

## 2A11 LO<sub>x</sub>/EA エンジン中高压燃焼試験結果と研究状況について

○平岩 徹夫、東 伸幸、杉森 大造、只野 真、佐藤 政裕、富田 健夫 (JAXA)

High chamber pressure test for LO<sub>x</sub>/EA rocket engine and hydrocarbon propellant R&D plan  
Tetsuo HIRAIWA, Nobuyuki AZUMA, Taizo SUGIMORI, Makoto TADANO, Masahiro Satou  
and Takeo TOMITA (JAXA)

Key Words: Propulsion, rocket engine, hydrocarbon, ethanol

### Abstract

As for future, sustainable propellant, hydrocarbon, especially ethanol fuel has been studied in JAXA space transportation mission directorate. Early this year, high chamber pressure test had started with impinging fuel injectors in step with other fundamental investigation and system researches. This paper shows this outline and some firing-test results with high chamber pressure.

### 1. 目的

JAXA は、近年常温液体炭化水素燃料の実用化に向けた研究を進めている。ストーブ、自動車、発電などで使用されている常温液体の炭化水素燃料ほど身近な液体燃料はないが、日本の宇宙開発史上ではきわめて限られた実績しかない<sup>1</sup>。常温液体の炭化水素燃料は、極低温推進薬の水素やメタンと比較すれば比推力(Isp)で 30 から 100 秒は劣る。しかし家庭で使用できるほど運用性は高く、また安全性の確保も可能である。ヒドラジン等毒性が強い推進薬の使用が厳しくなっている現在、このような運用性、安全性の高さは注目されてよい。このような観点より、JAXA/ISAS では N<sub>2</sub>O/エタノール(EA)ロケットエンジンの実用化の取り組みを進めている<sup>2</sup>。また宇宙輸送ミッション本部では、これから述べる液体酸素を酸化剤とした炭化水素推進薬の検討のほか、空気取り

入れ型エンジンを搭載した推進システムへの適用検討を進めている<sup>3</sup>。

本報告は、昨年以来進めている LO<sub>x</sub>/EA(液体酸素/エタノール)ロケットエンジン高燃焼圧時の基準性能データを取得するための取り組みについてまとめる。平行して炭化水素推進薬の適用先として、地上設備にも目を向けた検討を進めており、あわせて報告する。

### 2. 常温液体炭化水素燃料

極限までの効率を要求する打ち上げ機などでは常に高い Isp が求められる。故に水素系と比較すると Isp が 100 秒近く低下する炭化水素系推進薬は、これまで選択されてこなかった。水素は極低温流体でもあるため冷却媒体として効果的で、蒸発しやすく混合は早く反応速度も格段に早い。ロケットのみならず極超音速機エンジン用推進薬として選択されてきて

表 1 ケロシンおよびアルコール系推進薬 基本性質

	ethanol	kerosene	1-propanol (nPA)	2-propanol (iPA)	1-butanol (nBA)
Isp in vacuum [sec] @Pc = 10 kg/cm <sup>2</sup> , ε = 10	3092	3174	3122	3129	3137
Density [g/cm <sup>3</sup> ] @298K	785	810	800	781	806
Critical pressure [MPa]	6.38	2.18	5.17	4.76	4.41
Critical temperature [K]	516	683	538	508	563
Melting point [K]	159	225	147	185	183
Heat of comb. (LHV) [MJ/kg]	28.9	43	30.7	30.4	33.1
Specific heat	2.42	1.89	2.39	2.57	2.39
Material compatibility (exp. hot corrosion)	Corrosion of aluminium Discoloration of copper	Sulfer attack on copper coating	Corrosion of aluminium Discoloration of copper	Corrosion of aluminium Discoloration of copper	Corrosion of aluminium Discoloration of copper
Property database	NIST, etc.	Paper articles, NIST etc.	NIST, DOL etc.	NIST, DOL etc.	NIST, DOL etc.
Note/Experiences for propulsion system	H2O2/EA thruster (MHI) N2O/EA rocket (JAXA/IA)	MB-3	Known as solvent	Used as fuel for the steam generator in US	Known as alternative fuel of gasoline
Threshold limit value	1000 ppm	N/A	100 ppm	200 ppm	20 ppm

