

GG-ATRエンジン用ガスジェネレータの推進薬供給系の圧損特性

著者	有松 昂輝, 中田 大将, 湊 亮二郎, 吉川 稲穂, 八木橋 央光, 内海 政春
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2018
ページ	20-24
発行年	2019-09
URL	http://hdl.handle.net/10258/00010149

GG-ATR エンジン用ガスジェネレータの推進薬供給系の圧損特性

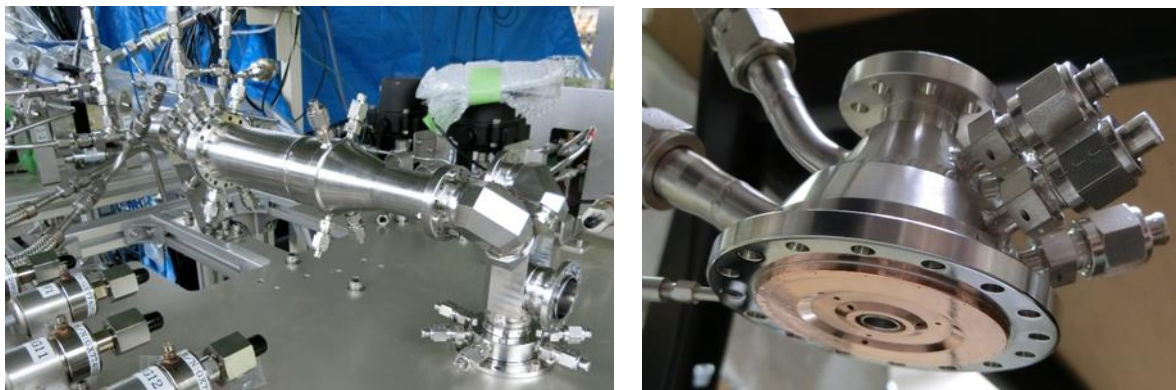
- 有松 昂輝 (航空宇宙システム工学コース 学部4年)
- 中田 大将 (航空宇宙機システム研究センター 助教)
- 湊 亮二郎 (航空宇宙システム工学ユニット 助教)
- 吉川 稲穂 (航空宇宙総合工学コース 博士前期2年)
- 八木橋 央光 (航空宇宙総合工学コース 博士前期1年)
- 内海 政春 (航空宇宙機システム研究センター 教授)

1. はじめに

近年、室蘭工業大学においては、航空宇宙機システム研究センターがとりまとめとなり、革新的な航空宇宙輸送基盤技術を飛行実証するためのフライングテストベッドとして、オオワシ2の研究開発が進められている。また、オオワシ2の推進エンジンにはGG-ATRエンジンが搭載されることとなっている。GGは燃料にエタノール、酸化剤に液体酸素(LOX)でタービン駆動ガスを生成する。2018年度までにGGは、白老エンジン試験場にて、単体燃焼試験に必要な推進薬供給特性の把握を行った。本稿では、定格燃焼試験に向けた正確な流量予測のための供給系の圧力損失特性についての報告を行う。

2. GG 緒言

図1にGG-ATRエンジン用GGの概観を示す。また、表1にGGの設計緒言を示す。



(a) GG用燃焼器

(b) GG用インジェクタ

図1 ガスジェネレータの概観

表1 GG設計緒言

項目	燃料側 (エタノール)	酸化剤側 (液体酸素)
定格質量流量 [kg/s]	0.241	0.109
混合比 [-]	0.45	
燃焼温度 [K]	1100	
燃焼圧力 [MPaA]	1.35	

3. 推進薬流し試験

図1, 2に燃料供給系および酸化剤供給系の概観図を示す。推進薬は、ランタンク上流から不活性ガスである窒素をレギュレータにて任意の圧力に調圧して加圧することによってインジェクタから噴射される。この際、配管を通過することにより摩擦や剥離による圧力損失が生じる。よって、表1に示した定格流量を狙うためには実験から圧力損失を正確に把握し、モデル化を行い、流量予測を行う必要がある。

