

## ATRIUM エンジン用 LOX/LH2 ガスジェネレーターの広域作動燃焼試験

○近藤奨一郎<sup>1</sup>, 福崎俊哉<sup>1</sup>, 坂野友哉<sup>1</sup>, 杵淵紀世志<sup>1</sup>  
藤浦彰友<sup>2</sup>, 奈女良実央<sup>2</sup>, 中田大将<sup>2</sup>, 真子弘泰<sup>3</sup>  
徳留真一郎<sup>4</sup>, 小林弘明<sup>4</sup>, 坂本勇樹<sup>4</sup>, 丸祐介<sup>4</sup>  
<sup>1</sup>名古屋大学, <sup>2</sup>室蘭工業大学, <sup>3</sup>帝京大学, <sup>4</sup>ISAS/JAXA

### Throttling firing test of LOX/LH2 gas generator for ATRIUM airbreathing engine

○Shoichiro Kondo<sup>1</sup>, Toshiya Fukuzaki<sup>1</sup>, Yuya Banno<sup>1</sup>, Kiyoshi Kinefuchi<sup>1</sup>  
Akitomo Fujiura<sup>2</sup>, Mio Namera<sup>2</sup>, Daisuke Nakata<sup>2</sup>, Hiroyasu Manako<sup>3</sup>  
Shinichiro Tokudome<sup>4</sup>, Hiroaki Kobayashi<sup>4</sup>, Yuki Sakamoto<sup>4</sup>, Yusuke Maru<sup>4</sup>  
<sup>1</sup> Nagoya University, <sup>2</sup>Muroran Institute of Technology, <sup>3</sup>Teikyo University  
<sup>4</sup>Institute of Space Aeronautical Science/Japan Aerospace Exploration Agency

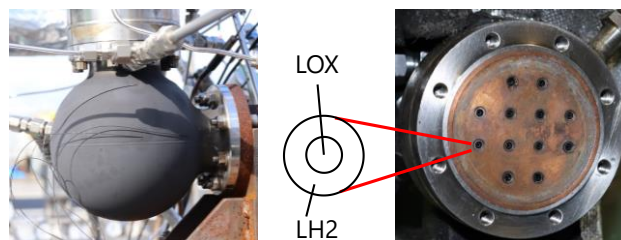
## 1. 緒言

将来の宇宙活動を大きく拡大させるため、宇宙輸送システムには桁違いの低コスト化が求められている。それを実現するためには、高頻度に繰返し運用可能であることが求められる。宇宙科学研究所では、高頻度に完全再使用が可能な単段式宇宙輸送機 (Single-Stage-to-Orbit, SSTO) を最終目標として革新的な輸送システムの開発研究に取り組んでいる。特に SSTO の実現に向けては、再使用化に加えて推進系の革新的高性能化が要求される。その手段としては、従来から大気中の酸素を利用する空気吸い込み式エンジン (エアブリージングエンジン, ABE) の利用が考えられてきた<sup>1)</sup>。ABE システムとロケットエンジンを組み合わせたエアターボ複合ロケットエンジンでは、大気中の酸素を酸化剤として利用することで、飛行経路上の平均比推力の飛躍的な向上が期待される。そこで本ワーキンググループは、大気吸い込み推進系 (エアブリーザ) を本格的に導入し、ロケット・ABE エンジン複合 (ATRIUM エンジン) による打ち上げ能力向上を実証する工学ミッションを構想している<sup>2,3)</sup>。現在、その前段階として、2024 年にエアブリーザによる垂直離着陸飛行 (小規模飛行実験: エンジン推力 10kN, 飛行高度 100m 程度) により、本格的な再使用機体の構築に向けた技術の習得を目指しているところである。本稿では、その活動の一環として実施された、小規模飛行試験に使用するエンジンの重要な構成要素の 1 つであるガスジェネレーター (GG) の単体燃焼試験について報告する。本試験の目的は、着陸制御のためのエンジンスロットリング時に求められる GG の広範な燃焼作動条件下における燃焼特性を確認することである。

## 2. ガスジェネレーター (GG)

本試験に使われた GG を第 1 図に示す。ATRIUM エンジンでは、酸化剤として液体酸素 (LOX), 燃料として液体水素 (LH2) を用いている。本 GG はタービンを駆動するための燃焼ガスを発生する役割を持つ。噴射器は同軸型となっており、中心に LOX, 周囲に LH2 が噴射されるエレメントが十字型に 12 箇所配置されている。

