



A T R - G G 推薬供給系の検討（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 2018）

メタデータ	言語: Japanese 出版者: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 公開日: 2020-01-30 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 佐藤, 侑也, 石川, 航, 今井, 良二, 中田, 大将, 内海, 政春 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00010147

○佐藤 侑也（航空宇宙総合工学コース 博士前期1年）

石川 航（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）

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、(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、(4)バイオエタノールタンクの液排出特性の解析、検証実験[1]、(5)LOXタンクにおける液排出時の熱流動解析を実施した[2]。本年度はこれに引き続き、バイオエタノールタンク用推薬捕捉機構の試作、検証試験および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用推薬補足機構の試作、検証試験

オオワシ2号機の推薬供給では、実フライト時の加速度により急激なタンク内推薬の移動が考えられる。これに伴い、既存の排出管では液排出部が気相に面し、ガスが排出される恐れがある。本研究では、推薬捕捉機構内部デバイス（以下、内部デバイスと称する）の試作を行い、液排出口に設置し、検証試験を実施した。考案した内部デバイスは金属メッシュとタンク内燃料の表面張力を利用する機構である。金属メッシュが濡れると液体の表面張力によりメッシュ面に液膜が形成されるため、気液が分離可能である。液膜破壊時の圧力をバブルポイント圧とし、式(1)で表す。 P_{BP} はバブルポイント圧、 σ は液体の表面張力、 d はメッシュ径を示す。式(2)は気液分離可能な条件、式(3)は内部デバイス円筒部の液体流速を表す。 h は液面から液供給口までの高さ、 ρ は液体密度、 g は重力加速度、 V_t は内部デバイス円筒部の液体流速、 D_t は内部デバイス円筒部の内径を示す。また、図1に内部デバイスの構造、図2に試作内部デバイスを示す。内部デバイスの円筒部の内径 D_t は0.079 m、メッシュ径 d は0.08 mm、内部デバイスの材質は内部を可視化できるように透明ポリ塩化ビニルである。

$$P_{BP} = \frac{4\sigma}{d} \quad (1)$$

$$\frac{4\sigma}{d} > \frac{1}{2}\rho V_t^2 + \rho gh \quad (2)$$

$$V_t = \frac{Q}{\pi D_t^2 / 4} \quad (3)$$

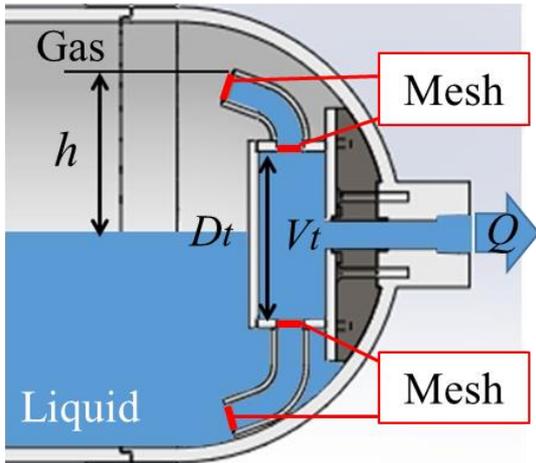


図1 内部デバイスの構造

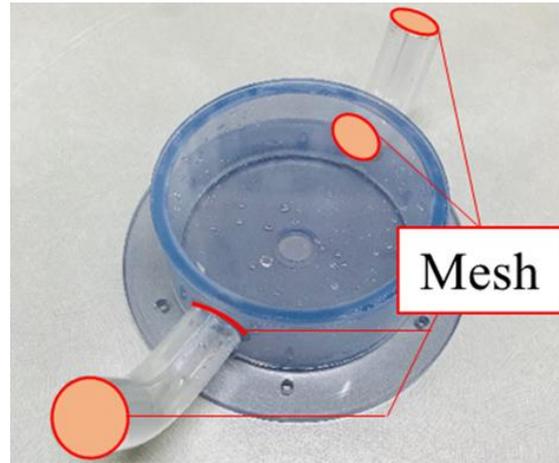


図2 試作内部デバイス

本研究では上記内部デバイスの検証を目的とし、実寸大模擬タンクに製作した内部デバイスを装着し、液排出実験を実施する。なお、本実験では液体として純水を用いる。図3に模擬タンクを示す。タンク内圧 0.1 MPa にてバルブにより流量を変化させ、ガス巻き込みを発生せずに全液量を排出可能な流量を計測する。

