

## ATRIUM エンジン用 LOX/LH2 ガスジェネレータの表面温度分布 Surface Temperature Distribution of LOX/LH2 Gas Generator for ATRIUM Engine

○藤浦 彰友, 奈女良 実央, 住吉 政哉, 中田 大将, 内海 政春, 江口 光 (室蘭工業大学),  
近藤 奨一郎, 坂野 友哉, 福崎 俊哉, 杵淵 紀世志 (名古屋大学), 真子 弘泰 (帝京大学),  
坂本 勇樹, 丸 祐介, 小林 弘明, 徳留 真一郎, 八木下 剛 (ISAS/JAXA)

○Akitomo Fujiura, Mio Namera, Masaya Sumiyoshi, Daisuke Nakata, Masaharu Uchiumi,  
Hikaru Eguchi (Muroran Institute of Technology), Shoichiro Kondo, Yuya Banno, Toshiya Fukuzaki,  
Kiyoshi Kinefuchi (Nagoya University), Hiroyasu Manako (Teikyo University),  
Yuki Sakamoto, Yusuke Maru, Hiroaki Kobayashi, Shinichiro Tokudome,  
Tsuayoshi Yagishita (Institute of Space Aeronautical Science / Japan Aerospace Exploration Agency)

Keywords: ATRIUM Engine, Gas Generator (GG), Thermography, Surface Temperature

### Abstract

JAXA is developing the ATRIUM engine that combines the air breathing engine and the rocket engine. In the gas generator of this engine, excessive heating of the combustion chamber is concerned due to the non-uniform mixing of oxidizer and fuel. In this study, the wall surface temperature distribution in a reverse flow type gas generator was investigated using thermography. As result of these investigations, it was found that the combustion gas did not collide with the bottom of the combustor and the temperature distribution of the combustion gas was affected by not only the mass flow rate but also the characteristic chamber length of the combustor.

### 1. 研究背景

現在, JAXA 宇宙科学研究所(ISAS/JAXA)では, 完全再使用可能な単段で軌道に到達する輸送機 (Single-Stage-to-Orbit, SSTO)の実現を目指し, 再使用観測ロケット<sup>1)</sup>の研究開発に取り組んでいる. これに搭載するエンジンシステムとして大気吸い込み式エンジンとロケットエンジンを併用した推力 10kN のエアターボロケットである ATRIUM エンジンの開発を行っている.

ATRIUM エンジンのガスジェネレータ (Gas Generator, GG) は酸化剤の液体酸素(LOX)と燃料の液体酸素(LH2)を燃焼させ, 生成した高温の燃焼ガスによりタービンを駆動させる. 本 GG は 1980 年に棚次<sup>2-3)</sup>が設計したものと同形状で, 球形のリバースフロー型と呼ばれる形状になっている. リバースフロー型 GG 内部における燃焼ガスの流れは Fig. 1 のようになっており, 一度 GG の壁面に燃焼ガスを衝突させ, 方向を反転させながら混合を促進するような流れになっていると予測されている. 高温の燃焼ガスが壁面に衝突する設計であることからその熱伝達係数は大きく, 燃焼ガスの温度が不均一な場合は GG が局所的に溶損する可能性がある. また, エンジンの推力を変更するために酸化剤と燃料の流量を変化させる必要があるが, これに伴い壁面温度分布も大きく影響を受けると考えられる. 本研究では GG が熱的に問題ないことを確認するために, 2 台のサーモグラフィカメラと燃焼室表面にスポット溶接した熱電対により表面温度の計測を行った結果について述べる.

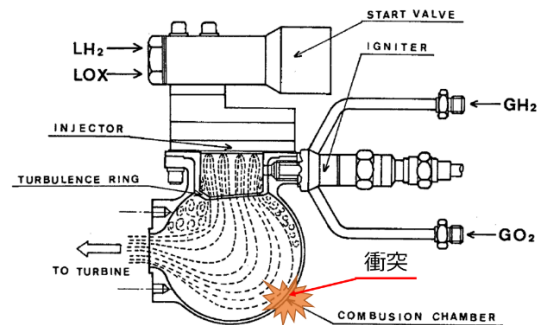


Fig. 1 設計時に推定された GG 内部の流れ<sup>2)</sup>

### 2. 実験装置

GG 単体燃焼試験装置の概略図を Fig. 2 に示す. LOX および LH2 はガスヘリウム(GHe)によりタンクを加圧することで供給する. LOX および LH2 は GG 燃焼室内でガス酸素(GOX)とガス水素(GH2)によって生成される点火器火炎を用いて着火する. 燃焼ガスは燃焼室下流に設けられたグラファイト製のノズルでチョークし, 排気ダクトから放出される.

