

国立大学法人 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2019

国立大学法人 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2019

Muroran Institute of Technology
Aerospace Plane Research Center
Annual Report 2019

年次報告書2019



2020年9月



国立大学法人 室蘭工業大学

航空宇宙機システム研究センター

巻頭言

総合工学研究の推進と共同研究体制の拡充

航空宇宙機システム研究センター長
内海政春

当研究センターは、主たるプロジェクト研究として、大気中を高速・高高度で飛行するための基盤技術の研究開発を推進し、離陸から超音速を経て着陸までを可能とする超音速機の実現をめざしています。これまでは各サブシステムの研究開発を中心としてプロジェクトを推進してきましたが、2019年度はそれらを統合し、サブスケール（3分の1縮小機体）オオワシの飛行実験を実施いたしました。飛行実験を効率的かつ機動的に推進するために、タスクフォース（TF）を立上げ、機体・設計WGと機装・実験WGの2つのワーキンググループ体制を敷きました。従来の空力、構造・材料、制御・通信、推進・エンジンの4分野とTFの2つのWGによりマトリクス組織を築くことで、今まで以上にメンバ間の風通しを良くしようと考えました。

まず白老滑走場においてサブスケール実験機の滑走試験と機首上げ試験を実施し、機体の制御性や滑走速度などのデータを取得しました。その諸データを利用して機体の設計改良と検証を繰り返しておこなって完成度を高めていきました。2019年11月、サブスケールオオワシ実験機の飛行実験を北海道大樹町の1000m級滑走路において実施しました。教職員9名と学生8名(学部生4名、院生4)で、準備・動作確認、安全管理、オペレーション、記録・データ収集・撤収などのそれぞれの役割を遂行し、計画どおりに滑走・離陸・飛行を行うことができました。取得した各種データは今後の研究開発に活用されます。

2020年3月に北海道大樹町と包括連携協定を締結いたしました。大樹町は宇宙のまちづくり推進事業を展開しており、さまざまな戦略と施策に取り組んでいます。当センターでは地域社会の発展と人材育成および学術の振興に寄与することを目的として、大樹町内にサテライトオフィスを設置することにいたしました。北海道スペースポート構想では3km級の高速走行軌道の敷設も計画されており、今後、大樹町と連携してさまざまな活動を行っていきます。

2019年2月、外部評価（審査委員長：前東工大学長 三島良直氏）を受審いたしました。「白老実験場での無人超音速機「オオワシ」の飛行実証や高速走行軌道を用いた実験を始めとして、恵まれた実験環境を生かした研究活動としては国内随一である」との評価いただくことができましたが、「大学院教育について、成果の対外的な見せ方を含めて更なる工夫と強化が必要なのではないか」との課題が指摘されました（いずれも原文のまま）。いただいたご提言を真摯に受け止め、今後の当センターにおける研究活動のさらなる発展に活かしていく所存です。

このたび、文部科学省の“新たな共同利用・共同研究体制の充実”に採択され、2020年度より「ロケットスレッド実験設備を活用した Linear Hyper-G 環境学術領域の創成」の事業に取り組んでいくことになりました。さらに、文部科学省2020年度の“共通政策課題（基盤的設備等整備）”にも採択され、白老エンジン実験場に研究設備を導入・更新いたします。文部科学省の支援を受けて、実環境の燃焼場や構造応答などの物理挙動を明らかにする、直線加速度環境での新たな学術分野の創成をめざすなど、航空宇宙コミュニティの萌芽的実験研究連携拠点の形成に向けて取り組んでいきます。詳しくはこちら(<http://www.muroran-it.ac.jp/aprec/LHG/LHG.html>)をご参照ください。

今後も他大学や産業界との連携を強化・促進し、多面的な活動を通じて、社会の要請に応えられる機関となるよう当センターの教職員一同努めていきます。今後ともどうぞよろしくお願い申し上げます。

APReC ホームページ <http://www.muroran-it.ac.jp/aprec/>

2019年度年次報告書の目次

目 次

巻頭言 ー 総合工学研究の推進と共同研究体制の拡充

目次

連携・共同研究	1
啓蒙活動・見学者	3

研究成果の概要

[推進関連]

GG-ATR エンジンのロータシステム安定作動に向けたワイヤメッシュダンパの研究	5
GG-ATR エンジンにおけるガスジェネレータの燃焼流れ場と燃焼室壁面温度に関する研究	9
GG-ATR エンジン搭載用ガスジェネレータの燃焼効率	14
亜酸化窒素の充填・排出・流動特性に関する評価	18
軸流反転ファンの実験および数値解析	26
ATR-GG 推薬供給系の検討(LOX タンク)	30
ATR-GG 推薬供給系の検討(BE タンク)	35
超臨界エタノール熱分解特性	41
GG-ATR エンジン改修について	46

[空力関連]

小型超音速飛行実験機の遷音速抗力低減(ノーズ形状, 第二ボトルネック, および角台形状の効果)	48
小型超音速飛行実験機の姿勢変化角速度による動的空力特性(風試と CFD 解析における流れの可視化の試み)	52
小型超音速飛行実験機の六自由度飛行シミュレーションによるロール応答の予測	56
小型超音速飛行実験機の車載走行試験による全機空力の評価	59

[誘導制御・通信]

VHF 帯を用いる無人航空機用中距離データ伝送無線システムの通信品質評価	63
無人航空機向け高性能着陸制御技術の検討	67
メアンダー状経路追従飛行制御技術の検討と飛行実証	71
緊急時帰還経路の高精度位置追従飛行制御技術の検討と飛行実証	75
無人航空機向け最大上昇率経路の検討	80
3 分の1オオワシ 2 号機用誘導制御性能のシミュレーション	85

[構造関連]

小型無人超音速飛行実験機スケールモデルの有限要素解析による主翼構造設計検討	89
小型無人超音速飛行実験機スケールモデルの胴体構造設計と軽量化の検討	91
小型無人超音速飛行実験機スケールモデルの離陸滑走直進安定性に対する脚構造の検討	93

[TF 関係]

小型超音速飛行実験機の滑走離陸試験用縮小機体の設計と製作	95
小型超音速実験機オオワシ 2 号機縮小機体の滑走離陸試験	99

[設備関連]

白老実験場の拡張整備.....101

発表論文一覧.....103

連携および共同研究

内海 政春(航空宇宙機システム研究センター長・教授)

○中田 大将(航空宇宙機システム研究センター 助教)

樋口 健(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

勝又 暢久(航空宇宙システム工学ユニット 助教)

1. インターステラテクノロジズとの共同研究 ロケット用ターボポンプの設計・解析・試験および評価に関する研究

インターステラテクノロジズが開発中の軌道投入機 ZERO に用いられるターボポンプの設計・解析・試験および評価を実施した。今年度はインデューサーの設計と製造、評価を実施し良好な作動特性を確認した(図1)。



図1 インターステラテクノロジズ軌道投入機 ZERO に用いられるターボポンプインデューサー



図2 超小型人工衛星「ひろがり」プレフライトモデル

2. 大阪府立大学との共同研究 展開構造物を有する超小型人工衛星「ひろがり」の研究開発および軌道上運用を通じた妥当性検証

大阪府立大学と共同で小型衛星「ひろがり」の開発を進めている。大阪府立大がバス機器を、室蘭工大がペイロードである展開構造物を担当した。今年度はフライト品を制作し、安全審査を経て2020年3月の打ち上げを目指していたが、打ち上げ側の都合により2021年度以降に延期となった(図2)。

3. JAXA/名古屋大学との共同研究

名古屋大学で研究されている Rotating Detonation Engine および Pulse Detonation Engine を JAXA/ISAS の観測ロケットに搭載し、宇宙空間での動作試験を令和2年度に実施予定である。今年度は白老実験場にてプレフライトモデルを用い、燃焼中の音響・振動環境を含む実証試験を行った。

4. 大阪大学との共同研究 軌道投入ロケット用ターボポンプに関するインデューサの性能確認試験

インターステラテクノロジズが開発中の軌道投入機 ZERO に用いられるターボポンプインデューサーの試験を大阪大学キャビテーショントンネルにて実施した。

5. 群馬大学との共同研究「静止大気中を高速移動する 1000メートル毎秒級ジェットのパワー放射特性解明」

ロケットスレッドに用いているハイブリッドロケットの騒音特性について地上試験およびロケットスレッド走行試験を行い評価した。周波数、音圧レベル、指向性が燃焼室長や特性排気速度により定量的に関連付けられることを実証した。

6. 静岡大学との共同研究「航空機着氷抑制技術のフィールド実証」

過冷却液滴が翼面に衝突する際の着氷の挙動を冬季の白老実験場において観察した。昨年度の試験では鉛直自由落下氷滴を用いたが、今年度は簡易風洞を屋外に設け、外気温が-10℃～-5℃の条件で特殊コーティングを施した金属面が氷粒をはじきやすいことを確認した。

7. 東京都市大学との共同研究「蒸気圧で加圧されるロケット酸化剤の流量特性」

ロケットスレッドに用いているハイブリッドロケットの酸化剤である亜酸化窒素は蒸気圧で自己加圧されており、管路内でキャビテーションを伴う二相流となる。室蘭工大と東京都市大で実験および数値計算をそれぞれ担当し、流動様式について論じた。可視化管内をハイスピードカメラで撮影することにより気泡径の情報を得た。

啓蒙活動の概要および見学者

○内海 政春(航空宇宙機システム研究センター 教授)

中田 大将(航空宇宙機システム研究センター 助教)

航空宇宙機システム研究センターには、報道機関の取材、国外の大学関係者、中学・高校の教諭が見学のため来訪されます。見学の対象は主に超音速風洞設備、オオワシ2号機モックアップ、反転ファン試験設備、フライトシミュレーター、高速走行軌道実験設備、白老エンジン実験場です。令和元年度に訪問された学外の見学者を表1に示します。

表1 航空宇宙機システム研究センターを訪問された見学者

JAXA EKK	令和元年5月12日 ～13日	2	高田様 新谷様
北海道新聞	令和元年5月20日	1	横山記者
室蘭市	令和元年5月20日	3	今野様, 岩倉様, 野島様
室蘭信用金庫	令和元年6月4日	1	
五嶋金属工業 室蘭市産業振興課	令和元年6月14日	3	五嶋代表取締役 岩倉様, 野島様
釧路製作所	令和元年7月8日	若干 名	田邊様ほか
北海道胆振総合振興局	令和元年7月12日	1	横山様
コスモテック	令和元年7月16日	1	東日本事業部長 金塚様
白老町小学生および引率者 各報道機関(北海道新聞記者, 室蘭民報記者, 苫小牧民放記者), その他	令和元年7月21日	若干 名	小学生・引率者: 15名 報道関係者 (白老見学体験会イベント参加)
白老町 ドローン de 街おこしプロジェクト	令和元年7月21日	1	プロジェクトリーダー 瀧谷様 (白老見学体験会イベント見学)
JAXA	令和元年8月6日	1	高田仁志 研究領域主幹
東京大学 M1	令和元年9月24日	1	井戸様
警察官(道外)	令和元年9月26日	2	
中国人留学生	令和元年10月8日	1	申嘉祺様
本田技術研究所	令和元年10月17日	2	柚沢様, 勝又様

Li World	令和元年 10 月 31 日	2	山口代表取締役 宮崎プロジェクトマネージャー
JAXA ISAS	令和元年 11 月 13 日	3	小林先生, 丸先生, 坂本様
北海道新聞	令和元年 11 月 15 日 ~16 日	1.	大能記者
クリエイティブネクスト デザイン	令和元年 12 月 10 日	1	進藤様
NHK 室蘭放送局, 道新室 蘭報道部, 室蘭民報社	令和元年 12 月 10 日	若干 名	
十勝毎日新聞社	令和元年 12 月 24 日	1	本田龍之介記者
北海道新聞	令和 2 年 1 月 22 日	1	栗田記者
経産省 北海道経済産業局 釧路工業技術センター 釧路製作所	令和 2 年 1 月 31 日	5	白坂様 新井所長他 2 名様 田邊様他 2 名様
IHI エアロスペース	令和 2 年 2 月 10 日	1	岡田様
北海道新聞	令和 2 年 2 月 13 日	2	田中記者, 栗田記者
シュツットガルト大学博 士課程	令和 2 年 2 月 14 日	1	Samuel Sudhof 様
北海道生涯学習協会	令和 2 年 2 月 26 日	1	学習振興課長 長田様
北見工業大学 B3	令和 2 年 3 月 17 日	1	藤原悠太様
インターステラテクノロ ジズ	令和 2 年 3 月 25 日	2	森田様, 寺川様

GG-ATR エンジンのロータシステム安定作動に向けたワイヤメッシュダンパの研究

橋本 啓吾 (航空宇宙総合工学コース 博士前期2年)

高野 智之 (航空宇宙機システム研究センター・施設課 主任)

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長 教授)

1. はじめに

GG-ATR エンジンのこれまでの常温ガスによるタービン駆動の冷走試験と軸振動解析の結果から2次危険速度通過時にタービン側軸受部で過大なロータ系の振動を生じることが明らかになっている。エンジンの安定作動には、ダンパで振動エネルギーを散逸し、共振振幅を抑える必要がある。ダンパを設置する軸受部の周囲は、タービン駆動用燃焼ガスが通過するため高温環境になる。そこでロータ系のダンパとして、耐熱性が高くオイルフリーで使用可能な Wire Mesh Damper (以下 WMD)の適用を検討中である。本研究は GG-ATR エンジン実機サイズの WMD を対象として、新たに設計・製作した加振実験装置を用いて正弦波加振試験を行い、WMD の振動低減特性を評価した。

2. WMDの加振試験手法

本研究にて設計・製作した加振試験装置は一方向加振を行うもので、WMD を剛体に固定して加振力に対する絶対変位を計測することによりダンパの変位依存性を評価することができる。Fig. 1 に加振試験装置の断面図を示す。WMD を固定する高剛性の心棒、WMD を保持するダンパマウント、電磁式加振機、およびそれらを繋ぎ WMD に加振力を与える加振棒で構成されている。加振力 F を加振棒間に入れたロードセルで、変位 X を心棒上部に固定した渦電式変位センサで、加速度 A をマウントに取り付けた加速度センサで計測する。単一周波数での正弦波加振を 25-350 Hz (25 Hz 刻み)で行う。ダンパマウントに取り付けた制御用加速度センサの信号をフィードバックしながら振幅を制御している。Fig. 2 に WMD の外観写真を示す。WMD は金属製ワイヤを編み込んで、円筒形に圧縮成形してつくられる。ワイヤ同士の乾摩擦減衰とワイヤの曲げによる構造減衰によってエネルギーを散逸する、変位依存のダンパである。

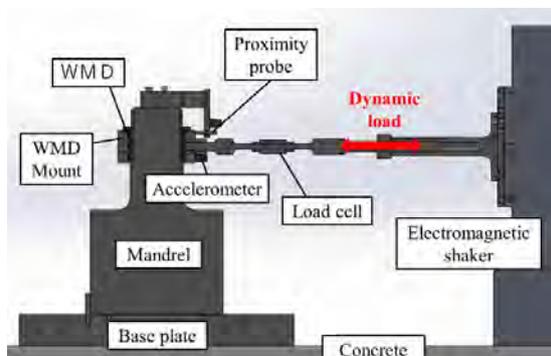


Fig. 1 WMD加振試験装置の断面図



Fig. 2 WMDの外観

3. WMDの振動特性の同定法

WMDの振動特性の同定方法について述べる。単一周波数の周期加振において、試験装置の運動方程式は以下のとおりとなる。

$$m\ddot{x}(t) + c\dot{x}(t) + kx(t) = f(t)$$

ここで m は質量、 c は等価粘性減衰、 k は剛性、 f は加振力である。

この時、時刻歴信号の複素 FFT 成分を用いると以下の式となる。

$$i\omega c + k = i \frac{(F\sin(\alpha - \beta) - mA\sin(\gamma - \beta))}{X} + \frac{F\cos(\alpha - \beta) - mA\cos(\gamma - \beta)}{X}$$

実部と虚部を比較して、等価剛性と等価粘性減衰はそれぞれ以下のようになる。

$$k = \frac{F\cos(\alpha - \beta) - mA\cos(\gamma - \beta)}{X} \quad c = \frac{(F\sin(\alpha - \beta) - mA\sin(\gamma - \beta))}{\omega X}$$

よって、外部加振力、変位、加速度の値と、それぞれの位相差を計測することでダンパの等価剛性と等価粘性減衰を同定することができる。

また、構造減衰の大きさを示す構造損失係数 γ は、ヒステリシス曲線の面積 ΔE_{disp} (= 1 サイクルの散逸エネルギー) と、近似直線の傾き (= 動的線形剛性 K_s) から以下の式で表すことができる。

$$\gamma = \frac{\Delta E_{disp}}{\pi K_s X^2}$$

WMDの減衰メカニズムをワイヤ同士の乾摩擦と、ワイヤの曲げによるエネルギー散逸によるものとする、WMDの減衰容量と等しい等価粘性減衰係数 C_{eq} は、 μ を乾摩擦係数、 K_∞ を大振幅時の剛性として、以下のように表現できる。

$$C_{eq} = \frac{4\mu F}{\pi\omega X} + \frac{K_\infty\gamma}{\omega}$$

上述の等価粘性減衰は同じ減衰容量を表す ($c = C_{eq}$) ことから、この関係を利用して乾摩擦係数 μ が一意に定まる。

4. 加振試験結果

銅製の WMD と Ni-Ti 製 (形状記憶合金) の WMD の加振試験で得られた振幅に対する等価粘性減衰 c を加振周波数で分類して Fig. 3 に示す。また、振幅と剛性の関係を Fig. 4 に示す。

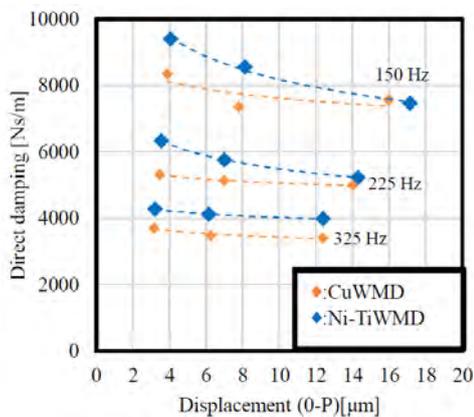


Fig. 3 振幅と減衰の関係

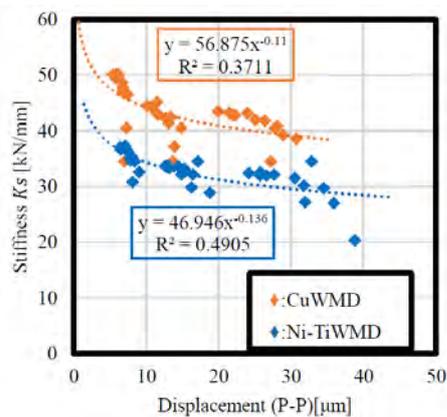


Fig. 4 振幅と剛性の関係

同じ周波数，同等の振幅で比較すると，Ni-TiWMDの方がCuWMDよりも常に高い等価粘性減衰を示している．また，2次危険速度に相当する周波数(325 Hz)において，4000 Ns/mと先行研究で定めたGG-ATRエンジンのダンパ設計目標値(1500 Ns/m)よりも十分に大きな値を示している．Fig.4より，CuWMDとNi-TiWMDはともに振幅に対して減少する傾向を示している．また，同じ変位で比較するとNi-TiWMDよりもCuWMDのほうが高い剛性を示している．図中の累乗近似曲線を用いて，大振幅時(150 (P-P) μm)の予測剛性 K_∞ を同定した結果をTable 1に示す．

	CuWMD	Ni-TiWMD
K_∞	32.78	23.75

この剛性 K_∞ は，WMDの実効的な剛性を示している．つまり，Ni-TiWMDの剛性は，CuWMDに対して9 kN/mm小さい．これは，剛性をなるべく小さく抑えたいGG-ATR用ダンパにとって，大きなメリットである．最後に，ダンパ性能の比較として，同定した乾摩擦係数 μ と構造損失係数 γ をFig. 5に示す．

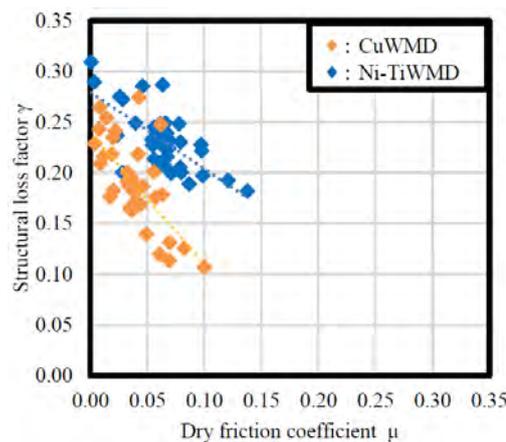


Fig. 5 乾摩擦係数と構造減衰係数の関係

構造減衰係数 γ と乾摩擦係数 μ はトレードオフの関係を示している．乾摩擦減衰と構造減衰が振動条件によって入れ替わりながらエネルギーを散逸していることを示唆している．また，構造減衰係数 γ の方が乾摩擦係数 μ よりも大きいことから，本ロータ系サイズのWMDの減衰メカニズムは，主にワイヤの曲げによる構造減衰であることが明らかになった．これは，先行研究で報告された結果と一致しており，WMDの減衰メカニズムはサイズによらず，ワイヤの曲げによる構造減衰が支配的であるといえる．

また，加振試験条件によらず常にNi-TiWMDの構造減衰係数 γ と乾摩擦係数 μ がCuWMDよりも大きいことがわかる．同じ振動条件下で，Ni-TiWMDのエネルギー散逸 ΔE_{disp} がCuWMDよりも大きいことを示している．

5. まとめ

GG-ATR エンジンのロータ系の安定作動を目的としてダンパとして WMD の使用を検討している。本研究では同条件で設計した GG-ATR エンジン実機サイズの CuWMD と Ni-TiWMD に対して、一方向加振試験を行い、その剛性と減衰に関する特性を評価した。

これらの WMD の振動特性として、同じ振動条件において Ni-TiWMD の等価粘性減衰 C_{eq} が CuWMD よりも大きいことがわかった。また、CuWMD と Ni-TiWMD の減衰は、振幅の増加に対して減少する傾向を示すことが確認された。一方、剛性は同じ変位条件で比較して、Ni-TiWMD の方が小さいという結果が得られた。

構造損失係数 γ と乾摩擦係数 μ から、同じ振動条件の場合、Ni-TiWMD の方が大きなエネルギー散逸を示すことがわかった。

以上の結果から、低剛性かつ高減衰を目標とする GG-ATR エンジン軸系の軸受ダンパとして Ni-TiWMD の方が適しているといえる。

本研究で作成したダンパは、減衰が目標値(1500 Ns/m)に対して十分に大きいため、共振振幅を低減できると期待される。一方で、剛性が先行研究で求めた目標値(2.5 kN/mm)よりも高いため、そのまま使用すると危険速度がスロットリング範囲内に入ってしまう懸念がある。そこで今後は、本研究の WMD よりもワイヤ線径やメッシュ密度を小さくした供試体を作成し、剛性の低減を図る予定である。

本研究で得られた知見は、GG-ATR エンジンの安定作動だけでなく、WMD の減衰メカニズム解明に寄与するものである。WMD 研究の今後の方針として、様々な設計条件の WMD の振動特性を実験計画法などにより効率的に要因効果を評価することで、将来的にどのような要求仕様の WMD でも設計可能にすることをめざす。

参考文献

- [1] 岡安彰ほか, LE-7 用液水ターボポンプ軸系振動問題と対策, ターボ機械, 第 26 巻, 第 8 号, 1998
- [2] Bugra Ertas, et al, Dynamic Characteristics of Shape Memory Alloy Metal Mesh Dampers, 59th AIAA /ASME/ASCE /AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA 2009-2521
- [3] Adolfo Delgado and Bugra Ertas, Identification of Damping and Stiffness Coefficients of a Shape Memory Alloy Wire Mesh Damper, Proceedings of 14th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery (ISROMAC-14), 2012

