

# P11 小型超音速飛行実験機向け推進供給システムに関する研究 (ガス巻き込み抑制機構の性能検証)

Study on Propellant Supply System for Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle  
(Performance Evaluation of Gas Entrainment Suppression Mechanism)



曾田 直希 (室蘭工業大学大学院)、今井 良二・中田 大将  
湊亮二郎・内海政春 (室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター)

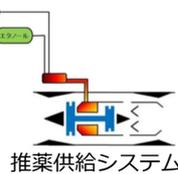


## 研究背景・目的

### 小型超音速飛行実験機オオワシ2号機を研究・開発

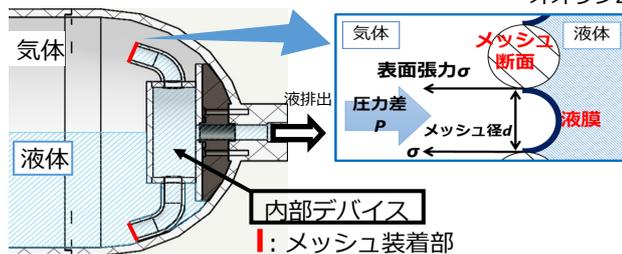
本機は従来のジェットエンジンより  
推重比の高いGG-ATRエンジン  
(Gas Generator cycle Air Turbo Ramjet Engine)を採用

推進剤：バイオエタノール，酸化剤：LOX  
推進供給方式：加圧ガス供給方式 (GN<sub>2</sub>)



問題点：スロッシングによるガス巻き込み発生

ガス巻き込みを抑制する機構の開発が必要



### 内部デバイス

液体の表面張力を利用し、メッシュに液膜を形成することでガス巻き込みを抑制する

液膜の破壊 → ガス巻き込み発生

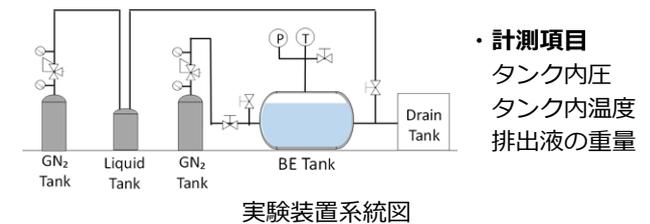
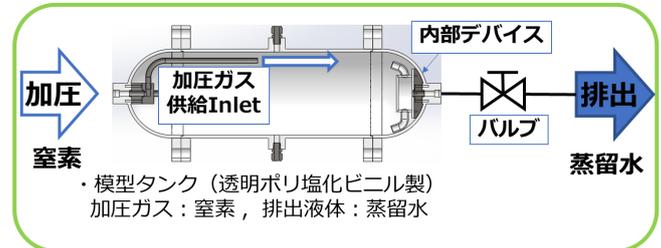
### 研究目的

加圧ガス巻き込み抑制機構の確立

現在：内部デバイスの性能検証



## 実験方法 (液排出実験)

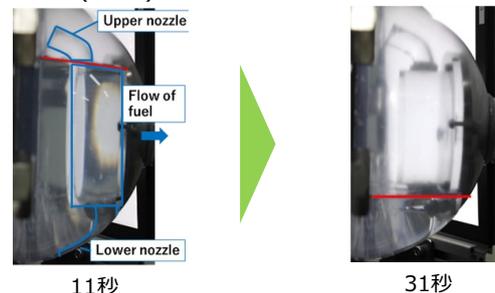


メッシュ径 小 → 圧力損失 大  
メッシュを気相に触れている上側ノズルのみとする

## 実験結果

実験条件	No.1	No.2
加圧値 [MPa]	0.2	0.3
メッシュ径 [μm]	4	4
排出流量 [L/s]	0.47	0.6

### 液排出実験 (No.2)



### 結果

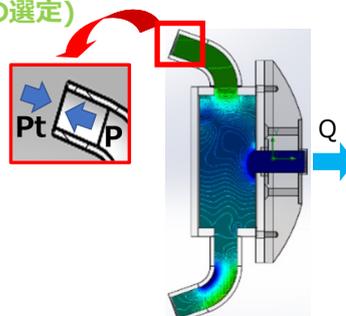
実機相当流量0.6L/sでガス巻き込みを抑制し、液排出を終了した。

## 実験方法 (メッシュ径の選定)

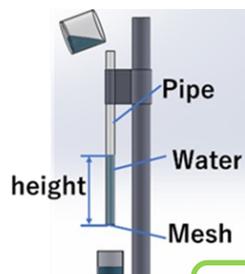
・圧力解析

加圧値  $P_t = 0.2 \text{ MPa}$   
液排出流量  $Q = 0.6 \text{ L/s}$

圧力差  $\Delta P = P_t - P = 5996 \text{ Pa}$



・バブルポイント圧計測試験



・条件  
メッシュ径 4μm  
・結果  
水面高さh 0.63m  
 $P_{BP} = \rho gh = 6163 \text{ Pa}$

ガス巻き込み抑制条件  $P_{BP} > \Delta P$  → メッシュを決定

## 結論

・ガス巻き込み抑制機構の性能を確認することができた

### 今後の展望

- ・メッシュの圧力損失を考慮した新たな内部デバイスの開発
- ・実機燃料のエタノールで使用可能な内部デバイスの開発