本試験では温度の取得を 2 台のサーモカメラと燃焼室にスポット溶接した熱電対にて行った. サーモグラフィカメラは 2 台とも同一モデル (Table 1) を使用している. 燃焼器は放射率 0.94 の黒体塗料を塗布し乾燥させた. 熱電対はシース型熱電対であり, K 型のシース径 1.0mm を用いる. サーモグラフィカメラは配管などの試験装置にデータ取得を妨害されず, 温度を取得できる範囲を大きくできる位置に配置した. Fig. 3 に GG を上から見たときの GG とサーモカメラ, 熱電対の位置関係を示す.

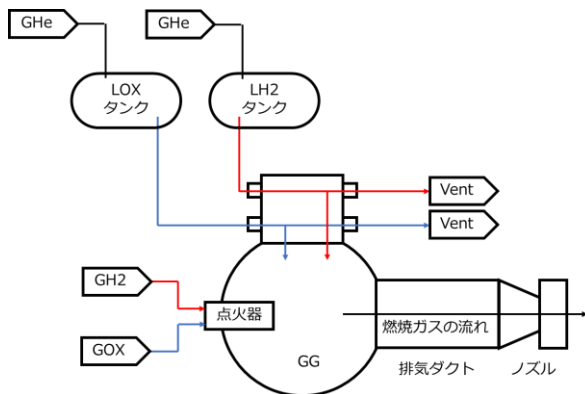


Fig. 2 試験装置概略

Table 1 サーモカメラ仕様

名称	InfReC R300SR-H
測定温度範囲	-40°C~2000°C
温度精度	±1.0°C
最大フレームレート	60Hz

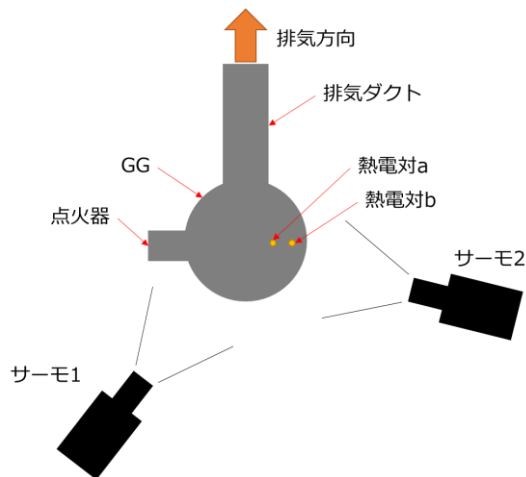


Fig. 3 サーモカメラとGGの位置関係 (真上から見た図)

### 3. 試験条件

試験条件を Table 2 に示す. 点火器単体試験, 100%流量の試験, 60%流量の試験, 25%流量の試験これら4条件について試験を行った. 断熱火炎温度については NASA CEA を用いて混合比から予測される値を示している. 点火器単体試験は本燃焼を行っていないため燃焼秒時, O/F, 断熱火炎温度, スロットリングの項目を記載していない. 流量が減少すると燃焼圧力が下がってしまうため, 定流量である試験3については燃焼室下流のノズル直径を小さいものに変更することで燃焼圧力を模擬している. また, 試験3はLH2の流量が試験中に変化したことからO/Fが変化している. O/Fの変化に伴い断熱火炎温度も変化するため断熱火炎温度についても値を変化前と変化後の2つ示している.

Table 2 試験条件

	点火器 単体	100% 流量	60% 流量	25% 流量
燃焼秒時 [s]	-	15	15	15
ノズル直径 [mm]	21	21	21	11
O/F [-]	-	0.97	0.42	0.22 ↓ 0.97
断熱火炎温度 [°C]	-	940	430	230 ↓ 940
燃焼圧力 [MPaA]	-	2.1	1.2	2.0

### 4. 実験結果・考察

#### 4.1 点火器単体試験

Figure 4 に点火器試験で取得したサーモグラフィカメラの画像を示す. X+0s は燃焼試験時の燃焼開始タイミングを示している. レンジは 0°C-400°Cである.