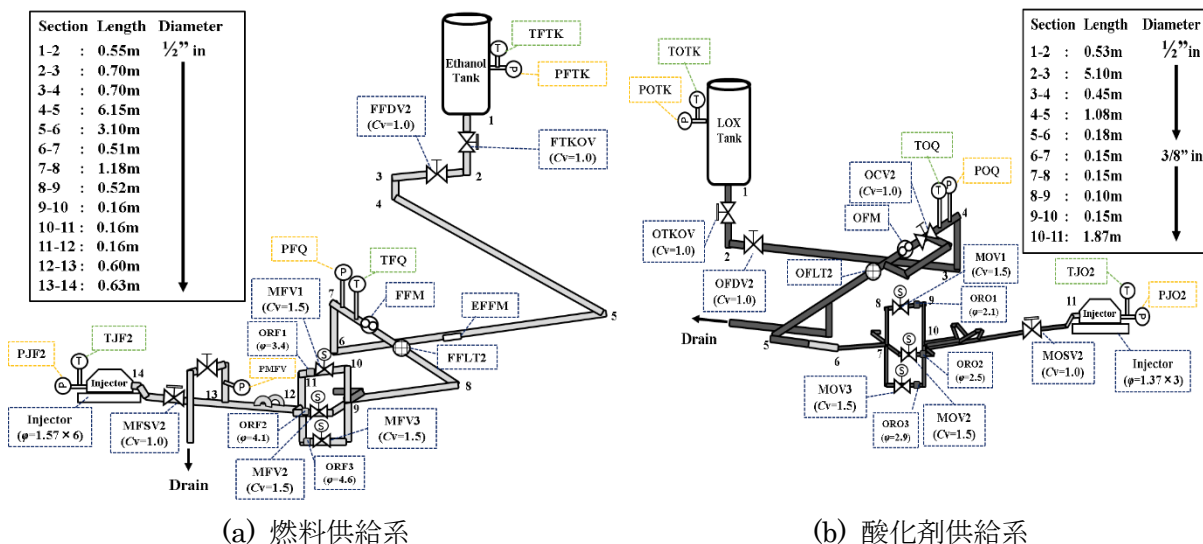


図2 推進薬供給系の概観図

3-1. エタノール流し試験

図2(a)に示す燃料供給系にて行ったエタノール流し試験から得られた試験結果を表2に示す。

表2 エタノール流し試験

項目	試験番号			
	FLOW33	FLOW35	FLOW36	FLOW37
バルブ開度	MFV1, 2, 3 開	MFV1 開	MFV2 開	MFV3 開
PFTK [MPaA]	1.05	1.09	1.05	1.03
PFQ [MPaA]	0.717	0.888	0.804	0.758
PMFV [MPaA]	0.587	0.336	0.417	0.463
PJP2 [MPaA]	0.555	0.350	0.430	0.469
\dot{m} [kg/s]	0.246	0.189	0.211	0.221

3-2. LOX 流し試験

図2(b)に示す酸化剤供給系にて行ったLOX流し試験から得られた試験結果を表3に示す。

表3 LOX 流し試験

項目	試験番号			
	FLOW28	FLOW29	FLOW30	FLOW31
バルブ開度	MOV1, 2, 3 開	MOV1 開	MOV2 開	MOV3 開
POTK [MPaA]	2.58	2.58	2.58	2.59
POQ [MPaA]	2.47	2.51	2.49	2.49
PJO2 [MPaA]	2.14	1.52	1.75	1.79
\dot{m} [kg/s]	0.169	0.128	0.144	0.146

また、タンク加圧圧力を変化させて実施した LOX 流し試験にて得られた結果を図3に示す。

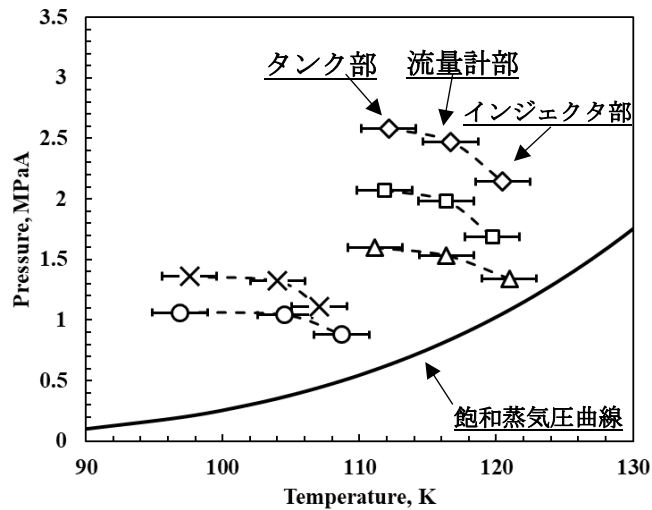


図3 様々な加圧圧力にて実施した LOX 流し試験結果

図3において、いずれの試験においてもタンク部からインジェクタ部にかけて圧力損失および系外からの入熱による温度上昇があることがわかる。

4. 圧力損失計算

圧力損失解析に用いる式を式(1)~(3)にそれぞれ示す。

$$\Delta p_l = \lambda_{GG} \frac{l}{d} \frac{\rho v^2}{2} \quad (\text{配管および継手}) \quad (1)$$

$$\Delta p_r = \zeta_{GG} \frac{\rho v^2}{2} \quad (\text{急拡大・急縮小管, ベンド}) \quad (2)$$

$$\Delta p_v = \frac{1}{\left(\frac{C_v}{0.366Q_L}\right)^2} \cdot G_L \quad (\text{バルブ}) \quad (3)$$