本 GG には、その設計上、想定される 2 つの課題がある。1 点目は、噴射運動量比が小さいことである。本 GG は ATRIUM エンジンに搭載されるが、システムの軽量化及び簡素化のためエアターボエンジン部は空冷方式、GG サブシステムは放射冷却方式を採用している。そのためエアターボエンジンは再生冷却のシステムを持たず、各推進剤は液体で GG に供給される。一般に同軸型噴射器の場合、推進剤の一方は気体等低密度の状態では噴射されるため、噴射運動量の差によって各推進剤の混合がより促進される。しかしながら、推進剤双方が液体で噴射された場合、その差が小さく、部分的に混合比の濃淡が発生しやすくなる。これは燃焼・音響不安定の原因につながる<sup>4)</sup>ため、必要に応じて対策を打たなければならない。2 点目は、噴射圧・噴射運動量が小さい場合の燃焼安定性への影響である。本試験では、着陸制御のためエンジンのディープスロットリングが要求されるため、それを推進剤流量のみで実現する場合、低噴射圧・噴射運動量での燃焼作動させることが不可欠になる。噴射圧と燃焼圧が小さくなると、噴射ポート内で推進剤が気化してキャビテーションを発生させる可能性がある。また燃焼室圧力と供給系圧力が干渉し易くなって低周波燃焼振動が発生する可能性もある。さらに、噴射運動量が小さいことにより、火炎面が噴射面に近づき、噴射状態に影響を及ぼしたり噴射面を損傷させたりする可能性がある。



第 1 図 GG(左)と噴射器噴射面(右)の外観

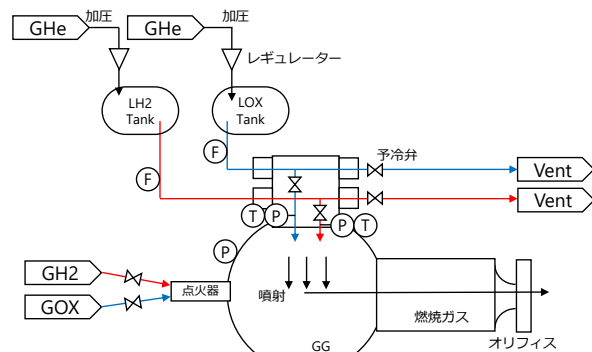
### 3. 試験装置と手順

試験装置の概略図を第2図に示す。流量計（タービン流量計）、圧力計、温度計は本稿に記載された試験データ分のみ示している。試験前に液体水素 60L、液体酸素 20L を各タンクに充填する。タンクはヘリウムによる加圧がなされ、レギュレーターで燃焼 60 秒前に LOX タンクを、48 秒前に LH2 タンクを指定の圧力に加圧する。GG の起動をスムーズにするため、供給配管内での推進剤の蒸発を防ぐ目的で、燃焼 15 秒前からタンク - GG 噴射器間を予冷する。約 5 秒前に GOX/GH2 が供給され、点火器が始動する。その後 LOX/LH2 が供給され、指定した時間の燃焼試験が行われる。

### 4. 試験条件

試験条件を第1表に示す。GG 定格燃焼ガス流量は 330g/s である。一方、ATRIUM エンジンに求められるスロットリング燃焼を想定して、ガス流量を 60%、30% とした条件で燃焼を行った。ガス流量はタンク圧をレギュレーターで操作することにより調整した。流量を

30% と絞った条件では、レギュレーター圧のみで調整すると燃焼圧が推進剤の飽和蒸気圧を下回ってしまうため、燃焼室下流のオリフィス径を 21mm から 11mm に変更した。低燃焼圧における混合比 (O/F) の要求値は 0.8 であるが、流量予測が難しい場合は安全側に目標値を設定した。以上のように、供給配管から GG 燃焼室まで推進剤の飽和蒸気圧を下回らない条件で試験を実施した。