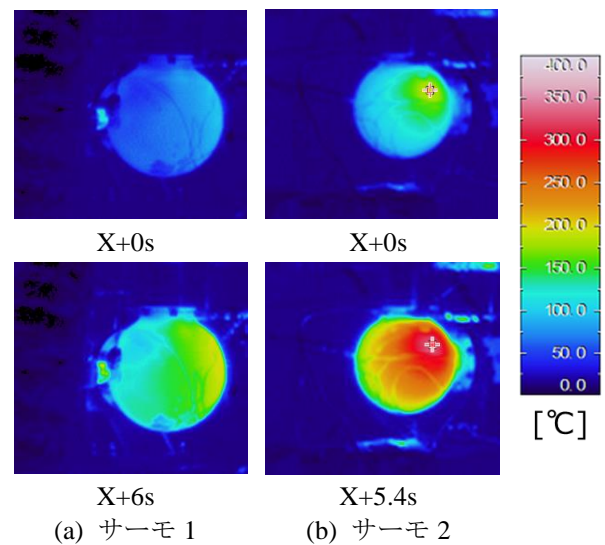


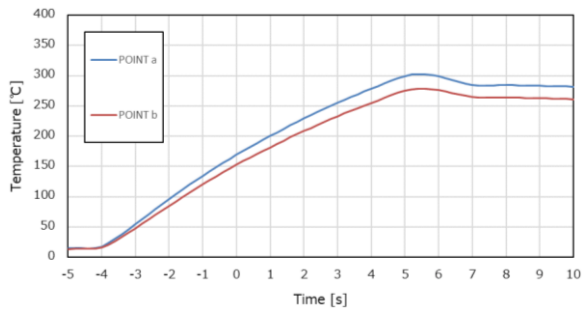
Fig. 4 点火器試験サーモ画像

上記データでサーモ1がX+6s, サーモ2がX+5.4sまでを示している理由は温度上昇が停止した秒時までの画像を示しているためである. これらのデータから点火器火炎は火炎が衝突する側の壁面が高温になることがわかる. また, 点火器が存在する側に関しては温度が低くなっていることがわかる.

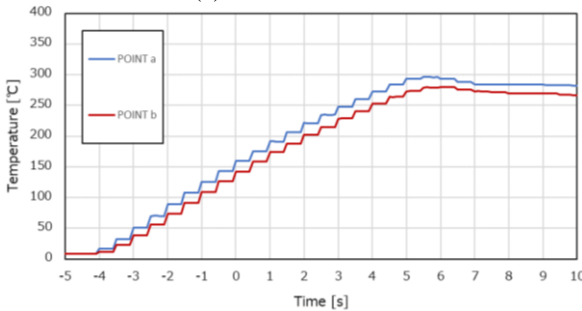
次に, サーモグラフィカメラと熱電対で取得した壁面温度の時間履歴を Fig. 5 に示す. サーモグラフィカメラと熱電対は同じ位置の温度を取得しており, その位置は Fig. 3 の熱電対 a と熱電対 b の位置である.

