の拡大をめざして実験装置に若干の改修を加え、後期の実験をおこなった。

5-2 性能評価パラメタ

性能評価のパラメタとしては特性速度 C^* 、真空比推力 I_{SPV} 、ならびに、燃焼室における燃焼の

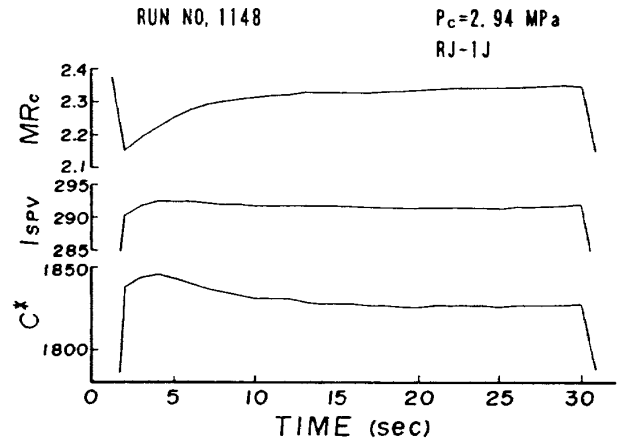


図12 性能の時間変化

効率を表わす量として C^* 効率とエネルギー発生効率がある。

図12に性能の時間的変化の一例を示す。実験装置と燃焼器を合わせた系の流体的、熱的な過渡特性としての混合比の高い側へのシフトがみられる。この混合比の変化に対しては、準定常の仮定が成立するならば C^* および I_{SPV} は時間と共に上昇するはずである(図3参照)。実際には着火後約5s以後には C^* 、 I_{SPV} 共に時間と共に低くなって行く傾向を示している。ほぼ安定した性能値を得るまでには少なくとも15sの燃焼時間を要することがわかる。ここでは30sの時点を経験の評価時間とした。特に C^* の時間変化は一般に I_{SPV} の変化に比べて大きいこと、また、後に述べるように(5-6項)熱損失補正をくわえると η_c は103%にも達することなどから、ここでは真空比推力 I_{SPV} を性能の主評価パラメタとし、 C^* は参考値のあつかいとした。ここで、

$$I_{SPV} = \frac{Fv}{\dot{m}_t} \dots\dots\dots (1)$$

$$Fv = F + P_a A_e \dots\dots\dots (2)$$

$$C^* = \frac{P_{c, inj} \cdot f_p \cdot A_{th} \cdot f_{dis}}{\dot{m}_t} g_c \dots\dots\dots (3)$$

$$C_{FV} = \frac{Fv}{(P_{c, inj} \cdot f_p)(A_{th} \cdot f_{dis})} = \frac{I_{SPV}}{C^*} g_c \dots\dots\dots (4)$$

ただし、 f_p はインジェクタ面で測定した燃焼圧をノズルスタグネーション圧に換算する係数であり、 f_{ds} はノズルの非粘性流出係数でありそれぞれ $f_p=0.998$ 、 $f_{ds}=0.997$ とした。

燃焼効率の指標としては、次式で定義されるエネルギー発生効率 η_{ER} を用いた。

$$\eta_{ER} = \frac{I_{SPV}}{I_{SPV,ODE} - KL - TDL - BLL} \dots\dots (5)$$

ここで KL TDL および BLL はそれぞれ化学非平衡、二次元、および境界層損失である。

C^* 効率 η_{C^*} は、測定した C^* を一次元平衡流の理論値で割った値である。

$$\eta_{C^*} = \frac{C^*}{C^*_{ODE}} \dots\dots (6)$$

インジェクタの燃焼効率の絶対値を問題とする場合には(5)式の $I_{SPV,ODE}$ に冷却水によって系外に持出された熱を適切に見積る必要があるが(5-6項参照)、とりあえずは燃料相互の性能の比較を重点としているので、熱損失補正を加えない(5)式で燃焼効率の相対的な評価をおこなった。

5-3 RJ-1J, HDF-1, HDF-3の性能の相対比較

図13に衝突型噴射器を用いたときの3種類の高密度炭化水素の性能をコアの混合比(酸素/炭化水素)に対してプロットした。燃焼室圧は、約2.94MPaで、水素は約1.1g/s、コア混合比2.5において炭化水素の約2%の質量流量に相当する分だけ混焼している。

混合比1.8~2.5付近まではRJ-1JとHDF-1の性能の相異はほとんどなく、 $2.5 < MRc < 3.0$ ではHDF-1の性能はRJ-1Jよりも最大1%程度低くなるのがわかる。このノズル開口比では MRc 2.2~2.3に比推力のピークがあり、その値は291sである。HDF-3の比推力はRJ-1Jよりも一般に約1.3%低かった。ブースタエンジンとして使用される可能性の高い混合比 $2.5 < MRc < 2.8$ のあいだでは図3の理論性能に示したと同じ程度の性能差があることがわかる。また、