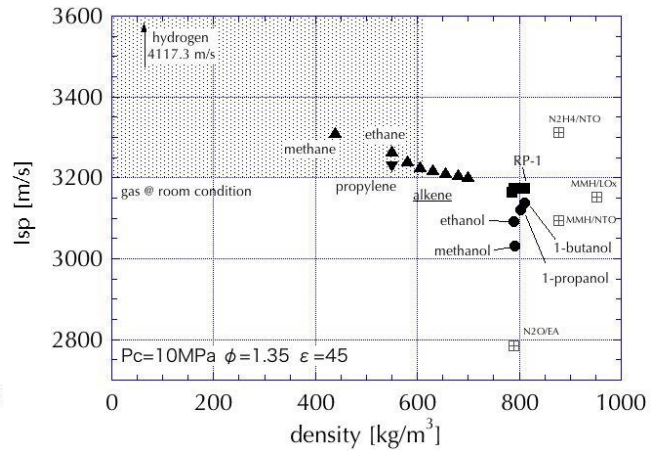
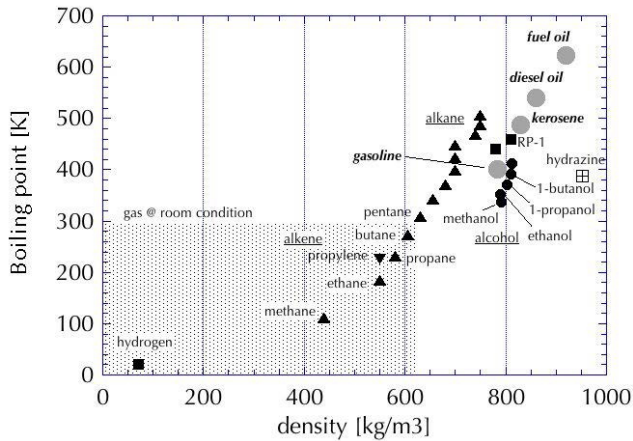


図1 主要推進薬および炭化水素燃料の、密度に対する沸点(常温常圧下)、真空環境での Isp 比較 (燃焼圧 10MPa、当量比 1.35、開口比 45 を固定)。

いるが、ロケット以外実用化に至ったシステムは限られている。

このような水素の特性と常温液体炭化水素推進薬の性質、特に沸点、Isp と密度を比較すべく図1左にプロットした。図中ハッチングされた部分は、常温常圧で気体状態の物質である。常温常圧で気体なのは、極低温流体に相当する水素、メタンからブタンまでのアルカン系炭化水素が相当する。水素はそのなかでも密度、沸点ともに大きく異なることがわかる。一方常温常圧で液体になるのは、アルカン系はペンタン(C<sub>5</sub>H<sub>12</sub>)以上の炭化水素燃料と石油分溜成分燃料(ガソリン、ケロシン)やヒドラジンである。燃料として使用されるものは 800~900kg/m<sup>3</sup> 付近に集中している。アルコール類はケロシン、ガソリンと同等の 800kg/m<sup>3</sup> 付近にあり、アルカン系とは異なり炭素数による密度変化はほとんど見られないのが特徴である。

これらの成分の比推力を算出して比較したのが図1の右図である。ここは LE-7A と同等の条件での性能を比較するとし、燃焼圧 10MPa、開口比 45 を仮定して求めた。混合比 O/F は、エンジン推進薬またエンジンサイクルでも変化するため、ここでは LE-7A と同等とし、当量比換算で 1.35 を一律に与えた。

アルカン系炭化水素燃料はメタンをトップに、炭素量が増えるにつれて密度と Isp が低下していく。EA はメタンよりも密度で約 200kg/m<sup>3</sup>、65%増、Isp は約 220m/s 低下する。また RP-1 からは 83m/s 低い。このようにエタノールはメタンと比較して Isp は 6.7%減、RP-1 からは 2.6%低く性能は芳しくない。しかし、アルコールは炭素数増で Isp は増加し、1-ブタノール(nBA、C<sub>4</sub>H<sub>9</sub>OH)になると 46m/s 増え、RP-1 とは 1.2%まで近づくことがわかる(表1)。

