

GG-ATR エンジン用 LOX/エタノール ガスジェネレータのスロットリング燃焼試験

○住吉 政哉 (室蘭工業大学大学院工学研究科)・奈女良 実央 (室蘭工業大学工学部)・
藤浦 彰友 (室蘭工業大学大学院工学研究科)・中田 大将・江口 光・内海 政春 (室蘭工業大学)

Throttling Fire Test of a LOX/Ethanol Gas Generator for the GG-ATR Engine

○Masaya SUMIYOSHI・Mio NAMERA・Akitomo FUJIURA・Daisuke NAKATA・
Hikaru EGUCHI and Masaharu UCHIUMI (Muroran Institute of Technology)

Key Words: Pressure Loss, Throttling, Combustion Characteristic, Gas Generator, GG-ATR

Abstract: In this paper, combustion experiments of the gas generator (GG) were shown at 100, 90, 80 % flow rate. For flow rate adjustment, the flow control valves were set to a predetermined opening to give appropriate feedline resistance. With 100% throttling, the flow rate could be determined within the error of 1%, while with 80%, a larger flow rate error occurred. As the flow rate decreased, the combustion efficiency also decreased, and this was one of the factors that gave the error. More accurate flow rate determination is possible by feeding back the test results.

記号の説明

| | |
|--------------------|---------------------------------|
| A_{th} : | スロート面積[m ²] |
| C_{exp}^* : | 実験値の特性排気速度[m/s] |
| C_{theory}^* : | 理論値の特性排気速度[m/s] |
| C_c : | オリフィス縮流係数[-] |
| \dot{m}_{prop} : | 推進剤流量[kg/s] |
| P_c : | 燃焼圧力[MPaA] |
| P_{out} : | 背圧[MPaA] |
| P_{tank} : | ランタンク圧力[MPaA] |
| R_{Line} : | 供給系ラインレジスタンス[1/m ⁴] |
| ηC^* : | C*効率[-] |

1. 研究背景

近年、宇宙産業への関心の高まりとともに高速輸送機の需要が高まっている。ミッション要求として高速・高高度・広範囲の移動が達成可能なエンジン開発は世界各国で行われている^[1]。

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターでは、小型無人超音速機オオワシ II の研究開発を

進めており、その推進器として超音速飛行が可能な高い推重比を有する Gas Generator cycle Air Turbo Ramjet(GG-ATR) Engine の搭載が検討されている。本エンジンはガスジェネレータにてタービン駆動用ガスを生成し、これによってタービンを駆動し、圧縮空気とタービン後流のガスをラム燃焼器で燃焼させ推力を発生させる。また、GG-ATR エンジンでは飛行フェーズに基づき推力制御を行う必要があり、GG の推進剤流量を変化させることによってエンジンの回転速度を調整することとなる。

ガスジェネレータ(以下 GG)は液体酸素(LOX)とエタノール(EA)を一定の混合比で反応させ、燃焼ガスを生成する装置である。これまでに推進剤流し試験を行い、大気圧下での流量特性を取得がなされ、それを基に流量予測モデルが構築された^{[2],[3]}。加えて、着火試験および定格流量の燃焼試験が実施され、燃焼室内部の温度分布や性能評価がなされた^{[4],[5]}。エンジンに要求されるスロットリングに

対し GG の広範囲な作動における熱負荷や燃焼性能を評価することは重要である。本稿では、GG スロットリング燃焼試験に向けて行ってきた推進剤流し試験から流量とバルブ開度の関係を求め、それを基に実施したスロットリング燃焼試験の推進剤流量の予測結果について報告する。

2. 実験装置

本 GG は点火器、噴射器、燃焼室を有しており、推進剤を噴射器から燃焼室へ供給し、混合・微粒化・蒸発を経て燃焼させる。GG に使用される点火器は、ガス酸素とガス水素を使用したスパーク点火式のものであり、1600 K 級の燃焼火炎を GG 燃焼室へ供給する。また、噴射器は F-O-F 異種三点衝突エレメントを 3 組有したものをを用いる。本実験に用いる GG 本体図を Fig. 1 に示す。

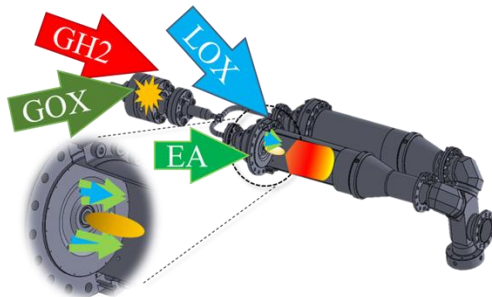


Fig. 1 ガスジェネレータ概要

スロットリング燃焼試験は燃焼秒時 10 秒で、流調弁の開度を燃焼開始から 5 秒後に変更され実施した。流調弁は開度 100% のときに弁容積係数 C_v 値がそれぞれ酸化剤側で 0.7、燃料側で 0.5 であり、開度と C_v 値は線形特性を有するバルブである。