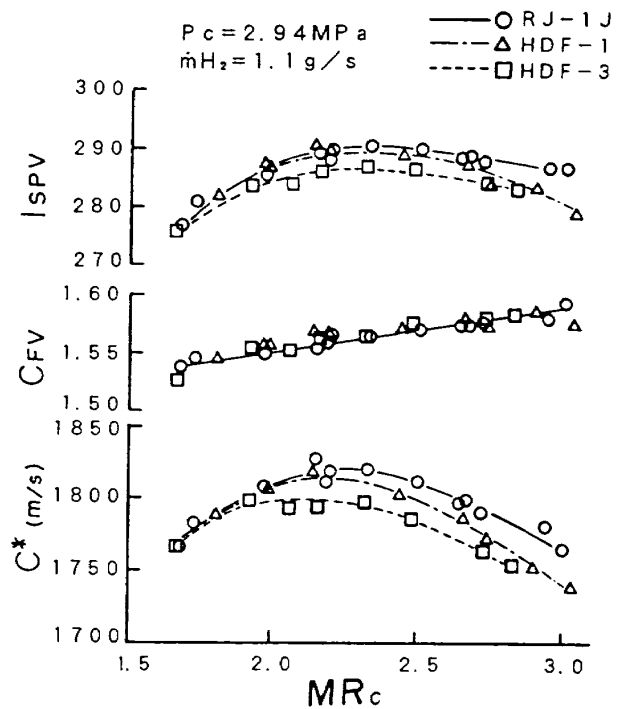


図13 性能の相対比較

高橋、新岡らの燃料液滴燃焼実験の結果⁶⁾よりRJ-1J, HDF-1, HDF-3などの燃料の質量燃焼速度はほぼ等しいことが確認されている。この結果は、微粒化の様相が大きく異ならなければこれらの燃料では燃焼効率がほぼ等しい、すなわちODEによる理論性能と燃焼試験結果は同様の傾向を示すことを意味しており、本報告の結果と一致している。

図14には I_{SPV} と共にそれぞれの燃料に対する燃

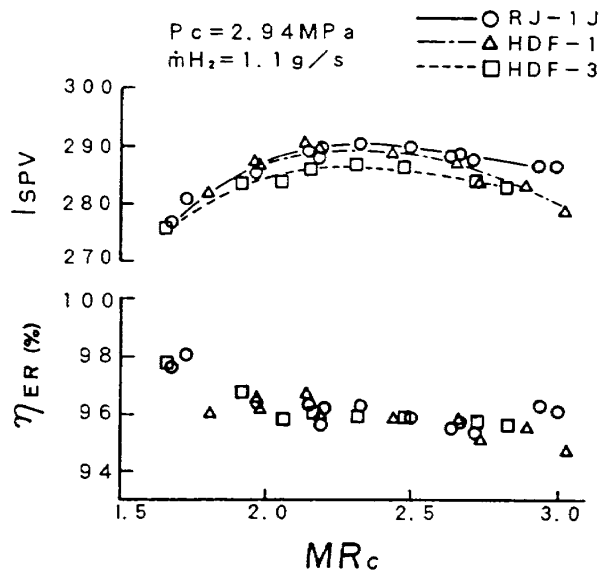


図14 燃焼効率の相対比較

燃性能の指標として η_{ER} を示す。 $2.0 < MRc < 2.8$ の範囲で η_{ER} は 96~97% の範囲にあることがわかる。

5-4 同軸型と衝突型インジェクタの性能比較

図15にRJ-1Jを燃料としたときの同軸型と衝突型の噴射器の性能を比較して示す。 C^* および I_{SPV} は衝突型に比べて明らかに低く、ピークの I_{SPV} は約2.5%低く283sである。この原因としては燃焼効率そのものが低いか、あるいは、図18に示すように熱損失が衝突型に比べて約1.6倍大きく、そのため I_{SPV} が小さくなったものと考えられる。5.5項で述べるように、熱損失分を補正すれば η_{ER} は衝突型と同等になるので後者が正しいと判断すべきである。同軸型で壁面への熱伝達量が衝突型に比べてきわめて大きくなった原因は、壁面近傍が酸化剤リッチとなったためと考えられる。壁面付近での酸化剤リッチということは、ガス温度が高いこと、ならびに壁面への炭素の付着による遮熱効果が少ないことを意味している。事実、同軸型では壁面に付着した炭素の飛び出しは全く観察されなかった。

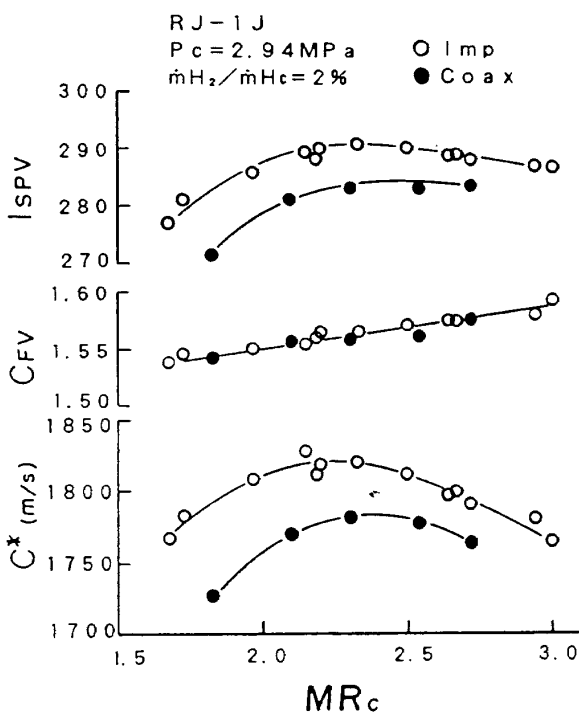


図15 同軸型と衝突型インジェクタの相対比較

5-5 水素混焼の効果

図16にMRcをほぼ一定に保った時の水素／炭化水素の質量流量に対する性能を示す。混焼水素量を増加させると I_{SPV} はほぼ直線的に増加することがわかる。この混焼方式ではエネルギー発生効率は水素の混焼によってほとんど変わらず、比推力増は主として理論比推力の向上分、すなわち、よりエネルギーの高い水素を混焼したことによるものと考えられる。この結果は混焼によって燃焼効率が格段に良好になるとするVisekの実験結果⁷⁾とは異なるが、5-6項で述べるように、本実験では η_{ER} はほとんど100%と推定されるため、混焼による性能向上はあり得なくなったものと考えられる。