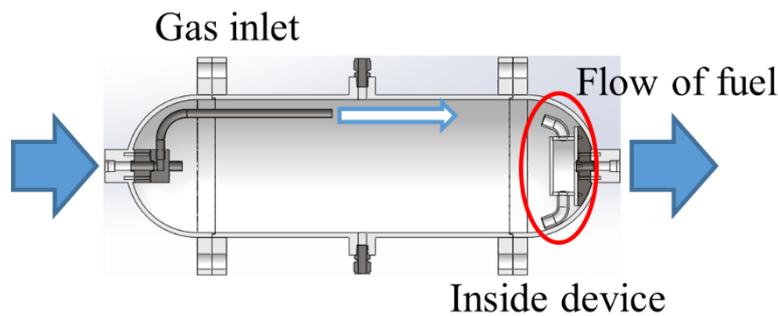


図3 可視化用模擬タンク

実験結果より下ノズル液排出口に液相が到達するまでは、ガス巻き込みせずに液供給が可能であることを確認した。但し、本実験では実機の流量 0.6 L/s を供給することが出来なかった。また、図4に示すように、内部デバイス円筒部と下ノズルには液体を保持した状態で液排出途中、上ノズル内に気相が発生し、最終的には全体が気相で満たされてしまう現象が確認された。そこで、今後の対策としては、液排出時の内部デバイス内の解析を行い内部デバイス円筒部内の流速を低減する機構の設置等が考えられる。

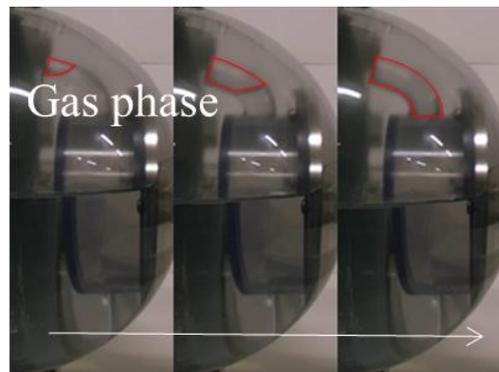


図4 内部デバイス内気相

2-2. 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。本解析では気液とタンク壁面の熱交換による影響を確認するため、タンク固体壁を考慮する条件と考慮しない条件で解析を実施した。なお、タンク固体壁はあらかじめ十分に予冷されているものとする。機体に作用する加速度の時間変化及び飛行経路を図5に示す。また、図6に解析で得られたタンク内部温度分布を示す。図6より温度分布に関しては固体壁を考慮しない場合に比べ固体壁を考慮する場合はタンク壁面周辺の気相領域がタンク壁面に冷却されるため温度が低いことがわかる。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。