このようにアルコール系は水素などの極低温推進薬より性能は劣るが、運用性安全性は高く、RP-1 に近い能力も確保できる可能性がある。また EA や nBA はバイオマスからの生成が可能な再生可能エネルギーでもある。このような観点から、JAXA では常温液体炭化水素推進系の取り組みとして、アルコール系、まずは EA を中心とした取り組みを進めている。

### 3. エタノール系推進薬研究の現状

常温液体水素系研究は、それ自体の研究と平行して将来輸送系への適用を考えたシステム検討<sup>3</sup>を行っている。ここでは前者の推進系研究についてアウトラインを説明する。

炭化水素系研究の WBS およびスケジュールを図2に示す。これまでの推進系研究と同じく、推進システムとして必須の燃焼、冷却、供給の三分野が根幹となる。熱による成分の変質や分解などの特性を持ったため、推進薬自体の検討も行っている。また基本的な推進系の研究であることから、研究開発の方針、必要要素の抽出について企業の協力を得ながら進める研究戦略の項目も設けている。

燃焼分野では主に噴射器の検討が上げられる。現在は衝突型噴射器をリファレンスとしているが、性能向上やスロットリング要求を考えると作動範囲が広がる同軸型噴射器も検討対象である。後者の検討については一部 2010 年度に試みているが今年度からは基盤的な位置から再度スタートする予定である。

冷却能力の検討は、昨年度までにエタノールの亜臨界から超臨界までの冷却性能についての見積もり<sup>4</sup>がほぼ終了している。実際の燃焼器まわりを仮定した詳細な検討を今年度以降進めていく<sup>5</sup>。

供給系はシステム規模に作用される部分が多いため、現時点は重要パーツであるシール、軸受けにつ

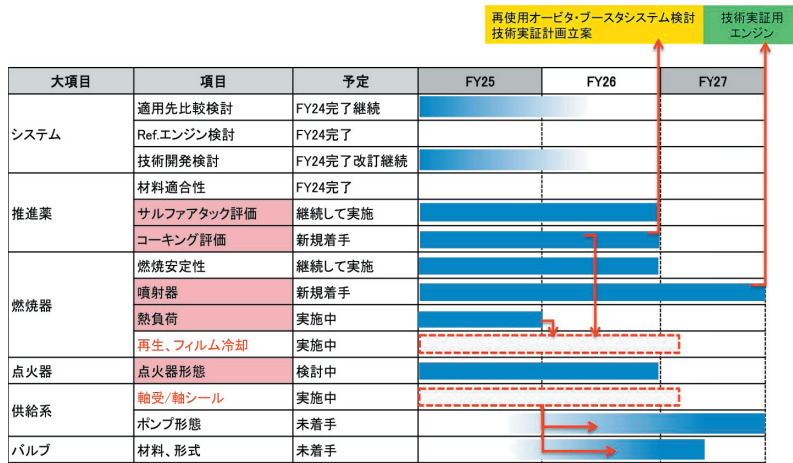


図2 研究テーマ(WBS)とスケジュール

いての検討を実施している。炭化水素系燃料の密度は極低温流体推進薬と比較して4から8倍以上高いため、ポンプ回転数は低下する傾向にあり従来のポップより開発は容易になると推定される。しかしアルコール系燃料はゴム、プラスチックなどへの攻撃性があり、やはり基礎的な分野からの研究はおろそかにできない。この分野は推進薬の検討として進めており、昨年度まで材料適合性問題<sup>6</sup>として進めていた。EAは流通量の90%以上がサトウキビなどを原料とするバイオ由来でありサルファの混入が防げない。また炭化水素特有の熱分解によるコーキングの問題も見積もっておかねば冷却性能、再使用性に影響が及ぶ。ここでは室蘭工大の協力を得て、進める予定になっている。

研究戦略の分野は、宇宙輸送全体の方向性、要求などに大きく左右されるため詳細化が難しい分野である。先に述べたように、JAXAでは将来輸送系システムの検討の基盤推進薬としてエタノールを選定している。今後5年ほどの間に、必要研究にめどを付け再使用可能な推進システムのデモンストレーション

