

## 複合エンジン用エジェクターロケットの研究開発

Research and Development of Ejector Rocket for Combined Cycle Engine

### － 可変燃焼圧・可変混合比ロケットエンジンの研究 －

- Research of Rocket Engine with Variable Combustion Pressure and Variable Mixture Ratio -

総合技術研究本部 複合推進研究グループ

竹腰正雄\*, 富岡定毅\*\*, 植田修一\*, 齋藤俊仁\*, 泉川宗男\*\*

\* エンジン構造・材料サブグループ

\*\* エンジン燃焼・制御サブグループ

Combined Propulsion Research Group,  
Institute of Space Technology and Aeronautics

Masao Takegoshi\*, Sadatake Tomioka\*\*, Shuichi Ueda\*, Toshihito Saito\*, Muneo Izumikawa\*\*

\* Structure and Material Subgroup

\*\* Combustion and Control Subgroup

**Abstract:** A gaseous hydrogen / gaseous oxygen rocket chamber was designed to fit to a Rocket-Based-Combined-Cycle engine model, and its performances were evaluated experimentally. The rocket chamber was required to operate at a very wide operation range in terms of chamber pressure ( $P_c$ ) and mixture ratio (O/F);  $P_c = 0.6$  MPa & O/F = 6 for 'ramjet-mode' operation,  $P_c = 0.6$  MPa & O/F = 0.5 for a typical 'scramjet-mode' operation, and  $P_c = 5$  MPa & O/F = 7 for 'ejector-rocket-mode' operation. For stable operation, both gaseous hydrogen injectors and gaseous oxygen injectors, which were aligned co-axially, had choking point and diffuser at downstream portion. The number of the oxygen injector in use could be selected. The outer hydrogen injector showed lower discharge coefficient and lower durability against back-pressure than the inner oxygen injector. The hot-firing tests with a heat-sink type combustion chamber showed stable operation with the  $C^*$  efficiency of 87% for the ramjet-mode operation and 83% for the scramjet-mode operation. The hot-firing tests with a water-cooled combustion chamber also showed stable operation with the  $C^*$  efficiency of 95% for the ejector-rocket-mode operation.

#### 記号の説明

$C^*$	=	特性排気速度
$G_f$	=	燃料質量流量
$G_o$	=	酸素質量流量
O/F	=	混合比 = $G_o/G_f$
$P_c$	=	ロケットチャンバー圧
$P_f$	=	燃料（水素）インジェクタ圧
$P_o$	=	酸素インジェクタ圧

#### 1. はじめに

JAXA 総合技術研究本部 複合推進研究グループでは全長 3m の複合エンジン模型を製作し、ラムジェット試験設備において静止大気圧状態、マッハ 4、マッハ 6、マッハ 8 飛行条件における風洞燃焼試験を行うことを計画している。

図 1 に複合エンジンの概念図を示す。複合エンジンは静止状態から地球周回軌道速度まで、そして宇宙での移動を一つのエンジンで効率的に実現するためのエンジンの一つとして考えられており、ロケットとラムジェットエンジンを組み合わせたエンジンである<sup>[1]</sup>。このエンジンでは、飛行速度に合わせて運転モードが切り替えられる。静止時はロケットを主たる推力源とし、エジェクタ効果により吸い込まれる空気と燃料との反応により発生する推力を合わせて離陸および加速する（エジェクタジェットモー



図1 複合エンジンの概念図

ド). 超音速まで加速すると, 複合エンジンはラムジェットエンジンとして作動する. この時, ロケットは燃焼圧を下げて点火器として使用される (ラムジェットモード). さらに加速すると, 複合エンジンはスクラムジェットエンジンとして作動する. この時, ロケットからは燃料供給を兼ね, 燃料過濃の燃焼ガスを噴射することにより, 超音速燃焼を促進させる (スクラムジェットモード). ラムジェットモードおよびスクラムジェットモードでは, ロケットのみの場合より比推力が高くなる. さらに加速する場合は, ロケットの燃焼圧を上昇させることにより, 最終的には宇宙軌道まで飛行することを可能にする (ロケットモード).