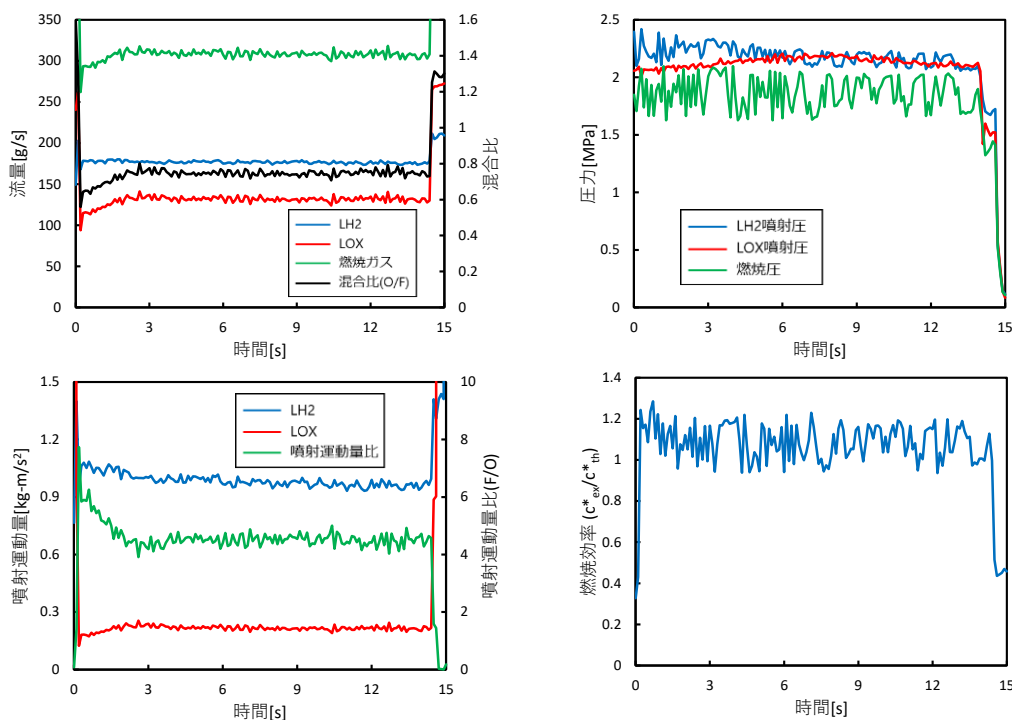
第2図 試験装置の概略図

第1表 GG 単体燃焼試験 試験条件

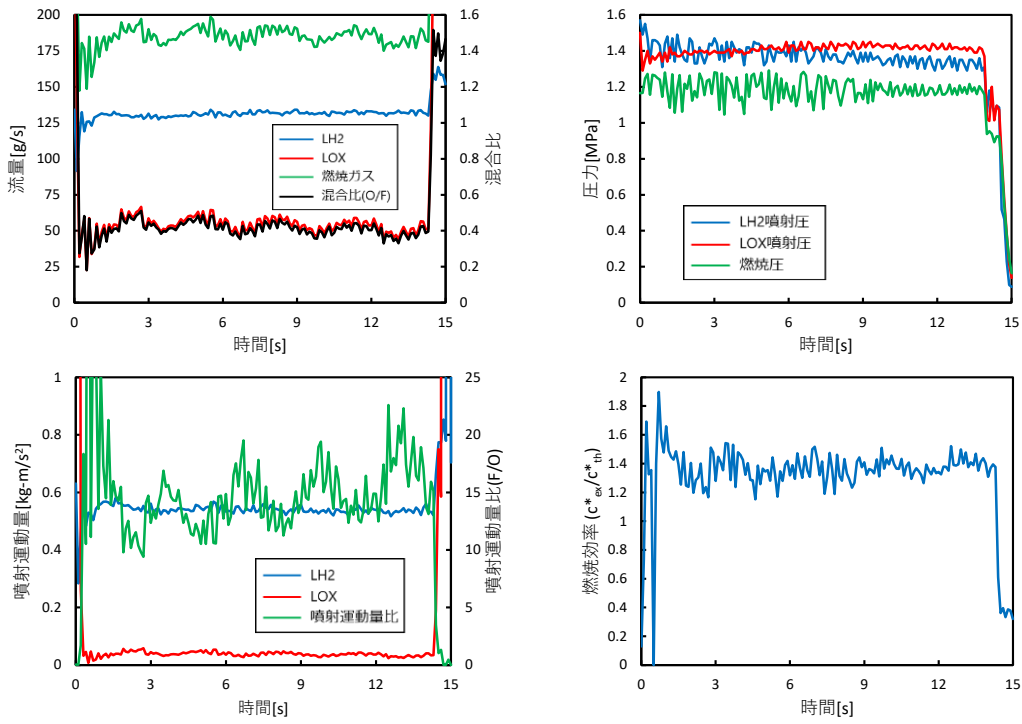
	LH2 レギュレーター 一圧[MPaG]	LOX レギュレーター 一圧[MPaG]	オリフィス径 [mm]	燃焼ガス流量目標 [g/s]	混合比(O/F)目標値	燃焼時間 [s]
①100% 定格	3.45	2.27	21	330	0.8	15
②60% 燃焼	2.01	1.36	21	198	0.8	15
③30% 燃焼	2.58	2.31	11	99	0.67	30