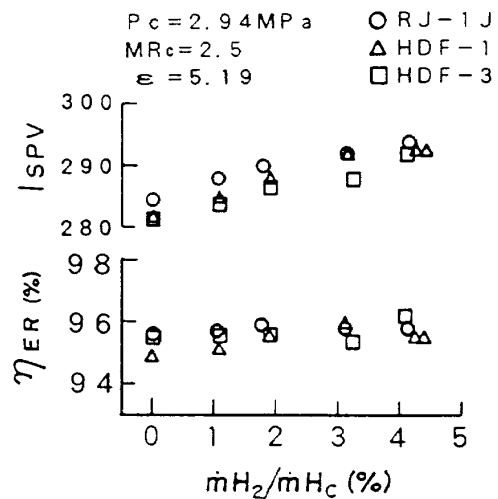


図16 水素混焼の性能と同効率におよぼす効果

5-6 熱損失の性能におよぼす効果

インジェクタの燃焼効率をあらわす量として、今まで、(5)式で定義したエネルギー発生効率を用いてきた。(5)式では、原理的には境界層を通して冷却水にあたえられた熱による比推力損失は境界層損失BLLでもって考慮されている。しかしながら、実際にはチャンバのコントラクション部の直上流より下流に向かってノズル出口までBLL計算を行なっており、 $I_{SPV,ODE}$ には境界層を通さないで、冷却水によって系外へ出て行く熱の補正を加えなければならない。すなわち、(5)式は

$$\eta_{ER,HL} = \frac{I_{SPV}}{I_{SPV,ODE,HL-KL-TDL-BLL}} \dots (7)$$

ここで $I_{SPV,ODE,HL}$ は境界層を通さない熱損失 Q_{NON-BL} による比推力補正で、次式であらわされる⁸⁾。

$$I_{SPV,ODE,HL} = I_{SPV,ODE,Ref} \left[1 - \left(\frac{1}{I_{SP}} \frac{\Delta I_{SP}}{\Delta h} \right) \times \frac{\dot{Q}_{NON-BL}}{\dot{m}_{prop}} \right] \dots (8)$$

Δh はエンタルピーの変化量であり、 \dot{m}_{prop} は推進薬の流量である。

(8)式において、感度係数 $\left(\frac{1}{I_{SPV}} \frac{\Delta I_{SPV}}{\Delta h} \right)$

は図17に一例を示すように Δh に弱い依存しかない。同様に水素混焼量に対する効果も小さい。

図18に冷却水の温度上昇から計算した燃焼器の総吸収熱量を示す。同一の衝突型インジェクタにおいてRJ-1Jに比べてHDF-1およびHDF-3は若干吸収熱量が多い。これはHDF-1, HDF-3ではRJ-1Jに比べて燃焼温度が約100K高いことと、若干炭素の生成量が少ないためと思われる。特徴的なのは、衝突型インジェクタに比べて、同軸型インジェクタでは約1.6倍だけ熱伝達量が高くなっている。これは、この同軸型インジェクタの設計では燃焼器壁面近傍が酸化剤リッチとな