Fig. 2 に GG 燃焼試験設備の概要を示す。

ランタンクに充填される推進剤は、カードルから供給される窒素ガスにより任意の圧力で加圧され、供試体まで供給される。

3. 推進剤供給流量予測

流し試験より得た供給流量および各計測箇所における圧力損失を用いて式(1)より管路抵抗(レジスタンス)^[6]を算出した。また、燃焼試験時は背圧 P_{out} が燃焼圧力 P_c となり、式(2)より求まる。特性排気速度 C^* は準一次元化学平衡計算プログラム NASA CEA の結果を用いた。

$$R_{Line} = \frac{\rho \cdot (P_{tank} - P_{out})}{\dot{m}_{prop}^2} \quad (1)$$

$$P_c = \frac{\dot{m}_{prop} \cdot C^*}{A_{th} \cdot C_c} \quad (2)$$

定格流量におけるランタンク圧力と流量の関係を Table 1 に示す。定格流量時の流調弁開度はそれぞれ 100% である。

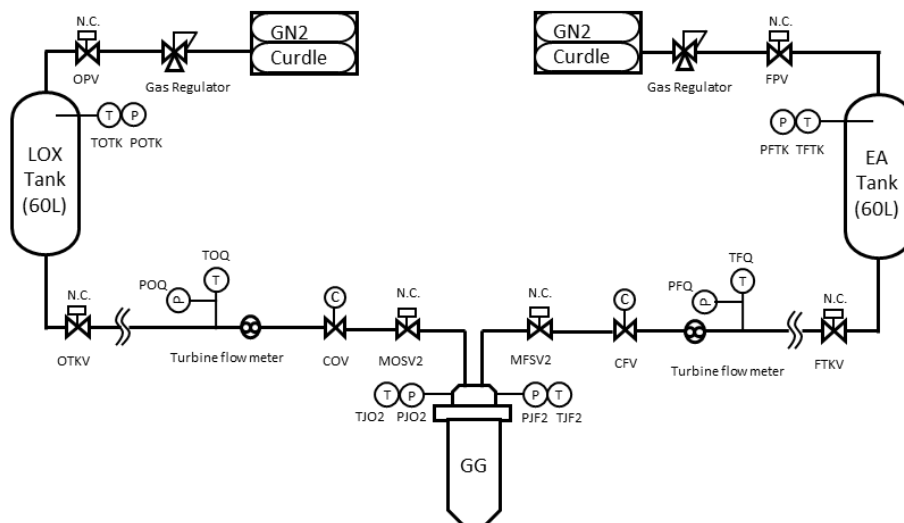


Fig. 2 GG 燃焼試験設備の概要

Table 1 定格推進剤流量時の予測結果

| 試験 | ランタンク 圧力[MPaA] | | 流量[g/s] | | Pc[MPaA] |
|----|-------------------|------|---------|-----|----------|
| | LOX | EA | LOX | EA | |
| 定格 | 1.90 | 2.68 | 109 | 240 | 1.31 |

続いて、スロットリング燃焼試験の推進剤流量の割合を決定する。例えば、90%流量の場合は、式(2)に0.9を乗じ、燃焼圧力は1.17 MPaAと計算される。本試験の実施にあたり、スロットリングによりC*効率が低下することが想定されるが、1と仮定して流量予測を行った。

また、スロットリング燃焼試験の流調弁開度は、流量からレジスタンスを逆算し決定される。流調弁開度を100%から時々刻々と減少させた流し試験から得られた流量とレジスタンスの関係を整理した。酸化剤側および燃料側のそれぞれ流量とレジスタンスの関係から式(3)、(4)に示すような回帰曲線を得た。

$$R_{Line(LOX)} = -2.07E9 \cdot \dot{m}_{LOX} + 2.13E11 \quad (3)$$

$$R_{Line(EA)} = 2.63E6 \cdot \dot{m}_{EA}^2 - 1.40E9 \cdot \dot{m}_{EA} + 2.00E11 \quad (4)$$

これらの曲線の決定係数は酸化剤側が0.8508、燃料側が0.9995である。この流量とレジスタンスの関係から各バルブ開度を決定する。本稿では、燃料供給系のバルブ開度決定方法について述べる。

式(4)に代入されるスロットリング流量は、定格時の燃料流量にスロットリング流量の割合を乗じた値を使用する。ランタンクから流量計までのレジスタンスR₁は燃料流し試験の結果から4.75 E+9 1/m⁴である。また、流量計からインジェクタまでのレジスタンスR₂は(R_{Line} - R₁)より求まり、これによりR₂は1.54 E+10 1/m⁴と算出される。流調弁の開度は、開度とR₂の関係をFig. 3に示す回帰曲線から決定する。

