

GG-ATR エンジン用ガスジェネレータにおけるエルボのガス温度均一化 Combustion chamber temperature distribution of Gas Generator for GG-ATR engine

○藤浦 彰友, 奈女良 実央, 中村 祐太, 中田 大将, 江口 光, 内海 政春 (室蘭工業大学)

○Akitomo Fujiura, Mio Namera, Yuta Nakamura, Daisuke Nakata, Hikaru Eguchi,
Uchiyumi Masaharu (Muroran Institute of Technology)

Keywords: GG-ATR Engine, Gas Generator (GG), Temperature Distribution, Temperature Equalization,

Abstract

Muroran Institute of Technology is conducting research and development of a Gas Generator Cycle Air Turbo Ramjet (GG-ATR) Engine as a propulsion system for small unmanned supersonic aircraft. A temperature deviation exists inside the combustion chamber of the gas generator installed in this engine. Therefore, we installed elbows, which are known to be effective in improving temperature distribution to confirm the temperature uniformity effect of the elbows. As a result, it was confirmed that the elbow improved the combustion gas temperature by 630K.

1. 研究背景

本学航空宇宙機システム研究センターでは小型超音速実験機の研究開発が行われており、推進器として Gas Generator cycle Air Turbo Ramjet (GG-ATR) Engine が搭載される。本研究で対象とする GG は液体酸素(LOX)とエタノール(EA)を一定の混合比で燃焼させることで高温、高圧の燃焼ガスを生成し、タービンに供給する。GG において主に問題になる現象は燃焼ガス温度の偏りであり、燃焼ガス温度の偏りによってタービンプレードの溶損や熱応力によって発生するサイクル疲労による破損が発生する可能性がある²⁾。本研究対象の GG は噴射器が Fig. 1 に示すように F-O-F 異種三点衝突型噴射器であり、エレメント数は 3 つである。本噴射器はエレメント数が同サイズの GG に比べて少ないため、温度の偏りが発生しやすい形状となっている。そのため、燃焼ガス温度の偏りを改善することが重要である。燃焼ガス温度の偏りを改善する手法としてタービュランスリングやエルボといった混合デバイスを設置することが有効とされている^{2,3)}。本論文では混合デバイスの中でもエルボの温度均一化効果について燃焼試験を行うことで燃焼室内およびエルボ内部の燃焼ガス温度分布を熱電対による温度計測を行うことで調査したため、その結果について述べる。

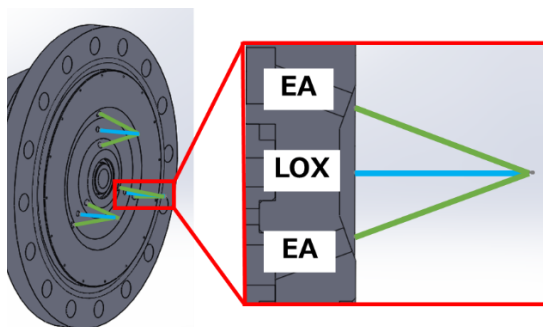


Fig. 1 本 GG の噴射器

2. 実験装置

本 GG は 2 基の燃焼室が存在しており、Fig. 2 に示すような形状であるが、現在は Fig. 3 に示すように燃焼室が 1 基の状態での燃焼試験を行っている。燃焼室が 1 基の状態での燃焼試験は 2 基でのシステム成立確認の前段階として 1 基での燃焼状態を確認するために行っている。

燃焼室が 1 基の状態でのエルボの形状が最終的な GG の形状と異なる。形状が異なる理由は 2 つあり、1 つ目は燃焼室 1 基であることから燃焼室が 2 基の状態と異なり、Y 字のような形状である必要がないことである。2 つ目はエルボ出口には燃焼試験時にタービン背圧を模擬するためにオリフィスが設置されるため、Y 字形のエルボでは熱電対の温度取得位置でオリフィスによる流れの変化を受けてオリフィスがない状態と温度が変化することが考えられるためである。以上の理由から現在のエルボ形状は単純なエルボに近い形状とし、熱電対の温度計測がオリフィスの影響を受けない位置にするために Y 字形よりも出口の位置を延長した。

燃焼試験は点火器にて GOX と GH₂ をスパークプラグにて点火し、点火器火炎を生成する。点火器火炎は燃焼室に供給され、噴射器から噴射される LOX と EA を着火させることで燃焼ガスを生成する。