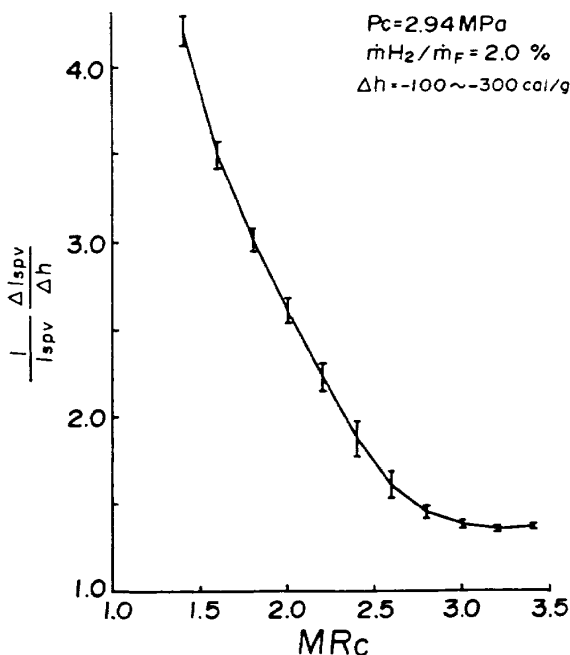


図17 感度計数の混合比依存の一例

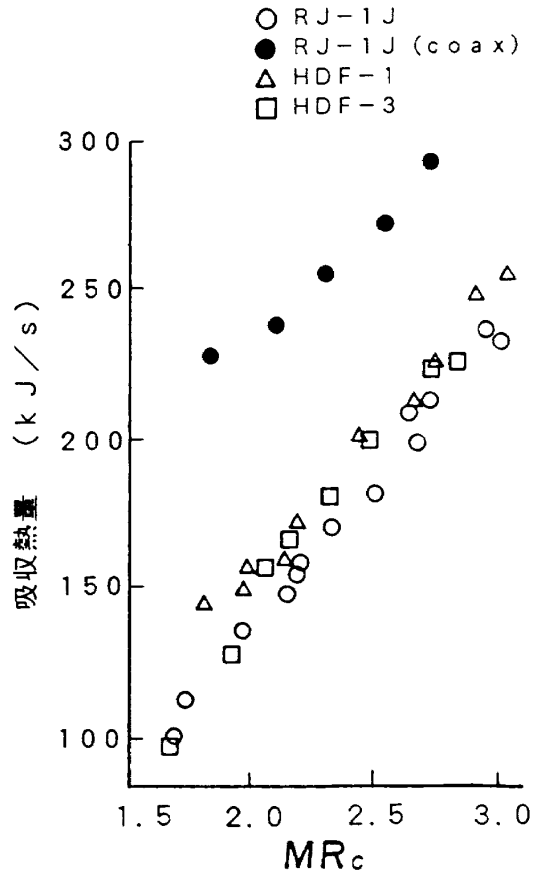


図18 燃焼器の吸収熱量の混合比依存

り、壁面への炭素の付着量が減少することが主原因と考えられる。図19に、水素混焼による熱量の変化を示す。 $\dot{m}_{H_2}/\dot{m}_{H_C}$ の増加と共に若干吸収熱量が減少する傾向にある。

実際のデータに補正を加えるに当たっては、(8)式の \dot{Q}_{NON-BL} をどう見積もるかという問題がある。

\dot{Q}_{NON-BL} はこの場合にはインジェクタ面からコントラクション部上流までの熱流量になる。定量

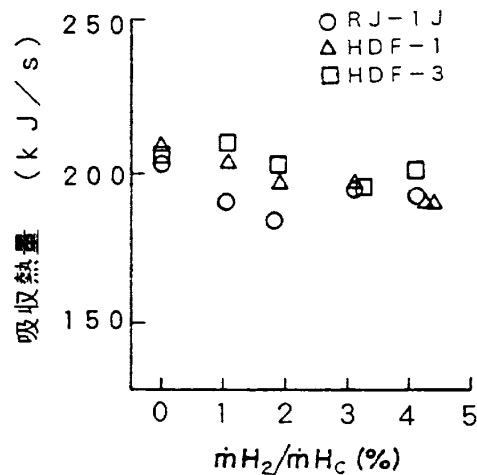


図19 吸収熱量の混焼水素量依存

的な見積りは困難なので、熱損失補正はやり過ぎとなるが図18に示した測定値をそのまま用いて η_{ER} を計算した結果の例を図20~22に示す。外部へ取り出される熱の補正をおこなうと補正量は意外と大きく、衝突型インジェクタにおいて η_{ER} は約4%となった。同軸型では5~6%にも達し、

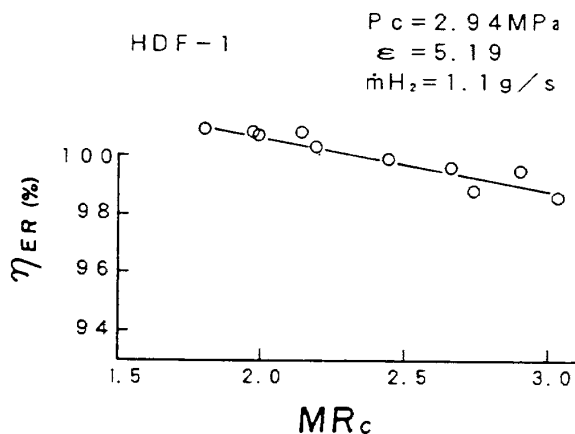


図20 HDF-1の性能効率(熱損補正)

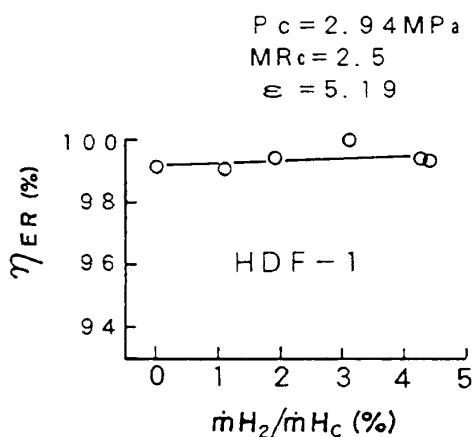


図21 混焼水素の効果の例(熱損補正)

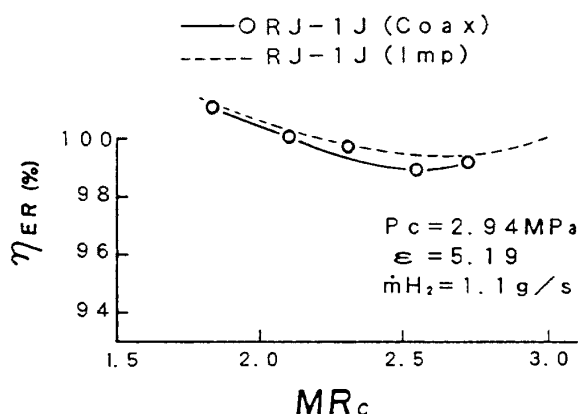


図22 同軸型と衝突型の効率の比較(熱損補正)