ンを計画している。図2のスケジュールは、このデモンストレーションスケジュールと合致するように計画されている。この計画の詳細については文献3を参照されたい。

今年度からは炭化水素を利用した高空燃焼試験用エジェクタシステムへの適用可能性の調査を始めた。このシステムは一般にスチームジェネレータ(SG)と呼ばれており、NASA Stennis (J-2X用A-3)や国内では防衛省札幌試験場燃焼風洞がある。現在はボイラによる蒸気生成を行っているが老朽化が進んでおり、今後運用性向上コスト削減を計るために、炭化水素推進系と共通化をはかりロケット燃焼器+水噴霧による蒸気発生方式の検討を行っていく。

#### 4. 中高圧燃焼試験と結果

2011年以降高圧燃焼用供給系を新造し、燃焼器供試体も高圧燃焼を前提として製作を進めてきた。2012年末より燃焼試験を実施したので、その結果を以下にまとめる。

##### 試験概要

今回の試験は、1.炭化水素系エンジンのレファレンスデータを取得するため、高圧までの燃焼実験を行う、2.2010年度の試験で予測値より極端に低かった壁面熱流束を新しい燃焼器で再度計測、検討を行うことを目的としている。2010年の試験<sup>7</sup>と同等の燃焼圧1MPaの再試を行い、その後中圧4~5MPaをへて、超臨界圧(EA臨界圧6.7MPa)である8MPaまでの燃焼試験を行うことを予定した。

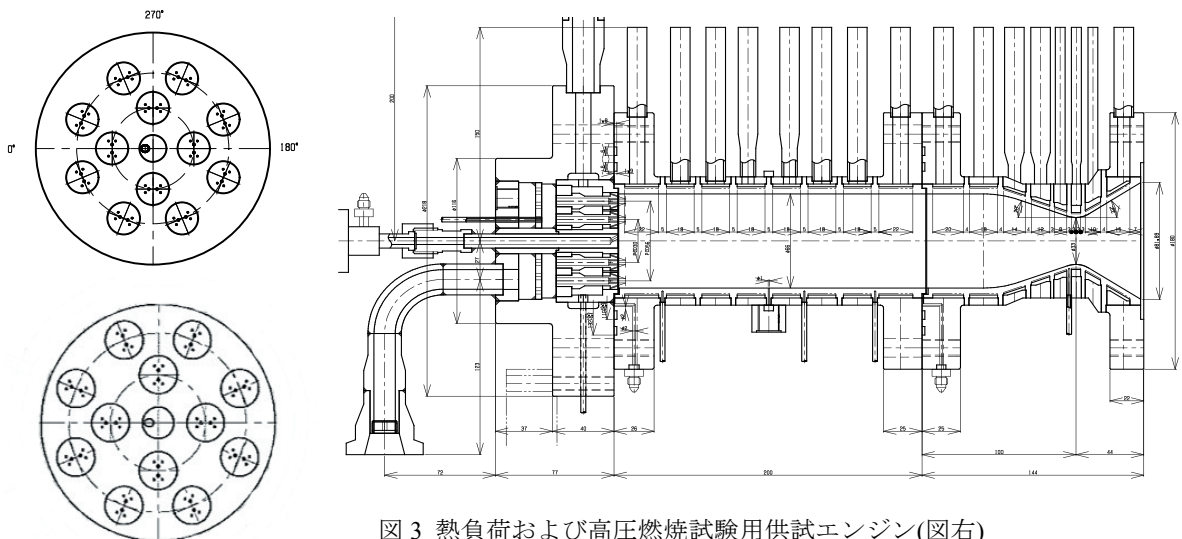


図3 熱負荷および高圧燃焼試験用供試エンジン(図右)およびインジェクタ配列例(左上:平行配置型、左下:垂直配置型)



試験は2012年12月から3月にかけて燃焼圧1MPaから4MPaの燃焼試験を、7月には4MPa以上の燃焼試験を実施した。7月期の試験において点火器部分に不具合が生じ超臨界圧の試験には至っていない。