GG-ATR エンジンにおけるガスジェネレータの燃焼流れ場と燃焼室壁面温度に関する研究

八木橋 央光 (航空宇宙総合工学コース 博士前期 2 年)

○有松 昂輝 (航空宇宙総合工学コース 博士前期 1 年)

○稲積 慧 (航空宇宙総合工学コース 博士前期 1 年)

住吉 政哉 (航空宇宙システム工学コース 学部 4 年)

湊 亮二郎 (航空宇宙システム工学ユニット 助教)

高野 智之 (航空宇宙機システム研究センター・施設課 主任)

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長・教授)

1. はじめに

前年度までに実施した推進剤流し試験によって、ガスジェネレータ(以下 GG)供給系統の圧損特性や流量特性の取得が行われ、その結果をもとに GG 単体での地上燃焼試験を実施し、始動・着火・停止シーケンスを確立した。GG は着火・燃焼・保炎といった挙動を供試体や設備の損傷を発生させることなく、かつ生成される燃焼ガスの温度はタービン入口部において一様化されていることが望ましい。しかし、GG 燃焼ガスの持つ温度分布や GG 燃焼室の寿命および使用限界回数については十分な知見を獲得していない。そこで本研究では GG 燃焼試験から得られた結果から、燃焼ガスが有する温度分布を明らかにし、燃焼室内壁温度を推算することで燃焼室寿命および使用限界温度を評価した。

2. 燃焼ガス温度分布

2-1. 試験手法

2-1-1. 熱電対による温度分布の取得

燃焼ガス温度分布を取得するために使用した熱電対の仕様および各試験における差し込み深さを Table 1 に示す。また設置場所は、Fig. 1 に示すように周方向の位相を 4 箇所それぞれ反時計回りに $\theta_1 = 67.5^\circ$ 、 $\theta_2 = 112.5^\circ$ 、 $\theta_3 = 247.5^\circ$ および $\theta_4 = 292.5^\circ$ となるように取り付けた。

Table 1 熱電対諸元

試験 No.	センサ略称	種類	シース径	差し込み深さ
Fire07	TGG2d-1	K 型	$\phi 1.0$	4.8 mm
	TGG2d-5	K 型	$\phi 1.0$	4.5 mm
	TGG2d-7	K 型	$\phi 1.0$	3.8 mm
	TGG2d-11	K 型	$\phi 1.0$	2.0 mm
Fire08	TGG2d-1	K 型	$\phi 3.2$	12 mm
	TGG2d-5	K 型	$\phi 3.2$	20 mm
	TGG2d-7	K 型	$\phi 3.2$	4.5 mm
	TGG2d-11	K 型	$\phi 1.0$	2.0 mm

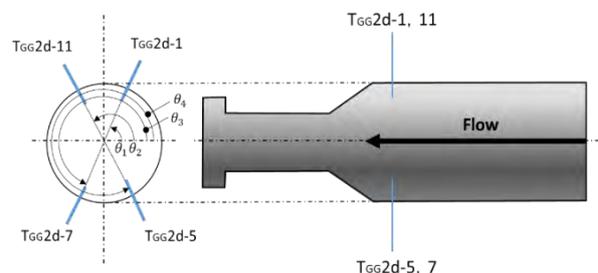


Fig. 1 熱電対の設置場所と位相

実施した燃焼試験は流量計により計測される総混合比が試験番号 Fire07 および Fire08 でそれぞれ 0.467 および 0.443 であり，燃焼室圧力は 1.24 MPaA および 1.18 MPaA である．そのため両者の燃焼場に大きな差異はなく，差し込み深さおよび位相によって温度分布の評価が可能と考える．

2-1-2. サーモグラフィカメラによる温度分布の取得

燃焼試験 Fire07, Fire08 においてはサーモグラフィカメラ（日本アビオニクス InfRec R300SR-H）により燃焼室の表面温度を計測した．収録レートは 15 Hz，測定レンジは Fire07 においては 0～500 °C，Fire08 においては 0～2000 °C とした．それぞれの試験におけるサーモグラフィカメラの撮影角度を Fig. 2 に示す．このときの位相 0° は，燃焼室出口を正面に取り鉛直上方に等しい．なお燃焼室表面には測定精度向上のため，全放射率 0.94 の黒体塗料（ジャパンセンサー JSC-3 号）を塗布した．塗装後の燃焼室外観を Fig. 3 として以下に示す．

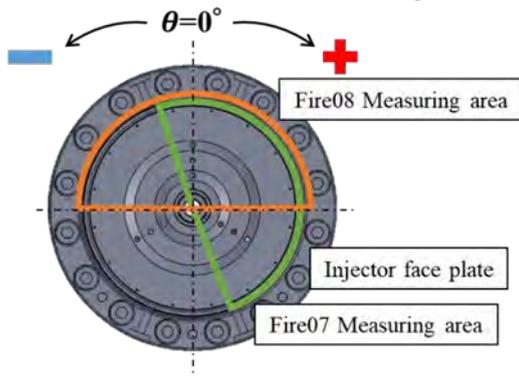


Fig. 2 各試験におけるサーモカメラの撮影角度



Fig. 3 塗装後の燃焼器概観

2-2. 試験結果および考察

2-2-1. 温度ガス温度分布の取得

燃焼試験 Fire07 にて得られた燃焼室温度履歴を Fig. 4 に，Fire07 と Fire08 で得られた定常試験データを周方向 θ ，半径方向 r および温度 T の 3 つのパラメータで整理したグラフを Fig. 5 に示す．ただし，Fig. 5 に示したグラフ内の数値は計測点における混合比であり，一次元化学平衡計算により断熱火炎温度を算出している．

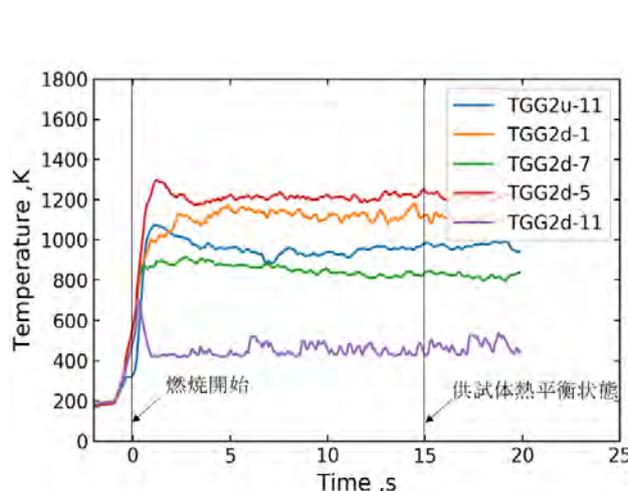


Fig. 4 Fire07 における燃焼室温度履歴

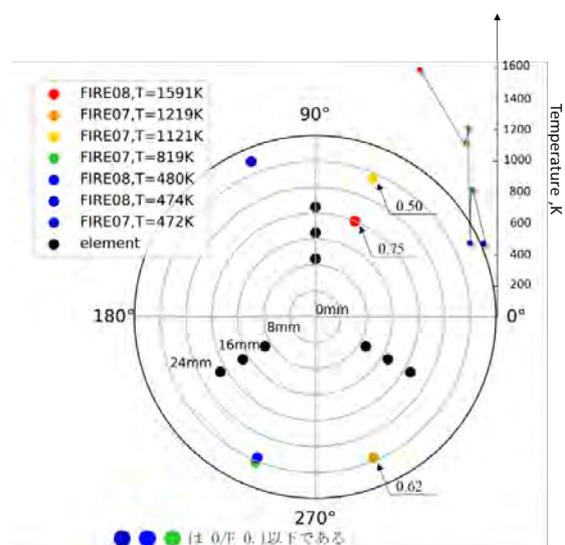


Fig. 5 燃焼ガス温度分布

Fig. 4 より、燃焼室内壁近傍を計測している温度は 480 K から 800 K 程度である。この時、混合比は 0.1 以下となるため、エタノールによるフィルム冷却層の中の温度を計測しているものと考えられる。 $\theta_3 = 247.5^\circ$ の計測点において、試験ごとに計測される温度が異なっているがフィルム冷却層はおおむね燃焼室内壁から 4 mm 程度であるといえる。

燃焼ガス温度を計測しているとされるのは 1121 K, 1219 K および 1591 K の 3 点であり、これらの平均温度は 1310 K である。これに対して計測された最高温度は約 300 K も高く、この結果から生成される燃焼ガスは局所高温流を有していることが明らかとなった。さらに、計測された燃焼ガスの最高温度と最低温度との差は約 450 K であり、燃焼室断面に対して中心に向かうほど燃焼ガス温度が高くなっていることがわかる。これらの結果は Fig. 1 に示した燃焼室円筒下流部に設置された熱電対により局所的に取得されたものである。そのため燃焼室内を流れる燃焼ガスの推進剤混合は十分な均一化には至っていないと推察される。また、1600 K さらにはそれ以上の局所高温流を有した状態で GG 下流の Y 字エルボ部の内壁に衝突すると、内壁温度が Inconel 625 の融点である 1600 K まで到達してしまうおそれがある。このことからタービンに燃焼ガスを供給する過程において供試体の損傷が発生することが懸念される。

そのため、本結果をふまえて推進剤混合の均一化を図り、燃焼ガス温度を一様化することで GG の焼損および溶損を防ぐ対策を講じる必要があると考える。

2-1-2. GG 燃焼室表面温度分布の取得

GG 表面温度の推移および分布は Fig. 2 に示すとおり、2 回の燃焼試験にて得られたものに基づき解析を実施した。得られた代表的な赤外線画像を Fig. 6 として、解析に用いた代表的な計測点を Fig. 6 中の記号と対照させ、Table 2 として示す。また燃焼開始から経過した時間に対する表面温度の推移を Fig. 7 に示す。

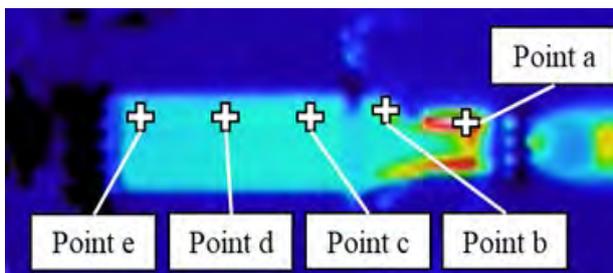


Table 2 解析に供する計測点の概要

記号	名称	測定箇所
a	ST1	スロート出口より 30.7 mm
b	ST2	スロート出口より 81.0 mm
c	ST3	インジェクタ面より 146.7 mm
d	ST4	インジェクタ面より 96.7 mm
e	ST5	インジェクタ面より 24.1 mm

Fig. 6 燃焼試験にて得られた赤外線画像

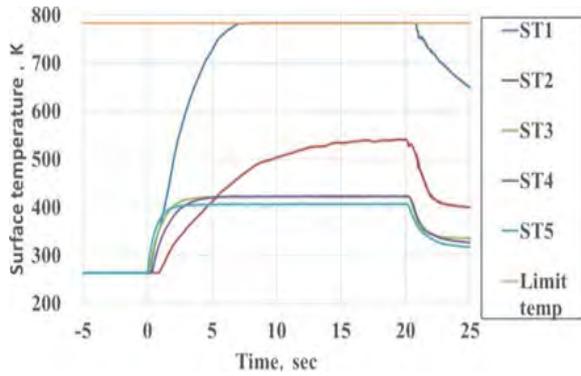


Fig. 7 GG 表面温度の推移

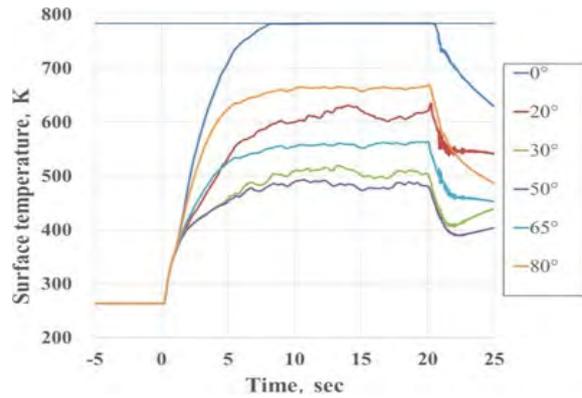


Fig. 8 スロート部表面温度履歴

図より、燃焼室コア部においては表面温度が約 4 秒で熱的平衡状態に移行することがわかる。スロート部については計測上限温度を超過しているため、詳細な傾向がつかめない。そこで Fig. 8 に、各位相におけるスロート部表面温度履歴を示す。このことからスロート部表面温度は 8 秒程度で平衡状態に移行することがわかる。また Fig. 8 から、スロート部においては特に表面温度に周方向の分布があることがわかる。

燃焼室スロート部においては少なくとも 300 K を超える周方向の温度差が生じており、これは定常的なものであることがわかる。これはインジェクタのエレメント数が 3 つと少ないことに起因していると考えられる。一方で GG 火炎出口に取り付けられたオリフィスに溶損は生じていないことから、ある程度の熱負荷は生じているものの、それは瞬時に溶損に至るほど過酷なものではないことがわかる。

3. 熱流束推算および GG 寿命検討

サーモグラフィカメラによって撮影した燃焼中の燃焼室外壁温度の結果をもちいて、非定常一次元熱伝導方程式を離散化した式(1)から内壁温度を推算した。

$$\frac{T_{i+1,j} - T_{i,j}}{\Delta t} = \alpha_{GG} \frac{T_{i,j-1} - 2T_{i,j} + T_{i,j+1}}{\Delta x^2} \quad (1)$$

t : 時刻, s Δx : 空間刻み幅, m

T : 温度, K Δt : 時間刻み幅, s

α_{GG} : Inconel625 の熱拡散率, m^2/s

添え字

i : 時間ステップ j : 空間ステップ

内壁温度推算結果を Fig. 9 に示す。これは燃焼室において外壁温度が約 640 K と最も高温になったスロート部を対象に推算した結果である。内外壁の温度差は始動時に最大となり、以降は内壁温度上昇に追従するように外壁温度も高くなる結果となった。この結果によりフィルム冷却の

効果が減少あるいは消滅すると燃焼室外壁は内壁温度の上昇に伴い高温となり、溶損を起こす危険が示唆される。

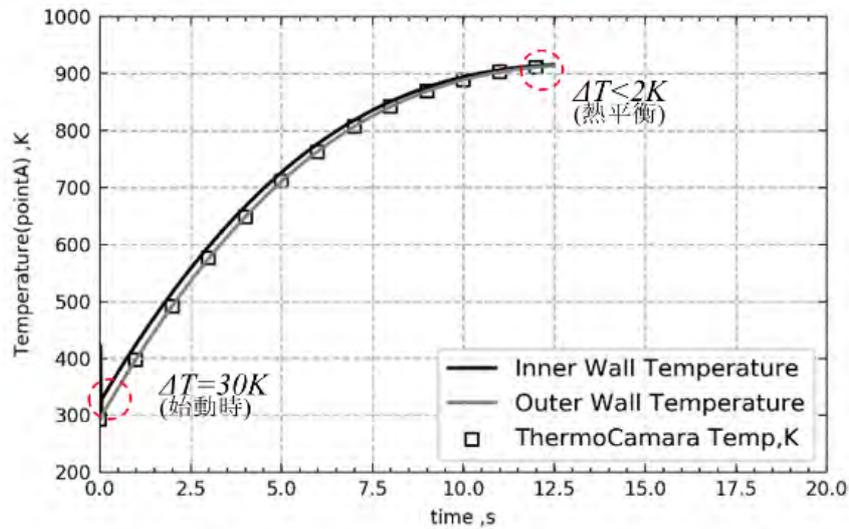


Fig. 9 GG 燃焼室内壁温度予測結果

燃焼室に発生する応力は、最大温度差 30 K による熱応力と内圧による応力とをあわせて 65.5 MPa である。この推算結果から寿命を検討すると 10^{24} 回の応力作用により破壊する高サイクル疲労領域にあることがわかった。

また、公開されている高温引張試験結果を参考とすれば、推算した応力 65.5 MPa に対して燃焼器が塑性歪を生じる温度が 950 °C であり、GG の損傷なく燃焼を持続させるために本温度を使用限界温度のひとつの目安とする。

参考文献

- [1] 八木橋央光, GG-ATR エンジンにおけるガスジェネレータの保炎・燃焼特性に関する研究, 室蘭工業大学令和元年度修士学位論文, 2019
- [2] 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
- [3] 中島敏晴, 磯田和貴, “高放射材の赤外線分光放射率の角度依存性評価” 東京都立産業技術センター研究報告, 第 10 号, 2015

GG-ATR エンジン搭載用ガスジェネレータの燃焼効率

八木橋 央光（航空宇宙総合工学コース 博士前期 2 年）
有松 昂輝（航空宇宙総合工学コース 博士前期 1 年）
稲積 慧（航空宇宙総合工学コース 博士前期 1 年）
○住吉 政哉（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）
湊 亮二郎（航空宇宙システム工学ユニット 助教）
高野 智之（航空宇宙機システム研究センター・施設課 主任）
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長・教授）

1. はじめに

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターでは、小型無人超音速実験機オオワシ 2 号機の研究開発が進められている。同実験機は、離陸から飛行・旋回、そして着陸までを自律飛行で行うシステムであり、巡航時の到達マッハ数は 1.3 である。そこで用いられるエンジンシステムは、従来のジェットエンジンよりも小型・大推力・高比推力であることが求められる。この課題を克服するエンジンシステムとして、ガスジェネレータサイクル・エアターボラムジェットエンジン（Gas Generator Cycle – Air Turbo Ramjet Engine, GG-ATR エンジン）が選定されている。このエンジンが安定した推力を発生するためには、タービン駆動に必要な圧力と温度の燃焼ガスを生成する必要がある。2019 年度は白老エンジン実験場にてガスジェネレータ（GG）単体燃焼試験を実施し、燃焼特性や性能を取得した。本稿では、燃焼試験から得られた燃焼効率について報告する。

2. GG 燃焼試験設備

2-1. GG 諸元

図 1 に GG の外観を示す。写真(a)の中央に燃焼室が、その左側にインジェクタがある。インジェクタは、(b)に示すように F-O-F 異種 3 噴流衝突型が 3 組、また外周部にはフィルム冷却孔が配置されている。表 1 に GG 諸元を示す。



(a) GG 全体



(b) GG 用噴射器

図 1 ガスジェネレータの概観

表 1 GG 諸元

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

2-2. 推進剤供給系

GG 単体燃焼試験を行うときの試験設備の系統図を図 2 に示す。燃焼試験設備は燃料供給系、酸化剤供給系及び点火器供給系からなる。

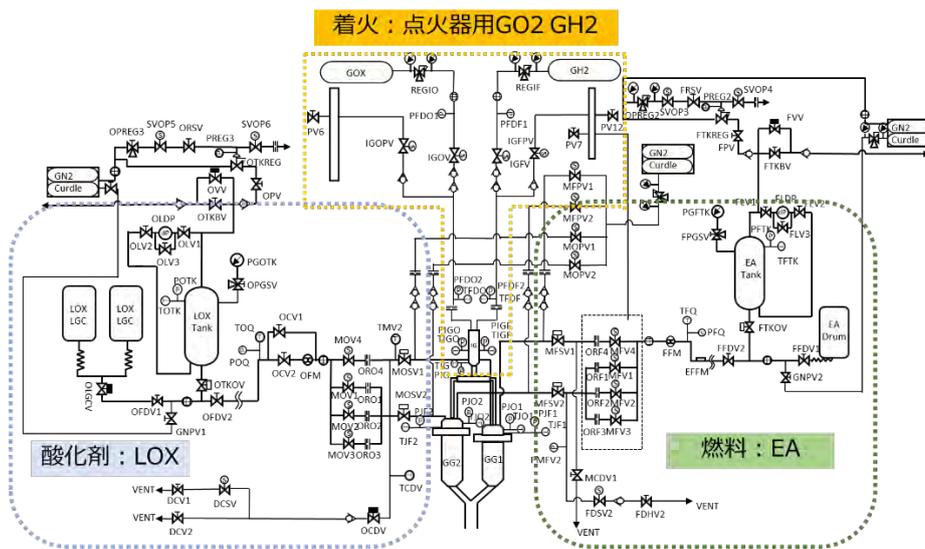


図 2 燃焼試験設備の系統図

3. GG 性能

3-1. 燃焼試験結果

表 2 に 3 回 (FIRE07~FIRE09) の燃焼試験の作動点概要を示す。いずれの試験も作動点が安定し、定常燃焼した。図 3 に燃焼試験中の概要図を、図 4 に試験番号 FIRE09 の燃焼圧力の時間履歴を示す。

表 2 燃焼試験結果

	FIRE07	FIRE08	FIRE09
燃焼秒時 [s]	20	34	7
燃焼室圧力 P_c [MPaA]	1.24	1.18	1.19
混合比 O/F [-]	0.476	0.460	0.427

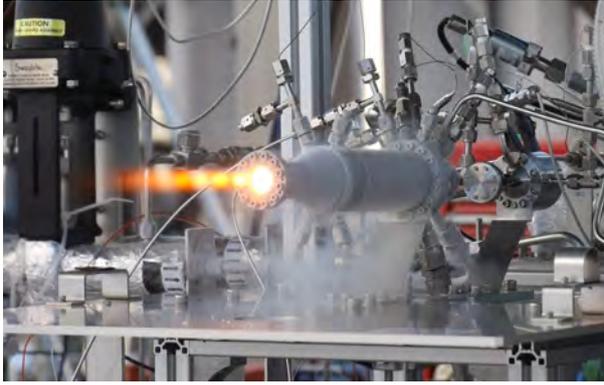


図3 燃焼試験概要図

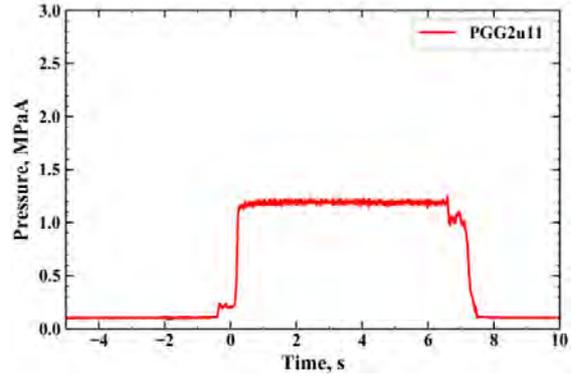


図4 FIRE09の燃焼圧力履歴

3-2. C*効率

このGGにおける性能評価指標は、燃焼性能を表す特性排気速度 C^* および C^* 効率を用いた。 C^* 効率及び C^* の実験値と理論値は式(1)~(3)で定義される。

$$\eta C^* = C_c \frac{C^*}{C_{th}^*} \quad (1)$$

$$C^* = \frac{P_c A}{\dot{m}_{total}} \quad (2)$$

$$C_{th}^* = \sqrt{\frac{RT_c}{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{1+\gamma}{1-\gamma}}} \quad (3)$$

本GG燃焼試験では、燃焼器出口部にタービンを模擬してオリフィスを取り付けている。このため、縮流係数 C_c を考慮する必要がある。縮流係数の算出に用いる流量-圧力の関係式を式(4)に示す。また図5に簡素化したオリフィスモデルを示す。

$$q_{m2} = \rho_1 C_c A_d \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{1}{\gamma}} a_2 \quad (4)$$