本 GG の定格時における緒言は Table 1 に示すとおりである。

燃焼室およびエルボ内部の温度取得については熱電対を用いて行う。熱電対による温度計測位置および各計測位置における断面は Fig. 4 の概略図に示すとおりである。なお、断面は時計の時間方向で熱電対の計測ポートの位相を示している。計測位置 e については温度計測位置および断面の外側と内側の表示方向が一致する。また、各温度計測位置の壁面からの距離を Table 2 に示す。

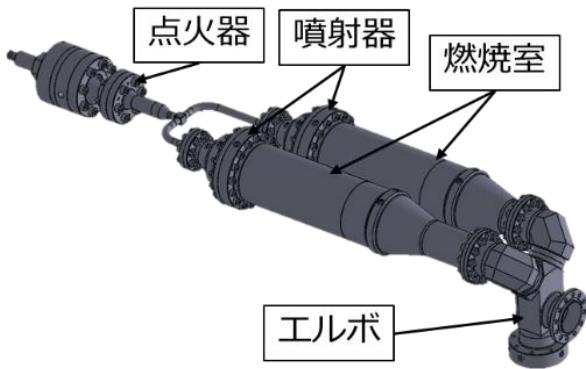


Fig. 2 最終的な GG 形状



Fig. 3 現在の GG 形状

Table 1 GG 諸元

項目	値
LOX 流量 [g/s]	0.219
EA 流量 [g/s]	0.483
燃烧压力 [MPaA]	1.35
混合比 [-]	0.454
燃烧温度 [K]	1100

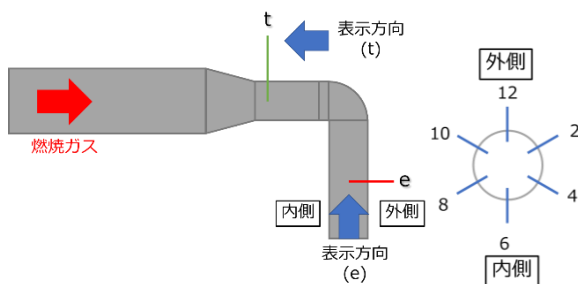


Fig. 4 燃烧ガス温度計測位置および断面

Table 2 温度計測位置の壁面距離

熱電対 名称	試験番号(FIRE)					
	12c	14a	14c	15	17b	18b
t-2	2.5	2.5	2.5	5.5	7.5	-
t-4	2.5	2.5	2.5	5.5	-	-
t-6	2.5	2.5	2.5	-	-	-
t-8	2.5	2.5	2.5	5.5	7.5	9.5
t-10	2.5	-	-	-	-	-
t-12	2.5	2.5	2.5	-	-	-
e-2	-	-	-	2.5	5.5	7.5
e-4	-	-	-	2.5	5.5	9.5
e-6	-	-	-	2.5	5.5	7.5
e-8	-	-	-	2.5	5.5	9.5
e-10	-	-	-	2.5	5.5	7.5
e-12	-	-	-	2.5	5.5	9.5

3. 実験結果・考察

3.1 実験結果まとめ

燃烧ガス温度の計測は熱電対の深さを変更しつつ複数回実施することで計測を行っているため、各燃烧試験の試験結果を Table 3 に示す。スロットリングについては燃烧試験中に変更している試験のみ値を2つ表記している。なお、スロットリング時に压力および O/F に変化が生じるためスロットリングを行った試験はスロットリング値と同様に压力および O/F についても2つ表記している。

O/F と燃烧ガス温度には関係があるが、各試験で存在するフルスロットル時の O/F の差では燃烧ガス温度は大きく変化しないため、各試験の燃烧ガス温度を直接比較する。

Table 3 燃烧試験結果

試験 番号 (FIRE)	燃烧 秒時 [s]	燃烧 压力 [MPaA]	スロット リング [%]	O/F [-]
12c	5	1.33	100	0.451
14a	10	1.29, 1.16	100, 90	0.455, 0.427
14c	10	1.30, 0.78	100, 70	0.464, 0.373
15	10	1.32	100	0.454
17b	15	1.31, 0.94	100, 70	0.450, 0.471
18b	8.5	1.31	100	0.442

3.2 フルスロットル燃烧試験温度分布

フルスロットル時における計測位置 t の温度を Fig. 5 に示し、計測位置 e の温度を Fig. 6 に示す。Fig. 5 は噴射器を正面から見た際に温度を計測する位置がどこに存在するか示している。Fig. 5 および Fig. 6 内で赤く示している温度は定格の温度よりも 100K 以上高い値であり、青く示している温度は定格の温度よりも 100K 以上低い値である。

