

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)

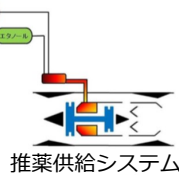


研究背景・目的

小型超音速飛行実験機オオワシ2号機を研究・開発

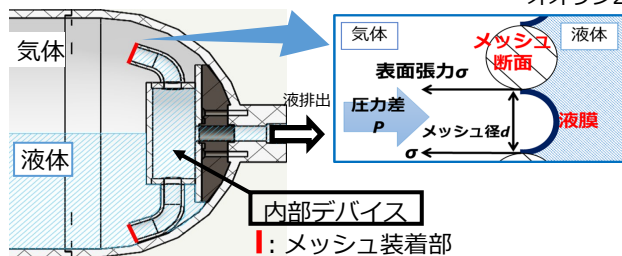
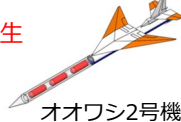
本機は従来のジェットエンジンより
推重比の高いGG-ATRエンジン
(Gas Generator cycle Air Turbo Ramjet Engine)を採用

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 (GN₂)



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



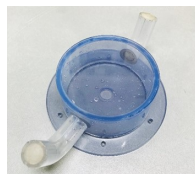
内部デバイス
液体の表面張力を利用し、メッシュに液膜を形成することでガス巻き込みを抑制する

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



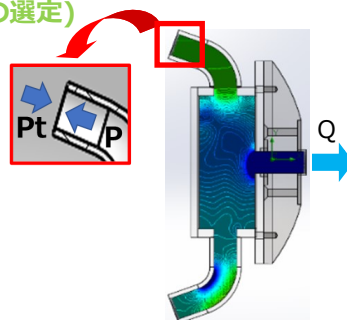
内部デバイス

実験方法 (メッシュ径の選定)

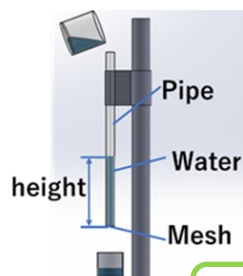
・圧力解析

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

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



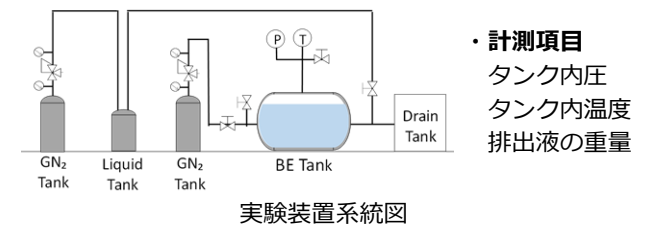
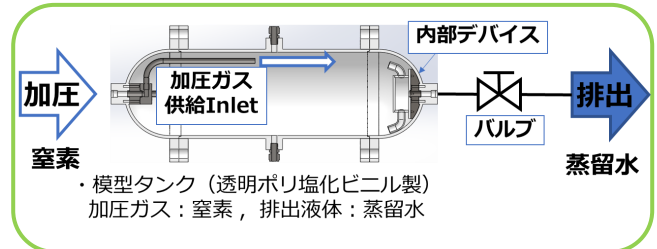
・バブルポイント圧計測試験



・条件
メッシュ径 4 μm
・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

実験方法 (液排出実験)



・計測項目
タンク内圧
タンク内温度
排出液の重量

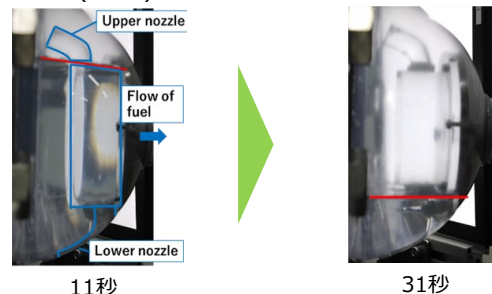
メッシュ径 小 → 圧力損失 大

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。

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