

## ATR-GG推薬供給系の検討

著者	佐藤 侑也, 西村 健, 今井 良二, 中田 大将, 内海 政春, 東野 和幸
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	2017
ページ	31-35
発行年	2018-09
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00009863">http://hdl.handle.net/10258/00009863</a>

○佐藤 侑也（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）  
西村 健（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）  
今井 良二（航空宇宙システム工学ユニット 教授）  
中田 大将（航空宇宙機システム研究センター 助教）  
内海 政春（航空宇宙機システム研究センター 教授）  
東野 和幸（航空宇宙機システム研究センター 特任教授）

## 1. はじめに

小型無人超音速実験機オオワシIIの推進剤供給システム開発の一環として、昨年度までに(1)高速軌道を利用した高加速度環境下サブスケールタンク内スロッシング特性試験、(2)タンク製造方法の検討[1]、(3)バイオエタノールタンクの実寸大モデルによる液体排出特性の計測、可視化を実施した[2]。本年度はこれに引き続き、バイオエタノールタンクの液排出特性の解析、検証実験および LOX タンクにおける液排出時の熱流動解析を実施した。

## 2. 内容

### 2-1. バイオエタノールタンク液排出解析、検証試験

オオワシ2号機実フライト時の加速度の時間変化を考慮した場合の、タンク内液体挙動を数値解析により求めた。ここでフライト条件として、機体乾燥重量を音速突破が可能な最小値である 240 kg、推進剤重量 30.5 kg とした。二次元三自由度飛行解析により得られたマッハ数、機体に作用する加速度の時間変化を図 1 に示す。

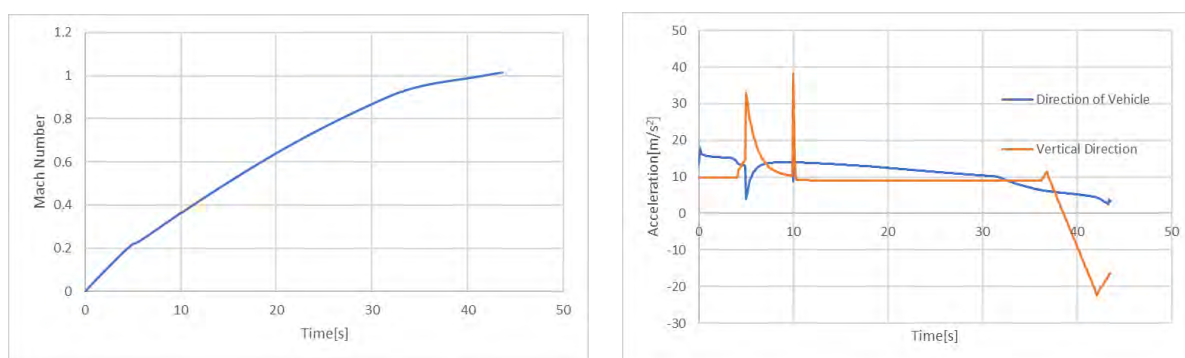


図 1 マッハ数（左），機体に作用する加速度（右）の時間変化

上記加速度を入力して得られたタンク内部液体挙動の解析結果を図 2 に示す。図はタンク内部の気相の体積割合のフライト開始からの時間変化を示し、赤い部分が気相、青い部分が液相を示す。図より機軸方向加速度により液面が傾斜しており、30 sec 以降、機体の経路角が 25 deg から 0 deg に変化する際、機軸に対し上方向の加速度が作用し、液体が下部から上部に急激に移動する。これに伴い、液排出部が気相に面し、ガスが排出される恐れがある。液体捕捉機構を液排出口に設置する必要がある。