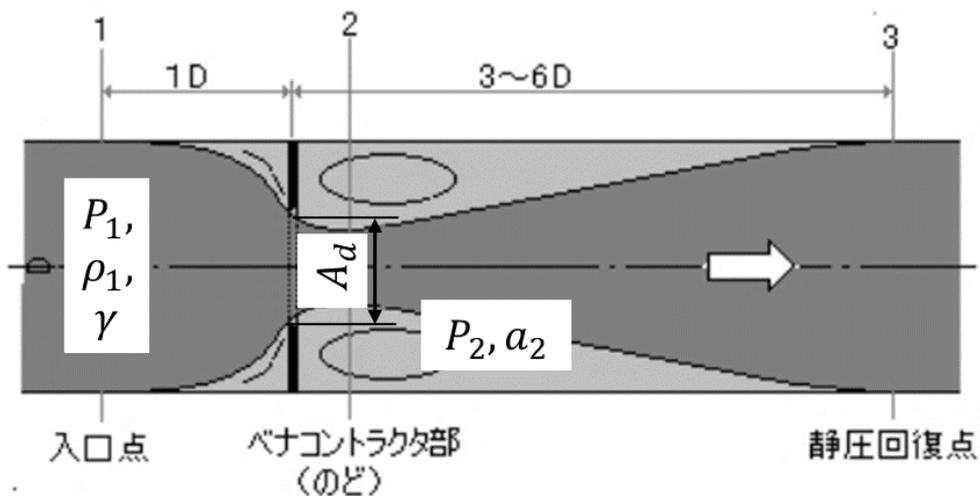


図5 オリフィスモデル

表 3 に、燃焼試験における算出した縮流係数を示す。

表 3 縮流係数

	FIRE07	FIRE08	FIRE09
縮流係数 C_c [-]	0.739	0.732	0.728

つぎに、この縮流係数を用いて式(1)により C^* 効率を求めた。定常燃焼時における縮流係数を考慮した C^* 効率を図 6 に示す。

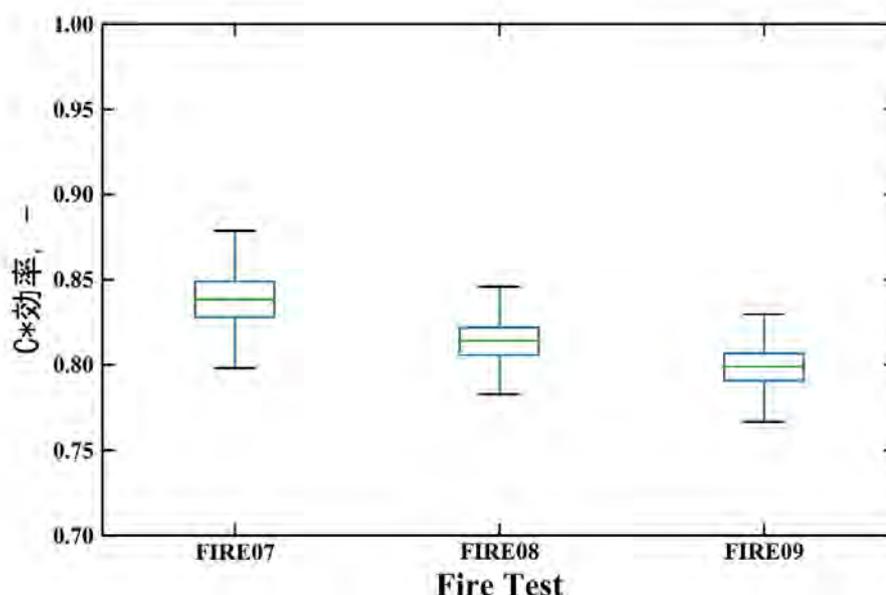


図 6 縮流係数を考慮した C^* 効率

C^* 効率は 0.8 程度であることがわかる。燃焼効率としては一般的なロケットエンジンより低い結果である。これは、GG の F-O-F 型異種 3 点衝突型インジェクタのエレメント組数が一般的なロケットエンジンよりもきわめて少ないために、燃焼室内における推進剤の微粒化と混合が促進されにくいと推察される。しかしながら、燃焼振動などのような不安定現象は発生しておらず、燃焼試験後に点検した結果、燃焼室にも損傷は見られなかった。

参考文献

- [1] 住吉政哉, GG-ATR エンジン搭載用ガスジェネレータの安定作動に関する実験的評価, 室蘭工業大学令和元年度卒業論文, 2019
- [2] 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
- [3] 木村逸郎, ロケット工学(1993), p.363.
- [4] 松尾一泰, 圧縮性流体力学(1994), p.142-145

亜酸化窒素の充填・排出・流動特性に関する評価

○安田 一貴（先端生産システム工学コース 博士後期2年）
渡部 晃広（航空宇宙システム工学コース 博士前期1年）
椎名 達彦（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）
高野 智之（航空宇宙機システム研究センター・施設課 主任）
内海 政春（航空宇宙機システム研究センター長・教授）

1. はじめに

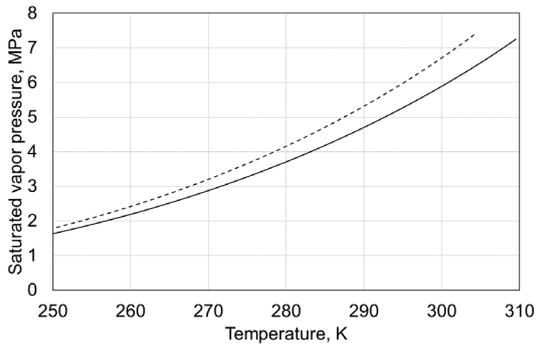
航空宇宙機の需要拡大に伴い、より多くのペイロードを輸送可能な大型の推進システムだけでなく、比較的小型かつ低コストな推進システムの研究開発も進められている。このような推進システムに適した推進剤として亜酸化窒素（Nitrous oxide; N_2O ）の利用が挙げられる。 N_2O とは一般産業にも用いられている化学物質であり、ロケットエンジンの酸化剤として一般的な液体酸素と異なり、密閉容器内では常温で液体として貯蔵や運用が可能である。また、極めて高い飽和蒸気圧を有しており、自己加圧供給（自身の飽和蒸気圧によりタンクから排出し、燃焼室へと供給）であることから、別途加圧機構を必要とせず推進システムの小型・簡素化が期待され、小型のロケットエンジンへの実用化が進められている[1,2]。

一方で、自己加圧供給された流体は減圧沸騰やキャビテーションにより容易に混相化し非定常な気液二相流を形成する[3]。このような特有の流れ場における排出、流動特性には未だ明らかになっていない要素が多い。本稿では、実用性の向上や推進システムの適切な設計・運用に寄与することを目的として実施した、流し試験および燃焼試験にて得られた結果と充填・排出・流動特性に関する知見を報告する。

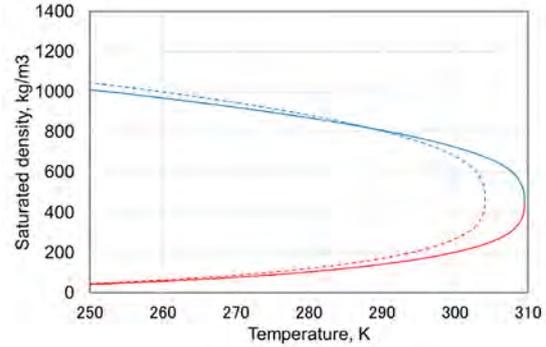
2. 理論と試験装置

2-1. 亜酸化窒素と二酸化炭素の類似性

N_2O と類似した熱物性値を有する流体として二酸化炭素（Carbon dioxide; CO_2 ）が挙げられる[4]。自己加圧供給において極めて重要な熱物性値として、 N_2O と CO_2 の飽和蒸気圧および蒸発潜熱を図1に示す。図1Aより、 CO_2 も N_2O と同様に常温付近にて高い飽和蒸気圧を有することがわかる。また、臨界温度付近（ N_2O : 309 K, CO_2 : 304 K）では差異が大きくなっているものの、両流体の熱物性値はおおむね同様な温度依存性を示していることがわかる。これらの理由により、 N_2O の流動特性を評価する上で代替流体として CO_2 を利用するケースは多く、本研究においても安全性と低コスト化の観点から、一部の流し試験では CO_2 を代替利用し、自己加圧供給における諸特性の評価を行った。



A 飽和蒸気圧



B 蒸発潜熱

図1 亜酸化窒素と二酸化炭素の熱物性値の比較（実線：N₂O，破線：CO₂）

2-2. 気液二相流の流量推定

自己加圧供給により形成された気液二相流は非定常性が強く、応答性や精度の観点から質量流量の実測は容易ではない。そこで、供給前後のランタンク重量変化から充填量を算出すると共に、式(1)により流量 \dot{m} を推定した。気液二相流の流量については流動様式の違いなどにより種々のモデルが提唱されているが、ここでは非圧縮仮定のもとで導出される流量の式を用いた[5]。

$$\dot{m} = C_d A_{inj} \sqrt{2\rho_{inj}(p_{inj} - p_c)} \quad (1)$$

ここで、 C_d はインジェクタの流量係数、 A_{inj} はインジェクタポート面積、 ρ_{inj} はインジェクタ上流の密度、 p_{inj} はインジェクタ上流圧力、 p_c はインジェクタ下流圧力（燃焼室圧力）である。なお、 ρ_{inj} には p_{inj} における飽和液相密度を流体物性値のデータベース（NIST REFPROP[6]）から算出した値を用い、気液二相流平均密度との差異を補完するような流量係数を見積もることで、気液二相流の流量履歴を推定した。

2-3. 試験装置と手法

本研究にて利用している試験装置の外観を図2、配管系統図を図3に示す。流し試験や燃焼試験を実施する際には、まずメイン弁（MOV）を閉じ、充填弁（Fill）を開くことで、上下反転させて設置したボンベ内の飽和蒸気圧により液相のN₂O（CO₂）をランタンクに充填する。その後、充填弁を閉じ、メイン弁を開くことでN₂O（CO₂）がインジェクタおよび燃焼器に供給される。各種試験には岡田らにより報告されているインジェクタおよびハイブリッドロケットエンジンを用いた[7]。

試験時には、ランタンク内の圧力を10 MPa計圧力計、温度を頂部と底部の二点をT型熱電対で計測している。これはランタンク内の蒸気相と液相の温度をそれぞれ計測するためである。また、インジェクタ上流での圧力（10 MPa計）と温度（T型熱電対）、燃焼室の圧力（5 MPa計）も計測している。ランタンクの重量も計測し、前述のとおり自己加圧に伴う気液二相流の流量推定に利用している。

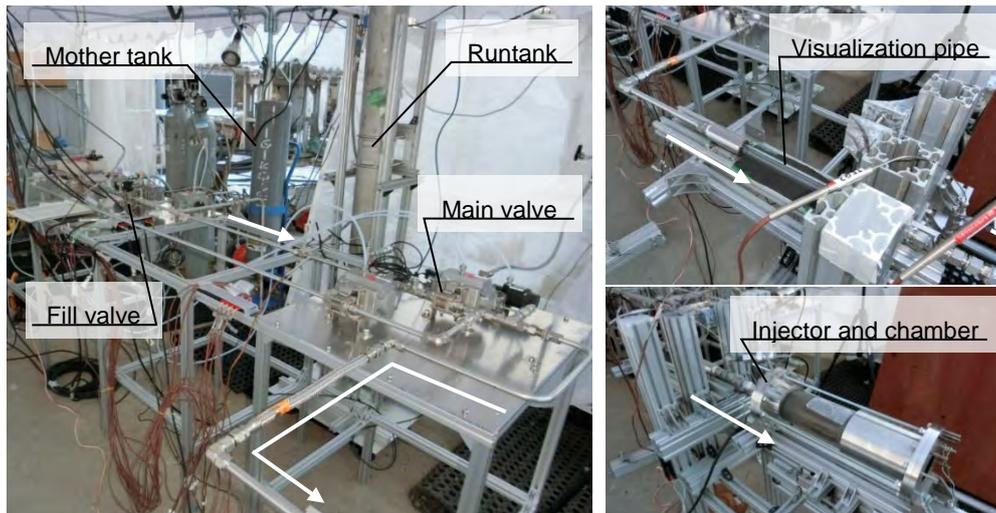


図2 試験装置外観図

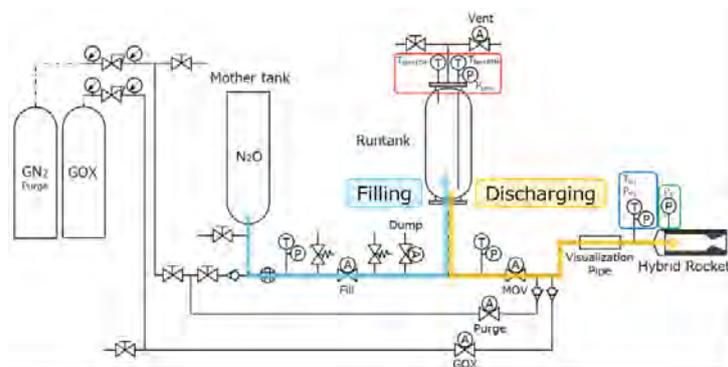


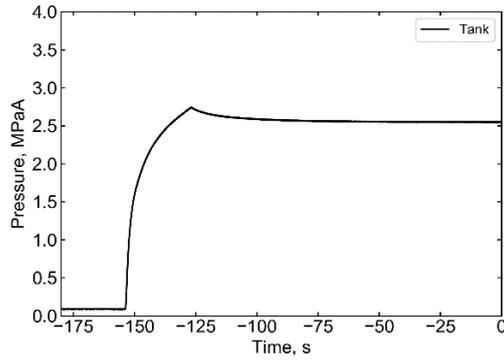
図3 配管系統図と計測項目（充填：青線，排出：橙線）

3. 試験結果と考察

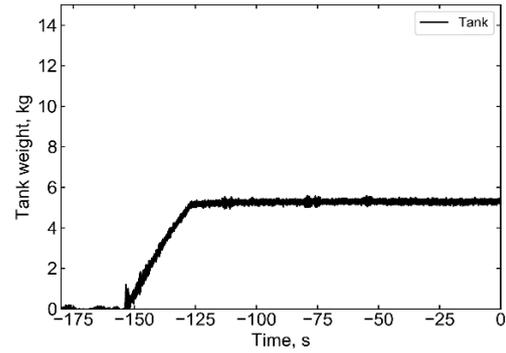
3-1. 自己加圧による充填特性

充填工程におけるタンク内の圧力、温度、および充填量の特徴を評価するために取得した各種計測結果の中から代表的なものを図4に示す。また、図4で示した試験にて取得したタンク内温度履歴と NIST REFPROP から推定した実測圧力における飽和温度の比較結果を図5に示す。この試験は所望の充填量に到達した時点 ($t = -125$ s 付近) で充填弁を閉めたケースである。充填開始と同時に ($t = -155$ s 付近) にタンク底部の温度が急激に低下し、その後圧力の上昇に伴ってタンク底部温度も回復している傾向がみられる。このときの温度回復は飽和温度履歴と同様の変化を示している。また、充填終了以降 ($t = -125$ s 以降) もタンク底部温度は飽和温度と一致していることも明らかである。

以上のことから、充填時タンク内は常に気液平衡状態であり、タンク圧力は液温の飽和蒸気圧により決まることが示唆された。そのため、更なる充填促進には、供給配管やタンクを予冷することで飽和蒸気圧を下げることや、真空ポンプやベントによりタンク圧力を低下させる充填方法が効果的であると考えられる。



A 圧力履歴



B タンク重量履歴

図4 代表的な充填時の計測結果

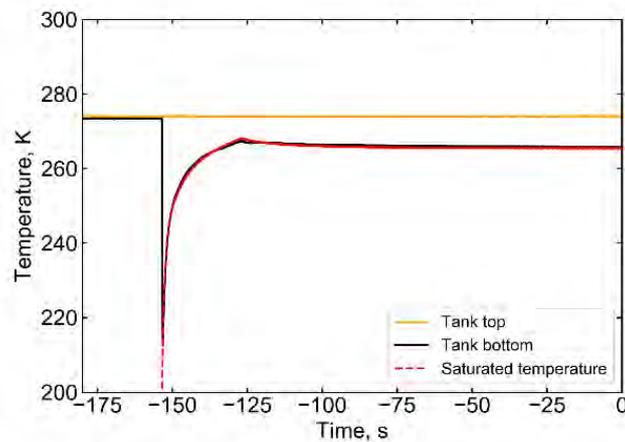


図5 充填時の実測温度および飽和温度履歴

3-2. 自己加圧供給特性

N_2O 流し試験において撮影した可視化流路の気液二相流の様子を図6に示す。可視化部はポリカーボネート製の管路（内径 10 mm，肉厚 3 mm，長さ約 200 mm）であり，供給中は白濁した気液二相流が確認された。したがって，自己加圧により形成される気液二相流は微細な気泡を含む気泡流であると考えられる。



図6 N_2O 流し試験の様子（上：供給前，下：供給中）

N_2O (CO_2) 流し試験における代表的な圧力，温度，タンク重量履歴を図7に示す。図7Aに示した圧力履歴より，タンク圧力（黒色）とインジェクタ上流圧力（青色）の差である流路圧損はおよそ 0.8 MPa，インジェクタ上流圧力とインジェクタ下流圧力（燃焼室圧力，赤色）の差である

インジェクタ差圧はおよそ 1.3 MPa であった。前述のとおり、メイン弁は $t = 6$ s で閉まり始めるが、 $t = 7$ s あたりまでインジェクタ圧力が立っているが、これはバルブが完全に閉まりきるまでの時間遅れに加え、メイン弁下流に残った液相の N_2O が蒸発しきるまでの時間遅れが存在するためと考えられる。

タンク内温度履歴である図 7B より、頂部の温度（蒸気相温度、橙色）は底部の温度（液相温度、青色）よりも約 8.3 K 高く、蒸気相内には温度成層が形成されていると考えられる[8]。

図 7 の試験ケースで取得した温度履歴と NIST REFPROP を用いて算出した飽和温度の比較結果を図 8 に示す。 $t = 0$ s にてメイン弁を開く直前はタンク底部温度（液温）とタンク内飽和温度が一致しており、気液平衡状態にあることがわかる。続いて供給開始後は、インジェクタ部飽和温度がインジェクタ温度をわずかに下回っており、減圧沸騰およびキャビテーションにより混相化した N_2O (CO_2) がインジェクタへ供給されていると考えられる[8]。このようにタンク圧がタンク内液温の飽和蒸気圧に強く依存する傾向は他の試験にても同様に確認された。

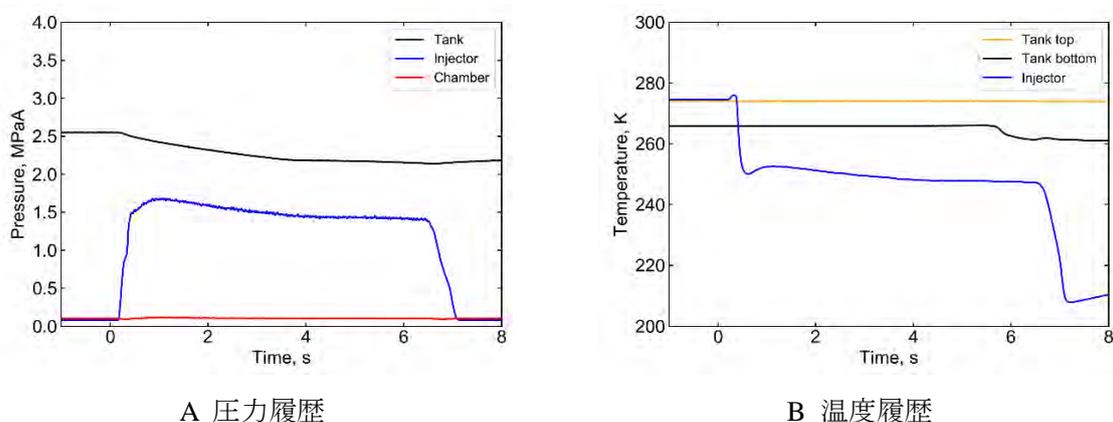


図 7 代表的な流し試験の結果

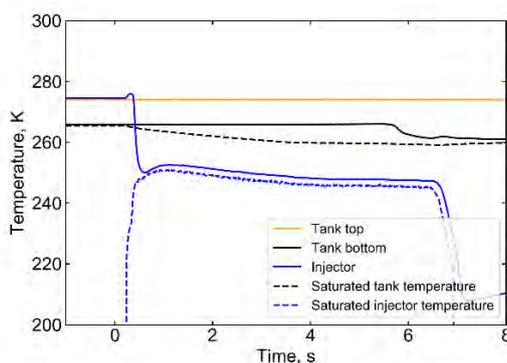


図 8 流し試験における実測温度および飽和温度履歴

燃焼試験時の可視化の様子を図 9 に示す。燃焼試験では、あらかじめ着火用の酸素の供給と火薬の発破により着火を行い、アクリルグレインを十分に加熱した後にメイン弁を開くことで N_2O を供給し本燃焼を行っている。また、基本となるグレイン（長さ：500 mm）に加え、同じ内径／外径で長さの異なるグレイン（250 mm, 1000 mm）を用いた場合の燃焼試験も実施した。



図9 燃焼試験の様子（上：燃焼前，中：着火，下：本燃焼）

燃焼試験における代表的な計測結果を図10に示す．同図Aに示した圧力履歴より，タンク圧力（黒色）とインジェクタ上流圧力（青色）の差である流路圧損はおよそ0.8 MPa，インジェクタ上流圧力とインジェクタ下流圧力（燃焼室圧力，赤色）の差であるインジェクタ差圧はおよそ0.8 MPaであった．タンク内温度履歴である同図Bより，頂部の温度（蒸気相温度，橙色）と底部の温度（液相温度，青色）の差は流し試験と同様に約8.3 Kであった．推力履歴である同図Cより，推力が大きく振動している様子が確認でき，その平均は約660 Nであった．

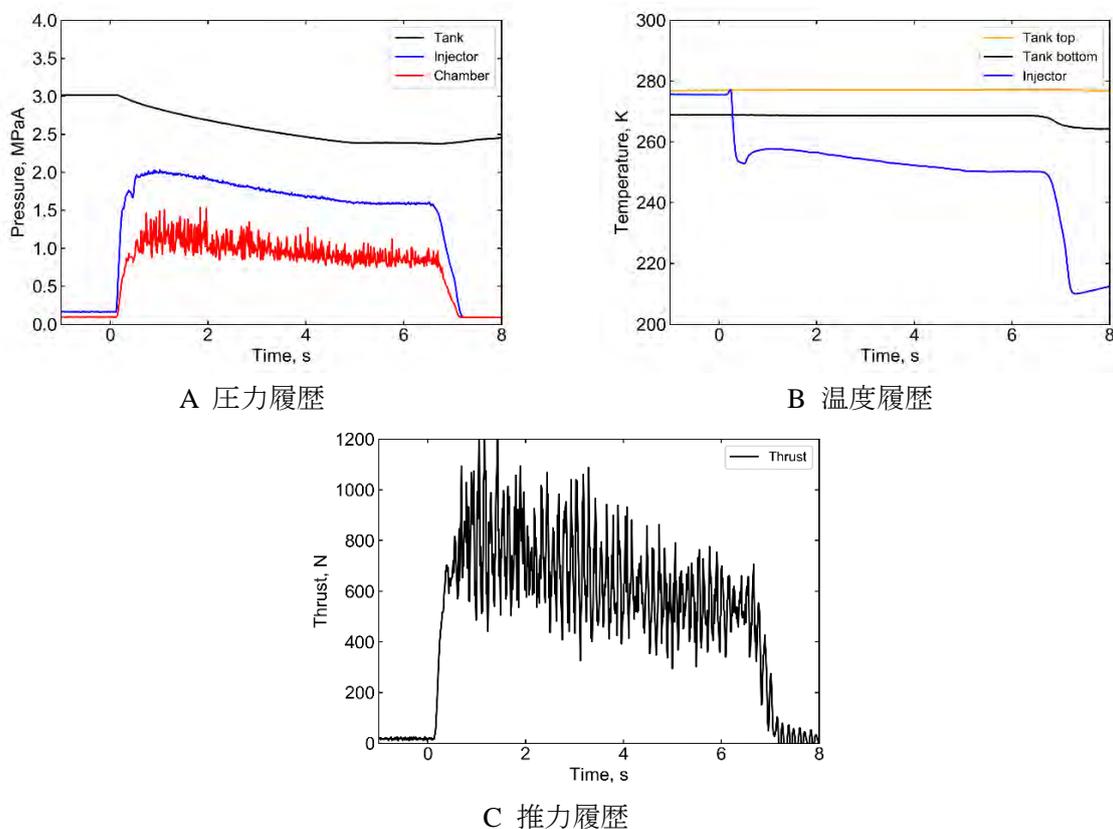


図10 代表的な燃焼試験の結果

3-3. 供給配管及びインジェクタの流動特性

前述の手法により推定した N₂O 流し試験および燃焼試験における質量流量履歴を図 1 1 に示す。なお、このときの流量係数はそれぞれ 0.16 と 0.24 であった。同様にこれまでの試験結果から推定した流量係数をインジェクタ圧力比 (p_c/p_{inj}) で整理した結果を図 1 2 に示す。ここで、“FlowTNS” は CO₂ 流し試験，“Flow” は N₂O 流し試験，“Fire” は燃焼試験を表している。