以上の運転モードを実現するためにロケットエンジンには,  $P_c = 0.6 \text{ MPa}$ ,  $O/F = 6.0$  (ラムジェットモード),  $P_c = 0.6 \text{ MPa}$ ,  $O/F = 0.5$  (スクラムジェットモードにおける一条件. 設計点より最も外れた作動条件),  $P_c = 5.0 \text{ MPa}$ ,  $O/F = 7.0$  (エジェクタジェットモード・ロケットモード) という, 幅広い  $P_c$  および  $O/F$  において安定した作動が求められる.

本研究では, 全長 3 m のエンジン模型に組み込むためのロケットエンジンについて, 設定された燃料・酸化剤の供給圧力条件の下, 求められる  $P_c$ ,  $O/F$  での安定した作動を実現するために, インジェクタの設計, ガス流し試験によるインジェクタ性能の評価, 燃焼試験による燃焼の安定性の評価, および, 特性排気速度効率を求めてエンジン特性を取得したので報告する. なお, 本研究は平成 15 年度より開始し, 16 年度は 15 年度に設計・製作されたインジェクタ性能の評価, および燃焼試験による燃焼の安定性評価および特性排気速度取得によるエンジン特性評価を行った.

## 2 研究の概要

### 2-1 インジェクタ性能評価

図 2 にインジェクタと燃焼器の全体図を示す. 図 3 に一つのエレメント周辺部の詳細図を示す. 15 年度に設計・製作されたインジェクタの性能を評価するため, 不活性ガスの流し試験により各エレメントの流量係数を測定した. 水素側は窒素ガスおよびヘリウムガスを用い, 酸素側は窒素ガスのみを用いた. 本研究で用いるインジェクタは, 内側にステンレス製の酸素ポストがあり, ニッケル製フェイスプレートに開けられた穴と酸素ポストのすき間を水素が流れる同軸型である. このインジェクタは, 広範囲に及ぶ混合比の条件で安定に燃焼させるため, 酸素と水素の流路にはチョーク点と, その下流に拡大部を設けるフローリストリクタ方式を取り入れている<sup>[2]</sup>. これには  $P_o = P_r = 8 \text{ MPa}$  の場合に,  $P_c = 5.0 \text{ MPa}$ ,  $O/F = 7.0$  になるように設計されている. さらに, スクラムジェットモードにおける低混合比  $O/F = 0.5$  条件 (スクラムジェットモード巡航条件) に対応できるよう, 8 つある酸素インジェクタへの供給本数を減らせる仕組みにしてある. 流量測定にはチョークドリフス流量計を用いた. また, 背圧を徐々に上げることでフローリストリクタの限界についても調べた.

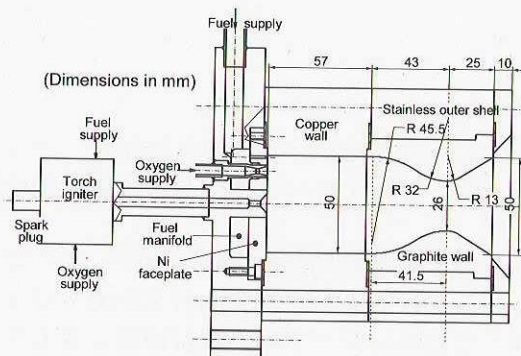
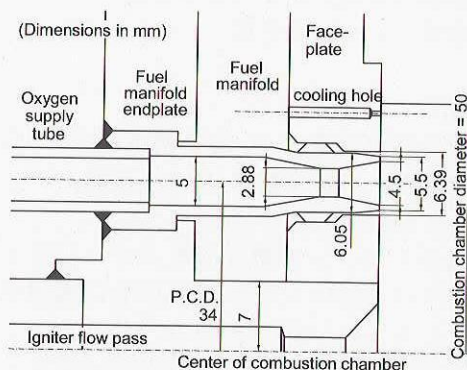
図2 ロケット燃焼器全体図  
(無冷却タイプ)