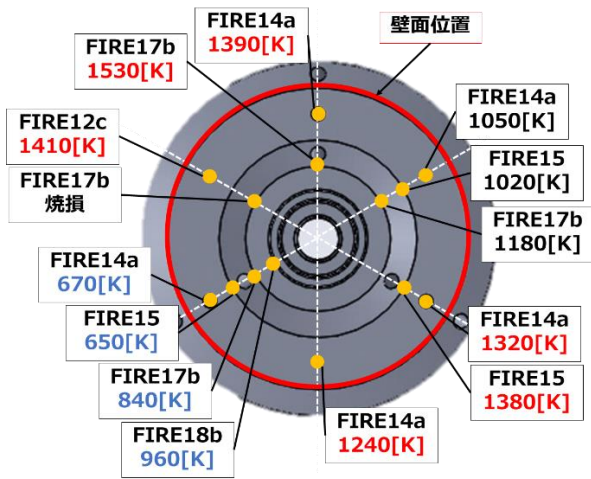


Fig. 5 計測位置 t の温度(フルスロットル)

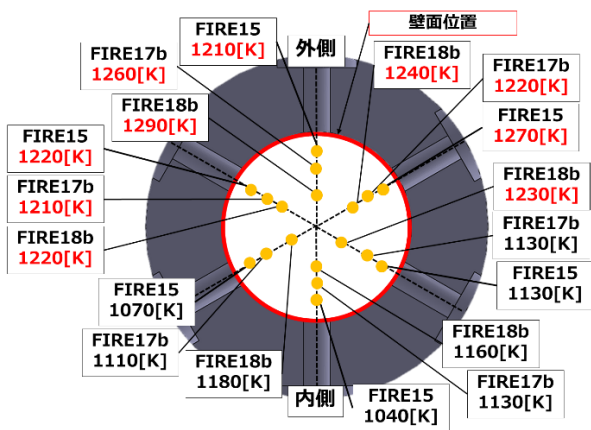


Fig. 6 計測位置 e の温度(フルスロットル)

計測位置 t では壁面から同じ深さにおいても位相が異なることで温度に差が存在していることがわかる。特に 4,10,12 時方向については高温になっており、10 時方向の 7.5mm に差し込んだ熱電対は燃焼ガスの温度に耐えられず、焼損している。一方で、8 時方向については低温になっている。また、中心に近いほど高温の傾向を示すことがわかった。本計測位置での最高温度と最低温度の温度差は 880K 以上あることがわかった。

計測位置 e では 2,10,12 時方向が特に高温であり、エルボの外側に高温の燃焼ガスが偏っていることがわかる。計測位置 t と同じく中心に近いほど高温の傾向を示す部分が多いが、2,10 時方向については傾向が異なり、2 時方向は外側が最も高温になり、10 時方向はどの深さでもほぼ同じ温度を示した。本計測位置での最高温度と最低温度の温度差は 250K 以上であることがわかった。

計測位置 t と計測位置 e での温度を比較するとエルボによって温度が均一化されており、最高温度と最低温度の温度差が 630K 程度低下している。また、定格である 1100K よりも 200K 以上温度が高い領域や大幅に温度が低い領域が消えることが分かった。エルボによる温度均一化は中心付近に存在した高

温の燃焼ガスがエルボを通過することでエルボ外側に偏ることで混合が促進されることで発生すると考える。

3.3 スロットリング燃焼試験温度分布

燃焼試験ではスロットリングを行った後に O/F がずれてしまうが、O/F が変化せずに流量を変化させることが理想である。そのため、スロットリング燃焼試験の結果は O/F の変化が小さい試験の温度について示す。また、スロットリングによる流量変化量によって全体的な温度分布の傾向が変化はせず、温度分布の傾向が顕著に表れるだけであると考えられるため、スロットリング値が大きい 70%スロットリングについて比較を行う。スロットリング後の O/F 変化量が小さく、70%スロットリングの試験である FIRE17b の計測位置 t における温度を Fig. 7 に示し、計測位置 e における温度を Fig. 8 に示す。Fig. 7 および Fig. 8 内で赤く示している温度は定格の温度よりも 100K 以上高い値であり、青く示している温度は定格の温度よりも 100K 以上低い値である。