気体の臨界流れと同様に、気液二相流においてもオリフィスの圧力比がある値（臨界圧力比）を下回ると流れがチョークし、流量が下流圧力に依存しない臨界流れを形成することが知られている[9]。しかし、図 1 2 の結果だけでは圧力比の違いによる二相流チョークの有無と流量係数への影響はみられない。これは、種々の試験においてインジェクタでの流速が比較的小さいことに加え、燃焼試験では燃焼圧（インジェクタ下流圧）が振動していることに起因していると考えられる[10]。

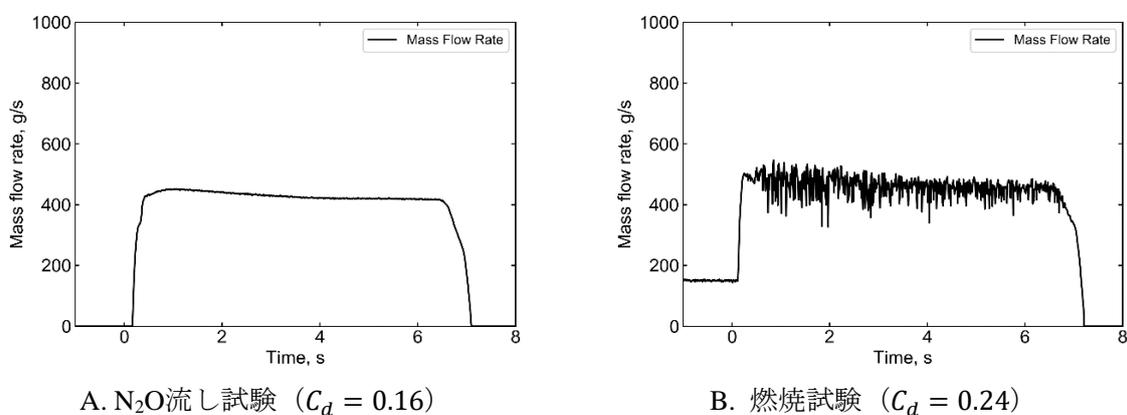


図 1 1 推定される N₂O の気液二相流質量流量履歴

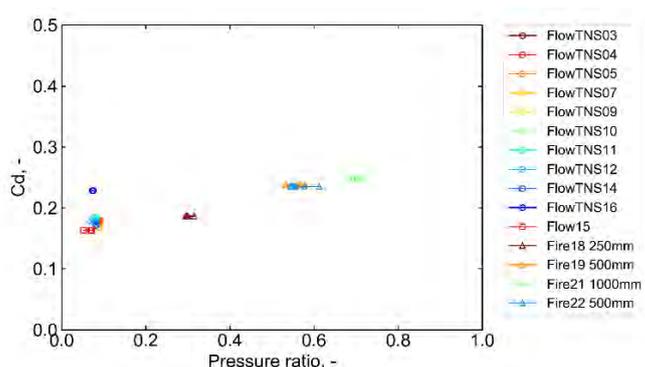


図 1 2 インジェクタ流量係数の評価

4. まとめ

N₂O (CO₂) の自己加圧作用を用いたタンクへの充填，タンクからの排出，流路内の流動特性を評価するために実施した N₂O (CO₂) 流し試験や燃焼試験から得られた知見を以下に示す。

- ・ 充填過程ではタンク内はほぼ気液平衡状態にあり，タンク圧は液温における飽和蒸気圧と一致する。

・充填促進を図るには、供給配管およびタンクを予冷することで飽和蒸気圧を低下させることが効果的である。

・自己加圧により供給される N_2O (CO_2) は微細な気泡を含んだ気液二相流を形成している。

・試験ごとに推定した流量係数は一定値にはならず、試験条件と二相流臨界流れの関係についてはさらなる検討が必要である。

今後は、タンク圧力や温度、インジェクタ下流圧力を変化させた条件でのデータ取得を進めると共に、インジェクタ上流におけるボイド率の計測を可能にすることでより多面的な特性評価を行う予定である。

参考文献

- [1] Kobald, M. et al., “Hybrid Experimental Rocket Stuttgart: A Low-Cost Technology Demonstrator,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 55, No. 2, 2018, pp. 484-500.
- [2] Tokudome, S. et al., “Experimental Study of an N_2O /Ethanol Propulsion System,” 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2007-5464, July 8-11, 2007, Cincinnati, OH, U.S.A.
- [3] Zimmerman, J. E. and Cantwell, B. “Parametric Visualization Study of Self-Pressurizing Propellant Tank Dynamics,” 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA 2015-3829, July 27-29, 2015, Orlando, FL, U.S.A.
- [4] Zimmerman, J. E. et al., “Comparison of Nitrous Oxide and Carbon Dioxide with Applications to Self-pressurizing Propellant Tank Expulsion Dynamics,” 60th JANNAF Propulsion Meeting, April 29-May 3, 2013, Colorado Springs, CO, U.S.A.
- [5] Sutton, G. P. and Biblarz, O., *Rocket Propulsion Elements*, 7th ed. (2001), p.277.
- [6] NIST REFPROP (online), available from <<https://www.nist.gov/srd/refprop>>, (参照日 2020年5月21日).
- [7] 岡田 他, “1kN 級ハイブリッドロケットエンジンの性能評価,” 平成 30 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2018-028, 2019 年 1 月, 相模原.
- [8] Yasuda, K. et al., “ N_2O Tank Emptying Characteristics on a Running Rocket Sled,” 2018 Joint Propulsion Conference, AIAA 2018-4596, July 9-11, 2018, Cincinnati, OH, U.S.A.
- [9] Ebrahimi, B. et al., “Characterization of high-pressure cavitating flow through a thick orifice plate in a pipe of constant cross section,” *International Journal of Thermal Sciences*, Vol. 114, 2017, pp. 229-240.
- [10] Yasuda, K. et al., “Fundamental Study on Injector Flow Characteristics of Self-pressurizing Fluid for Small Rocket Engines,” ASME-JSME-KSME 2019 Joint Fluids Engineering Conference, AJKFLUIDS2019-5625, July 28-August 1, 2019, San Francisco, CA, U.S.A.

軸流反転ファンの実験および数値解析

○中田 大将（航空宇宙機システム研究センター 助教）

長谷川 雄人（航空宇宙総合工学コース 修士2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

軸流反転ファンとは、動翼間に静翼を持たず 2 枚の動翼を反対方向に回転させることで、通常の軸流ファンに比べ高圧力比・高効率を得られる技術である。この技術は船のスクリューや PC の冷却ファンなど亜音速領域では広く採用されているが、ファンの相対速度が超音速に達する領域では効率が低下する性質がある。そこで、前述の超音速領域での効率低下特性を明らかにし、改善することが本研究の最終的な目的である。2017 年度中に試験装置の軸系損傷あり、改修に長時間を要したが、この間に効率低下のメカニズムを探るための詳細な数値解析を進めた[1]。併せて LiPo バッテリーに代わり直流電源を導入し、長時間の連続運転を可能とした。この 2 点について述べる。

2. 数値解析について

2-1. 定常解析

ANSYS CFX19.2 を用い、定常 RANS 解析を実施した。乱流モデルは SST モデルである。解析領域は図 1 に示すような各動翼 1 枚の部分流路である。動翼列付近の回転領域に加え、逆流や予旋回が流入境界および流出境界に影響を与えないように取り付けた延長領域を静止領域として設定し解析領域としている。延長領域は入口境界面および出口境界面が前段動翼前縁および後段動翼後縁からそれぞれ動翼列直径の 2.0 倍、5.0 倍の軸方向長さだけ離れるように設定した。延長領域と回転領域は Frozen Rotor で接続し、動翼間は Mixing Plane で接続した。

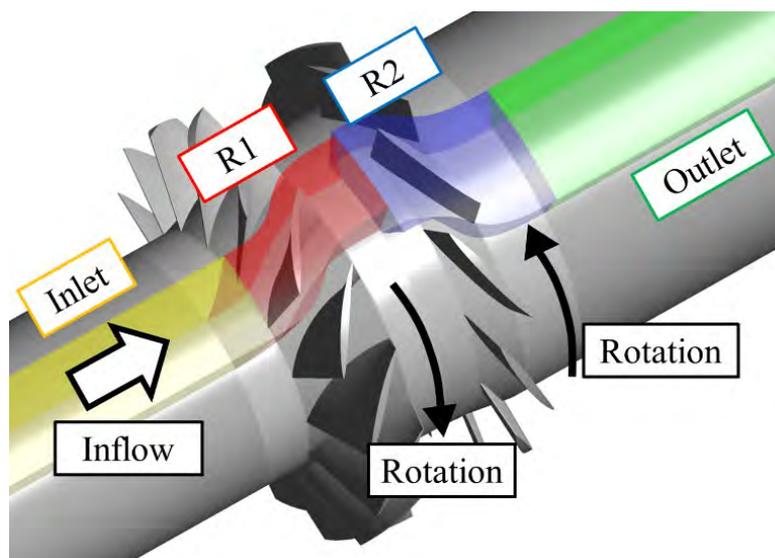


図 1 定常 RANS 解析領域

格子数依存性について調査したところ、55～440万格子で比較した場合、図2、3に示すように圧力比で0.03、断熱効率で2%ほど高い結果となった。圧力比や断熱効率を実験データと比較する際には実験データのエラーバーのほうが大きいので、この範疇で格子点数の影響は小さいと言える。但し、内部流路の渦構造などを把握するには精細な440万点が適切である。

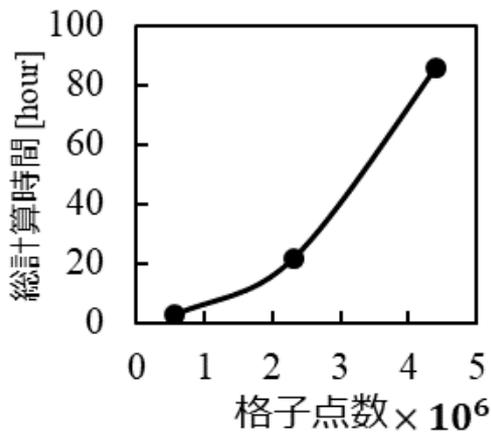


図2 格子点数と計算時間の関係

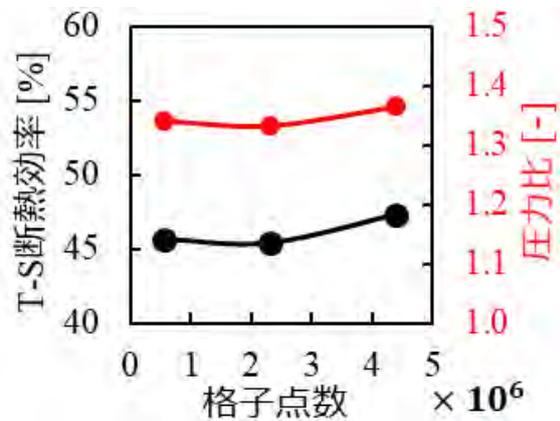


図3 格子点数と圧力比、断熱効率の関係

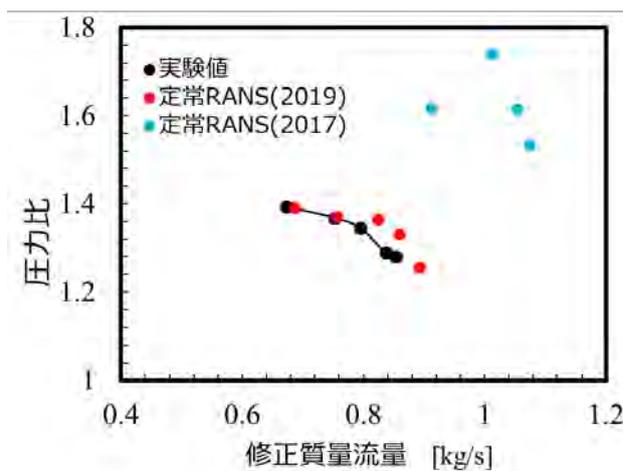


図4 定常解析で得られたP-Qカーブ

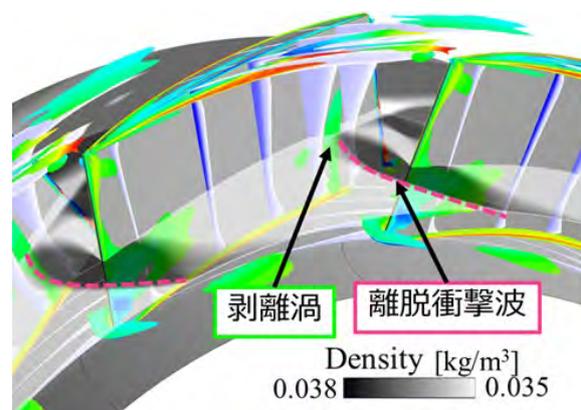


図5 後段翼列内の渦構造と密度分布

定常解析により得られたP-Qカーブとこれまでの実験結果を比較したものを図4に示す。また、図5に示すように離脱衝撃波およびこれと境界層との干渉による剥離、壁面摩擦等による損失の発生個所を確認すると共に、前段における竜巻状渦の発生も確認した。

2-2. 非定常解析

翼列の相対位置変化による干渉などを明らかにするための非定常URANS解析を実施した。乱流モデルはSSTモデルである。前縁から20mmの位置で逆流および予旋回は発生していないことがわかったため、入口延長部長さはこれを十分に満たすことのできる1dと設定した。また、出口延長領域は3dとした。定常解析時よりも短く設定したのは、計算コストを抑える

ためである。入口境界条件は定常解析同様の全圧 3 kPa・全温 298 K とした。入口流入流れは
 一様流入で予回転なしとした。出口境界条件は質量流量 23.0 g/s を設定した。ハブ、ケーシ
 ング、ブレード壁面は断熱滑りなし条件とし、延長部のハブ壁面およびケーシング壁面は滑り
 ありとした。延長領域と回転領域の接続および回転領域と回転領域の接続には **Transient Rotor
 Stator (Sliding mesh)** で接続した。時間刻み幅は約 6.1×10^{-6} s であり、シミュレーション時間は
 7.3×10^{-3} s である。翼間の静エントロピー分布時間変化を図 6 に示す。竜巻状渦に起因した後流
 は後段動翼まで移流し、干渉することが分かる。

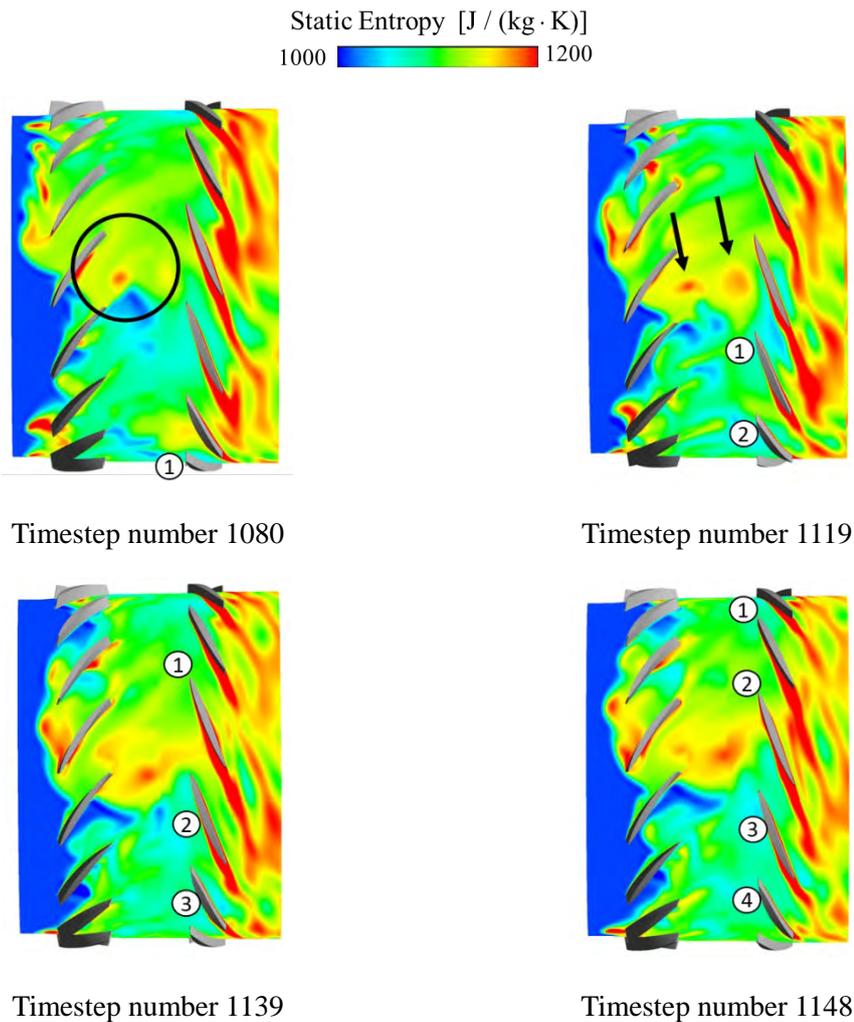


図 6 非定常解析による静エントロピー分布の時間遷移

なお、このような非定常解析は多大な計算コストを要するため、ReScale 社のクラウドコンピ
 ューティングを活用して実現したことを述べておく。

3. 試験装置の改修

これまでモーターの回転には図 6 に示すような 7 セル LiPo バッテリー×8 を用いていた。
 これは電源容量の小さい部屋でも充電して短時間に大電流を流すことが出来る反面、3 分程
 度の運転の度に数時間の充電時間を要し、継続的な試験を実施するには非効率であった。そ

ここで、200 V 配電盤から直流電源（菊水 PAT60-133T）を介し、連続的な運転が可能な体制を構築した。これは前段・後段に合計 8 kW（最大 133 A）の電力を供給できる。併せて真空槽圧力および静圧センサの精度向上を図った。



図 7 旧 LiPo バッテリー電源



図 8 直流電源装置

新装置を用いた試験によりこれまでよりもエラーバーの小さい P-Q マップが得られた（図 9）。また、これまでに無い長時間連続運転を行った結果、図 10 に示すように 1 段、2 段下流の温度は 60 秒経っても静定せず、熱的定常に至るまでにかかなり長い時間を要することが分かった。今後十分に長時間の試験を行い、精度の良い効率推定を実施する。

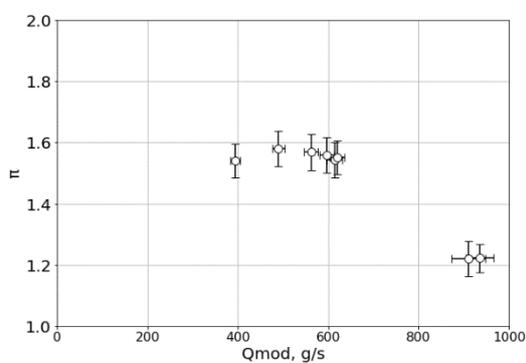


図 9 P-Q カーブ

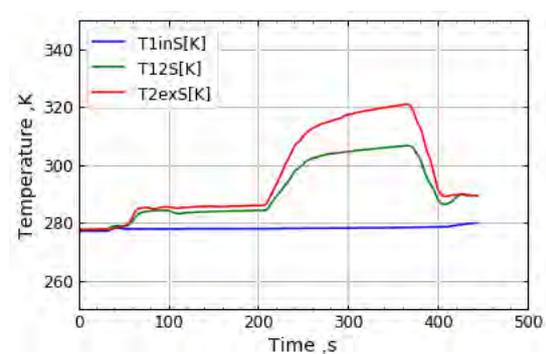


図 10 1 段上流, 1 - 2 段間, 2 段後流の温度履歴

参考文献

[1] 長谷川雄人, 軸流反転型超音速圧縮機における内部流動現象および損失発生機構の解明, 室蘭工業大学令和元年度修士論文, 2020.