図3 インジェクタ詳細図

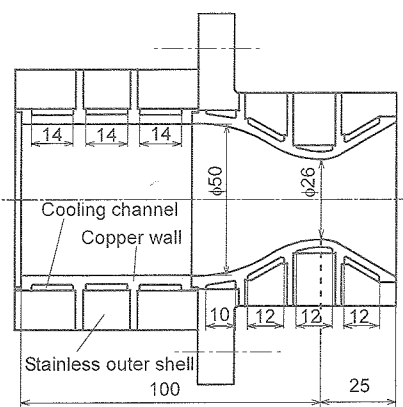


図4 燃焼器（水冷タイプ）

## 2-2 燃焼試験によるエンジン性能評価

燃焼器は、ラムジェットモード・スクラムジェットモード試験用には図2の無冷却タイプを使用し、エジェクタジェットモード試験用には図4のような水冷タイプの燃焼器を使用し、燃焼試験による燃焼の安定性の評価、および、 $C^*$ 効率を求めてエンジン特性を取得した。

ロケットエンジンの酸化剤・燃料にはガス酸素・ガス水素を用いる。これは主にラムジェット試験設備の制約によるためである。図5にラムジェットモードとエジェクタジェットモードの典型的なシーケンスを示す。-2.0秒に点火プラグ作動、-1.0秒に点火器へ酸素・水素を供給開始、-0.2秒に酸素/水素の補助弁を開、0.0秒で酸素/水素の主弁を開、+1.0秒で点火器のプラグ停止および酸素・水素の供給停止、+5.0秒で酸素・水素供給停止およびパージ開始となっている。一方、スクラムモードでは、設定混合比が  $O/F = 0.5$  と低く、着火しにくい事が予想されたため、水素主弁の開時刻を+2.0秒にすることで、初期2.2秒間は混合比を  $O/F = 1.0$  程度に高めた。

燃焼試験中は、酸素インジェクタ供給圧、水素インジェクタ供給圧、燃焼器チャンバー圧をひずみ-圧力変換型圧力計を用いて計測した。圧力計は事前に校正し、ラムジェットモードおよびスクラムジェットモードでは、燃焼圧測定用に2MPa用を、エジェクタジェットモードでは10MPa用のセンサーを用いた。測定にかかる誤差はそれぞれ、 $\pm 0.002$ 、 $\pm 0.01$  MPaである。

## 3. 成果の概要

### 3-1 インジェクタ性能評価

#### 3-1-1 エレメントごとのガス流し試験

始めに、各エレメントの流量係数を不活性ガスにより調べた。図6に各エレメントの流量係数を示す。酸素エレメントについては、 $C_D = 0.95 \pm 0.02$  となり、レイノルズ数の変化による影響はほとんど無かった。インジェクタ圧と背圧の比が1.2の場合の流量係数は0.93となり、この圧力比においてもフローリストラクタの効果により、チョーク状態を保っていることがわかった。一方、水素エレメントに関し