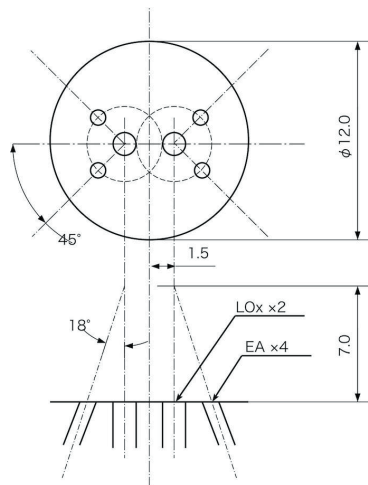


図4 インジェクタ基本形状

#### 供試体形態

燃焼器供試体と噴射器形態を図3に示す。燃焼器は、平行部φ66mm、スロート径φ33mmおよび25mmを基本とした環状冷却溝構造をしている。冷却には最大4MPaまで加圧した水を使用した。冷却

水溝は代表的な形態で幅15mm高さ5mm(内2mmはV字溝高さ)となっている。

噴射器は、FFOOF配列の衝突型エレメントを12本配置して構成されている。エレメントは、点火器出口を中心とし二重の環状に配置されている。エレメントの形態の詳細を図4に示す。中央に酸素を平行噴射する噴射孔が1対あり、各々の酸素噴射孔に対して二本のEA噴射孔が用意されている。この形態の場合、酸素通しを結ぶ軸線に対して、垂直方向に混合気が拡散する傾向がある。この混合気の偏りが壁面近くにある場合には、局所的に熱流束が増加する可能性があるため、壁面に対して先の軸線が垂直(Vinjと略す。混合気は壁面に平行方向に拡散)および平行に配置した場合(Pinjと略す)のインジェクタヘッドをそれぞれ作成し、試験している(図3左参照)。噴射器は低圧用垂直、平行配置をそれぞれ一基、高圧用は垂直配置のみ一基作成した。詳細形状は以下の表2の通りである。

表2 インジェクタ寸法

エレメント配置	低圧用		高圧用
	垂直/Vinj	平行/Pinj	垂直/Vinj
LOx 孔径[mm]	0.104	0.104	0.138
EA 孔径[mm]	0.07	0.07	0.093
衝突角[deg]	20	20	18

#### 設備供給系

JAXA 角田宇宙センタの高空性能試験設備(通称西HATS)に、2012年9月から10月にかけて炭化水素用

高圧供給系を整備した。タンクは耐圧30MPa、100ℓのもので、ここから常用20MPaの供給ラインを設けた。酸素系は2011年度にLNGエンジン燃焼試験用としてタンク容量1000ℓ、常用15MPaが設けられており、これを使用する。この整備により本設備は水素、LNG、炭化水素の燃料の、高圧かつ高空燃焼試験に対応できる設備として運用を始めている。

#### 噴射状態の可視化

噴射エレメントの配列による燃焼器壁面への混合気および高温ガスの影響を燃焼中に詳細に計測するのは困難である。本実験では透明アクリルにより仮想の燃焼壁面を作り、そこに付着する流体の挙動を観測することとした。試験ではEAの代わりに水を毎秒0.2ℓ、液体酸素を0.5ℓ噴射させた。試験時、外部から高速度カメラで撮影した結果を図5に示す。図中黄色線で囲われた領域が、噴流が常時接触している箇所である。エレメントの配置の違いで、付着域の形状、サイズに相違が生じている。平行噴射の場合のほうが、垂直よりも幅広く1.5cm幅に渡っている。垂直噴射の場合はフェイスプレート(FP)から距離が離れるにつれて付着域が広がる傾向を示しており、6cmの位置で1.5cmの幅まで広がる。したがって同一噴射条件では、平行噴射の方が高温ガスが付着する面積が広く、結果として熱流束も高めになると予想される。

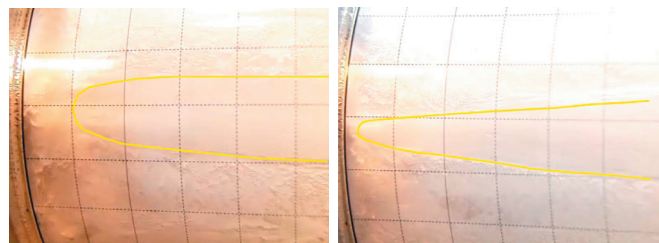


図5 LOx-水噴射の壁面への影響(左 Pinj 右 Vinj)