ATR-GG 推薬供給系の検討 (LOX タンク)

○佐藤 侑也 (航空宇宙総合工学コース 博士前期 2 年)
曾田 直希 (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)
湊 亮二郎 (航空宇宙システム工学ユニット 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、液排出特性の解析、検証実験[1]、(4) 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、液体捕捉機構の検証試験、およびLOX タンクにおける模擬液体(LN₂)を用いた液排出試験および熱流動解析を実施した[3][4][5]。本報では LOX タンクにおける模擬液体(LN₂)を用いた液排出試験および熱流動解析結果について述べる。

2. 内容

2-1. 実験概要

本実験では、小型超音速飛行実験機の酸化剤タンクの実寸大モデルを用いた。実験に使用した試験タンクを図1に示す。試験タンクの充填容量は8.8Lであり、試験タンク材質は極低温液体との適合性を考慮して、ステンレス鋼 SUS304 とした。本試験タンクは実タンクとは異なり、タンク中央にフランジが設けられている。この構造により、今後、推薬管理デバイスの設置及び交換が可能となる。フランジのシール材としてインジウム線を使用した[6]。また、外部からの入熱を軽減するため、外部に断熱材を設けた。本実験では、図2に示す試験装置を用い、模擬推薬が充填された試験タンク内部をガスで加圧を行い、模擬推薬を排出した。模擬推薬は飽和温度が LOX と近く、かつ安全性を考慮し液体窒素を用いた。また、加圧ガスはヘリウムガスを用いた。液排出時にタンク内部の圧力を保持するため、調圧を行った。調圧システムでは、圧力値の下限と上限を設定し、圧力値が下限を超えると電磁弁が開き、上限を超えると電磁弁が閉じる設定とした。

計測項目は試験タンク内部の流体温度、外壁温度、試験タンク内部圧力、加圧ガス流量、加圧ガス温度、試験タンク重量、液排出流量、液排出温度とした。温度計測には熱電対を用い、液排出流量は試験タンク重量の変化量から算出した。実験条件を表1に示す。なお、体積流量0.2[L/s]は現在の実機対応流量である。

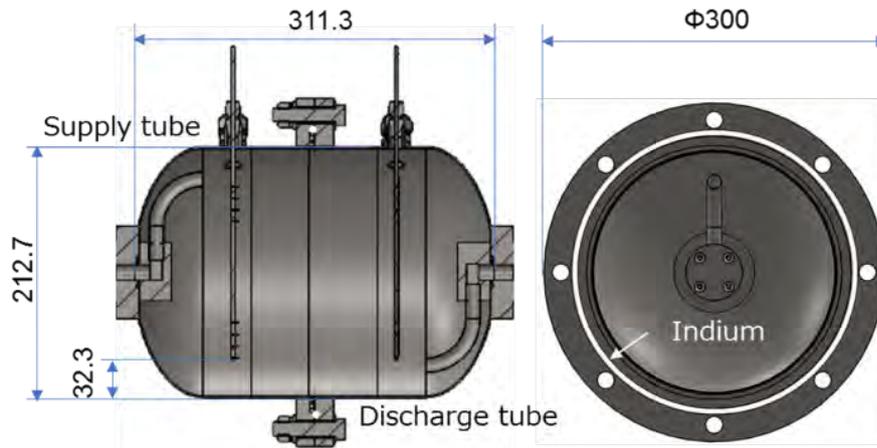


図1 試験タンク

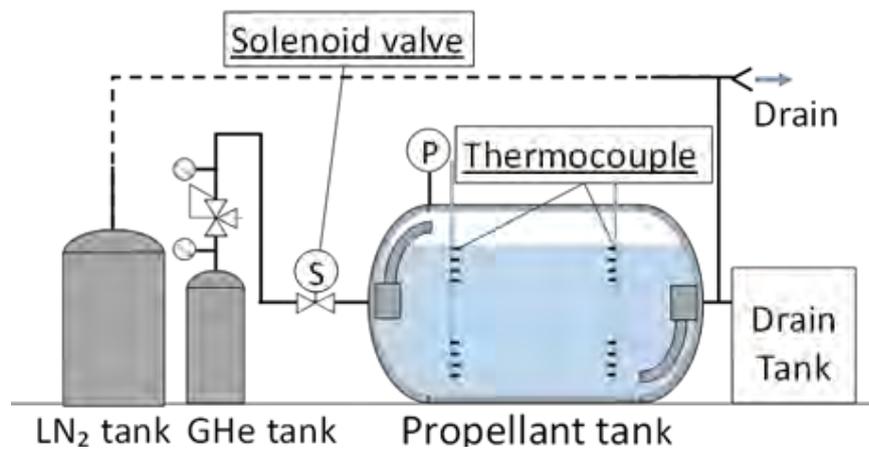


図2 実験装置系統

表1 実験条件

Experimental number	No. 1	No. 2	No. 3	No.4
Test liquid	Liquid Nitrogen	Liquid Nitrogen	Liquid Nitrogen	Liquid Nitrogen
Target pressure [MPaG]	0.2	0.2	0.2	0.2
Lower limit [MPaG]	0.195	0.195	0.195	0.195
Upper limit [MPaG]	0.205	0.205	0.205	0.205
Upstream pressure [MPaG]	0.4	0.4	0.4	0.5
Volumetric flow rate [L/s]	0.2	0.2	0.1	0.2
Precooling	×	○	○	○

2-2. 実験結果及び考察

図3に実験条件 No.1~No.4 の液排出開始から 35 秒間のタンク内圧力を示す。(a)よりタンク内圧力は、液排出開始直後に降下し、下限値 (0.195[MPaG]) を下回った後に上昇する。その後、圧力の上昇と降下を繰り返す。その後、液排出に伴い気相体積が増加するため、圧力の上昇と降下

は緩やかになり、目標圧力に近づいた。しかし、表 1 に記載されている上限と下限に圧力は維持できていない。オーバーシュートの要因として試験タンク及び加圧ガスと液体の熱交換に伴う相変化による影響と推測された。そこで圧力のオーバーシュートを抑制するため、試験タンクの予冷を行い、実験条件 No.2 を実施した。結果を(b)に示す。(b)においても圧力の上限値 (0.205[MPaG]) を超えている。しかし、(a)と比較して液排出開始直後の圧力上昇による変動幅は小さく、オーバーシュートは抑制されることがわかった。アンダーシュートの要因として加圧ガス流量の不足が推測された。そこで加圧ガス流量不足を確認するため、液排出流量の小さい実験条件 No.3 を実施した。結果を(c)に示す。(c)においても圧力の下限値を下回っている。しかし、(b)と比較して液排出開始直後の圧力降下による変動幅は小さくなっていることから、液排出流量の違いによるアンダーシュートの影響が確認できた。次に、ガス供給圧力を上げることによりガス供給流量は増加すると考えた。そこで、ガス供給圧力を 0.4[MPaG]から 0.5[MPaG]に大きくし、実験条件 No.4 を実施した。結果を(d)に示す。(d)では、圧力は上限値、下限値ともに大幅に超えた。圧力の上限値及び下限値の到達を検知してからバルブが開閉するまでの間も圧力が上昇と降下していたことから、バルブの開閉速度が対応できず、アンダーシュートは改善されなかったと考えた。今後、オーバーシュート及びアンダーシュートを防ぐ方法としては液体の相変化による圧力上昇量、液排出に伴う圧力降下量を予測し、バルブを上限・下限に達する前に開閉を行うなどの方法が考えられる。Collapse factor は実験条件 No.1 は 0.92, No.2 は 1.72, No.3 は 2.41, No.4 は 1.76 となった。No.1 の Collapse factor は試験タンクが予冷されていないため、加圧ガスとの熱交換量が小さい。また、液体の相変化による圧力上昇量が大きく、1.0 より小さくなった。

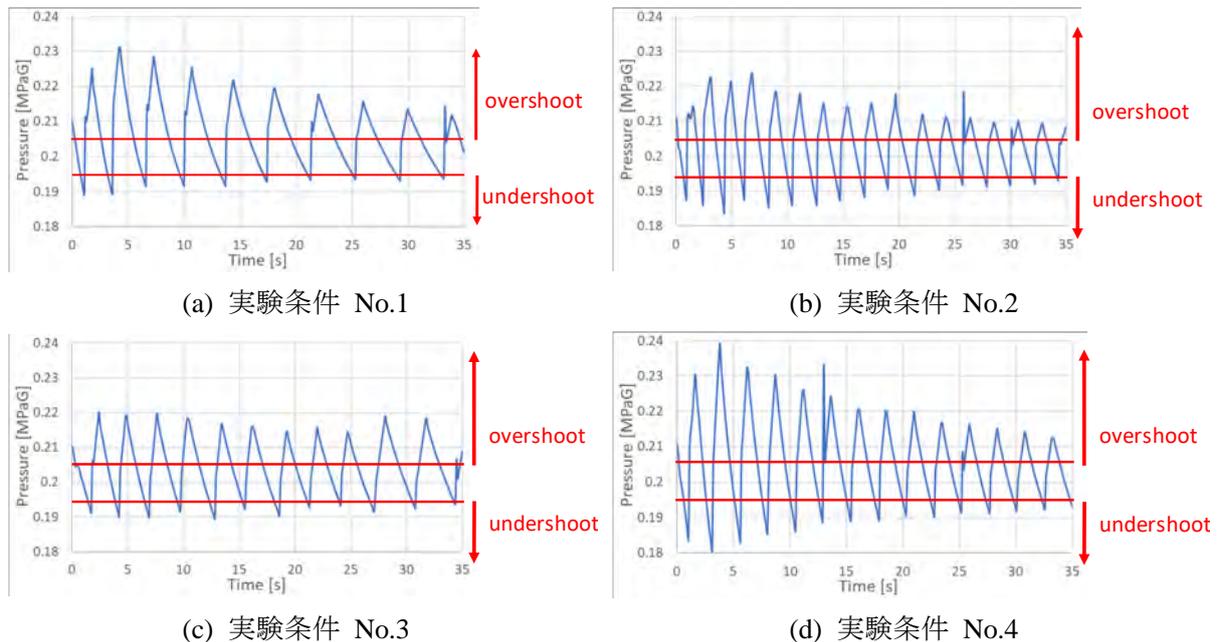


図 3 実機相当の飛行加速度及び飛行経路

図 4 に試験タンク内温度計測位置、図 5 に液排出開始から 35 秒間の実験条件 No.2 のタンク内温度の時間変化を示す。図 5 より液体が排出された直後にタンク上部の温度が上昇することがわかる。これは液体を排出した直後に室温付近の加圧ガスが供給されるためであり、試験タンク上部のガス流入口付近の温度の上昇が顕著であることがわかる。さらに、タンク底部の温度は約

30[s]まで87[K]未満に保たれる。これは、この時点で温度測定点が自由表面より下にあることがわかる。同様の結果が他の実験条件でも得られた。

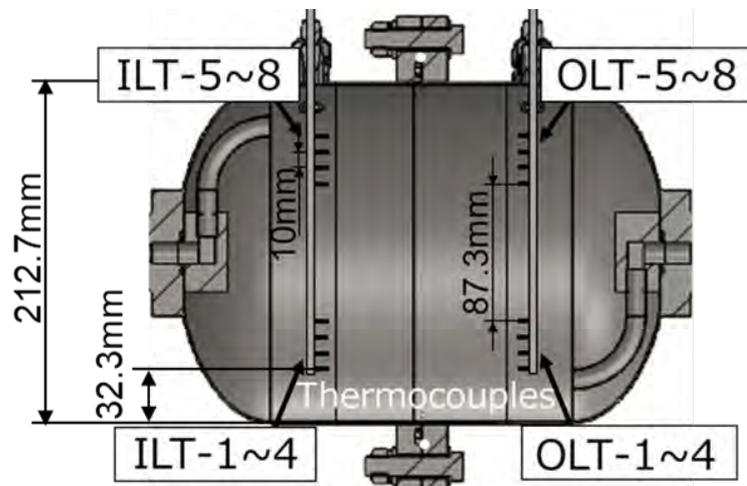


図4 試験タンク内の温度計測点

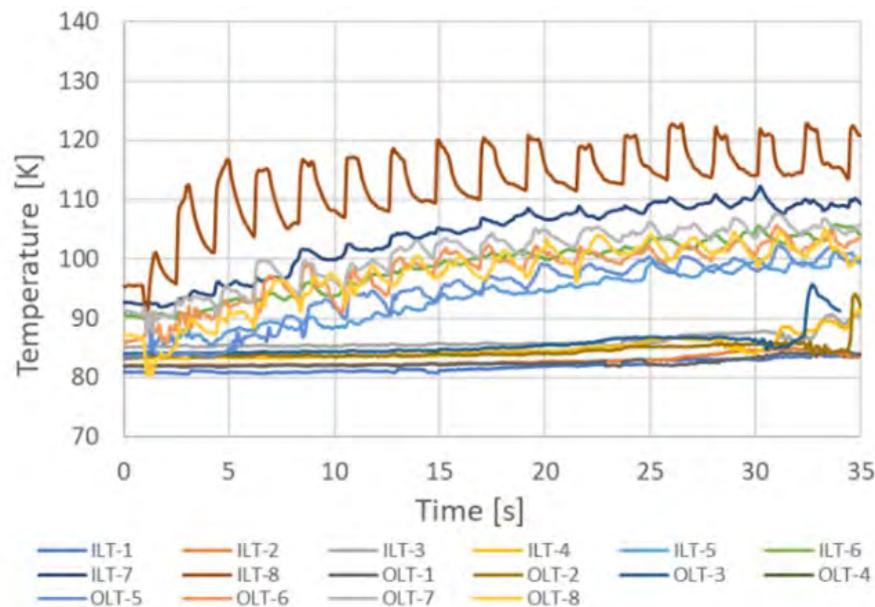


図5 実験条件 No.2 におけるタンク内温度の時間変化

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

- [3] 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進供給システムに関する研究 (LOX 供給システムの設計技術開発), 日本マイクロ重力応用学会 第 31 回学術講演会 (JASMAC-31), 20191023-25, 仙台
- [4] 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進供給システムに関する研究 (LOX 供給システムの設計技術の開発における検証試験), 第 63 回宇宙科学技術連合講演会, 20191106-08, 徳島市
- [5] Yukiya SATO, Ryoji IMAI, Daisuke NAKATA, Ryojiro MINATO, Masaharu UCHIUMI, Study on Propellant Supply System for Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle (Development of LOX Supply System design technology), Int. J. Microgravity Sci. Appl., Vol.37, No.1, pp.370104-1-7, (2020)
- [6] M. Shinohara and S. Kobayashi, Method of Making Indium O-rings and Their Use, Journal of Cryogenic and Superconductivity Society of Japan, vol.12 (1977), 240-242.

ATR-GG 推進供給系の検討 (BE タンク)

○曾田 直希 (航空宇宙システム工学コース 学部 4 年)
佐藤 侑也 (航空宇宙総合工学コース 博士前期 2 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)
湊 亮二郎 (航空宇宙システム工学ユニット 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、液排出特性の解析、検証実験[1]、(4) 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(BE)用推進剤捕捉機構の試作、液体捕捉機構の検証試験、および LOX タンクにおける模擬液体(LN₂)を用いた液排出試験、および熱流動解析を実施した[3][4][5]。本報では BE タンクにおける模擬液体(水)を用いた液体捕捉解析および液捕捉機構検証試験結果について述べる。

2. 内容

2-1. 液体捕捉機構の概要

本研究では、加圧ガス巻き込み抑制機構にメッシュに作用する毛細管力を利用する[6]。燃料供給配管には Fig.1 に示す赤印位置に金属メッシュを装着する。次に金属メッシュがガス巻き込みを抑制するメカニズム(2)を示す。メッシュが濡れると液体の表面張力で液膜が形成され、この液膜によりガス巻き込み防止可能となる。ガス巻き込み発生時の圧力がバブルポイント圧であり、バブルポイント圧は次式(1)となる。

$$P_{BP} = \frac{2\sigma}{d/2} \quad (1)$$

ここで 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。次の条件を満たす場合、ガスの巻き込みを抑制することが出来る。

$$P_{BP} > \Delta P \quad (2)$$

$$\Delta P = P_t - P \quad (3)$$

P_t はタンク内圧力、 P は内部デバイス上ノズル内圧力を示す。

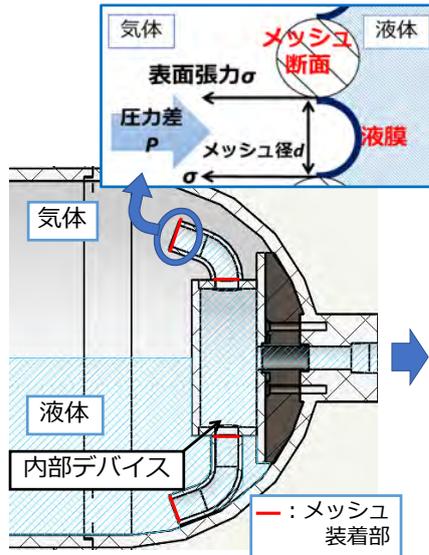


図1 液体捕捉機構の概要

2-2. メッシュ径の選定

前述の理論を踏まえ、液排出時の内部デバイス内の解析とバブルポイント圧計測試験を実施した。

2-2-1. 圧力解析

実機相当流量である 0.6 L/s で液排出が行われている場合の内部デバイス内の圧力解析を行う。解析結果から液膜にかかる圧力差 ΔP を求める。解析はノズル内径が 13 mm, 16 mm, 20 mm, 25 mm の内部デバイスにつき行った。図2にノズル内径 13 mm の内部デバイスの圧力解析の結果を示す。また、Table 1.に解析の結果をまとめた。これらに示す結果より、昨年度設計されたノズル内径 13 mm の内部デバイスの液排出時の圧力差 ΔP は 5996 Pa となった。

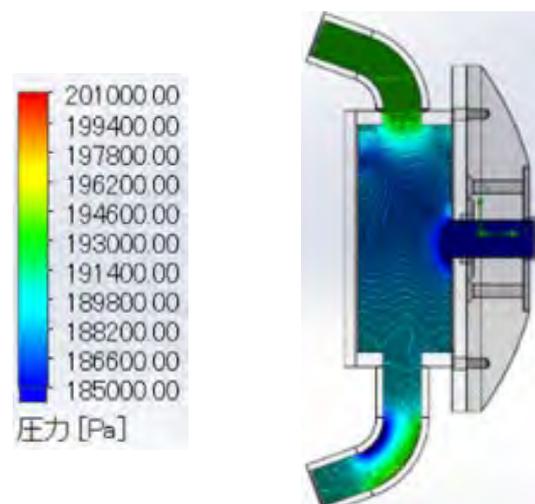


図2 圧力分布の解析結果

表1 解析結果

Nozzle inner diameter [mm]	ΔP [Pa]
13	5996
16	3188
20	2582
25	1722

2-2-2. バブルポイント圧計測試験

バブルポイント圧計測試験の方法は透明のパイプにメッシュを接着し、水をパイプに供給し、液膜が保持できる高さ h を計測した。式(4)を用いてバブルポイント圧 P_{BP} を算出した。図3に試験概要を示す。

$$P_{BP} = \rho gh \tag{4}$$

ここで ρ は液体の密度、 g は重力加速度、 h はメッシュから液面の高さを表す。

本実験では3種類のメッシュのバブルポイント圧の計測を行なった。試験の結果を表2に示す。また、メッシュ径が $4 \mu\text{m}$ であるバブルポイント試験結果を図3に示す。気液界面を赤線で表す。試験の結果から、メッシュ径が $4 \mu\text{m}$ のメッシュの試験での液面高さ h は 0.63 m であり、式(4)から $P_{BP} = 6163 \text{ Pa}$ と算出され、式(2)を満たしているため、今後の実験では開口部直径 $4 \mu\text{m}$ のメッシュを使用する。

表2 バブルポイント試験結果

Mesh Pore diameter [μm]	Test results	
	Height [m]	Bubble point pressure [Pa]
15	0.27	2641
5	0.49	4793
4	0.63	6163

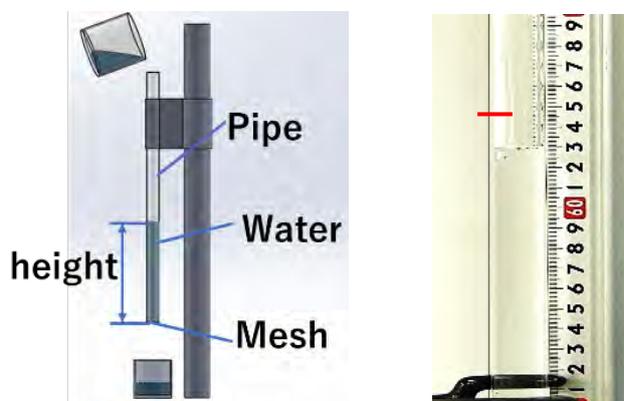


図3 バブルポイント試験概要

2-3. 液排出試験概要

図4に液排出試験システムを示す。ボンベから供給されたGN2で試験タンクを加圧し、タンク出口に設けたバルブを開くことで液体排出を行なった。計測項目は、タンク内圧、タンク内温度、排出液の重量とした。排出流量はタンクから排出された液量と排出に要した時間から算出した。

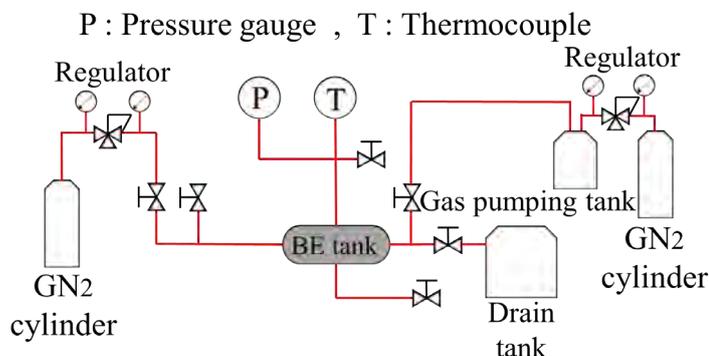


図4 液排出試験システム

2-4. 液排出試験概要

図5に試験タンクを示す。内部デバイスを液排出口に設けた。内部デバイスは内部の流動を可視化するため、円筒部を無色透明の亚克力樹脂製、ノズル部を無色透明のパイレックス巣ガラス製とした。本実験で用いた内部デバイスの外観を図6に示す。実験はタンク内圧を0.2 MPaまたは0.3 MPaとし、バルブにより流量を変化させ、ガス巻き込みが抑制可能であるかの確認を行なった。内部デバイスには本来上下のノズル先端にメッシュをつけることでスロッシングの影響を受けずガス巻き込みを抑制し、燃料を供給できる。しかし、再選定したメッシュは圧力損失が大きく、タンクから内部デバイス内への供給される流量が少なくなってしまうため、今回使用した耐圧の低いタンクでは目標流量での液排出が難しい。そこで、本実験では地上重力環境で液排出時に気相に面する上側ノズルのみメッシュを搭載し、ガス巻き込み抑制可能かを確認した。なお、試験液体には蒸留水を用いた。

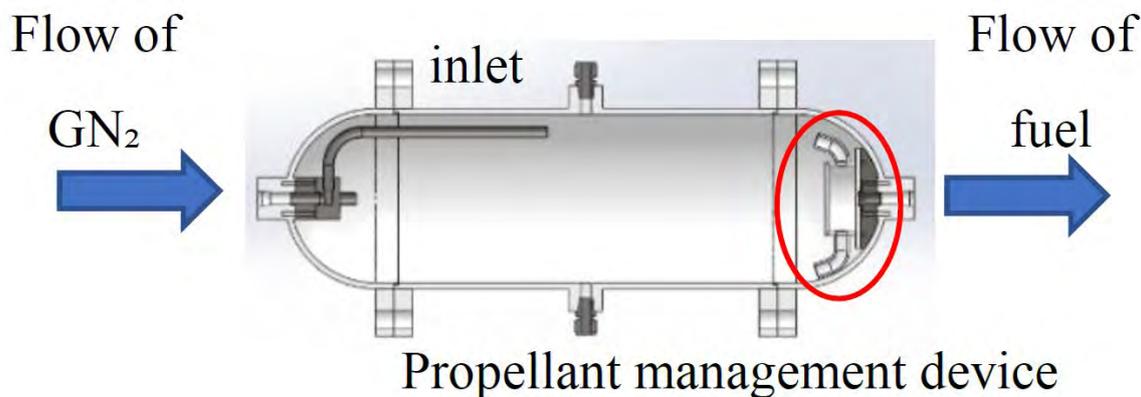


図5 試験タンクおよび内部デバイス



図6 液排出試験で用いた液体捕捉機構(内部デバイス)

2-5. 液排出試験結果および考察

加圧値 0.2 MPa で、下流のバルブを全開にし、液排出実験を行なった。この時流量は 0.47 L/s であり、タンク内の水面が内部デバイスの下のノズルに達するまでガス巻き込みせず液排出を行うことを確認した。しかし、バルブの開度を全開にしたが実機相当流量である 0.6 L/s には達していない。加圧値を大きくすることで流量が大きくなることは実験の結果から確認を行っているため、流量を増やすため加圧値を 0.3 MPa にし液排出実験を行なった。結果を図 7 に示す。実験の結果は排出流量が目標流量の 0.6 L/s であり、液排出開始からタンク内の液面が下側ノズルに到達するまでガス巻き込み抑制し、液排出を終了した。しかし、両方のノズルにメッシュがある場合の実験では、上側ノズル内に気相が発生した。原因はメッシュによる圧力損失だと考える。実機では両方のノズルにメッシュをつけた状態で使用するため、メッシュをつけた状態でガス巻き込み抑制可能なよう改善策を考える必要がある。

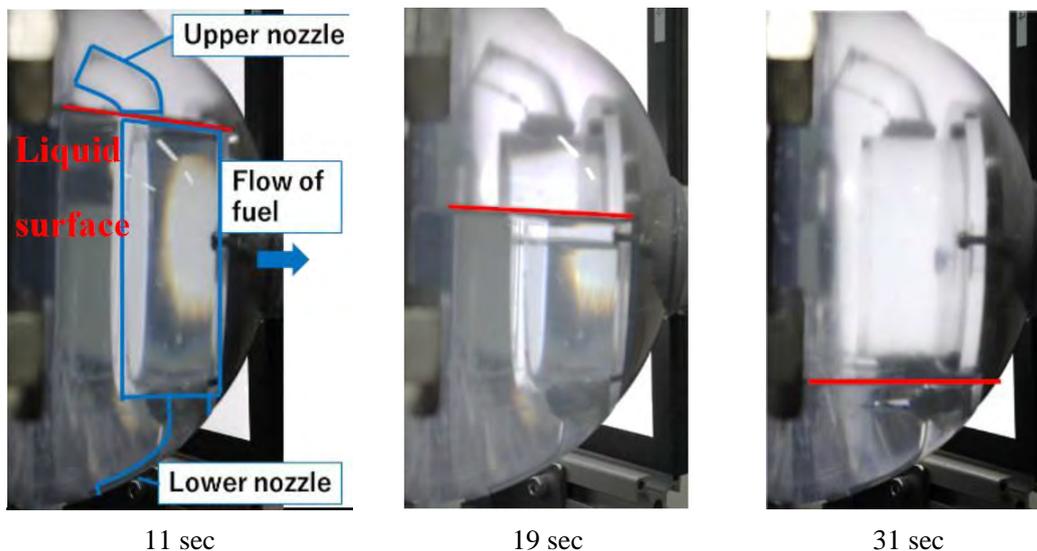


図7 液排出試験時のタンク内流動状況

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
- [3] 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供給システムの設計技術開発), 日本マイクログラビティ応用学会 第31回学術講演会 (JASMAC-31), 20191023-25, 仙台
- [4] 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供給システムの設計技術の開発における検証試験), 第63回宇宙科学技術連合講演会, 20191106-08, 徳島市
- [5] Yukiya SATO, Ryoji IMAI, Daisuke NAKATA, Ryojiro MINATO, Masaharu UCHIUMI, Study on Propellant Supply System for Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle (Development of LOX Supply System design technology), Int. J. Microgravity Sci. Appl., Vol.37, No.1, pp.370104-1-7, (2020)
- [6] 飯田千里, 長島隆一, 今野彰, 塩冶震太郎, 石田光昭, 鈴木寛, 安沢真一, 衛星表面張力型タンク, 日本航空宇宙学会誌, 33巻373号 p.59-68, (1985)