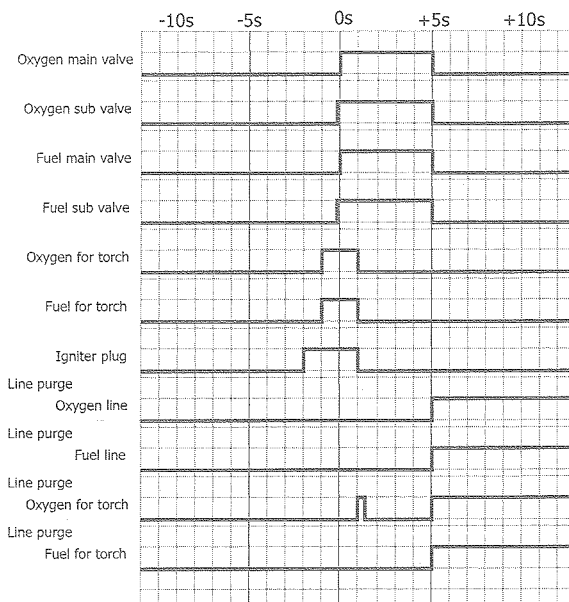
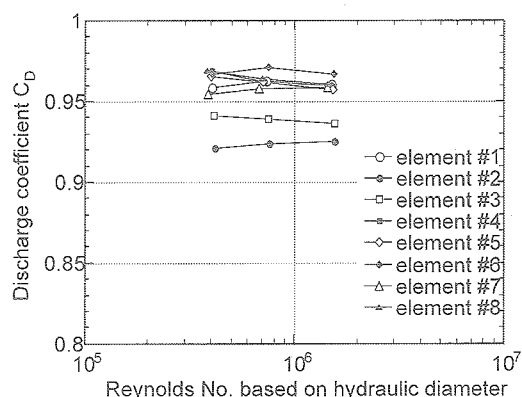
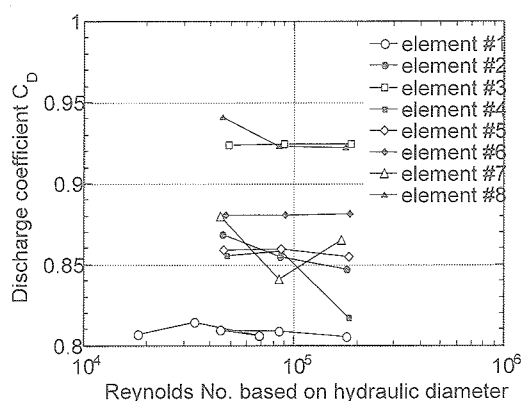


図5 代表的なシーケンス



(a) 酸素エレメント



(b) 水素エレメント

図6 流量係数測定結果



ては、 $C_D = 0.87 \pm 0.04$  となり、個々のエレメント間に流量係数のばらつきが生じていた。水素の流路間隙は  $0.17 \text{ mm}$  と非常に狭いため、製作・加工のばらつきが、流量係数のばらつきに影響しているものと思われる。インジェクタと背圧の比が  $1.2$  の場合の流量係数は、 $0.75 \sim 0.82$  となり、チョーク状態は保たれていなかった。

### 3-1-2 全エレメントによるガス流し試験

次に全エレメント同時にガスを供給した場合の流量係数を調べた。酸素エレメントの場合、 $C_D = 0.95$  となりエレメントごとに調べた平均値にほぼ一致した。水素側については、水素エレメント以外に冷却孔からも同時に流れる。これを含めた場合の流量係数は  $C_D = 0.88$  であった。各水素エレメントの流量係数が既知であるので、全体から水素エレメントを差し引くと、冷却孔の流量係数はほぼ  $1$  であった。ただし、インジェクタ圧と背圧の圧力比は完全にチョーク状態になる条件で行った。

## 3-2 燃焼試験の結果

### 3-2-1 ラムジェットモード

( $P_c = 0.6 \text{ MPa}$ ,  $O/F = 6$ )

図 7 にラムジェットモード燃焼試験における  $P_f$ ,  $P_o$ ,  $P_c$ , および、 $P_c$  に対する  $P_f$ ,  $P_o$  の比の時間履歴を示す。酸素供給に関しては、酸素調圧弁の容量に比べ酸素流量が少ないため、圧力が安定するまでに時間がかかっている。水素供給は安定している。従って、 $O/F$  は  $5 \sim 6$  の間でばらついた。水素の供給圧は、設計値よりも高くなった。これは設計値より流量係数が小さかったことと、ラムジェットモードの混合比が  $O/F = 6$  と、設計点 ( $O/F = 7$ ) より低いため、結果として冷却孔でもチョーク条件を満たす  $P_f/P_o = 2.5$  となった。酸素の供給圧については、 $P_o/P_c = 1.7 \sim 1.9$  であった。酸素の供給圧の変化による燃焼圧の変動は見られたが、燃焼振動による燃焼圧の低周波振動、高周波振動は見られなかった。図 8 にノズルから吹き出される火炎の様子を示す。現在使用しているノズルでは過膨張になっていることがわかる。

### 3-2-2 スクラムジェットモード

( $P_c = 0.6 \text{ MPa}$ ,  $O/F = 0.5$ )