#### 燃焼試験結果

低圧用噴射器を用いて、1~4MPaの燃焼圧までの試験を実施した。低圧用噴射器を使用した結果は表3と4に示す。

表3 垂直配置燃焼器結果

EA12-	Pc [MPa]	O/F	C* [m/s]	$\eta$ C*
H001	1.04	1.84	1613.8	0.957
H002	1.04	2.02	1666.3	0.974
H003	1.04	1.86	1592.7	0.945
H004	2.06	1.65	1618.7	0.942
H005	4.03	1.68	1636.1	0.947
H007	1.00	1.73	1611.5	0.949

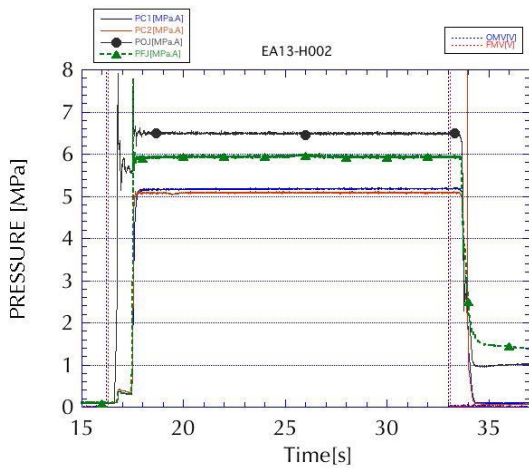


図6 燃焼試験中のエンジン諸量変化

表4 平行配置燃焼器結果

EA12-	Pc [MPa]	O/F	C* [m/s]	$\eta C^*$
H008	1.06	1.50	1601.7	0.935
H009	1.03	2.09	1560.6	0.941
H010	1.05	1.48	1581.4	0.923
H011	1.04	1.58	1587.8	0.928
H012	2.04	1.64	1606.1	0.935
H013	1.03	1.63	1580.8	0.926
H014	3.99	1.67	1608.9	0.931
H016	1.02	1.98	1578.1	0.945

#### 低圧用噴射器でのエンジン性能計測

図6に、H005燃焼試験時の計測結果例を示す。酸素噴射圧POJは16.7秒目から上昇、その後17.5秒目にはEA噴射圧PFJおよび燃焼圧が増加する。燃焼圧はFP近くとノズル収縮部入口部(PC1はFP近傍、PC2はFPから約200mm)で測定しているが、着火(17.8秒)後約0.5秒で安定し、実験中共に4MPaを示して安定して燃焼していることがわかる。このような結果を元に、瞬間の $C^*$ 、 $\eta C^*$ を事後算出し、結果を求めた。

H001からH016までの結果をプロットすると、図7のようになる。図中太点線は2010年の大型エタノールエンジンでの試験結果を示している。また細点線はO/Fに対する理論 $C^*$ (燃焼圧1MPa)を示している。中黒は平行配列、白抜きは垂直配列の結果を示す。両者を比較すると、平行配列のほうが $C^*$ 効率で約1%程度高めの傾向にある。燃焼圧が4MPaの場合(図中■および□)では平行配列が0.947に対し垂直配列では0.931であり1.5%ほどの違いが観測されている。

本試験ではこれまでの極低温推進薬を使用したエンジンとは異なり、エタノールの氷結を回避するために噴射器を予冷していない。そのため図5からわかるように酸素リードとし、液化した酸素がFP

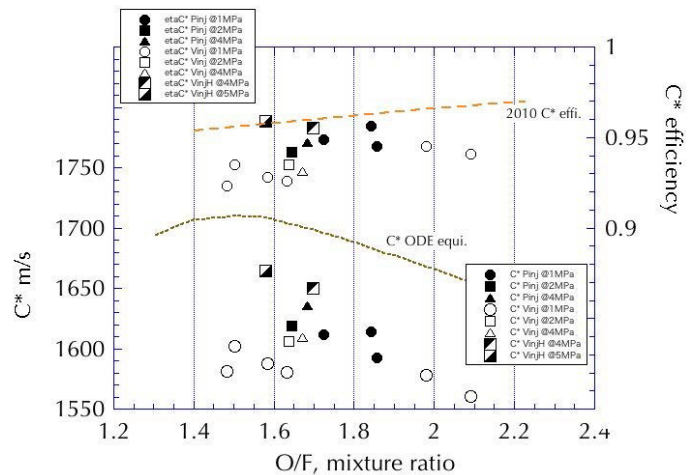


図7  $C^*$ および $C^*$ 効率計測結果

から噴射された後EAを噴射し点火させている。酸素マニホールド内温度は、試験中低下傾向にあるが、H005試験では25秒目に100Kを下回り、その後ほぼ熱的に平衡状態に達する。壁面冷却水の温度傾向も同様であるので、30秒目あたりの冷却水温度変化より、燃焼器の局所熱流束分布を求める事ができる。