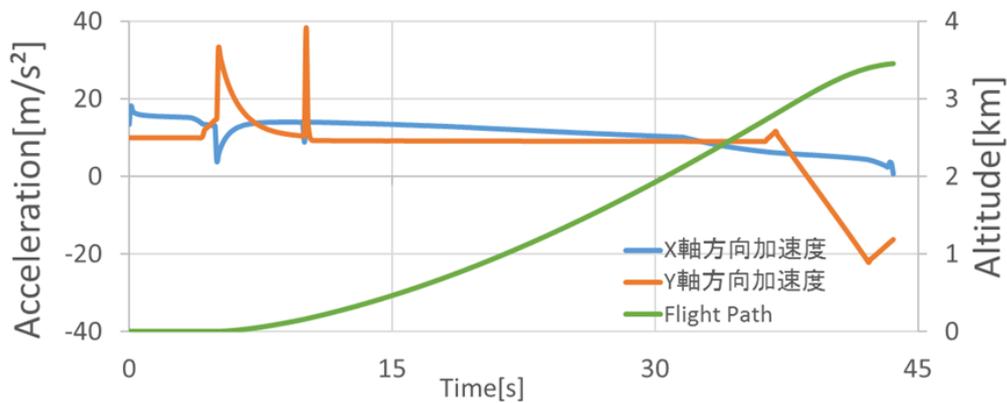


図5 実機相当の飛行加速度及び飛行経路

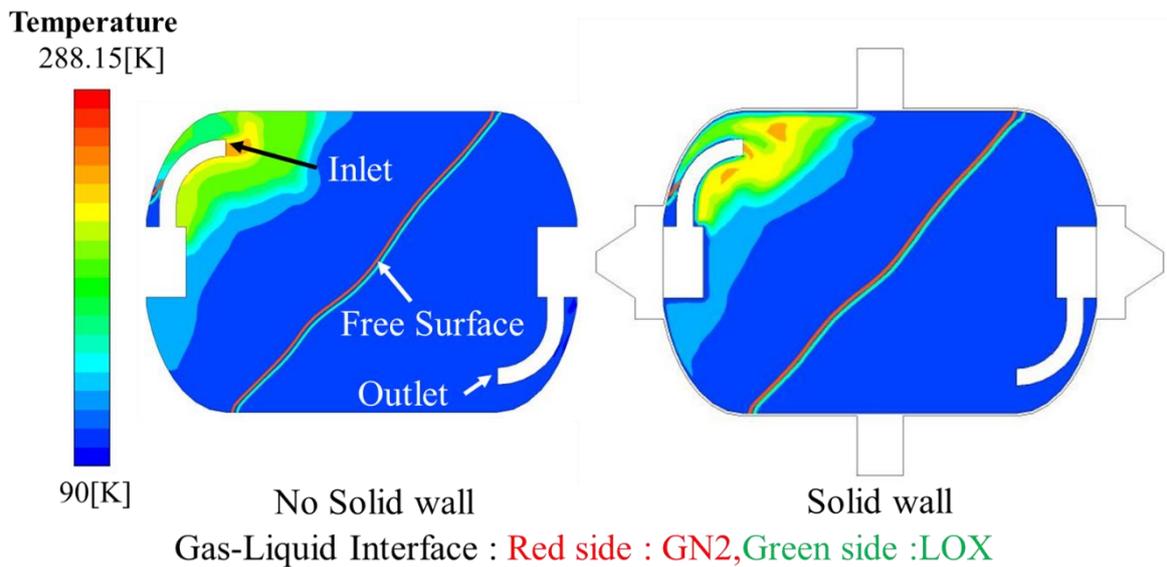


図6 タンク内温度分布（推薬排出後20s）

2-3. 液体窒素を用いた検証試験装置の試作

図7に示す極低温模擬推薬排出試験装置を試作した。タンクの内直径は $\phi 216.3$ mm, 全長は311.3 mm, 充填容量は8.8 Lである。タンクの材質は推薬として極低温液体を使用するため SUS304 とした。本試験装置では, 模擬推薬タンクに模擬推薬(LN₂) を充填し, ヘリウムガスで加圧し排出する。ガス流量計により加圧に使用したガス量を計測し, タンク内部の圧力は圧力計, タンク内部の温度は熱電対で計測する。今後は本試験装置を用いて実験を行い, 実験結果と解析結果を比較し, 解析を評価する。なお, 比較はタンク内温度分布及び加圧に使用するガス量により実施する。

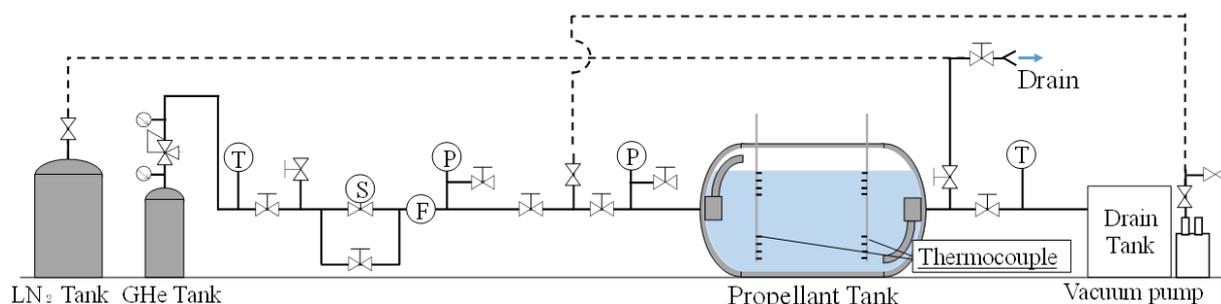


図7 試験装置系統図

参考文献

- [1] 佐藤侑也, 石川航, 中田大将, 内海政春, 小型超音速飛行実験機向け推薬供給システムに関する研究 (燃料タンクにおけるスロッシング及び加圧ガス巻き込み抑制機構に関する検討), 日本機械学会流体工学部門講演会, OS14-9, (2018年11月29-30日), 室蘭市
- [2] 佐藤侑也, 今井良二, 中田大将, 湊亮二郎, 内海政春, 小型超音速飛行実験機向け推薬供給システムに関する研究 (LOX 供給特性に関する検討), 第62回宇宙科学技術連合講演会, P18, (2018年10月24-26日), 久留米市