図 9 にスクラムジェットモード燃焼試験における  $P_f$ ,  $P_o$ ,  $P_c$ , および、 $P_c$  に対する  $P_f$ ,  $P_o$  の時間履歴を示す。この場合、水素の流量は  $0.11 \text{ kg/s}$  であり、 $P_f/P_c$  は約  $12$  という非常に高い圧力比になった。酸素エレメントは、チョーク条件を満たすようにするため、8 つある内の 4 つのみに酸素を供給し、その結果、 $P_o/P_c$  は約  $1.7$  となった。酸素と水素の供給開始直後の水素過多を防ぎ、着火性を良くするため、水素の供給圧力は図 9 のように 2 段階に増加させた。水素の供給圧はとても安定していたが、酸素供給圧力は流量が容量に比して小さいため大きく振動した。この結果  $O/F$  は  $0.5 \sim 0.6$  の間となった。このような非常に設計点より大きく外れた条件であっても、燃焼振動による燃焼圧の低周期振動や高周期振動は見られなかった。つまり、酸素水素の供給システムにチョークポイントを設けることは、このような幅広い作動範囲における燃焼を安定させるためには有効であることがわかった。

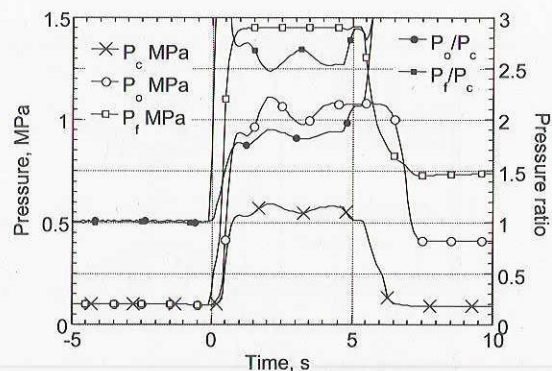


図 7 ラムジェットモードにおける  $P_c, P_o, P_f$  と圧力比の時間履歴



図 8 ラムジェットモードにおける火炎の様子

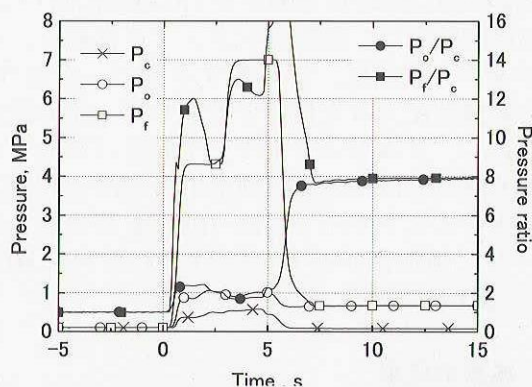
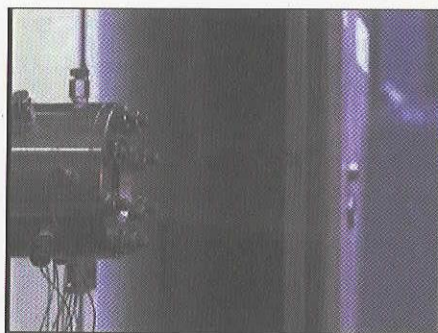


図 9 スクラムジェットモードにおける  $P_c, P_o, P_f$  と圧力比の時間履歴



図 10 にノズルから吹き出される火炎の様子を示す。酸素の供給は下半分の酸素ポストのみに行った。噴射直後の火炎は温度が低く、その構造はほとんど見えないが(図 10a)、燃焼器から離れた場所では、周囲の空気と混合し二次燃焼が起きている(図 10b)。



(a) ノズル付近



(b) 全景

図 10 スクラムジェットモードにおける火炎の様子

### 3-2-3 エジェクタジェットモード

( $P_c = 5.0 \text{ MPa}$ ,  $O/F = 7$ )