図8に燃焼圧1MPaおよび4MPa相当での熱流束値を比較している。燃焼圧1MPa時の比較にはO/Fが1.6~1.7の結果(Pinj/H007とVinj/H013)を、4MPaではH005、H014および後述するEA13-H001の結果を選択している。ともにスロート部で最大値を示しており、1MPa時は $7\text{MW/m}^2$ 、4MPa時は $30\sim 32\text{MW/m}^2$ を示した。

これらの結果の、Bartz式から得られる予測値に対する計測された熱流束値を図9にプロットした。1MPa時では、可視化の結果を裏付けるように、エレメント配置に対して熱流束の変化が顕著に現れている。250mm以降のノズルセクションには影響は見られないが、FPに近い200mmまでは平行配置(Pinj)の方が熱流束が一様に高くなっている。これは壁面で

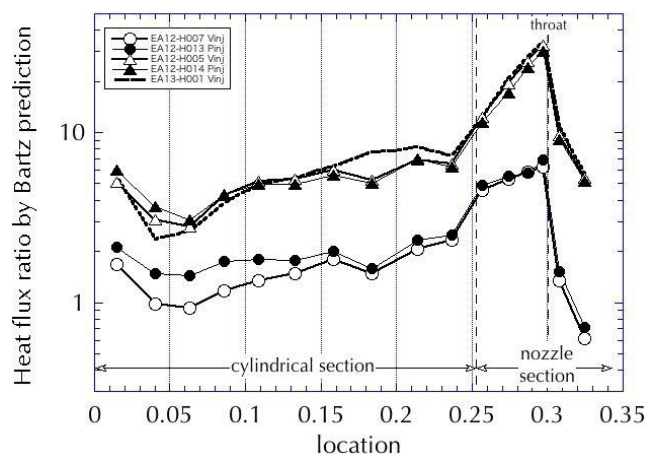


図8 燃焼器内部熱流束分布(Pc=4MPa, 1MPa)

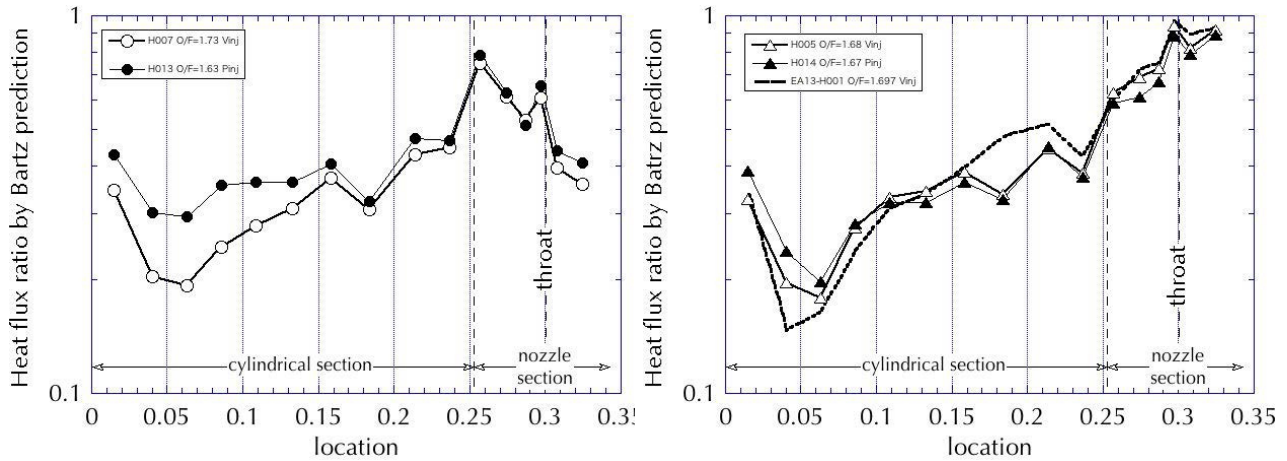


図9 無次元化熱流束分布(左:Pc=1MPa時、右:Pc=4MPa時)