### 5. 試験結果

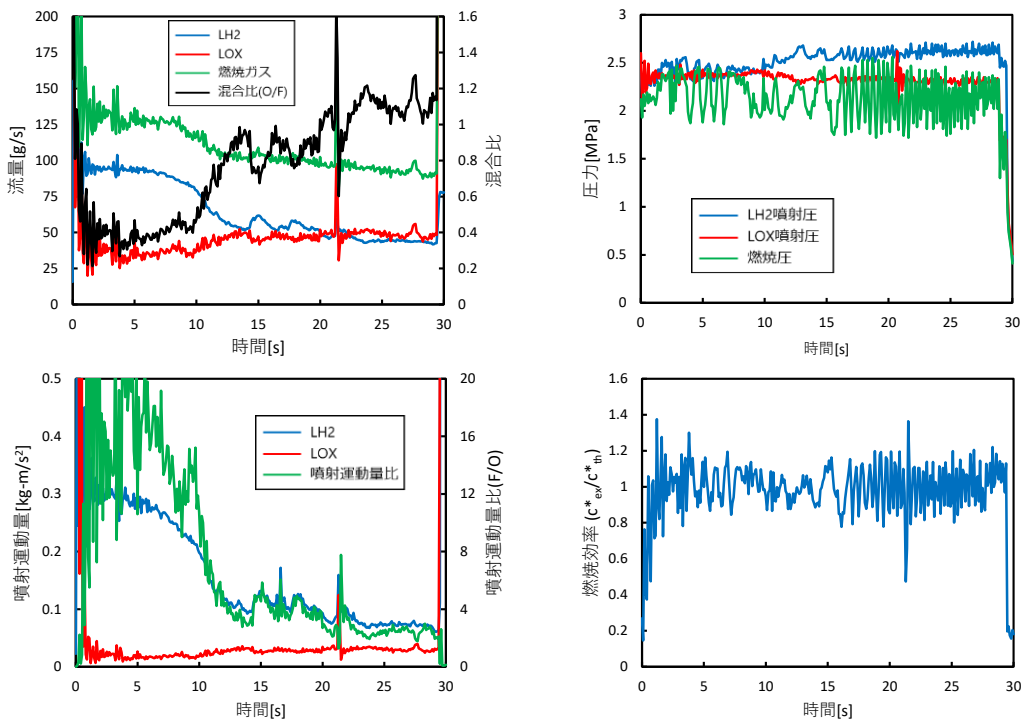
第3図に燃焼試験の結果を示す。データはすべて 10Hz で記録している。また、燃焼効率 $c_{ex}^*$ を求める際にオリフィスの縮流係数を考慮していないため、高めの値が出ている。



(a)100% 定格流量燃焼



(b)60%スロットリング燃焼



(c)30%スロットリング燃焼

第3図 燃焼試験における流量(左上), 圧力(右上), 噴射運動量(左下), 燃焼効率(右下)の変化

(a)100%流量定格燃焼試験では、流量は予測通りであったが、大きい燃焼圧振動が見られた。LH2 噴射圧と燃焼圧が同期振動していることから、チャギングが発生した可能性がある。

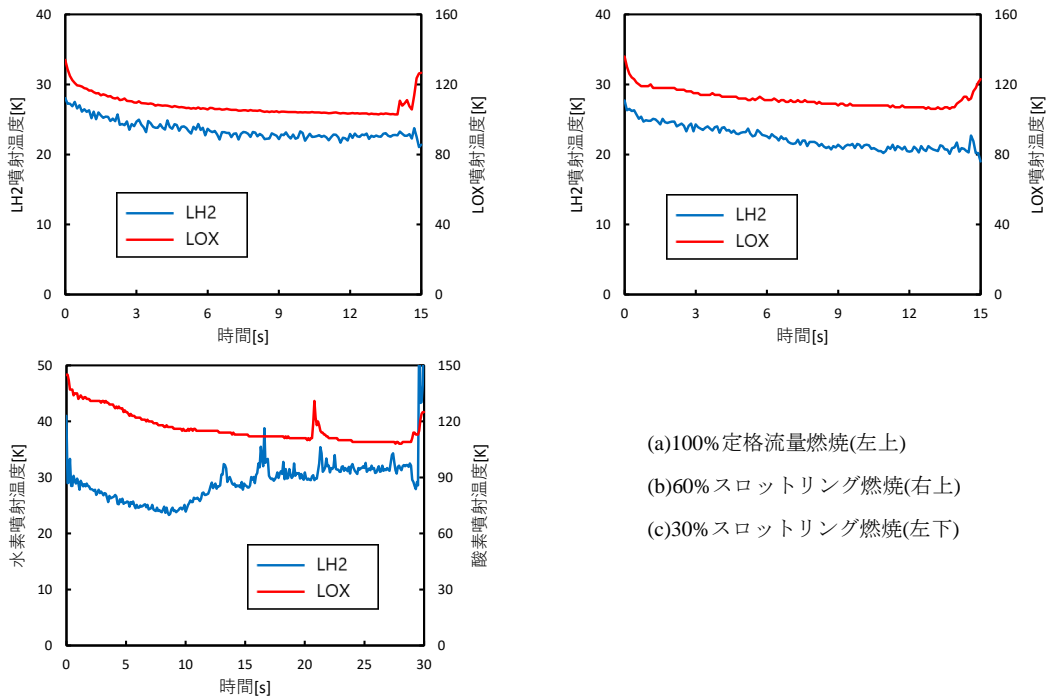
(b)60%スロットリング燃焼試験では、混合比は予想と異なるものであったが、燃焼振動は他の燃焼と比較して小さく安定している。