図 11 にエジェクタジェットモードにおける  $P_f$ ,  $P_o$ ,  $P_c$  および,  $P_c$  に対する  $P_f$ ,  $P_o$  の時間履歴を示す。この条件での酸素流量は、テストスタンドの設計範囲であり、酸素流量の振動はほとんど見られなかった。しかしながら、水素と燃焼圧の圧力比は、設計点  $P_f/P_c = 1.6$  に比べて実際には  $P_f/P_c = 2.5$  と大きくなった。インジェクタの圧力から計算された水素流量に比べ、設備のタービン流量計により計測された水素流量の方が約 20% 少なかった。このエジェクタジェットモードにおいては、フェイスプレートに大きな熱損傷を受けた。このため、フェイスプレートの変形により、水素のチョーク点での断面積が減少し、実際の流量が減少したと考えられる。面積の変化に加えて、低い流量係数、1 よりも小さいエネルギー開放率のため、このような高い  $P_f/P_c$  が必要となったと考えられる。一方、 $P_o/P_c$  は約 1.8 であり、設計値より大きくなったが、この原因は、おもに 1 より小さい流量係数とエネルギー開放率のためである。

図 12 にノズルからの火炎の様子を示す。火炎は不足膨張のため、ノズル下流でさらに膨張し続け、その後、過膨張によりバレルショックを形成している。ラムジェットモード、スクラムジェットモードに比べ、火炎は非常に明るくなっているが、フェイスプレートの溶融に起因するものである。フェイスプレートの溶融が起こったものの、火炎は非常に安定していた。

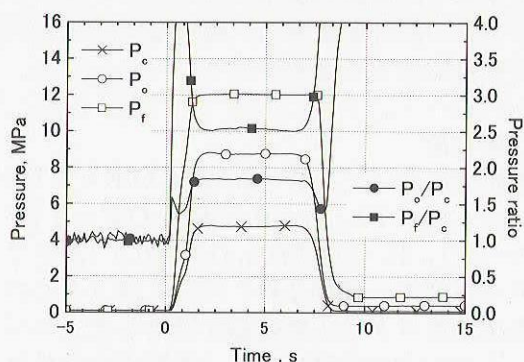
図 11 エジェクタジェットモードにおける  $P_c, P_o, P_f$  と圧力比の時間履歴

図 12 エジェクタジェットモードにおける火炎の様子

図 13 に試験開始前のフェイスプレートとエジェクタジェットモード試験後のフェイスプレートを示す。中央部はステンレス製の点火器の噴射孔である。この部分が非常に激しく溶けている。その周囲はニッケル製のフェイスプレートであるが、中央から周囲に向かって放射状に吹き飛ばされている事がわかる。

### 3-2-4 特性排気速度効率

図 14 に 3 つの作動モードにおける  $C^*$  効率を示す。燃料流量と混合比から各モードにおける理論的な燃焼圧を ODE code<sup>[3]</sup> により計算し、混合比の関数として効率を表した。

ラムジェットモードの場合、 $C^*$  効率は  $0.87 \pm 0.01$  であった。このモードでは点火器として使用されるため、満足できる値ではあるが、予測値よりもやや小さな値である。水素エレメントの流量係数が設計値より小さく、酸素と水素の速度比が小さくなり、予測より酸素と水素の混合が促進されなかったため効率が下がったと考えられる。性能を向上させるためには、水素エレメントの再設計を行うか、水素エレメントの数を増やすことが考えられる<sup>[4]</sup>。



スクラムジェットモードの  $C^*$  効率は、 $0.83 \pm 0.01$  であった。このモードでは、ロケットはガスジェネレータとして使われるので、エンジン全体としての性能が向上すれば良く、この値自体は特に重要ではない。

エジェクタジェットモードでの  $C^*$  効率は  $0.95 \pm 0.02$  であった。この値は、3つのモードの中で一番良かったが、水素の供給圧が約 12MPa まで達していることから、このままでは実際の使用には向かない。よって、インジェクタの設計を変更し、適切な供給圧力レンジでの使用を可能にする必要がある。

#### 4. まとめ

本研究において、 $P_c = 5 \text{ MPa}$ ,  $O/F = 7$  (エジェクタジェットモード),  $P_c = 0.6 \text{ MPa}$ ,  $O/F = 6$  (ラムジェットモード),  $P_c = 0.6 \text{ MPa}$ ,  $O/F = 0.5$  (スクラムジェットモード) の全く違う3つの作動条件で動作するロケット燃焼器を設計した。エジェクタジェットモードを設計点とし、設計点から外れた条件での作動を実現するために、フローリストラクタのコンセプトと本数可変な酸素ポストを取り入れた。ガス流