超臨界エタノール熱分解特性

○須藤 直希（航空宇宙システム工学コース 学部4年）

飯島 明日香（航空宇宙総合工学コース 博士前期2年）

今井 良二（航空宇宙システム工学ユニット 教授）

1. はじめに

宇宙利用・開発の活性化に伴い、宇宙輸送にも環境に対する配慮が求められている。そこで本学では、環境負荷の低い燃料を用いた完全再使用型宇宙輸送機の実現に向けて、バイオエタノール燃料に着目している。バイオエタノールは再生可能な自然エネルギーであり、原料となる植物の生育時から考慮すると、燃焼しても大気中の二酸化炭素総量に影響を与えない。そのため、バイオエタノールは環境に優しい燃料である。しかし、バイオエタノールを燃料としたエンジンの開発実績が少ないため、実用化のためには基礎的特性を解明する必要がある。

本研究では、基礎的特性のなかでも冷却特性に着目した。再使用性向上のためには、高温となる部分の冷却を行い、材料を保護することが重要である。壁面材料冷却の手法として、一般的に再生冷却が用いられる。再生冷却とは、高温になる部分の壁面を二重構造として、二重壁の間に燃料を冷却材として流通させることにより冷却を行う手法である。再生冷却溝内では、冷却材として用いる燃料が高温部の熱を受けて高温になることが予想される。エタノールの場合、実機として運転することを考慮すると再生冷却溝内では高圧の状態であり、超臨界流体の状態に流通する可能性がある。

エタノールのような炭化水素系燃料は、高温になると吸熱反応である熱分解反応が生じる。この熱分解吸熱を利用することで、冷却能力の向上が期待できる。そこで、熱分解吸熱を含めたエタノールの冷却特性について、実機の再生冷却溝を模擬した環境（超臨界流体）において加熱流通実験を実施したところ、一定温度以上の条件において温度上昇抑制効果を確認した。しかし、反応したエタノールの割合や反応後の生成物の詳細については不明瞭な点が多い。

先行研究では高温常圧エタノール蒸気の熱分解吸熱反応を確認しているため、本研究では液体の超臨界エタノールを用いた熱分解吸熱反応を観察すべく、昨年度は試験装置の製作を行った[1]。本年度はこれに引き続き常圧および超臨界圧条件での分解実験を実施し、先行研究と分解開始温度や分解ガスを比較、検証することを目的とした。

2. 内容

2-1. 試験装置概要

図1に試験系統を示す。試験液体としてエタノール（純度99.5%，メーカー：コニシ）を用いた。エタノールはポンプ、電気炉、冷却部の順で通過し、これをメインラインとする。図1の左上はパージラインであり、右上は空圧弁系統を示す。パージラインは実験終了後に起動し、空圧弁は流通先を変更する際に起動する。

実験中はエタノールの臨界圧力以上である7 MPaに機器内を保つため下流側に設けられたニードルバルブ（V2）で流量を調節する。温度を急激に上げるとエタノールの体積が膨張し、実験機

器内の圧力も上昇するためヒーター温度 400 °C までは 100 °C 間隔で温度を上げ、エタノールの液温が臨界温度に近づいてきたとき、10 °C 間隔でヒーター温度を上げ、臨界温度を目指す。

加熱後の流体は発火点を越えている場合があるため、氷水で冷却した後に分解ガスやメインライン出口の液体を採取する。分解開始直後は気体の発生が微量であり、サンプリングポートからの採取が困難なため水上置換法で気体を採取する。

炭化水素の熱分解は吸熱反応であるため本研究では、超臨界エタノールが分解する温度の確認並びに、分解により発生するガス種を把握することが目的である。ガス種の把握には、ガスクロマトグラフィーを用いて判別する。

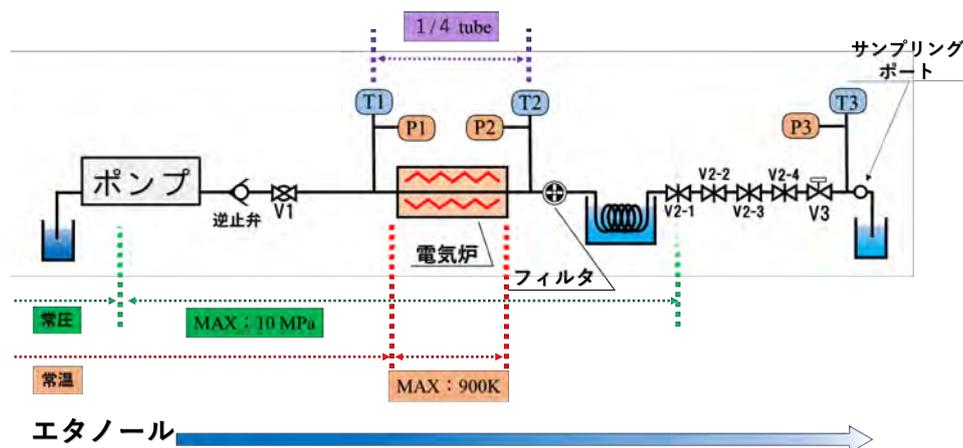


図 1 試験系統

2-2. 分解ガス計測原理

今回使用した検出器は、熱伝導度検出型 (TCD) のガスクロマトグラフィーである。物質がもつ沸点の違いにより出現する時間 (RT) が異なり、熱伝導率により量 (AREA) が異なる。メインライン出口から分解ガスを採取し、検出器上部から採取したガスを注入する。

本実験で使用した TCD 内に流すキャリアガス圧力は 80kPa である。キャリアガスとして窒素を用いているため、窒素以外の物質を検出することが可能である。

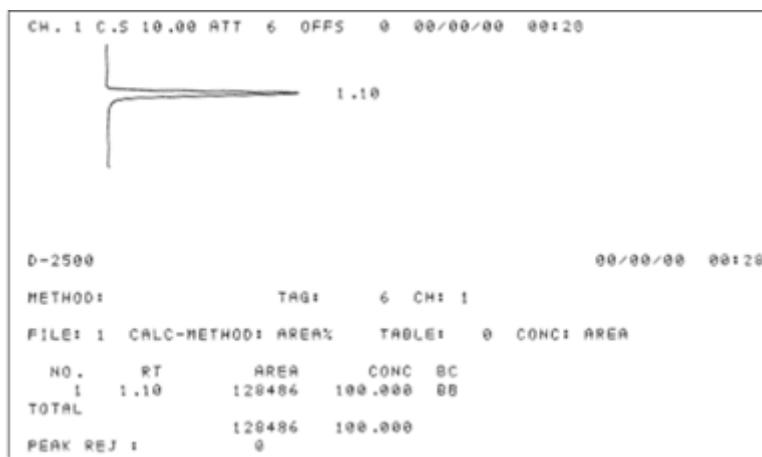


図 2 ガスクロ分析結果(Type : TCD)

分析結果のデータに現れる AREA と注入したガスの量は比例関係であるため、あらかじめ標準ガスを TCD に通し各物質の AREA 並びに RT を把握する必要がある。TCD ではほとんどのガスを検出することが可能であるが、RT が近い物質が多く混在した混合ガスを分析する場合、他のガスの AREA にデータが被り検出ができなくなる。本実験では水素、酸素、メタンの RT が近いため減衰率を適切な値に設定し、AREA の大きさを調節した。本実験での減衰率は 2 とした。

2-3. 結果と考察

実験は先行研究との比較のために常圧と高圧の 2 種類行い、発生したガスの定性分析と液温の時間変化を取得した。

2-3-1. 常圧昇温実験の実験結果と考察

常圧のエタノール蒸気を用いた昇温実験を行っていた先行研究との比較をするため、常圧環境下でのエタノール流通昇温実験を行った。ポンプの圧送モードを定流量圧送モードとし、1.0 ml/min で流通を開始した。機器内の圧力を常圧に保つため、機器下流に設けられたニードルバルブは全開とした。図 3 に加熱部上下流部温度の時間変化を示す。また表 1 に加熱部出口のガス分析結果を示す。

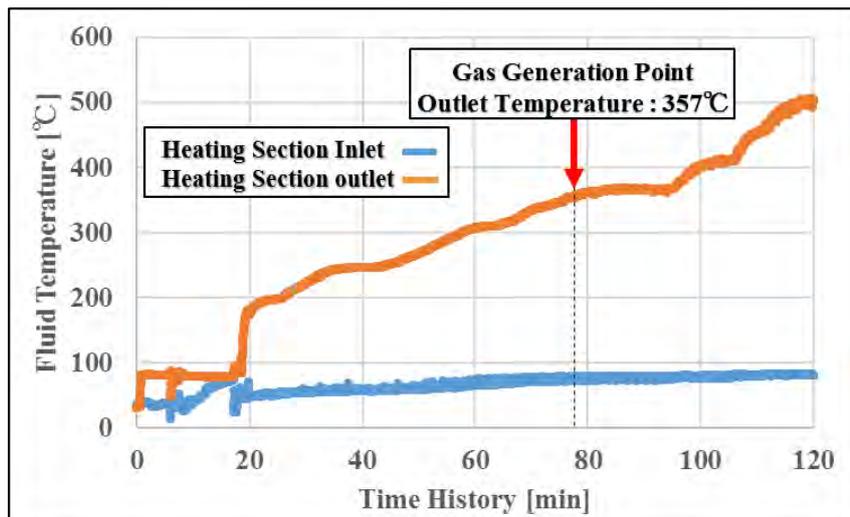


図 3 加熱部上下流部温度の時間変化 (常圧昇温実験)

表 1 ガス分析結果(常圧昇温実験)

Collected	Heater[°C]	H ₂ [wt%]	CH ₄ [wt%]	C ₂ H ₆ [wt%]	C ₂ H ₄ [wt%]
78min	450	100.00	0.00	0.00	0.00
98min	500	100.00	0.00	0.00	0.00
105min	550	49.98	0.00	16.74	33.28
110min	600	61.33	4.14	7.95	26.58

本実験では、実験中の圧力は常圧に保つことができた。分解ガス発生中も大幅な圧力変動は見られなかった。また図 3 に示す温度の時間変化より、先行研究の実験流量は本研究の流量よりも高かったため、本研究の加熱部出口液温が高かったと予測される。しかし、分解が始まるヒーター温度は 50 °C ほど低い結果であった。また表 1 に示すガス分析結果より、採取したヒーター温度ごとの質量分率を比較したとき、本研究では水素の発生量が多く、メタンの発生量が少なかった。この結果は加熱部配管内での化学反応における水素消費量に違いが生じたため、エタノール蒸気を使用した先行研究の水素発生割合が少なかったと考えた。図 3 より分解ガスの発生をメインライン出口で確認した際の加熱部出口温度は 357 °C であり、加熱部入口との温度差は 284 °C であった。

2-3-2. 超臨界昇温実験の実験結果と考察

先行研究並びに常圧昇温実験と実験結果を比較するために、超臨界エタノールの昇温実験を行った。ポンプの圧送モードを定圧圧送モードとし、エタノールの臨界圧力である 6.14 MPa 以上の 7.0 MPa に設定した。機器内の流量を常圧実験の流量である 1.0 ml/min にあわせるため機器下流のニードルバルブを調節し、流通を開始した。

図 4 に本実験における加熱部上下流の温度の時間変化を示す。図中の破線はエタノールの臨界温度である 240.75 °C を表している。加熱部の液体温度が臨界温度に達したとき、超臨界流体に状態変化するために温度上昇が鈍くなり大幅な圧力変動が見られたが、加熱部出口温度が再度上昇し始めたとき、圧力も安定した。

表 2 に加熱部出口のガス分析結果を示す。ガスの分解はヒーター温度 500 °C のときに確認できたが、採取したガスには水素のみではなくエタンも含まれていた。先行研究、並びに本研究の中で行った他の超臨界昇温実験では初めの分解で水素のみ確認していた。本実験で異なる結果が得られた理由として、ニードルバルブによって流路が狭められ分解ガスの排出が確認されるまでに時間を要したことが考えられる。つまり、500 °C よりも低いヒーター温度で分解していた可能性がある。なお、ヒーター温度 550 °C 帯で採取したガスには、水素とエチレンの含有量が少ない。このときも、機器内で滞っている際に化学反応が進んだと考えられる。水素の発生量に関しては、ヒーター温度が上昇すると共に減少していたため先行研究と近い結果となったが、本研究では表 2 に表されているガス以外にプロパンの検出が確認できた。機器内で滞留している間に反応してできた可能性があるが、先行研究との差異の確認となった。分解ガスの発生をメインライン出口で確認した際の加熱部出口温度は 319 °C であり、加熱部入口との温度差は 71 °C であった。

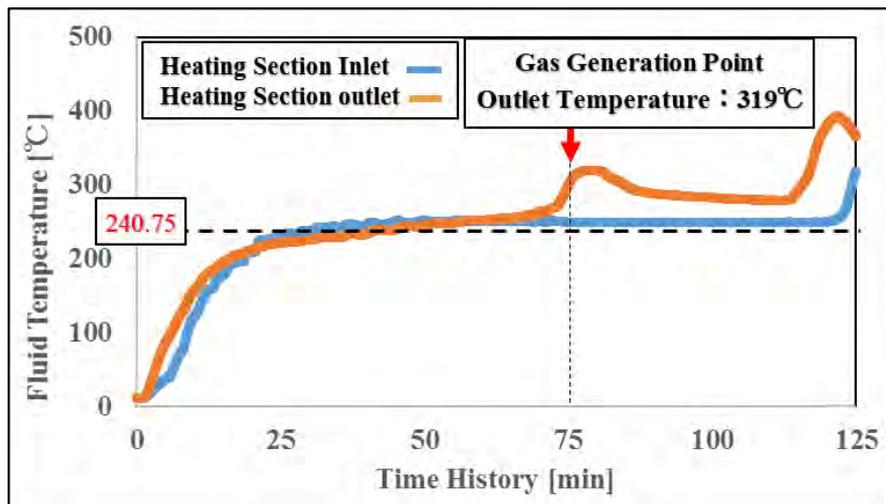


図3 加熱部上下流部温度の時間変化
(超臨界昇温実験)

表2 ガス分析結果 (超臨界昇温実験)

Collected	Heater[°C]	H ₂ [wt%]	CH ₄ [wt%]	C ₂ H ₆ [wt%]	C ₂ H ₄ [wt%]
75min	500	96.79	0.00	3.21	0.00
80min		70.43	0.00	17.44	12.13
110min		76.82	0.00	15.73	7.45
120min	550	43.19	11.07	26.75	18.99
124min		18.37	81.63	0.00	0.00
124min		12.90	68.08	19.02	0.00
124min		13.45	69.60	16.95	0.00
124min		12.56	67.94	19.50	0.00
124min		14.23	70.33	15.44	0.00

参考文献

- [1] 飯島明日香, 今井良二, 中田大将, 超臨界エタノール熱分解特性, 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, p.33-35, (2019)

GG-ATR エンジン改修について

○湊 亮二郎（航空宇宙システム工学ユニット 助教）
中田 大将（航空宇宙機システム研究センター 助教）
高野 智之（航空宇宙機システム研究センター・施設課 主任）
内海 政春（航空宇宙機システム研究センター長 教授）

1. はじめに

ガスジェネレータサイクル・エアターボラムジェットエンジン（GG-ATR エンジン）は、小型無人超音速実験機オオワシⅡに搭載される予定である。2017年までに窒素ガス（GN₂）、ヘリウムガス（GHe）を用いた GG-ATR エンジンの冷走回転試験を実施し、回転軸の振動や軸受マウント温度等のデータを取得した。それらのデータを評価し、熱走試験に向けたエンジンの設計変更と改修を検討してきた。本報告では、エンジン改修のための部品製作について述べる。

2. 部品改修

2-1. ブラシシール

今回の改修では、後部軸受上流側にブラシシールを設置し、軸受パージガスの気密を高める役割を持つ。図1に今回製作したブラシシールを示す。このブラシシールの製作は、(株)イーグル工業殿に依頼して試作した。ブラシシールの内径はφ41mmであり、同社が手掛けた同種の製品の中で最も小さい内径である。このブラシシールは熱走試験では高温（850 K 以上）に曝されることから、高温環境下でも安定に機能するように設計されている。

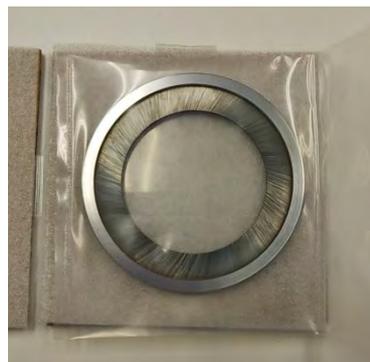


図1 製作したブラシシール

2-2. その他改修部品

表1に2019年度に改修を行ったブラシシール以外の部品の一覧を示す。製作したエンジン部品は6点で、個数はそれぞれ1個ずつである。これらの部品は、立川精密工業株式会社第二工場（東京都西多摩郡瑞穂町）にて製作された。

表1 製作した GG-ATR エンジン部品一覧

部品番号	部品名	材料	製作	非破壊検査
1	後部軸受スリーブ	INCONEL 718	新規製作	有
2	ブラシシールリテーナー	SUS 316	新規製作	無し
3	ブラシシールスリーブ	INCONEL 718	新規製作	有
4	ラビリンスシールリテーナーA	SUS 316	新規製作	無し
5	前側軸受リテーナー	SUS 316	新規製作	無し
6	ブラシシール支持板	SUS 316	新規製作	無し

図2および図3に2019年度に製作したエンジン部品を示す。



(左：ブラシシールスリーブ，中：ブラシシールリテーナ，右：ブラシシール支持板)

図2 ブラシシール関係改修部品



(左：ラビリンスシールリテーナ A，中：後部軸受スリーブ，右：前部軸受リテーナ)

図3 リテーナ及びスリーブ改修部品

熱走試験に向けての改修は、軸受周辺の部品が主体となっている。その他、メインシャフト、セグメントシール部、及び前後軸受ダンパーとその軸受マウントの改修が残されており、2020年度に取り掛かる予定である。このうち軸受ダンパーとマウントの改修は、現在実施中の軸受ダンパーの要素試験が完了した後に行う予定である。

3. まとめ

現在、GG-ATR エンジン熱走試験に向けて、軸振動の低減を目的としてロータ系部品を中心に改修作業を進めている。2020年度中に新規に設計・製作した軸受ダンパーの要素試験と、全てのエンジン改修部品の製作を終え、エンジン再組立て後に熱走試験に臨む予定である。

小型超音速飛行実験機の遷音速抗力低減（ノーズ形状，第二ボトルネック，および角台形状の効果）

宮本 勝也（航空宇宙総合工学コース 博士前期1年）

三尾 太一（航空宇宙総合工学コース 博士前期2年）

小葉松 怜（航空宇宙システム工学コース 学部4年）

○溝端 一秀（航空宇宙システム工学ユニット 准教授）

1. はじめに

第二世代小型超音速実験機（M2011 空力形状，図1）について，これまでの風洞試験とエンジンの熱サイクル解析によれば，推力余裕（推力ー抗力）が遷音速域で不足するものと予測されている（図2）．その改善策として，遷音速抗力低減のためのエアールール（Area Rule）に基づく形状修正が提案された[1]．さらにインテークおよびエンジンマウントを含む実機飛行形状の抗力特性を調べた結果として，角台（尾翼固定部）形状の修正の必要性が示唆された[2]．そこで，本研究では，実機飛行形状のさらなる遷音速抗力低減を狙って，ノーズ形状の修正，第二ボトルネックの搭載，および角台形状の修正を試み，その効果を CFD 解析および遷音速風試によって評価する．

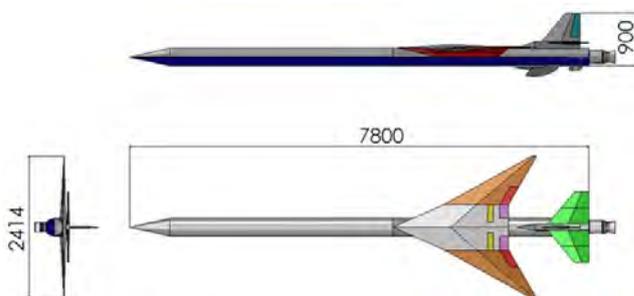


図1 M2011 基本形状

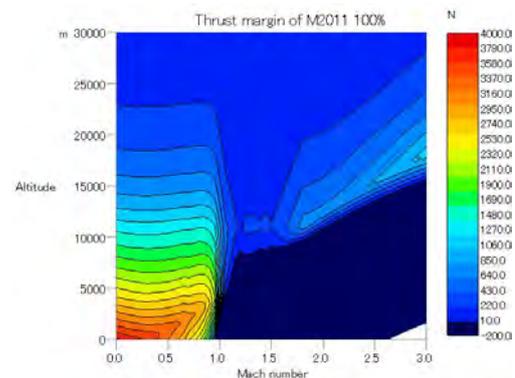


図2 M2011 基本形状の推力余裕マップ

2. 実機飛行形状のさらなる遷音速抗力低減を狙った形状修正

本研究では，実機飛行形状についてさらなる抗力低減を目指して，エアールールの観点より，インテーク搭載による断面積の増大を相殺する後胴部のくびれ（第二Bottleneck）を設けるとともに，ノーズ形状を厳密にSears-Haack bodyに沿わせる（Sears-Haack body準拠ノーズC：SHNose-C）．さらに角台については，前方には衝撃波が集積しないよう曲率の大きな曲面を設け（角台Bulge），後方には角台の底面剥離による抗力を削減するため，底面を滑らかな曲面にする（角台後部キャップ）ことで抗力低減が期待される．特に第二Bottleneckおよび角台については，それぞれの寸法をパラメトリックに変えながらCFD解析を実施し，設計マッハ数1.1において最も抗力低減が期待できる形状を提案する．これらの形状修正要素の概要を表1，これに対応する風洞試験模型部品を図3に示す．これらを組み合わせた全機風試模型とその断面積分布を図4に示す．

表1 実機飛行形状のさらなる遷音速抗力低減を狙った形状修正要素

機体部位	形状修正要素	目的・修正内容・期待される効果
ノーズ	SHNose-C	<ul style="list-style-type: none"> エリアルールの観点からの形状修正. M2011実機飛行形状のSears-Haack Bodyに厳密に沿うようなノーズ形状. ARNose-Cより滑らかで鋭い形状.
胴体	第二 Bottleneck	<ul style="list-style-type: none"> エリアルールの観点からの形状修正 インテーク搭載による断面積の増大を相殺する修正胴体形状. エンジンマウントやエンジン流路等を搭載できることを条件とする.
角台 (尾翼固定部)	角台 Bulge	<ul style="list-style-type: none"> 局所的に強い圧縮波が生じないような滑らかな形状. 円弧で形状を定義.
	角台後部キャップ	<ul style="list-style-type: none"> 角台の底面抗力（底面圧力）の緩和を狙う. 円弧で形状を定義.