上記に示した式を用いて配管系統を配管、ベンド、流量計、オリフィスなどに細かく分割して構築したモデルに適用し、実験値との比較を行うことでモデルの妥当性を評価する。

図4, 5に FLOW33(エタノール)および FLOW28(LOX)実験値と解析結果の比較のみを示す。

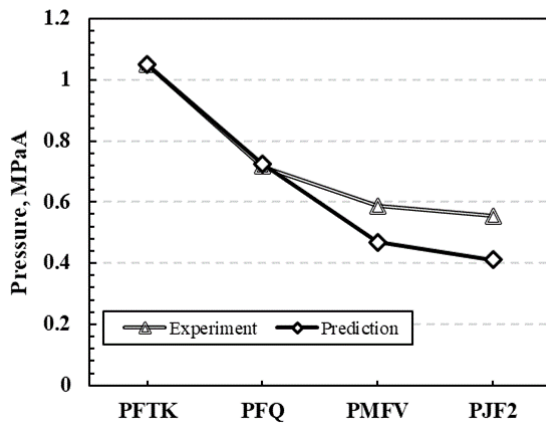


図4 エタノール供給系解析結果

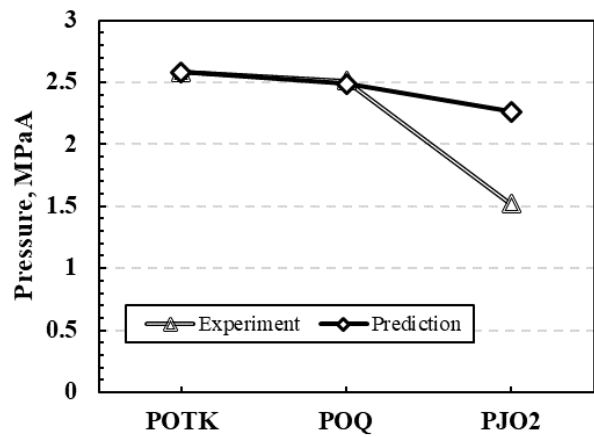


図5 LOX 供給系解析結果

これらの解析において、PFQ-PMFV 間にあるオリフィスの Cd 値は、0.8~0.9 の範囲で計算している。また、図4に示した解析結果より、PFTK-PFQ 間で実験値と解析値は概ね一致しているといえる。さらに、MFV1~3 全開にして実施した流し試験における管路抵抗(レジスタンス)は、MFV をそれぞれ一つずつ開けた場合に比べて小さくなる。そこで、MFV やオリフィスのある流路のレジスタンスを合成し、そこからライン圧損を計算した。この計算にて用いたレジスタンスの定義式および合成レジスタンスの式を式(4), (5)に示す。

$$R = \frac{\rho \Delta p}{\dot{m}^2} \quad (4)$$

$$\frac{1}{R_s} = \frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} + \dots + \frac{1}{R_n} \quad (5)$$

また、LOX 供給系の圧損解析において、POTK-POQ, POQ-PJO2 間の温度変化は、それぞれの区間で入熱量を線形補間し、均一に温度変化が起きると仮定して算出した。なお、線形補間は、POTK-POQ 間, POQ-PJO2 間の分割要素の個数でこれらの区間で生じる温度差を割って、均一に入熱があるものとした。

図4, 5に示した解析結果より、PFTK-PFQ 間および POTK-POQ 間において実験値と解析値は概ね一致しているといえる。また、LOX 側でのオリフィスの Cd 値は 0.6 としているが、エタノール側と同様に POQ-PJO2 間にて誤差が大きくなっていることがわかる。この理由として、オリフィスの Cd 値を過大評価していることが考えられる。また、MOV 近傍の複雑な管路系にて大きな圧力損失が生じ、LOX が液相のまま供給されずに、局所的に気液二相流として供給されていることも一因であると考えられる。

エタノール供給系および LOX 供給系ともに圧力計の計測誤差による影響は無視できるほど小さく、誤差範囲を考慮しても下流側では実験値と解析値の開きが大きくなっている。よって、この値の開きを小さくしていくことが今後の課題である。

参考文献

- (1) 有松昂輝, GG-ATR エンジン用ガスジェネレータの推進薬供給系の圧損特性に関する研究, 卒業研究論文, (2018).
- (2) 八木橋央光, GG-ATR エンジン搭載用ガスジェネレータの推進剤供給系に関する研究, 卒業研究論文, (2017).
- (3) 日本機械学会, 技術資料 管路・ダクトの流体抵抗, (1979)
- (4) 棚次亘弘他, 液水/液酸ターボポンプ用ガスジェネレータの研究開発, 東京大学 宇宙航空研究所報告, (1980)
- (5) 橋本亮平他, 液体ロケットエンジン用液酸・ケロシンガス発生器の実験, 航空宇宙技術研究所報告 NAL-TR642, (1980)
- (6) 森下海怜他, 分岐管を用いたフィルムクーリング型水素点火器の性能評価, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 3H11, 2017.10 新潟市
- (7) 鈴木弘一, ロケットエンジン, P.55, (2011)