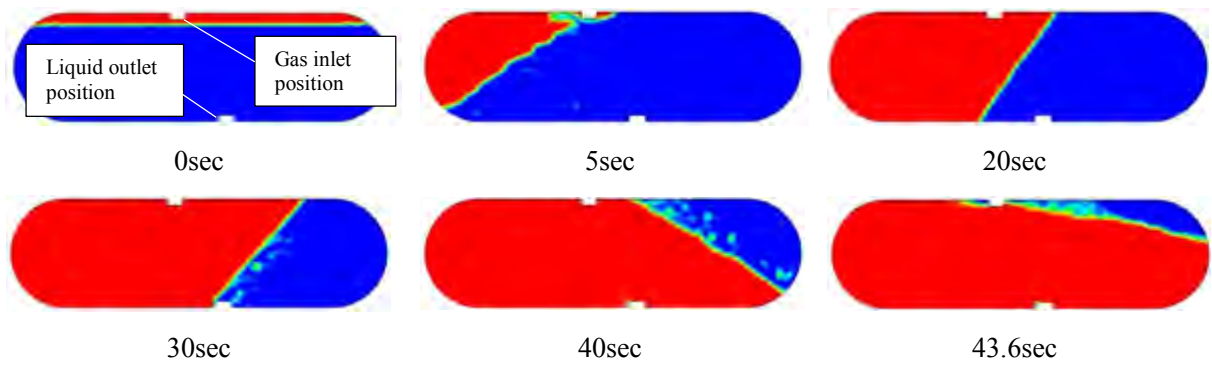


図2 フライト時加速度環境におけるタンク内液体挙動の解析結果

本研究では上記解析結果の検証を目的とし、加速度印加時のタンク内液体挙動につき、実寸大模擬タンクによる液体挙動可視化および解析結果との比較検証を実施した。なお、本実験では液体として純水を用いた。図3に模擬タンクおよび加速度印加方法を示す。加速度は図に示すようにタンクを傾斜させることにより印加した。また、加速度はジャイロ式加速度計を用いて計測し、加速度の実測値を解析条件として入力した。

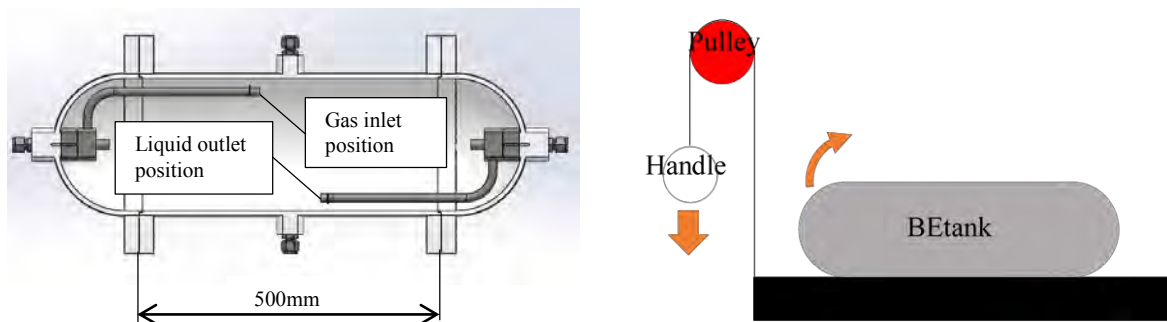
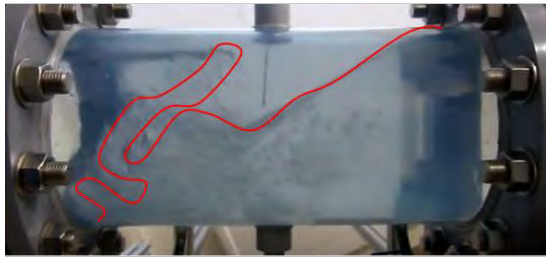
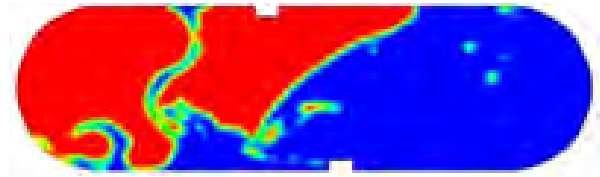


図3 可視化用模擬タンク（左）および加速度印加装置（右）

図3に実験結果および解析結果を示す。実験結果と解析結果を比較すると、タンク内の液体と壁との接触面は解析結果の方が実験結果よりも丸みを帯びているが、タンク内の液面挙動は概ね一致したと言える。但し、実験結果で見られた気液の混合領域は、解析において十分に再現することが出来なかった。これは解析で用いたタンクが二次元モデルであり、実験で用いたタンクの形状とは異なることが原因であると考えた。これらのことを踏まえると、本解析技術を用いてタンクに形成される気液の混合領域を再現することは困難であるが、本解析技術の加速度条件下における液面挙動の概略は再現可能と考える。