η_{ER} は100~101%のレベルとなった。水素混焼によって図21からみれば燃焼効率はほとんど変わらないものと考えられる。ここで注目したいのは図22に示す衝突型と同軸型の η_{ER} の比較である。熱損失補正を加えれば、ほんの少しだけ同軸型の方が低目にはなるものの、使用したコンフィグレーションにおいては両インジェクタの燃焼効率にはほとんど差はないものとみすことができよう。インジェクタ設計による差が明らかとなるためには燃焼室長さを短くして(L^* を小さくすることに相当する)実験をする必要がある。 η_{ER} はほぼ100%であり、 I_{SPV} の計測精度、 \dot{Q}_{NON-BL} による過補正を考慮すれば、RJ-1J, HDF-1, HDF-3, 共に $\eta_{ER} = 100\%$ であるとみなすことができる。

$\eta_{c^*,HL}$ についても同様に熱損補正を入れて算出を行ったが、約103%程度と非常に高い値になることがわかった。原因は明らかではないが、本実験のようにインジェクタ面から測定した燃焼室圧力を基にして η_{c^*} を評価した場合には2~3%の誤差はありえるとも言われており⁹⁾、本報告では η_{c^*} による性能の評価は行わないこととした。

本項の結論はRJ-1J, HDF-1, HDF-3, 共に非常に高いエネルギー発生効率が達成されていることを示しており、実験結果は、この条件で達成可能な性能の限界を示すものといえる。

5-7 排気火炎

排気火炎は図23に例を示すように、 $MRc < 2.0$ では通常のケロシンロケットでみられる輝炎が観察され、 $MRc > 2.3$ では明らかにショックダイヤモンドが見えるようになり、だんだんと青みがかった透明に近い火炎となる(図は白黒なので明確ではない)。これは燃焼効率が非常に高いことを示しているものと考えられる。また、写真では明らかではないが、目視から、同一の O_2 /炭化水素混合比においてRJ-1JにらくべてHDF-1, 3の方が若干青みの強い火炎となった。

図24に \dot{m}_{H_2} の排気火炎におよぼす効果を示す($MRc \sim 2.5$)。水素流量が炭化水素流量の0~4%の範囲では、火炎の透明度および色はほとんど変わらないことがわかる。

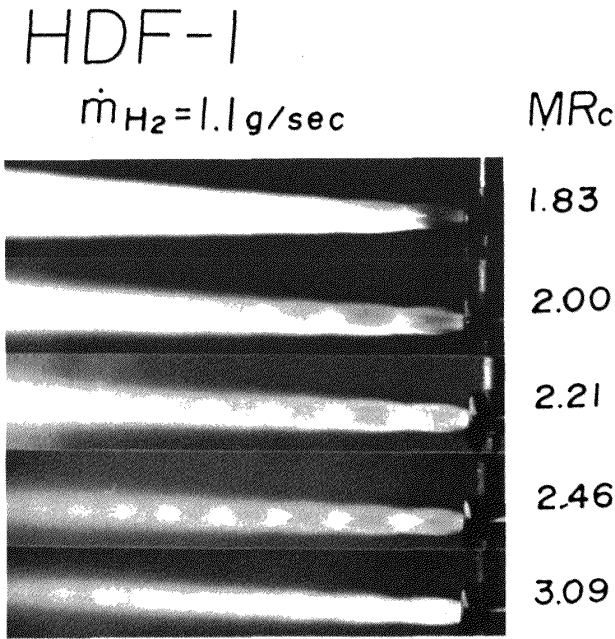


図23 排気火炎 (HDF-1, MR の効果)

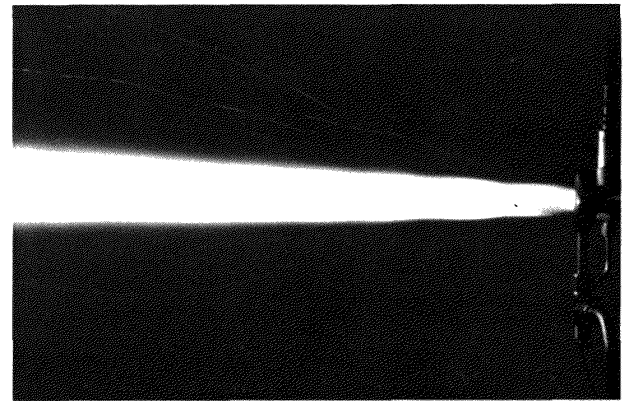


図25 炭素の飛出しの例
 (Run No.1110, RJ-1J)

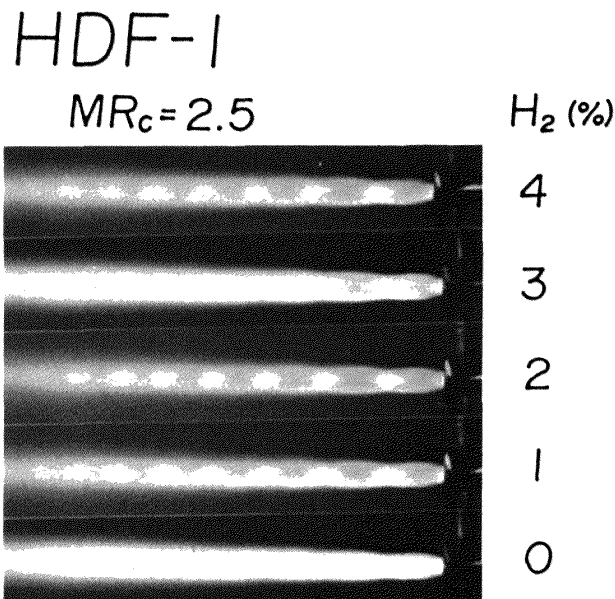


図24 排気火炎 (HDF-1, \dot{m}_{H_2} の効果)