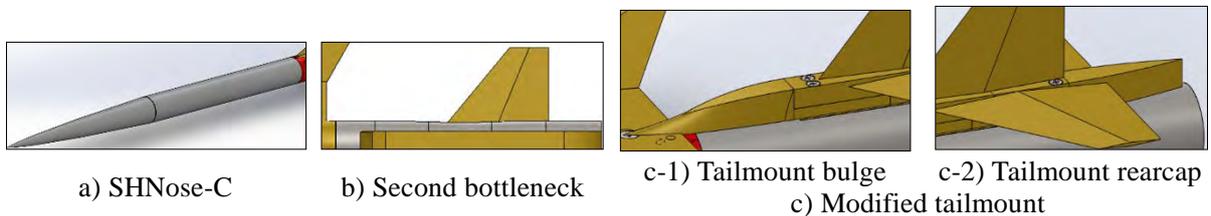


図3 実機飛行形状のさらなる遷音速抗力低減を狙った形状修正の風試模型部品

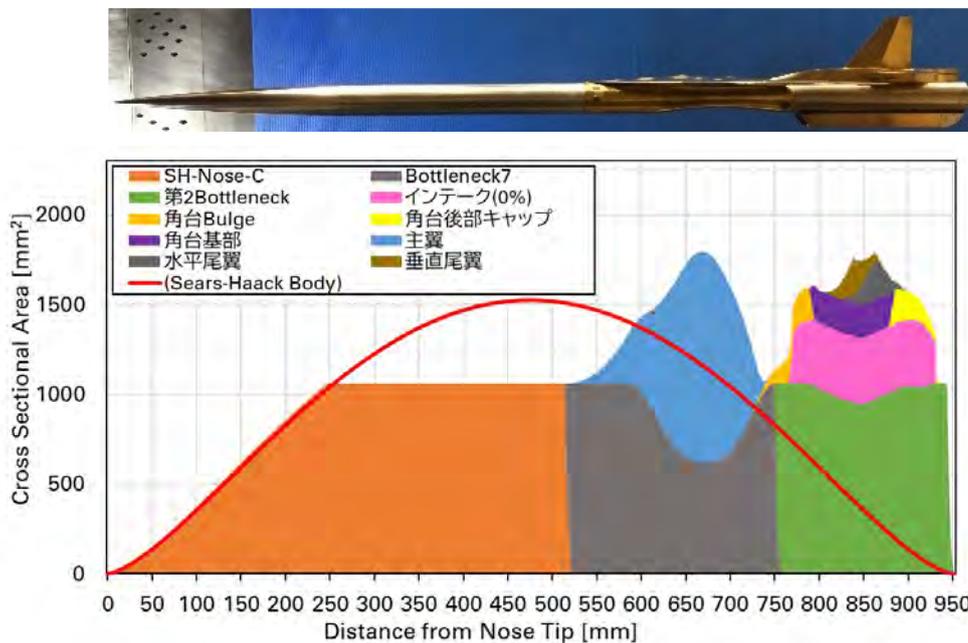


図4 実機飛行形状のさらなる遷音速抗力低減を狙った全機形状の風試模型の一例 (SHNose-C, Bottleneck7, Fuselage extension, Second bottleneck, Modified tailmount.)

3. 形状修正による抗力低減効果

上述の形状修正による抗力低減効果を実測するために、JAXA/ISAS の吹下し式遷音速風洞を使用して風洞試験を実施した。機体模型の迎角は0 deg（固定）とし、マッハスイープ通風を実施し、六分力内装天秤を用いて種々の空力を測定した。計測されたゼロ揚力抗力を図5に示す。

「実機飛行形状」は、M2011 基本形状に ARNose-C, Bottleneck7, インテーク搭載, および Fuselage extension を組み合わせた機体形状である。インテークは開口比 100 %, すなわち内部流路断面積を入口から出口まで一定としている。別途, 開口比 0 %, すなわちインテーク流路が閉じている場合についても計測している。基本形状 A に比べて, インテークなし実機飛行形状 C で (つまり ARNose-C, Bottleneck7, および Fuselage extension 搭載によって) 大幅に抗力低減できている。次に, インテーク搭載形状 D による抗力増は角台修正形状 G によって相殺できている。さらに SHNose-C 搭載形状 JK によって, 基本形状に比べて設計マッハ数 1.1 において 25 % の抗力低減が実現されている。

4. 抗力低減による飛行性能の改善

上述の形状修正要素の種々の組み合わせについて, 風洞試験による空力データと GG-ATR エンジンの設計解析データを用いて, 三自由度飛行解析によって滑走離陸からの加速上昇性能を予測することができる。その結果を表 2 に示す。インテーク開口比 100 % であれば目標マッハ数 2.0 に到達できることが判る。開口比 0 % の場合は, 何らかの別途の方法でマッハ 0.3 まで加速した後機上推進器を作動させることによってマッハ 2.0 に到達できることが, 別途の飛行解析によって判明している。

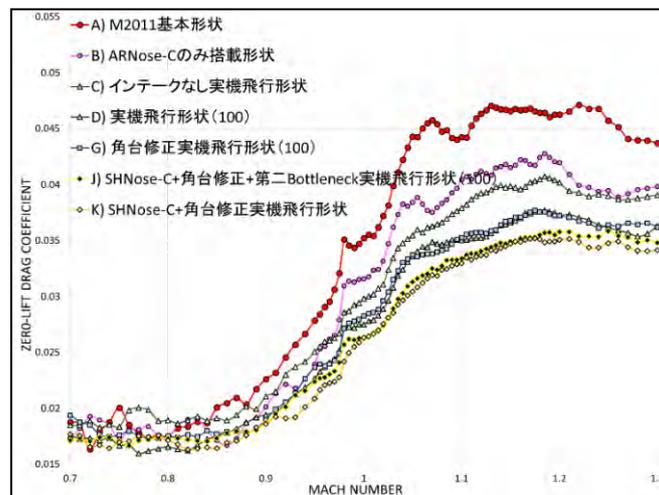


図 5 形状修正要素の種々の組み合わせについて遷音速風試による全機抗力計測結果

表 2 形状修正要素の種々の組み合わせについて三自由度飛行解析による到達マッハ数の予測.

Configuration			Intake Area Ratio	Achieved Mach	Fuelmass[kg] at M2.0
M2011baseline(Nose-C)			—	1.57	—
ARNose-C, Bottleneck7, Fuselage extension	—	Tailmount bulge, Rearcap	0 %	1.97	—
			100 %	2.37	13
SHNose-C, Bottleneck7, Fuselage extension	2 nd bottleneck		0 %	1.95	—
			100 %	2.49	17

5. まとめ

第二世代小型超音速実験機の実機飛行形状 (M2011 基本形状に ARNose-C, 中胴 bottleneck, インテーク, およびエンジンマウントを搭載した機体構成) について, さらなる抗力低減を目

指して形状修正を施し、その抗力特性を CFD 解析及び遷音速風試によって評価したところ、以下の事が判明した。

- 1) 実機飛行形状にSHNose-C, 第二Bottleneck, 及び角台修正を適用することによって, 基本形状 (M2011空力形状) に比べて, 設計マッハ数1.1において25 %の抗力低減が可能である。
- 2) 第二Bottleneck単体を搭載した実機飛行形状ではマッハ1.1近傍で若干の抗力低減効果が見られたが, CFD解析による予測より小幅の低減であった。
- 3) 第二Bottleneckの抗力低減効果がCFD解析による予測より小さかった原因を検証し, 第二Bottleneckの形状を修正する必要がある。
- 4) CFD解析において, 境界層発達や剥離流を正確に捉えるために境界層メッシュを導入・調整すること, エンジン排気による底面圧力の変化を捉えること, 等が必要である。

謝辞

本研究で実施された風洞試験は宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所 (JAXA/ISAS) が大学共同利用設備として提供する高速気流総合実験設備にて行われた (課題番号 W17-019)。関係各位に謝意を表す。

参考文献

- [1] 三尾太一, 山崎優樹, 溝端一秀, 東野和幸, 「小型超音速飛行実験機のエアリアルールに基づく遷音速抗力の低減」, 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 2017 (2018 年 9 月), pp.46-49.
- [2] 三尾太一, 宮本勝也, 溝端一秀, 「小型超音速飛行実験機の遷音速抗力低減の試みと評価 (中胴バルジ, 後胴延長, およびインテークの効果)」, 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 (2019 年 9 月), pp.44-47.

小型超音速飛行実験機の姿勢変化角速度による動的空力特性（風試と CFD 解析における流れの可視化の試み）

本田 敦也（航空宇宙総合工学コース 博士前期 1 年）

西田 明寛（航空宇宙総合工学コース 博士前期 2 年）

酒向 壘（航空宇宙システム工学コース 4 年）

○溝端 一秀（航空宇宙システム工学ユニット 准教授）

1. はじめに

小型超音速飛行実験機（オオワシ）の六自由度飛行経路解析[1]や自律的誘導制御系設計のために必須の姿勢変化角速度に起因する動的空力微係数について、従前[2-6]に引き続き亜音速風試によって評価を進める。Nose-C 形態のロール駆動風試において、流れの可視化を試みるとともに、CFD 解析を進め、ピッチ角増加によるロールダンピング増強等に対する主翼や尾翼の寄与について解明を試みる。

2. スモークワイヤ法による可視化試験の手法

スモークワイヤ法[7]とは、観測したい気流の中に金属細線を張り、パラフィン塗布し細線に電流を流すことで白煙を発生させ、それをトレーサとして空気流を可視化する方法である。適正流速は 0.1~30 m/s であり、数 m/s の流速が最も扱いやすい。この方法の利点は以下の通りである：

- ・ 高圧電源などの特別な装置が不要で、手軽である。
- ・ 金属細線は細いため気流をほとんど乱さない。
- ・ 三次元非定常流れにも容易に適用できる。

今回のスモークワイヤ法による実験方法は以下の通りである。

- (1) 風洞に取り付けたニクロム線（φ0.26 mm）に流動パラフィンを塗布する。
- (2) 風速 2 m/s で通風し、ニクロム線に 25 V 直流電圧を印加する。
- (3) 高速度ビデオカメラで流線の挙動を撮影する。

印加電圧としては、交流ではスモークが振動的に発生することが高速度ビデオ撮影より判明したことから、直流電圧を印加する。ロール駆動装置のステッピングモータの駆動周波数は、無次元ロール角速度を CFD 解析条件に合わせるため 7 Hz（ロール角速度 5.04 deg/s に対応）とする。高速度ビデオカメラとして、株式会社フotron製 MH6（1920×1080 ピクセル、1000 fps）をレンタル利用する。

3. 可視化結果と対応する CFD 解析結果

機体模型に 5.04 deg/s の右ロール角速度を与えたときのロール角 $\phi=0$ deg の瞬間の流れ場において、図 1 の通りピッチ角 $\theta=13$ deg では主翼で発した渦流れが水平尾翼の左面では乱れているが、右面では滑らかに流れている。このため、右面上面に負圧が生じロールダンピングを強める方向にモーメントを生じていると考えられる。これに概ね対応する CFD 解析結果は図 2, 図 3 である。図 2 から、ピッチ角 15 度において水平尾翼左面の流れが右面に比べてわずかながら乱れているこ

とから、水平尾翼には左ローリングモーメントが生じていると考えられ、図3からもピッチ角15度で水平尾翼の寄与が大きくなっていることが分かる。

同様に機体模型に5.04 deg/sの右ロール角速度を与えたときのロール角 $\phi=45$ degの瞬間の流れ場では、図4の通り $\theta=5$ degでは流れは垂直尾翼付近を滑らかに後方へ流れるが、 $\theta=13$ degでは流れが垂直尾翼付近で乱れていることが分かる。この結果とCFD解析結果の図5、図6を比較すると、流れは類似しており、ピッチ角増加に伴い主翼上面の渦流れが大規模化し、垂直尾翼に空気が適切に当たらなくなることで図6の通り C_{np} （風見鶏効果）の垂直尾翼+角台の寄与が劣化していると考えられる。

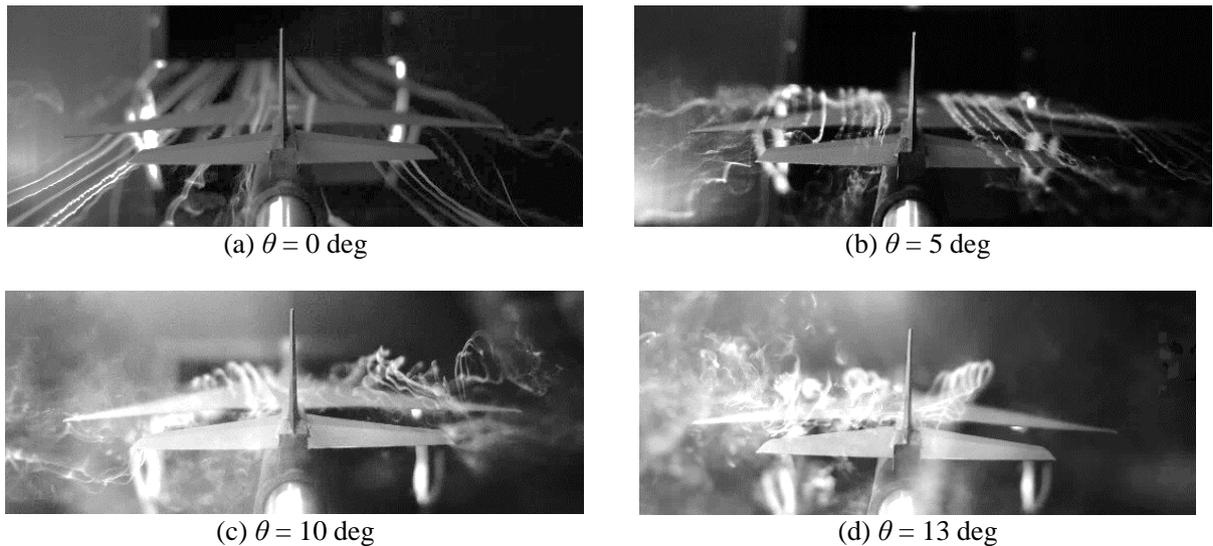


図1 右ロール中の尾翼周りの煙流線（ロール角速度5.04 deg/sec, ロール角 $\phi=0$ deg）

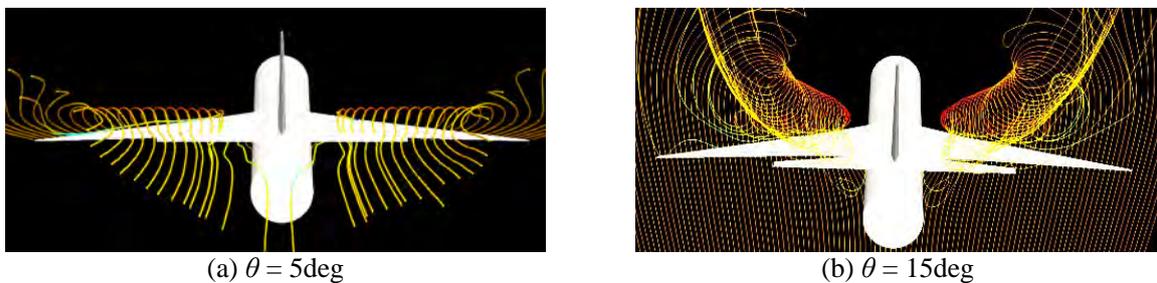


図2 CFD解析による右ロール中の尾翼周りの流線（ロール角速度5.04 deg/sec, ロール角 $\phi=0$ deg）

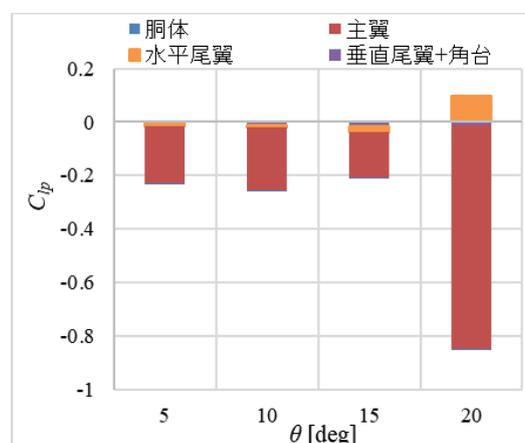
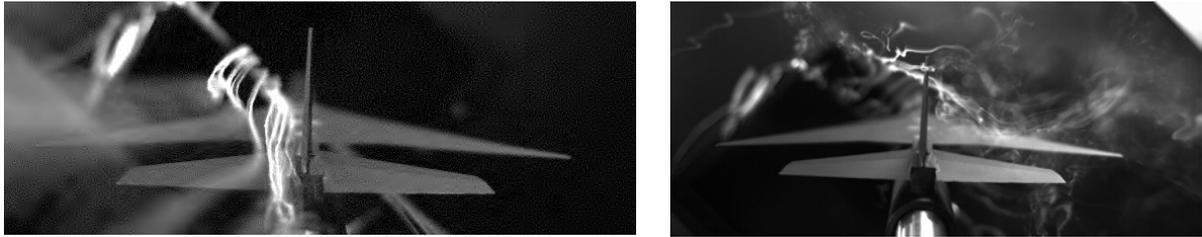
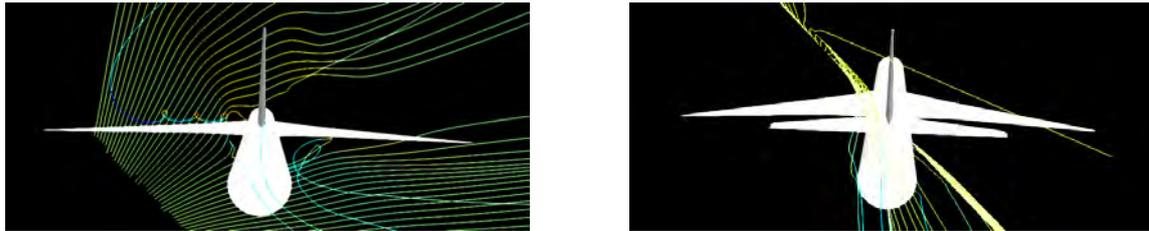


図3 CFD解析によって推定される機体構成部位の C_{lp} への寄与



(a) $\theta = 5 \text{ deg}$ (b) $\theta = 13 \text{ deg}$
 図4 右ロール中の尾翼周りの煙流線 (ロール角速度 5.04 deg/sec, ロール角 $\varphi=45 \text{ deg}$)



(a) $\theta = 5 \text{ deg}$ (b) $\theta = 15 \text{ deg}$
 図5 CFD解析による右ロール中の尾翼周りの流線(ロール角速度 5.04 deg/sec, ロール角 $\varphi=45 \text{ deg}$)

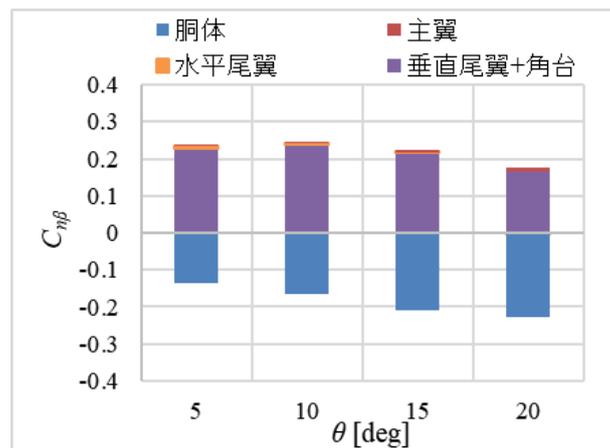


図6 CFD解析によって推定される機体構成部位の $C_{n\beta}$ への寄与

まとめ

小型超音速飛行実験機 (オオワシ) の Nose-C 形態のロール駆動風試において、スモークワイヤ法によって流れの可視化を試みるとともに、対応する条件の CFD 解析を実施し、ピッチ角増加によるロールダンピング増強および風見安定劣化に対する主翼および尾翼の寄与について調べた。今後は、PIV 法による流れ場の詳細な可視化や感圧塗料による表面圧力の可視化によって動的空力メカニズムの解明を試みる。

謝辞

本研究は、(独) 日本学術振興会の科学研究費助成金・基盤研究 (C)・課題番号 19K04833 に基づいて実施した。

参考文献

- [1] 小林悠二, 溝端一秀, 「小型超音速飛行実験機の六自由度飛行シミュレーションによるロール応答の予測」, 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 2019.
- [2] 塩野経介, 白方洗次, 溝端一秀, 「小型超音速飛行実験機のピッチおよびヨー角速度による動的空力特性」, 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 2017 (2018 年 9 月), pp.58-61.
- [3] 白方洗次, 塩野経介, 溝端一秀, 「小型超音速飛行実験機のロール角速度による動的空力特性」, 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 2017 (2018 年 9 月), pp.62-65.
- [4] 西田明寛, 白方洗次, 塩野経介, 溝端一秀, 「小型超音速飛行実験機の CFD 解析による動的空力評価」, 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 2017 (2018 年 9 月), pp.66-69.
- [5] 溝端一秀, 白方洗次, 本田敦也, 「小型超音速飛行実験機の姿勢変化角速度による動的空力特性の風洞試験」, 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 (2019 年 9 月), pp.48-50.
- [6] 西田明寛, 溝端一秀, 「小型超音速飛行実験機の姿勢変化角速度による動的空力特性の CFD 解析」, 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 (2019 年 9 月), pp.51-52.
- [7] 流れの可視化学会編, 「新版 流れの可視化ハンドブック」, 朝倉書店, 1986, pp.273-290.