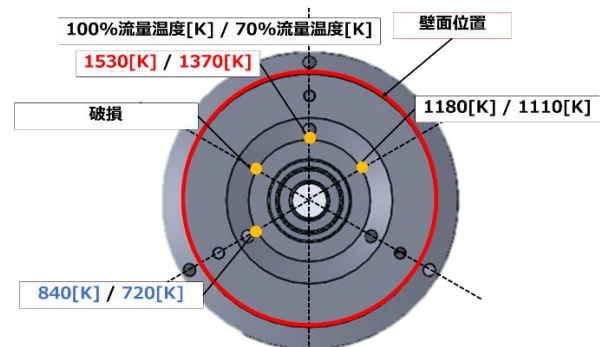


Fig. 7 FIRE17b 計測位置 t の温度

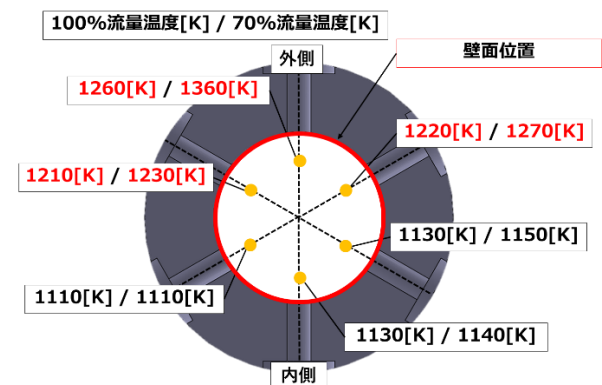


Fig. 8 FIRE17b 計測位置 e の温度

計測位置 t ではスロットリングによって全体的に温度が低下しているが、FIRE17b での O/F はスロットリング後の方が高いため、温度は上昇することが考えられる。圧力の変化についても O/F と同様に温度に影響が発生するが、FIRE17b の圧力低下では計測位置 t で低下しているほど温度は低下しないと考えるため、圧力の低下による温度低下は原因の一つ

であるが、主な原因ではないと考える。温度が低下した主な原因は推進剤の拡散がフルスロットル時から変化したことであると考えられる。本 GG の噴射器は推進剤を衝突させることによって推進剤を拡散させることから推進剤流量の減少によって衝突の状態が変化し、温度を取得している付近の O/F が低下していると考えられる。

計測位置 e ではスロットリングによって全体的に温度が上昇している。温度の上昇は 12 時方向が最も顕著であり、100K 上昇した。そのほかの位相は温度がフルスロットル時と同じか 50K 以下の上昇であった。このような温度の傾向を示す原因としては計測位置 t で推測した推進剤の拡散が変化した影響であると考えられる。12 時方向の熱電対が特に温度が上昇していることから燃焼室中心付近にフルスロットル時よりも高温の燃焼ガスが存在しており、中心付近の燃焼ガスがエルボによって外側に偏るため、12 時方向の温度が特に上がったのではないかと考える。このため、FIRE17b で計測した位置ではスロットリング後に温度が低下していたが、FIRE17b で取得した位置よりもさらに中心に近い位置ではスロットリング後に温度が上昇している領域が存在すると考える。

4. 結言

本研究では熱電対を用いて燃焼室およびエルボ内部の温度分布の把握を行った。

本研究で得られた知見および結果を以下に示す。

- (1) エルボによって 630K 程度の大幅な温度均一化を確認し、エルボ上流で大きな温度差が存在しても効果的であることがわかった。
- (2) エルボを温度均一化する効果と同時に流れの方向が変化するため、中心付近の燃焼ガスがエルボの外側に偏る現象が発生する。
- (3) スロットリングを行うことで推進剤の拡散が変化することが原因だと考えられる温度分布の変化が発生し、エルボ外側の温度がフルスロットル時に比べて高温になる。

本研究によってエルボの温度均一化効果を定量的に評価し、大幅な温度均一化効果があることが判明した。しかし、スロットリングによって温度均一化効果が低下することも確認されたため、今後はスロットリング時における温度分布の把握を行うとともにもう一つの混合デバイスであるタービュランスリングを設置した際の温度均一化効果を確認する必要があると考える。

参考文献

- 1) Morgan Stanley, Space: Investing in the Final Frontier, 2020.
- 2) NASA SPACE VEHICLE DESIGN CRITERIA, LIQUID PROPELLANT GAS GENERATORS, NASA SP-8081, 1972.

- 3) 橋本亮平, 渡辺義明, 長谷川敏, 液体ロケットエンジン用液酸・ケロシingas発生器の実験, NAL TR-642, 1980.