の噴流衝突により燃焼が高速に進んだとみることができ、図7で見られるように、平行配置(Pinj)のC\*効率が垂直配置の結果より高めに出了と考えられる。

#### 高压用噴射器の性能計測

低圧用ではエレメントの方向による性能差を求めたが、高压用では表2に示すようにエレメント孔径自体が異なるので、混合やその後の燃焼状態に相違が出てくると想定できる。ここでは4MPaでの結果を比較し、インジェクタ形態の性能への影響を見積もる。計測された試験結果は以下のとおりである。

表5 高压垂直配置モデル結果

EA13-	Pc [MPa]	O/F	C* [m/s]	$\eta C^*$
H001	4.17	1.70	1649.9	0.955
H002	5.18	1.58	1664.8	0.959

C\*効率およびC\*は、低圧用噴射器の結果とともに図7に示す。この噴射器による結果は、2010年に使用した大型エンジンでの結果とほぼ一致している。同じ4MPaで、垂直配置の結果(EA12-H005)と比較するとC\*効率は高压用噴射器の場合のほうが1.8%ほど高い値を示している。

無次元化した熱流束分布は図9左のとおりとなる。低圧用と高压用の傾向はほぼ同じで、FPから50mmあたりを最小にその後ノズル出口にかけて増加する傾向を示す。しかし高压用ではFP近くではむしろ低く、平行部終端付近(230mm)が高い傾向を示しており、混合、燃焼などが大きく異なることが予想される。

Priem と Heidmann が導いた噴射燃料の蒸発割合と一般化距離の関係式<sup>8</sup>より、低圧および高压噴射器からの燃料の蒸発距離は噴射粒径の-1.45乗および噴射速度の-0.75乗に比例することがわかっている。粒径

( $d_{10}$ )は Anderson 提唱の経験式<sup>9</sup>を用いると、低圧用噴射器  $d_{10}_l = 1.233 \times 10^{-4} \text{m}$ 、高压用噴射器  $d_{10}_h = 2.34 \times 10^{-4} \text{m}$  になる。また噴射流速は、流量計で計測された体積流量と噴射孔面積より算出し、それぞれ  $v_{0l} = 27.2$ 、 $v_{0h} = 15.9 \text{m/s}$  と求められる。したがって、標準化距離比(高压/低圧)  $\sim (d_{10}_l / d_{10}_h)^{1.45} (v_{0l} / v_{0h})^{0.75} \sim 0.591$

すなわち、蒸発が完了するまでの距離は今回の噴射器形態においては、噴射孔の大きい高压用を使用した方が四割ほど早く進むことを意味する。高压用噴射器は噴射孔径が大きいので、噴射速度は遅いが燃焼器内部での対流時間は長い。したがって粒径は大きいものの蒸発は早く燃焼も進む。図9右の熱流束分布および図7はこの傾向と一致する。

## 5. まとめ

2009年からスタートした炭化水素推進系研究は、その後2年の準備期間を経て、システム研究から詳細研究までを含む研究開発へと成長した。今年度以降は、より実用化に向けたステップを進めていく予定である。

## 参考文献

- <sup>1</sup>平岩ほか、第56回字科連、2H01、2012。
- <sup>2</sup>徳留ほか、JAXA-RR-07-027、2008。
- <sup>3</sup>木村ほか、第57回字科連、2A12および2A13、2013。
- <sup>4</sup>Takegoshi, et al., 29<sup>th</sup> ISTS, 2013-a031, 2013。
- <sup>5</sup>竹腰ほか、第57回字科連、2A17、2013。
- <sup>6</sup>Higashino, et al., 29<sup>th</sup> ISTS, 2013-a-30, 2013。
- <sup>7</sup>Hiraiwa, et al., AIAA 2011-6114, 2011。
- <sup>8</sup>Priem, R.J, and Heidmann, M.F., NASA TN D-56, 1959。
- <sup>9</sup>Anderson, W.E., Impinging jet injector atomization, AIAA Progress in astronautics and aeronautics, 169, pp.215。