熱電対とサーモグラフィカメラの温度の時間履歴は±10°C程度の誤差で一致している. このことか

らサーモグラフィカメラは温度を高精度で取得できていることがわかった。



(a) サーモカメラ



(b) 熱電対

Fig. 5 点火器試験サーモ画像

#### 4.2 流量 100%試験

Figure 6 に流量 100%試験で取得したサーモグラフィカメラの画像を示す。レンジは0°C-500°Cである。

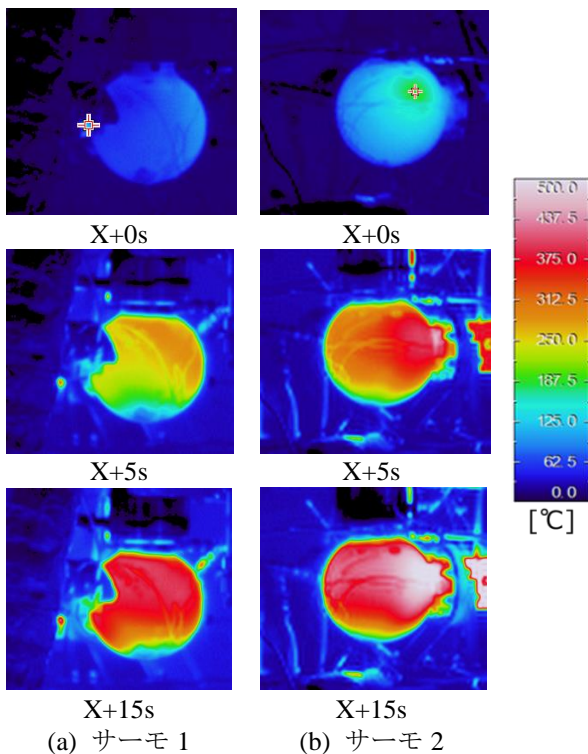


Fig. 6 流量 100%試験サーモ画像

上記データから、燃焼室上部から排気ダクト方向

が特に高温になり、燃焼室下部の排気ダクトと逆側が低温を示していることが分かる。この温度分布は予測された温度分布と異なる。リバースフロー型 GG では GG 底部に燃焼ガスが衝突することで混合促進と温度均一化を狙っているが、サーモカメラの外表面撮像からそのようにはなっておらず、インジェクタから排気ダクトへダイレクトに流れていると考えられる。本 GG は推力 10 トン級エンジン用に開発されたものを使用しており、設計定格流量は 694g/s であった<sup>3)</sup>。しかし、ATRIUM エンジンで使用する際の定格流量を 330g/s であるため、100%流量での試験においても設計定格流量の約 48%のスロットリングを行っている状態である。流量が設計よりも大幅に低いことから燃焼ガスが GG 底部に衝突していないと考える。

#### 4.3 流量 60%・低 O/F 試験

Figure 7 に流量 60%試験で取得したサーモグラフィカメラの画像を示す。レンジは0°C-300°Cである。

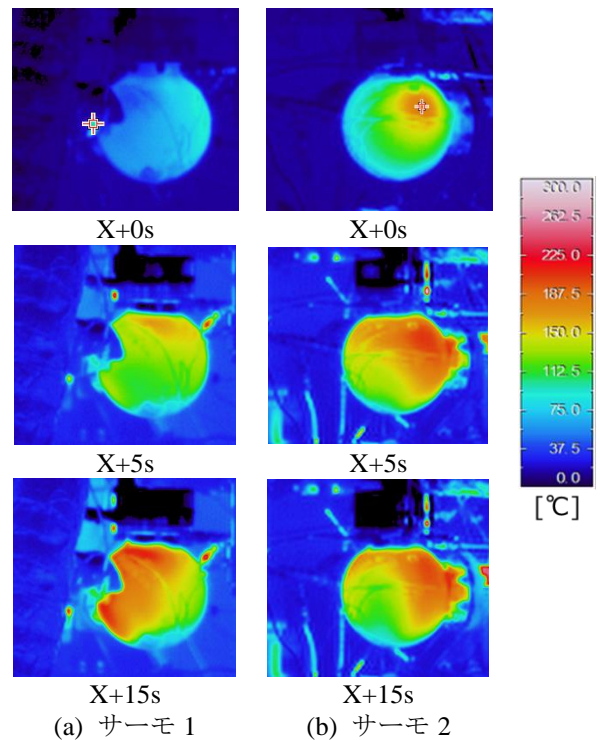


Fig. 7 流量 60%試験サーモ画像

上記のデータから壁面温度が比較的に低い範囲が流量 100%時よりも広いことが分かる。また、壁面温度が時間経過とともに一部下がっている部分も確認した。流量 100%時の試験と比較すると全体的に温度が低い。壁面温度が全体的に低く、時間経過とともに温度が下がっている現象がみられる原因は O/F が低いことによる燃焼ガス温度の低下であると考えられる。燃焼ガスの温度が低いと壁面全体の傾向が変化する。また、一部の温度低下も点火器火炎で昇温した部分が燃焼ガスの温度が低いことにより、

温度上昇しなかったためであると考えられる。流量 100%時よりも温度低下範囲が拡大している原因は流量低下によって燃焼ガスが排気ダクトへ流れやすくなったからであると考えられる。壁面温度が比較的低い範囲は 100%流量では GG 底部のみであったが、60%流量では排気ダクトと逆方向に範囲が拡大している。このことから、燃焼ガスは大部分が排気ダクトへ流れていると考える。