図25に一例を示すように、燃焼器壁に付着した炭素は燃焼中にはがれて飛ぶことがある。図26, 27にテレビの録画を再生し、炭素の飛び出しの頻度を計数した結果を示す。炭素が壁よりはがれて飛び出す頻度はHDF-1の方がRJ-1Jより多いことがわかる。頻度の計数は前期の実験についてのみおこなった。

なお、同軸型インジェクタにおいては図25にみられるような壁面に付着した炭素の飛び出しは全くみられず、排気火炎は内側が赤みがかった色

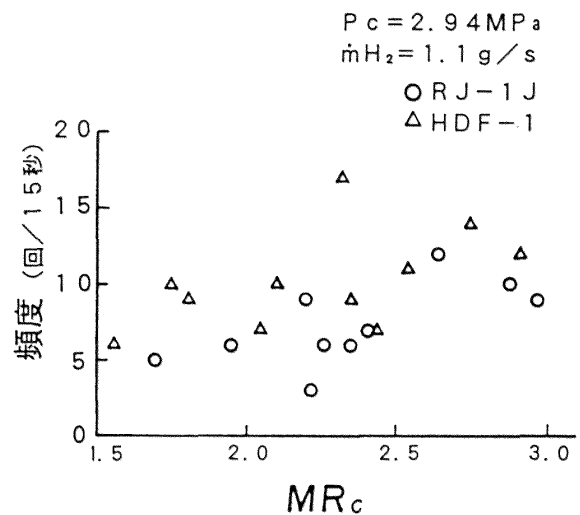


図26 炭素の飛出し頻度対 MR_c

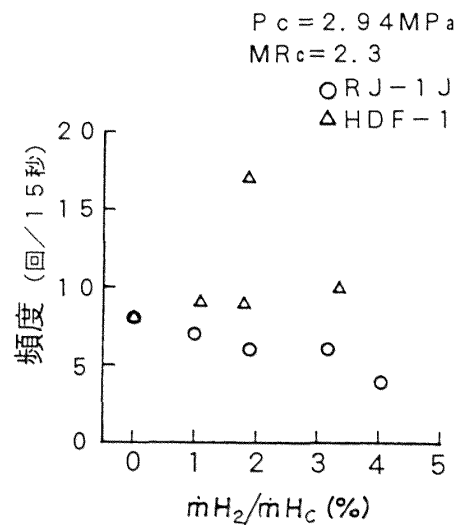


図27 炭素の飛出し頻度対 $\dot{m}_{H_2} / \dot{m}_{H_C}$

で、外側が青白い色であり、壁側の混合比が高い事を示していた。これは図18に示した熱吸収量が同軸で特に高い事を説明するものである。

5-8 流路抵抗

表1に示したように、高密度炭化水素の粘度はRJ-1Jに比較すると高く、従って流路抵抗も高

いものと考えられる。図28にランタンクから燃焼室までの流路抵抗 $R_{\tau-c}$ およびインジェクタの抵抗 R_{j-c} を示す。ここで、流路抵抗 R は(9)式で定義される。

$$R_{1-2} = \frac{\rho(P_1 - P_2)}{\dot{m}^2} g_c \dots\dots\dots (9)$$

予想通り RJ-1J, HDF-1, HDF-3の順に $R_{\tau-c}$ は大きくなっているが、 R_{j-c} の相異は $R_{\tau-c}$ のそれらに比べて小さくなっている(スケールの相異に注意)。これは、インジェクタが燃焼ガスによって加熱されるため、燃料の粘度の効果が相対的にうすめられるためではないかと考えられる。

6. 性能の外挿

図1のようなエンジンを考えたとき、推力980~1960kN、燃焼室圧9.8~19.6MPaにおいて燃焼室の冷却に必要な水素は炭化水素の流量の約5.5~6.5%となる。安全側の見積りをして、水素は炭化水素の6~7%が必要なものとし、2%分だけ混焼するものとする。インジェクタのエネルギー発生効率、前節の実験データから補正なしの値 $\eta_{ER} = 96\%$ と、熱補正ありの $\eta_{ER} = 100\%$ との