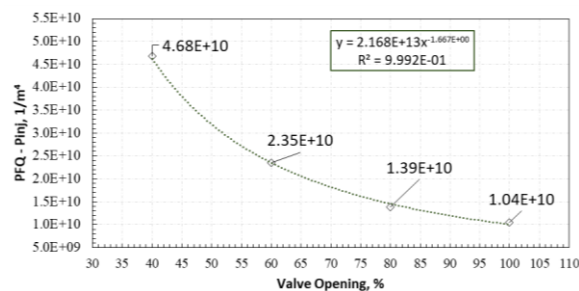


Fig. 3 流調弁開度と流量計－噴射器間レジスタンスの関係

先ほど計算されたR₂と上図内の近似曲線で最も近くなる流調弁開度は75%のときであることがわかる。酸化剤側の流調弁開度も同様にして求める。そのときの試験条件をTable 2に示す。

Table 2 スロットリング燃焼試験条件の目標値

| 試験 | Pc [MPaA] | 流調弁開度 [%] | | 流量[g/s] | |
|-------|--------------|--------------|----|---------|-----|
| | | LOX | EA | LOX | EA |
| 90%流量 | 1.17 | 32 | 75 | 99 | 217 |
| 80%流量 | 1.04 | 22 | 60 | 89 | 192 |

燃焼試験条件に設定された推進剤流量は、混合比O/F=0.45を達成する設定値である。

4. 実験結果・考察

Table 3に定格流量時およびスロットリング燃焼試験の結果を示す。定格では1%以内の精度で目標の流量を実現したが、80%スロットリング時についていえば、酸化剤側-5%、燃料側+8%の誤差を生じた。この原因としては以下のような背景が考えられる。式(5)、(6)で計算されるC*効率はTable 4のようにスロットリングするほど低下し、流量予測時よりも燃焼圧は低くなる。すると、(1)式で決定する流量は酸化剤、燃料とも多くなるはずである。しかしながら、酸化剤側ではむしろ目標流量よりも実際の流量は低下しており、これはインジェクタの流出係数が低下したためであると考えられる。

参考文献

このように、主に C*効率とインジェクタ流出係数の流量依存性により誤差を生ずるが、これらを事前予測に織り込み O/F に与える影響が許容範囲であることを確認するとともに、高精度の流量決定のためには試験結果をフィードバックして再度燃焼試験を実施し流調弁開度を再定義する必要があるといえる。

Table 3 試験結果

| 試験 | 流量[g/s] | | O/F[-] | Pc[MPaA] |
|--------|---------|-----|--------|----------|
| | LOX | EA | | |
| 定格時 | 110 | 240 | 0.457 | 1.29 |
| 90 %流量 | 96 | 227 | 0.423 | 1.15 |
| 80 %流量 | 84 | 208 | 0.405 | 0.99 |

$$\eta C^* = \frac{C_{exp}^*}{C_{theory}^*} \quad (5)$$

$$C_{exp}^* = \frac{P_c \cdot C_c \cdot A_{th}}{\dot{m}_{prop}} \quad (6)$$

Table 4 試験における C*効率

| 試験番号 | \dot{m}_{prop} [g/s] | C_{exp}^* [m/s] | ηC^* [-] |
|--------|------------------------|-------------------|----------------|
| 定格時 | 351.5 | 1135 | 0.958 |
| 90 %流量 | 323.2 | 1097 | 0.941 |
| 80 %流量 | 292.0 | 1046 | 0.905 |

5. 結言

LOX/エタノールガスジェネレーターの管路レジスタンスから必要な流調弁開度を算出し、スロットリング燃焼試験を実施した。定格流量では1%程度の誤差で目標流量を達成したが、80%スロットリング時には C*効率の低下により流量決定誤差が増大した。試験データをフィードバックし、スロットリング時における流調弁開度の決定精度向上につなげていく予定である。

- [1] Jennifer P Jones et al., *Investigating the Legacy of Air-Breathing and Rocket Propulsion Systems*, AIAA, AIAA-2020-3916, 2020.8.
- [2] Koki Arimatsu et al., *On the Pressure Loss Characteristics of Liquid Oxygen Considering a Heat Input*, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan Vol.19, No.2, pp. 217-223, 2021.3.
- [3] 中田大將他, 液体酸素のスロットリング時流量予測と実験検証, 日本機械学会第 99 期流体力学部門講演会, OS11-05, 2021.11.8-10.
- [4] Hiromitsu Yagihashi et al., *EXPERIMENTAL STUDY OF TEMPERATURE AND PHASE TRANSITION OF LIQUID OXYGEN AT IGNITION IN IMPINGING INJECTOR OF GAS GENERATOR*, AJKFluids, 2019-4935.
- [5] 稲積慧他, LOX/エタノールガス発生器における燃焼時の表面温度計測, 第 64 回宇宙科学技術連合, JSASS-2020-4557, 2020.10.29.
- [6] 有松昂輝他, ロケットエンジン用液体酸素供給ラインの圧損特性, 日本機械学会第 96 期流体力学部門講演会論文集, OS14-5, 2018.11.