#### 4.4 流量 25%・小径ノズル試験

Figure 8 に流量 25%試験で取得したサーモグラフィカメラの画像を示す。本試験は試験中に急激な O/F の変化が発生したため、サーモグラフィカメラの設定していたレンジをオーバーしたことにより、温度分布が取得できなかった。よって、サーモ画像は O/F の変化前のデータである X+7s までを示す。画像のレンジは 0°C-200°C である。

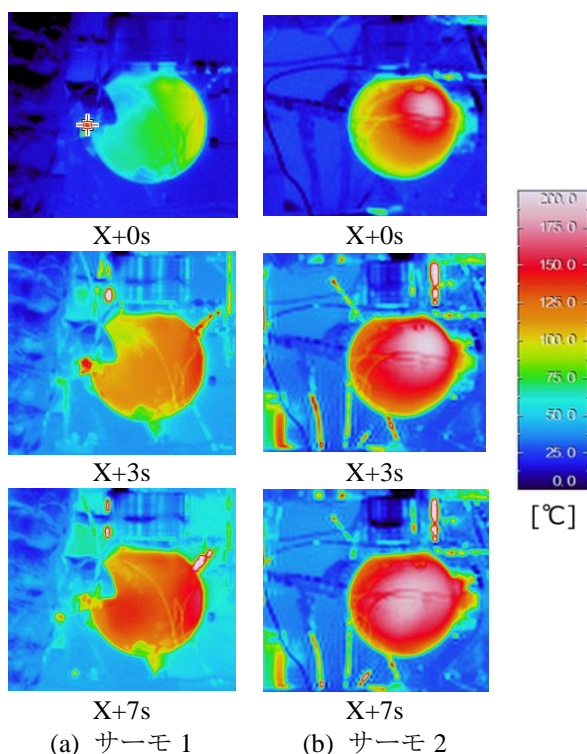


Fig. 8 流量 25%試験サーモ画像

上記データから壁面全体の昇温を確認した。100%および 60%流量試験では低温であった範囲についても温度上昇を確認した。また、最も高温になる部分が流量 100%のときから変化しており、GG の上部から下部に移動している。壁面全体が昇温した原因はノズルを変更したからであると考えられる。25%流量試験では大幅な流量減少状態でも燃焼圧力を定格通り発生させるためにノズル直径を小さいものに変更して試験を行っている。すなわち、燃焼器特性長さ ( $L^*$ ) は大きくなっている。これにより燃焼ガスが GG 内部に滞留したことで壁面全体の均一な昇温につながったと考える。

#### 5. 結言

本研究ではサーモグラフィカメラとスポット溶接した熱電対を用いて GG 表面の温度を計測した。本研究で得られた知見及び結果を以下に示す。

- スポット溶接熱電対とサーモグラフィカメラの示す温度は±10°Cの誤差で一致した。
- 100%流量時では燃焼器底部が相対的に低温になり、リバースフロー型特有の底部への衝突噴流は存在しないと考えられる。
- 流量が低下すると温度分布が変化し、相対的に低温な範囲が拡大する。インジェクタ面から出口へのダイレクトな燃焼ガス流れがより顕著になっているように見える。
- ノズル径を変更し  $L^*$  が大きくなると壁面全体が均一に昇温することを確認した。流量のみならず、このような要因も温度分布に大きく影響する。

今回の試験条件では溶損に至るような局所高温流は見られなかったが、今後流量、O/F、ノズル径の変更による影響をさらに精査し、致命的な壁面温度上昇の未然防止に努めたい。

#### 参考文献

- 1) 丸祐介, 佐藤哲也, 小林弘明, 徳留真一郎, 野中聡, 澤井秀次郎, 再使用型宇宙輸送システムにおける大気アシスト飛行の実証研究
- 2) 棚次亘弘, 成尾芳博, 長友信人, 岩間彬, 秋葉鎌二郎, 倉谷健治, 液水/液酸ターボポンプ用ガージェネレーターの開発研究, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第16巻第2号(A), 1980年5月
- 3) 秋葉鎌二郎, GG-1001-1/GG-703-2実験報告書, 宇宙科学研究所, 1981年4月