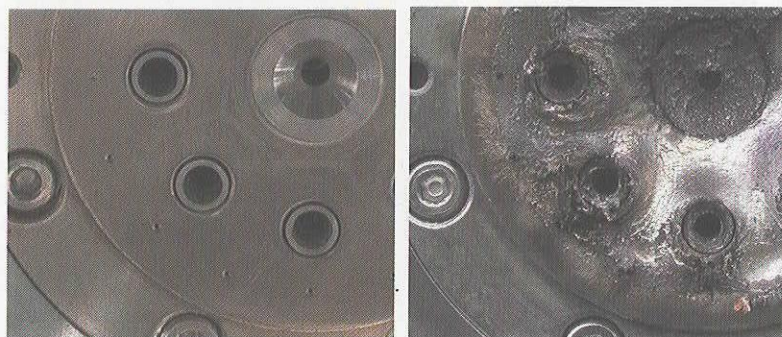
- 1) 同軸型の酸素水素インジェクタにおいて、内側流路の酸素の流量係数は  $0.95 \pm 0.02$ 、外側流路の水素の流量係数は  $0.87 \pm 0.04$  となった。インジェクター背圧の圧力比が 1.2 の場合において、外側の水素流路ではフローリストラクタの効果は有効ではなかった。
- 2) ラムジェットモードでは、安定な作動状態が得られ、その  $C^*$  効率は  $0.87 \pm 0.02$  が得られた。
- 3) スクラムジェットモードでは、有効な酸素ポストの数を半分に減らし、低混合比での安定した作動を実現し、 $C^*$  効率は  $0.83 \pm 0.01$  が得られた。
- 4) エジェクタジェットモードでは、安定した作動を達成し、 $0.95 \pm 0.01$  の  $C^*$  効率が得られたが、フェイスプレートに熱損傷を受けた。

以上の結果から、広範囲にわたる燃焼圧および混合比の範囲にて安定した作動が可能であることが示された。これは、複合エンジンへの組み込みが可能であることを示すものであり、また、将来の有人飛行におけるロケットエンジンのスロットリング等への応用も期待できる。

今後の課題としては、エジェクタジェットモードでの燃焼圧に対する水素供給圧を下げるための、インジェクタの設計変更と、熱損傷を受けないためのフェイスプレートの改良が必要となる（なお、平成 17 年度 8 月時点で、上記課題は解決済みである）。

#### 参考文献

1. T. Kanda and K. Kudo, 'Conceptual Study of a Combined-Cycle Engine for an Aerospace Plane,' Journal of Propulsion and Power, Vol. 19, No. 5, pp.859-867, 2003.
2. RJTF 建設グループ, ラムジェットエンジン試験設備, NAL-TR-1347, 1998.
3. S. Gordon and B. J. McBride, "A Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident Shocks and Chapman-Jouget Detonations," NASA SP-273, 1971.
4. 八柳, 新野, 熊川, 五味, 鈴木, 坂本, 佐々木, 十亀, 小型溝構造液水冷却燃焼器の研究(1), NAL-TR-679, 1981.



(a) 試験前

(b) 試験後

図 13 フェイスプレートの熱損傷の様子

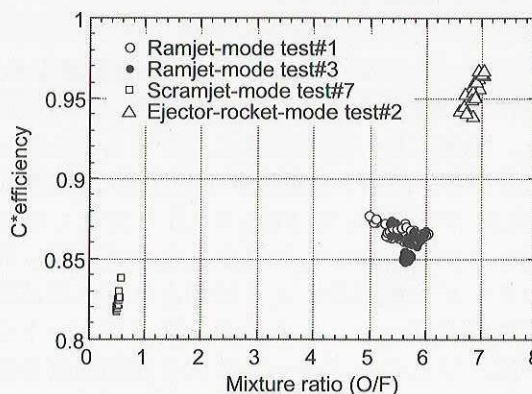


図 14 各モードにおける特性排気速度効率