また、燃焼効率は他の燃焼と比較して高い。これは、他の試験条件に比べて噴射運動量比が有意に大きく推進剤が混合しやすかったためと推察される。

(c)30%スロットリング燃焼試験では、後半にかけて流量が変化する様子が見られた。LH2 流量の減少は、噴射運動量が小さいことか

ら火炎面が噴射面に近づき、水素噴射温度が上昇したことが1つの要因として考えられる。第4図(c)のデータから、10sあたりからLH2の噴射温度が急上昇している傾向が読み取れる。LOX流量の増加は、LH2によりLOX噴射器が冷却され、酸素噴射温度が低下したことによると推察される。LOX流量の増加はどの燃焼でも見られたが、30%スロットリング燃焼は流量が小さいため、定常となるまでに時間を要したと考えられる。また、燃焼圧振動は大きく、差圧が

逆転している箇所が見られた。差圧が小さいことから、チャギングの発生が考えられる。一方で、燃焼開始16s～は周波数が変化しており、噴射運動量比が小さくなったことから、燃焼不安定による高周波振動が発生したと捉えることもできる。本燃焼試験ではデータを10Hzで記録しており、圧力導管も計測に適していないことから、正しい圧力振動の振幅及び振動数を計測することが次回燃焼試験に向けた課題である。



(a)100%定格流量燃焼(左上)  
 (b)60%スロットリング燃焼(右上)  
 (c)30%スロットリング燃焼(左下)

第4図 燃焼試験における噴射温度の変化

## 6. 結論と今後の展望

本燃焼試験では、GGの100%定格燃焼において目標に近い燃焼状態を達成できることを確認した。さらに、燃焼は不安定であるものの、燃焼圧力を推進剤の飽和蒸気圧以上に保つことにより、流量を30%まで絞ったスロットリング燃焼が可能であることがわかった。燃焼振動については、差圧が小さいことと噴射運動量比が小さいことが原因と推察され、安定燃焼の達成に向けて十分な差圧確保等が必要と考えられる。一方で、燃焼振動については、試験のデータ収録系のサンプリングレートが10Hzと低く、正確な振幅と周波数のデータを取得できていない。次回試験では、圧力導管の見直しと高サンプリングレートのデータ収録により、燃焼状態を詳細に捉える計画である。また、噴射運動量が小さい場合には、火炎面が噴射面に近づき、噴射状態に影響を及ぼす可能性が示唆された。さらなる試験を通し、十分な噴射運動量を確保して、要求されたスロットリング範囲で安定燃焼を達成するGGの実現に向けた評価を行っていく。

## 参考文献

- 1) Richard, V. and ALAN, B.: A Comparison of Propulsion Concepts for SSTO Reusable Launchers, *Journal of the British Interplanetary Society*, **56**, pp. 108-117 (2021).
- 2) 佐藤哲也, 田口秀之, 小林弘明: 宇宙輸送機用エアブリージングエンジンの開発研究, 令和二年度宇宙輸送シンポジウム
- 3) Kobayashi, H., Maru, Y., Richardson, M., Kinefuchi, K. and Sato, T.: Conceptual Design Study of a Vertical Takeoff and Landing Airbreather, *Journal of Spacecraft and Rockets*, **58**, 5 (2021).
- 4) Harje, D. T.: *Liquid Propellant Rocket Combustion Instability*, NASA SP-194 (1972).