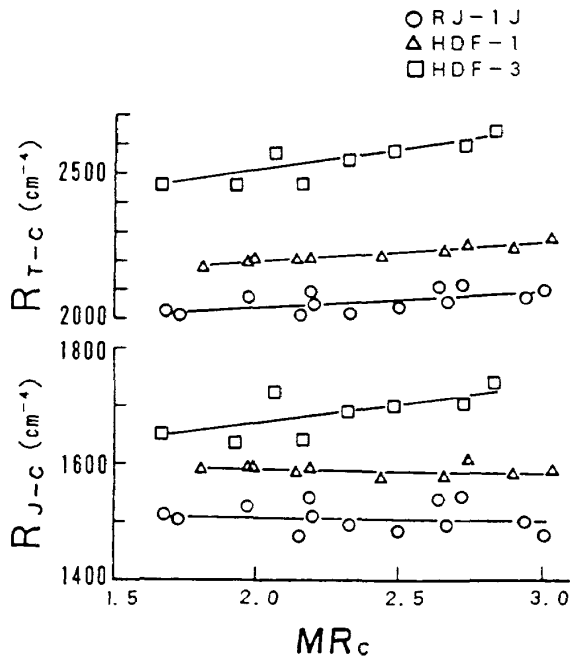


図28 燃料の流路抵抗の比較

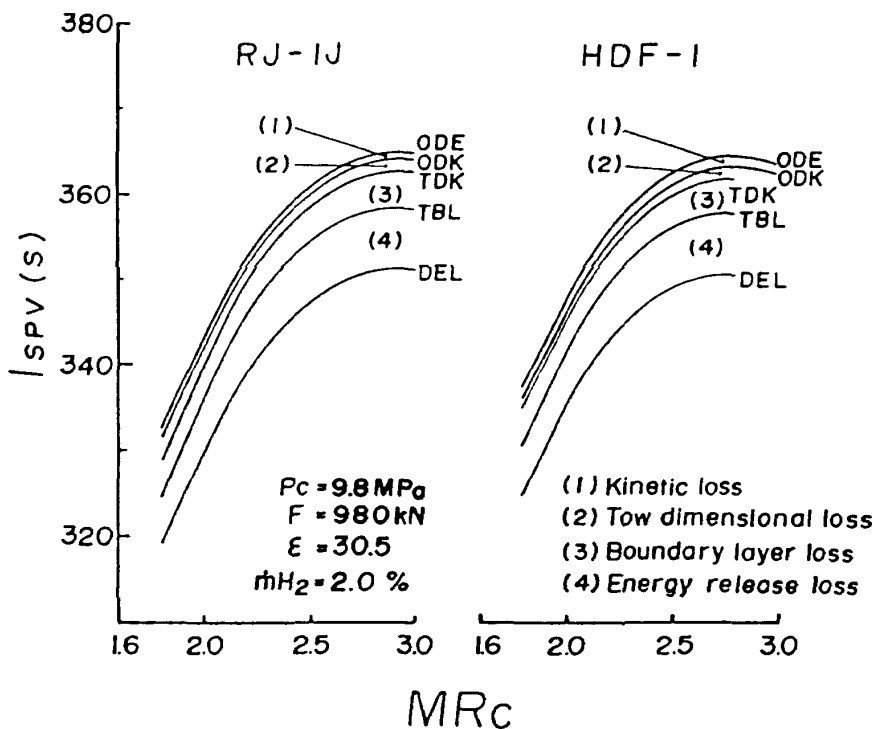


図29 推力100トンエンジンの性能

中間をとって98%と仮定する。推力および燃焼室圧力を上げた場合の最適なノズル形状を計算し、次にノズル性能解析法¹⁰⁾によって実行比推力を計算する（なお、HDF-3は比推力が低かったので外挿計算はしなかった）。

図29に推力980kN(100ton)、ノズル開口比30:1、エンジンの燃焼室単体の比推力性能を示す。比推力のピークは、RJ-1JではMRc~2.8, HDF-1では2.7付近となる。燃焼室圧9.8MPa(100kgf/cm², a)程度では、化学非平衡損失はほとんど無視し得る程度であることがわかる。ピーク時の比推力は350s以上であり、タービン排気分の比推力を200sと見積り¹¹⁾、エンジンI_{SPV}は炭化水素の5%量の水素をタービン駆動用に用いるとすれば、

$$I_{SPV, ENG} = \frac{(350)\dot{m}_c + (200)\dot{m}_{te}}{\dot{m}_c + \dot{m}_{te}} \approx 346s$$

但し、ここで、MRc=2.7、ガス発生器の混合比は1.0とした。図30に推力1960kN(200ton)、P_c=19.6MPa、ノズル開口比50:1の計算例を示す。高混合比側で使用したコードでは計算ができない領域があったが、主燃焼室の比推力は360s

をこえることは確実である。4%をタービン駆動に用いるとすると、エンジン比推力は357sとなる。

実際には大型エンジンの開発においては、振動燃焼の問題があり、メインのインジェクタエネルギー発生効率98%を得るのは困難かも知れないが、初期の研究目標としてはエンジン比推力345~355sは妥当な値と考えられる。今後の研究開発は振動燃焼、特に水素混焼による振動抑制の有無を重点的に調べるべきであろう。

7. むすび

二元燃料ガス発生器サイクルエンジンに高密度炭化水素燃料を用いたときの性能を調べるため、海面高度推力約490NのGO₂/炭化水素/水素の燃焼実験をおこなった。得られた主な結果は次の通りである。

(1) 水冷却の燃焼器によって得られたピーク比推力は、混焼水素が炭化水素の約2%、燃焼圧2.94MPa、ノズル開口比約5.0においてRJ-1Jで291s、HDF-1では290s、HDF-3では287sであり、ほぼ一次元平衡流(ODE)の理論性能に並行な変化をする。