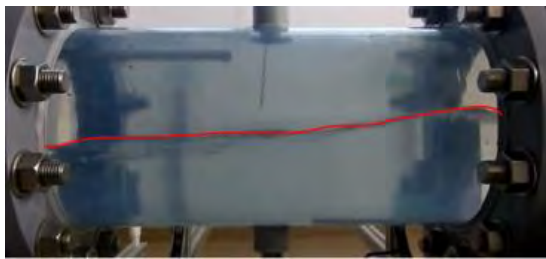


可視化結果

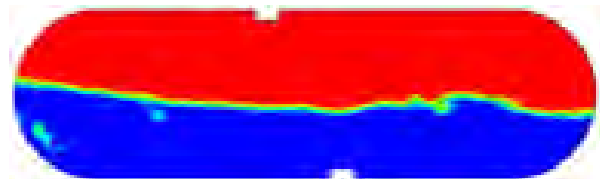


数値解析結果

加振開始 8sec 後



可視化結果



数値解析結果

加振開始 12sec 後

図 3 加速度印加時のタンク内流体挙動  
(左：実験結果 右：数値解析結果)

## 2-2. 推薬タンク調圧システムの試作、検証

図 4 に示す推薬タンク調圧システムを試作した。推薬タンクの上流に加圧用の窒素ガスポンペを接続し、窒素ガスポンペと推薬タンク間にレギュレータ、ソレノイドバルブ、ガス流量計を設置した。タンク内部の圧力は圧力計で計測するとともに、計測値をフィードバックし、目標圧力以下で電磁弁を開放、目標値を超えると電磁弁を閉鎖するオンオフ制御を適用した。

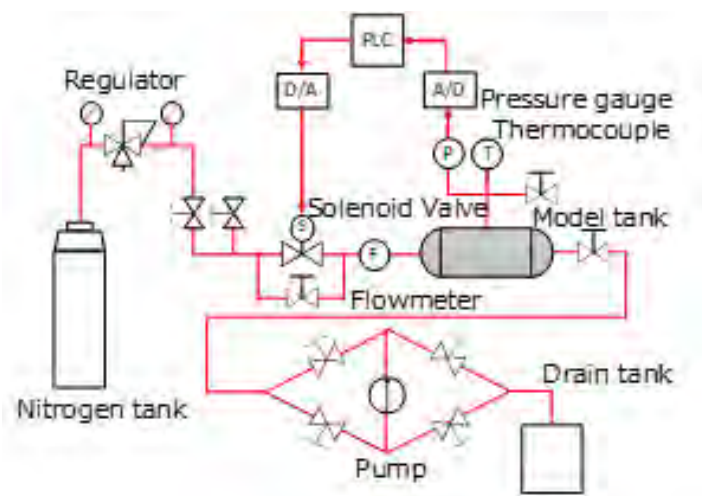


図 4 推薬タンク調圧システム

図5に目標圧力を0.2~0.21 MPa, 初期圧力を0.21 MPa, 窒素ガスポンベの供給圧力(レギュレータ二次側圧力)を0.3 MPa, 液排出流量を12 L/minとした場合の, タンク内部圧力の時間変化を示す. タンク内圧力に関し, 前述のオンオフ制御を行っているため, 図に示すような圧力の上昇, 下降を繰り返す時間変化を示す. 液体排出直後のタンク内ガス相体積が小さい場合は圧力低下量が大きく, 液体排出開始後1[s]と3[s]で目標圧力の下限值である0.2[MPa]より0.01[MPa]近く下がった. その後ガス領域が増加するとともに, 目標圧力との差が小さくなった. また, 排出直後は加圧の間隔が短く, 時間が経過すると加圧の間隔が長くなった. これは, タンク内ガス相体積が大きくなるに伴い, 加圧と圧力降下が緩やかになるためである. 圧力変動幅を小さくするためには, 供給圧力を上昇させる必要がある.

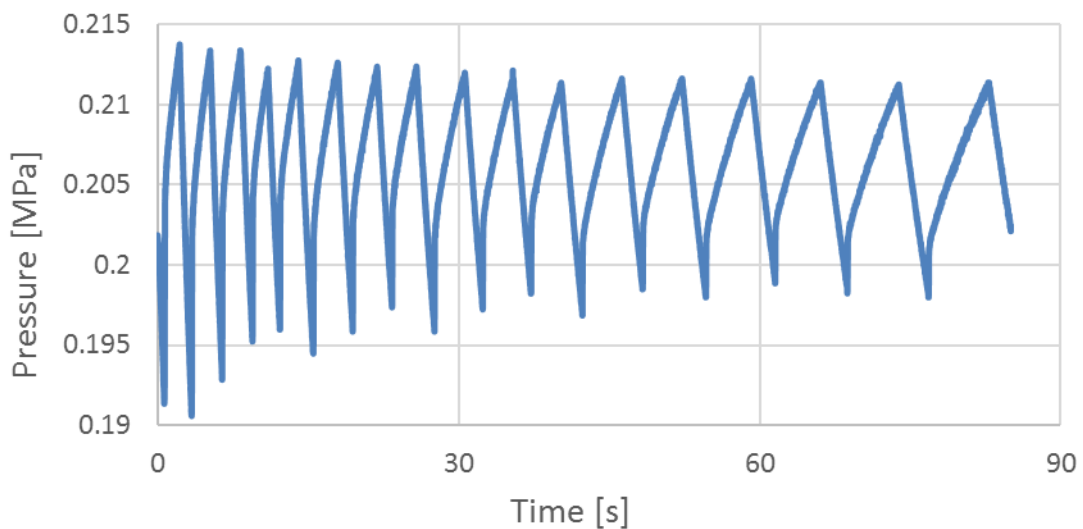


図4 推薬タンク調圧システム

### 2-3. LOXタンク内熱流動挙動解析

オオワシ2号機実フライト時の加速度の時間変化を考慮した場合の, タンク内熱流動挙動を数値解析により求めた. 加速度条件は2-1で述べたものと同じのものを与えた. 図5に解析で得られたタンク内部温度分布およびガス相体積分率を示す. 図より気相体積分率に関しては, パイオエタノールタンクと同様にフライト後35 sec以降に液排出口にガス相が面し, ガス巻き込みが発生する可能性があることを示している. 一方温度分布に関しては加速度変動がない場合に比べ気相内部の攪拌が十分になされ, 温度分布幅が小さくなっていることがわかる. なお, 本解析結果の検証にあたっては, 液体窒素等の極低温液体を用いた検証試験が必要である. 本検証試験は, 次年度以降実施する予定である.

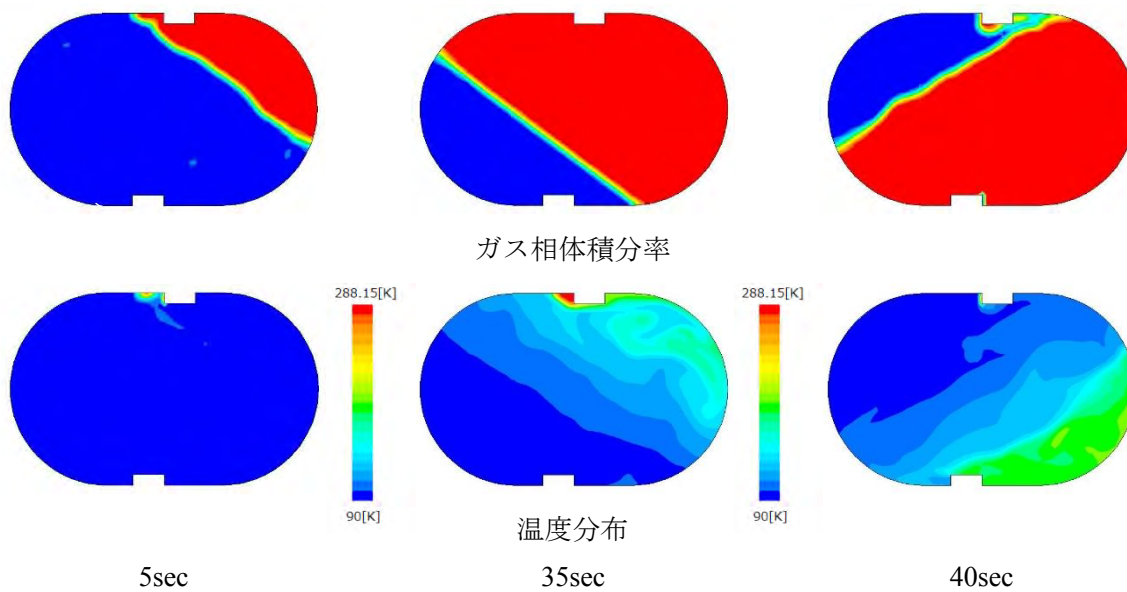


図5 フライト時加速度環境におけるタンク内液体挙動の解析結果  
 ガス相体積分率, 温度分布