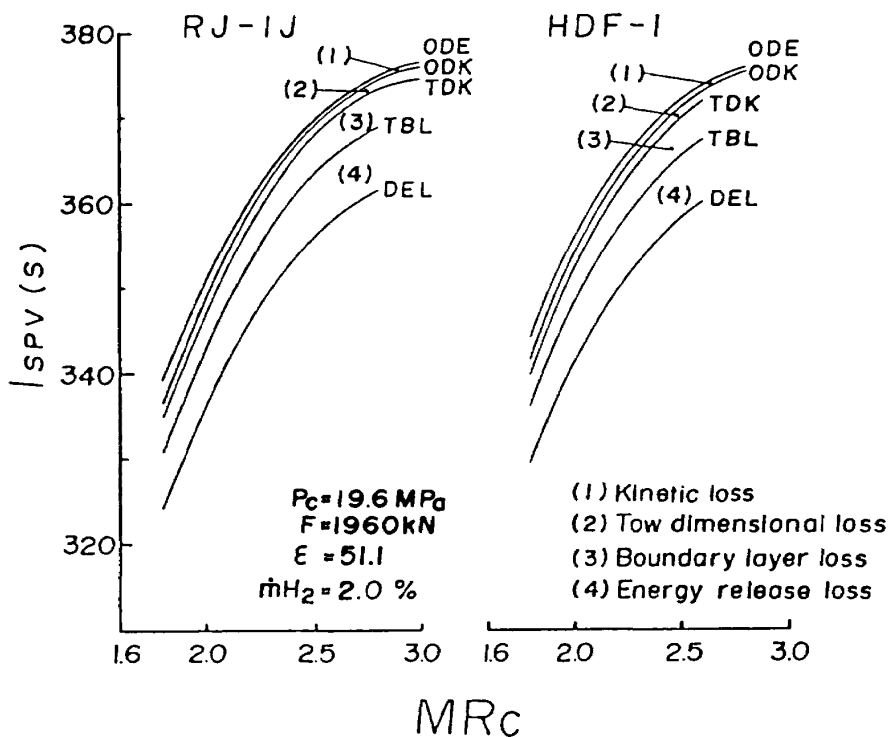


図30 推力200トンエンジンの性能

(2) 混焼水素が0～4%の範囲内で、混焼水素量の増加と共に比推力はふえ、ODEの理論性能に並行に変化した。

(3) 本実験のコンフィグレーションの実験結果に熱損失の補正を加えると、インジェクタのエネルギー発生効率は100%となるものと推定される。

(4) 同軸型噴射器は衝突型に比較してかなり低い性能を示したが、これは構造上壁面近傍の混合比が高くなるため、壁面からの熱損失が大きくなったためであり、インジェクタのエネルギー発生効率は衝突型と同程度と推定される。

(5) コアの混合比 M_{rc} が高くなると、ほぼ直線的に壁面への熱負荷が増加する。RJ-1Jに比べてHDF-1, 3は若干熱負荷が高い。

(6) 実験条件下における排気火炎は混合比 $M_{rc} < 2.0$ では輝炎となり、 $M_{rc} > 2.3$ では青みがかってすき通ってみえた。また水素の混焼によってあまり変化はなく、十分高い燃焼効率が達成されているものと考えられた。

(7) 壁に付着した炭素の飛び出しは衝突型では多く、反対に同軸型では全く観察されなかった。

(8) 推力980kN、燃焼室圧9.8MPa (100kgf/cm², a)の二元燃料GGサイクルエンジンの真空比推力は345s以上を目標とできる。

以上のように、高密度炭化水素燃料はロケット推進薬としては特に欠陥はなく、非常に高い性能を達成することが可能である。このことは、推力9.8kNレベルで燃焼室圧力9.8MPaまでのレベルでNALではすでに実験的に調べた¹²⁾。

今後はより大型化したときに問題となり得る振動燃焼を中心として、推力98kNレベルの供試体を用いた要素研究を進めることが是非とも必要と考える。

本研究の実施において多くの方々の御助力を得た。ここに感謝の意を表す。性能測定用の燃焼器の設計に当たっては当支所の八柳信之室長および毛呂明夫主任研究官より基本設計資料をいただいた。同詳細設計ならびに実験の不具合解析において三菱重工業(株)名古屋航空機製作所(当時)の岸本健治氏に御協力をいただいた。実験に当たっては、航技研の黒田行郎、日下和夫、木皿且人、

只野真、桜中登の諸氏の参画が不可欠であった。

引用文献

- 1) 冠, 渡辺, 他, “推進系技術の研究(その1), 将来の化学推進系全般に関する調査研究”, NAL/NASDA 共同研究成果報告書, 1987年(昭和62年)3月
- 2) Green, W. J., and Mercer, S. D. “Advanced LOX / Hydrocarbon Booster Engine” AIAA paper 86-1686, June 1986.
- 3) 八柳, 山田, 他, “小型溝構造液水冷却燃焼器の研究(第3報)”, NAL/NASDA 共同研究成果報告書, 1983年(昭和58年)5月
- 4) 日下, 他, “低推力貯蔵性推進薬エンジンの高空性能”, NAL TR-853, 1985年2月
- 5) 黒田, 他, “貯蔵性推進薬実液流量較正装置の研究”第31回宇宙科学技術連合講演会前刷 636~637 ページ 1987年10月,
- 6) 高橋 守, 新岡 嵩, 他, “高圧における燃料液滴の燃焼速度定数” NAL TR-1001, 1988年10月
- 7) Visek, W. A., “LOX / Hydrocarbon Booster Engine Concepts” AIAA paper 86-1687, June 1986.
- 8) JANNAF Liquid Rocket Engine Performance Prediction and Evaluation Manual, CPIA Publication No.246, P.3.2.3A April 1975
- 9) W.B.Powell “Simplified Procedures for Correlation of Experimentally Measured and Predicted Thrust chamber Performance” NASA TM 33-548, April 1973
- 10) 中橋, 他, “ロケットノズルの性能予測計算法” NAL TR -771, 1983年7月
- 11) Miyajima, H., Kusaka, K., and Sugame, E., “Effective Specific Impulse of Secondary Flow Injected into a Rocket Nozzle” NAL TR-848T, Dec.1984.
- 12) 田村 洋, 他, “高圧炭化水素ロケットの燃焼試験(第3報)”, 昭和62年度宇宙輸送シンポジウム, 1983年12月

航空宇宙技術研究所報告1053号

平成2年2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7-44-1

電話 三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182

印刷所 株式会社 共 進

東京都杉並区久我山5-6-17

Printed in Japan