小型超音速飛行実験機の六自由度飛行シミュレーションによるロール応答の予測

小林 悠二 (航空宇宙総合工学コース 博士前期2年)

○溝端 一秀 (航空宇宙システム工学ユニット 准教授)

1. はじめに

第二世代小型超音速飛行実験機(第二世代オオワシ)のM2011空力形状においては、主翼の高後退角、高翼形態、および大きな機首長さによって上反角効果増強と風見安定劣化がもたらされ、これらが相俟って高迎角条件においてエルロンの効きが損なわれる「ロールリバーサル(Roll reversal)」の発生が懸念される。

ロールリバーサルの発生メカニズムの中核は横すべりによる上反角効果であり、その応答が遅いことから、適切な操舵によってロールリバーサルを抑えることが可能と推察される。また、ロールリバーサルの評価指標であるAADP(aileron alone departure parameter)およびLCDP(lateral control departure parameter)は静的空力微係数のみから構成されるが、姿勢変化角速度に依存する空力特性すなわち動的空力特性がロールリバーサルのメカニズムに寄与する可能性もある。M2011形状の動的空力特性に掛かる微係数は、姿勢変化角速度を伴う動的風試[1]および動的CFD解析[2]によって近年定量的に評価されている。そこで本研究では、M2011形状のロールリバーサルの発生可能性および抑止可能性を予測するために、静的風試による静的空力微係数と動的風試による動的空力微係数を利用して、姿勢変化を含む六自由度の飛行解析を定量的に実施する。

2. ロールリバーサル

有翼飛行体の各舵面は、それぞれが司る方向以外にも副次的にモーメントを発生させる[3, 4]。例えば、エルロンやエレボンはローリングだけでなくヨーイングモーメント、ラダーはヨーイングだけでなくローリングモーメントを発生させる。これらが複合的に作用する結果として、大迎角でロール制御を行う場合に機体全体としてロール応答が反転する現象が起り得る。この現象はロールリバーサル(roll reversal)あるいは横制御発散(lateral control departure)と呼ばれ、その発生可能性はAADP(Aileron alone departure parameter)ないしはLCDP(Lateral control departure parameter)によって評価される。これらの定義は以下の通りである：

$$\text{AADP} = C_{n_\beta} - C_{l_\beta} \left(\frac{C_{n_{\delta a}}}{C_{l_{\delta a}}} \right) \quad (1) \quad \text{LCDP} = C_{n_\beta} - C_{l_\beta} \left(\frac{C_{n_{\delta a}} + k_e C_{n_{\delta elevation}} + k C_{n_{\delta r}}}{C_{l_{\delta a}} + k_e C_{l_{\delta elevation}} + k C_{l_{\delta r}}} \right) \quad (2)$$

AADPはエルロン操舵のみによってロール制御する場合の指標であり、LCDPはエルロン、エレボン、およびラダーの複合操舵によってロール制御する場合の指標である。ロールリバーサルの発生プロセスは以下の通りである。例えばエルロンで右ロールした時、機体は右横滑りを起こし、上反角効果($C_{l_\beta} < 0$)によって左ローリングモーメントが生じる。このとき、風見安定性が正($C_{n_\beta} > 0$)であれば右横滑りによって右ヨーイングモーメントが発生し機首が右を向いて横滑り角が減るので、上反角効果による左ローリングモーメントは減じてロール反転は起こりにくい。しかし、風見安定性が負($C_{n_\beta} < 0$)であれば横滑り角が増えるので上反角効果による左ローリングモーメントが増大する。エルロン右操舵によって左ヨーイングモーメントが生ずるアドバース

ヨー ($C_{n_{\delta a}} < 0$) の場合は、さらに横滑り角が増えるので、上反角効果による左ローリングモーメントがさらに増大する。このように風見不安定、アドバースヨー、および上反角効果が絡み合っ
てロール反転が発生する。エルロン操舵に同期させてラダーやエレボンを操舵する場合は、式(2)
の通り、それらに起因するヨーイングモーメントおよびローリングモーメントも寄与する。

第二世代実験機の M2011Nose-C 形状について、静的風試による静的空力微係数を用いて AADP
を推算した結果は表 1 の通りであり、迎角 5° ではロール反転は生じず、迎角 10° では生ずるとの
予測になっている。

表 1 M2011Nose-C 形状の AADP の推算値

		Aileron deflection [deg]	
		5	10
AOA [deg]	2	0.00215	0.00215
	5	0.00143	0.00143
	10	-0.00132	-0.00129

ここで、AADP および LCDP の定義式 (1), (2) には横滑り角 β および舵角 δ による静的空力
微係数のみが使われていることに注意すべきであり、実際の飛行における姿勢変化角速度による
動的空力の効果を評価するには六自由度飛行解析が必須である。

3. 六自由度飛行解析の手法

3-1. 運動方程式

縦および横・方向の連成や、トリム状態から大きく偏差した状態 (特にロール角の大きい状態)
も扱えるよう、微小擾乱近似に基づく線形化運動方程式ではなく、おおもとの六自由度運動方程
式を用いる。すなわち、地球中心を原点とする三次元慣性極座標系における機体重心の三自由度
並進運動、機体固定座標系における重心周りの三自由度の姿勢回転運動、および燃料消費による
機体質量の変化を微分方程式で記述する。これらの微分方程式を、飛行状態に応じて空気力、推
力、および重力を推算しながら、数値的に時間積分する。

3-2. プログラム言語

MATLAB/Simulink/Aerospace Blockset/ Aerospace Toolbox によってコーディングおよび数値計算
する。また、フリーソフト Flightgear の外界表示機能を用いて、解析結果としての機体の位置およ
び姿勢を外界シーナリーの中に機影として表示する。

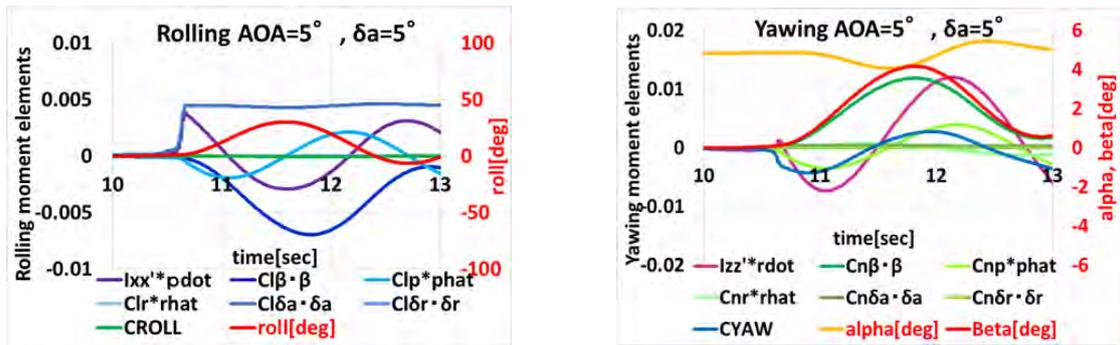
3-3. 解析の手順

- 1) 入力シーケンス： 操縦桿、ラダーペダル、およびスロットルレバーをリアルタイムで人力操
作しつつ飛行解析プログラムを実行する。
- 2) 出力データ： 外界シーナリー中に機影が目視できるとともに、重心位置・速度・加速度、重
心周りの姿勢角、角速度・角加速度、等が数値データとして記録される。また、Google map の地
形データに飛行経路を表示する。

4. 解析結果

解の一例として、迎角 5° で定常水平飛行中にエルロン舵角 5° を与えた続けた場合の姿勢変化
運動の解を図 1 に示す。この条件での AADP は 0.00143 であり、AADP の値からはロール反転し
ないとの予測になるが、今回の六自由度飛行解析によればロール角 30° 程度に達した後ロール反

転している。各モーメント成分を細かく見ると、エルロンによるローリングモーメント $C_{l\delta a} \cdot \delta a$ は概ね一定値であるが、ロール角が増えるに従って幾何学的に横滑り角 β が増えるだけでなく、縦横連成項 CYAW および $C_{np} \cdot \hat{p}$ が負となって（アドバースヨー）横滑り角 β が増長され、その結果 $C_{l\beta} \cdot \beta$ が負方向に大きく（すなわち上反角効果が大きく）なって、エルロンによるローリングモーメントを打ち消していることが判る。このように、線形化方程式に基づく AADP と線形化されないおもとの運動方程式に基づく飛行解析では相異なった判定結果を得る。今後、広範な飛行状態を詳細に解いて、第二世代実験機の広範な運動特性を予測する必要がある。



(a) ローリングモーメント成分とロール角の推移 (b) ヨーイングモーメント成分と迎角・横滑り角の推移

図1 定常水平飛行におけるエルロン操舵に対する機体姿勢応答の例

5. まとめ

小型超音速飛行実験機の高迎角時のロールリバーサルの発生可能性および抑止可能性を定量的に検証することを目標として、六自由度飛行シミュレーションを実施した。縦および横・方向の連成やトリム状態から大きく偏差した状態も扱えるようおもとの六自由度運動方程式を用い、風試による静的・動的空力特性データの実測値を実装し、定常水平飛行中の操舵によるロール運動を解いたところ、 $AADP > 0$ の条件であってもロール運動が減衰し、やがて反転することが予測された。このように、線形化運動方程式に基づく判定と、線形化されないおもとの運動方程式の解析とで、異なる結果を得ることが明らかとなった。今後、一層詳細かつ広範な解析を要する。

6. 参考文献

- [1] 溝端一秀, 白方洗次, 本田敦也, 「小型超音速飛行実験機の姿勢変化レートによる動的空力特性の風洞試験」, 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 (2019年9月), pp.48-50.
- [2] 西田明寛, 溝端一秀, 「小型超音速飛行実験機の姿勢変化レートによる動的空力特性のCFD解析」, 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 (2019年9月), pp.51-52.
- [3] 加藤寛一郎, 大屋昭男, 柄沢研治, 「航空機力学入門」, 東京大学出版会, 1982.
- [4] Courtland D. Perkins and Robert E. Hage, Airplane Performance, Stability and Control, John Wiley & Sons, 1949.

小型超音速飛行実験機の車載走行試験による全機空力の評価

久保田 穂 (航空宇宙総合工学コース 博士前期2年)

坂本 知洋 (航空宇宙システム工学コース 学部4年)

○溝端 一秀 (航空宇宙システム工学ユニット 准教授)

1. はじめに

第二世代小型超音速飛行実験機 (M2011 形状) の研究開発において, 空力データ取得のための風洞試験は, 風洞壁の影響や Re 数の違いなどにより, 実飛行環境とは条件が異なる可能性がある. そこで先行研究[1]では, 乗用車の屋根上に縮小機体を搭載して走行する簡易な「車載走行試験」を提案し, 大樹町多目的航空公園滑走路における走行試験によって全機空力データの取得を試みた. その結果を ISAS 風試結果[2]と比較したところ, 脚無し形態の揚力係数 C_L およびピッチングモーメント係数 C_m は, 迎角の小さい範囲において風試結果と一致しなかった. 車載走行試験においては車体を避けるような吹き上げ流が車体前方に発生しており, これによって機首, 主翼, および尾翼近辺で局所迎角が相異なっていた可能性がある. そこで, この吹き上げ流を CFD 解析によって予測すると共に走行試験において実測し, この吹き上げ流を考慮に入れて風試データと走行試験データの整合性を検証する. さらに, 地面効果を含む全機空力の計測を試みる.

2. CFD解析による空気流傾斜角の推算

まず, 機体各所での空気流傾斜角を推算するために車体周りの空気流のCFD解析を実施した. 解析結果の流線を図1に示す. 赤い線はピッチ角11 degにおける機軸である. また機軸上の空気流傾斜角を図2に示す.

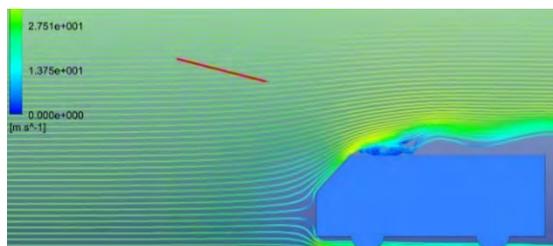


図1 CFD解析による車体周りの流線

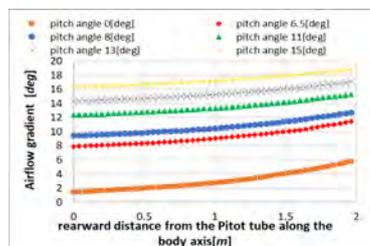


図2 CFD解析による機軸上の空気流傾斜角

3. 車載走行試験による空気流傾斜角の実測

CFD解析より推算された空気流傾斜角の妥当性を検証するために, 車載走行試験において空気流傾斜角の実測を試みる. 図3のように, 長さ4 mのCFRP製スティングにアルミパイプを取付け, その先端に5孔ピトー管を設置する. ピトー管の位置およびスティングのピッチ角を種々に変えて局所迎角を計測する. 局所迎角からピッチ角を減ずれば空気流傾斜角が得られる.

空気流傾斜角実測のための車載走行試験は2019年12月3日~4日に大樹町多目的航空公園で実施された. ピッチ角の設定値は-0.2, 9.8, 14.4 degであった. 機軸上の3ヶ所 (機体ノーズ先端, 主翼の先端より20 cm前方, および水平尾翼空力中心) において空気流傾斜角を計測した. 実測結果とCFD解析結果の比較を図4に示す. ピッチ角-0.2 deg (緑線) の場合, 実測値とCFD結果は概ね良く一致している. ピッチ角9.8 deg (赤線) および14.4 deg (青線) の場合, 機首位置では概ね一

致しているが、主翼、尾翼付近では差が生じている。その原因は、実測におけるピトー管位置やピッチ角の設定誤差、スティングやアルミパイプのたわみによるピッチ角偏差、等と考えられる。



図3 車載走行試験による空気流傾斜角の計測

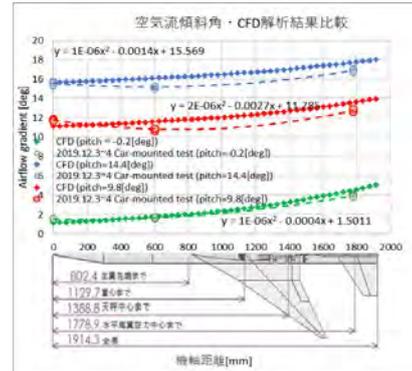


図4 実測とCFD解析による空気流傾斜角

4. 空気流傾斜角を考慮した風試データおよび車載走行試験データの整合性検証

4-1. 空気流傾斜角による風試データの補正

2014年度大阪府立大風試データ[2]から主翼および水平尾翼の揚力特性を分離し、これにCFD解析による空気流傾斜角を組み合わせることで、車載走行試験の揚力およびピッチングモーメントを再現できるかどうかを検証する。結果を図5に示す。風試データを補正して得られた揚力およびピッチングモーメント（緑線）と、車載走行試験による実測値（赤線）は、概ね良好に一致している。

4-2. 空気流傾斜角による車載走行試験データの補正

逆に車載走行試験による空力データと空気流傾斜角実測値から風試[2]の揚力及びピッチングモーメントを再現できるかどうかを検証する。結果を図6に示す。走行試験データを補正して得られた揚力及びピッチングモーメント（青線）と、風試による実測値（赤線、黄線）は、概ね良好に一致している。

以上の二通りのデータ整合性より、車体を避ける空気流による空力特性変化が正しく評価されたと言える。

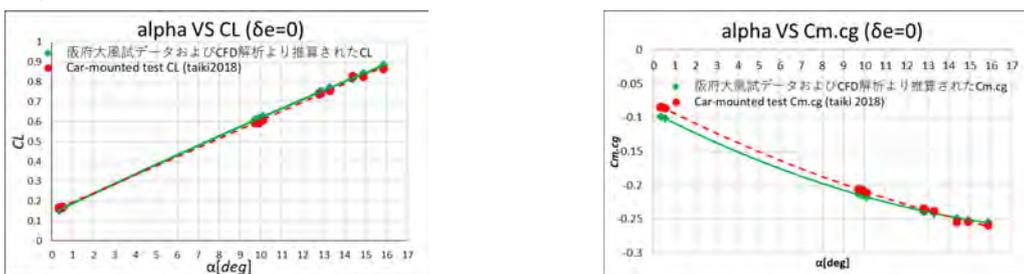


図5 CFD解析による空気流傾斜角を用いた風試データの補正



図6 空気流傾斜角実測値を用いた走行試験データの補正

5. 地面効果を含んだ全機空力の評価

地面効果[3]とは、主翼の翼端渦による吹き下ろし流れが地面によって遮られて誘導抗力が減少することである。また、尾翼位置での吹き下ろしも弱まることから水平尾翼の迎角が増して、全機ピッチングモーメントが減少する。車載走行試験において空気流は車体を避けるよう曲がるが、地面効果計測のための縮小機体の取り付け位置において空気流は一様であることが望ましい。そこで、縮小機体の設置位置を決定するために車体周りの空気流のCFD解析を実施したところ、流線の傾斜角を1.0 deg以下に抑えるためには車体前方へ2.5 m離せばよいと予測された。

これを踏まえ機体を地面付近に設置するための地面効果計測用檣を設計・製作した。アルミ角棒によって骨組み構造を構成し、前後方向及び横方向の剛性を確保するために各部に斜交いとしてアルミ板を配置している。檣を車体前面に吸盤によって固定する。スティングは車体前方の檣下端の固定ベースに取り付けられ、固定ベースの傾斜角を変えることによってスティングのピッチ角を0度、5度、ないしは10度に設定する。ピッチ角による機体高さの増分は、スティングの撓みを見ないとした推算値としては、ピッチ角5度で34 cm、ピッチ角10度で69 cmである。また、固定ベースの高さを調節して、スティングピッチ角0度の際の地面から機体までの高さを35 cmに設定する。地面効果計測用檣および縮小機体を乗用車に設置した様子を図7に示す。

地面効果を含んだ全機空力の計測のための車載走行試験は、2019年12月5日～6日に大樹町多目的航空公園滑走路で実施された。地面効果は揚力の有無によっても変化することから、フラップ舵角を0度、30度と変えて計測を行った。また、地面効果は離着陸時に想定されることから、脚展開状態で試験を実施した。

本試験で計測された抗力係数値と2018年度の車載走行試験（機体を屋根上に設置）及び風試[2]で取得された抗力係数値を図8に示す。本試験（青線）では脚を展開しているため、機体迎角0 deg付近では他の試験と比べて抗力が大きくなっているが、機体迎角9 deg付近では小さくなっている。これは、機体に迎角が付くことで揚力発生に伴って翼端渦が発生するが、地面近くでは翼端渦が抑制され誘導抗力が低減したものと考えられる。

また、フラップ操舵による抗力係数の変化について本試験と風試[2]の比較を図9に示す。風試（破線）では脚を収納しているのに比して本試験（実線）では脚を展開しているため、機体迎角の小さい場合に風試よりも本試験の抗力が大きくなっている。フラップ操舵による抗力増分、すなわち赤線と青線の差は、風試に比べて本試験では低減されている。これは、フラップ操舵による翼端渦発生が地面によって抑制され、結果として誘導抗力が低減されたものと考えられる。

本試験で計測された揚力係数値と2018年度の車載走行試験（機体を屋根上に設置）及び風試[2]で取得された揚力係数値を図10に示す。2018年度車載走行試験のデータは、車体を避ける空気流の傾斜角を用いて補正してある。本試験（青線）と2018年度車載走行試験（緑線）（いずれも脚展開）を比較すると、迎角1 degから9 degまで概ねよく一致していることから、揚力についての地面効果は小さいと考えられる。

6. 結言

車載走行試験で取得した第二世代小型超音速飛行実験機（M2011形状）の空力データの補正方法の検討、および機体を地面付近に設置した走行試験から、以下のことが分かった。

- 1) 空気流傾斜角について、CFD解析結果と車載走行試験実測値を比較し、良好な一致を見た。
- 2) CFD解析による空気流傾斜角を用いて風試データを補正したところ、車載走行試験による空

力データと良好な一致を見た。

- 3) さらに、車載走行試験による空力データを空気流傾斜角実測値で補正したところ、風試結果と良好な一致を見た。
- 4) 機体が地面付近を飛行する際、地面効果によって誘導抗力が低減される。
- 5) 機体が地面付近を飛行する際、フラップを降ろすことによる誘導抗力増分が地面効果によって低減される。
- 6) 地面効果が揚力に与える影響は小さい。

今後は、地面効果の詳細な特性を定量的に捉えるために、地面からの高さ、機体迎角、操舵量、等を種々に変えた走行試験を実施する計画である。



図7 縮小機体及び地面効果計測用櫓を乗用車に搭載した様子

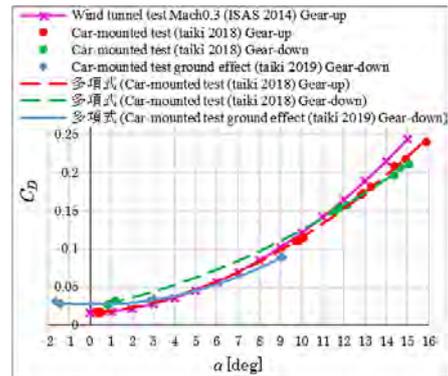


図8 車載走行試験と風試による抗力係数

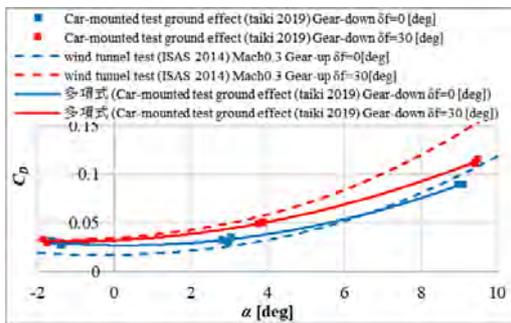


図9 地面効果車載走行試験と風試におけるフラップ操舵による抗力係数の変化

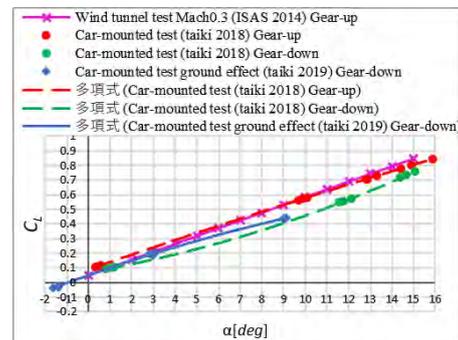


図10 車載走行試験と風試による揚力係数

謝辞

本研究の車載走行試験の実施に当たって、大樹町より多大なるご協力を賜った。関係各位に厚く御礼申し上げます。

参考文献

- [1] 久保田 穂, 春日 綜, 溝端 一秀, 「小型超音速飛行実験機の車載走行試験による空力評価」, 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 (2019年9月) pp.56-57.
- [2] 鈴木 祥弘, 「室蘭工大小型超音速飛行実験機 (オオワシ) 空力特性の解明」, 室蘭工業大学修士論文 (2015年1月) .
- [3] 李家 賢一, 「航空機設計法」, コロナ社 (2011年) , pp.30-31.

VHF 帯を用いる無人航空機用中距離データ伝送無線システムの通信品質評価

○渡辺 拓哉 (航空宇宙総合工学コース 修士1年)
 北沢 祥一 (航空宇宙システム工学ユニット 教授)
 上羽 正純 (航空宇宙システム工学ユニット 教授)

1. はじめに

本報告は、総務省 SCOPE「広大な農地の短時間観測を可能とする固定翼自律 UAV を用いた映像伝送技術の研究開発」[1]によるもので、UAV(Unmanned Aerial Vehicle)の位置や姿勢のテレメトリデータおよび制御コマンドの通信用に開発した 169 MHz 帯の無線機に関するものである。今回は無線機の通信プロトコルや通信品質の改善と 169 MHz 帯機体搭載用小型アンテナの検討を行った。また改善した無線システムでのシミュレーションによる通信評価をしたので報告する。

2. システム概要

提案システムの概要を図 1 に示す。固定翼自律 UAV はカメラや制御機器を搭載し 10 kg 以下とし、定常速度 25 m/s で飛行を行う。

この UAV には図 2 に示すように、自律飛行に関わる慣性航法装置と誘導制御装置、無線システムを搭載しており、5.7 GHz 帯の映像伝送系が最大伝送速度 10 Mbps で地上へ映像を送る。169 MHz 帯のテレメトリ・コマンド用の制御通信は自律飛行制御装置と接続され、慣性航法装置より出力される位置や姿勢のテレメトリ情報と地上からの制御コマンドの通信を半 2 重通信で 200 kbps で通信する。

地上局は 5.7 GHz 帯指向性アンテナを 2 軸雲台に搭載し、169 MHz 帯のテレメトリ系より得られる位置情報を元に UAV を追尾する。

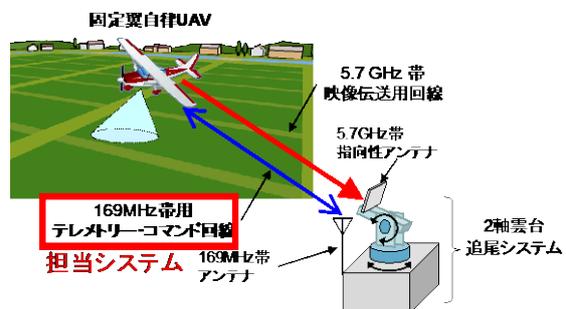
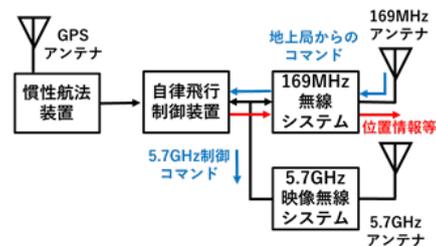
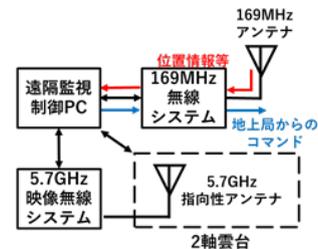


図 1 システムイメージ



(a) UAV 側



(b) 地上側

図 2 無線機のブロック図

3. 169 MHz 帯無線機

制御通信用の無線機の外観を図 3 に示す。基板のサイズは 35 mm×55 mm×11.5 mm、重量は 8.4 g である。無線 IC に Texas Instruments 社の CC1120 を用い、CPU は ST マイクロエレクトロニクス社の STM32F411CE、その他 GPIO・UART 端子、SMA コネクタの RF 端子などを備えている。無線部は最大出力 10 dBm、変調方式は送信波評価用の無変調信号と、通信用に 4 値 GFSK (Gaussian Frequency Shift Keying)の変調を用い、伝送速度は 200 kbps である。

無線部は最大出力 10 dBm、変調方式は送信波評価用の無変調信号と、通信用に 4 値 GFSK (Gaussian Frequency Shift Keying)の変調を用い、伝送速度は 200 kbps である。

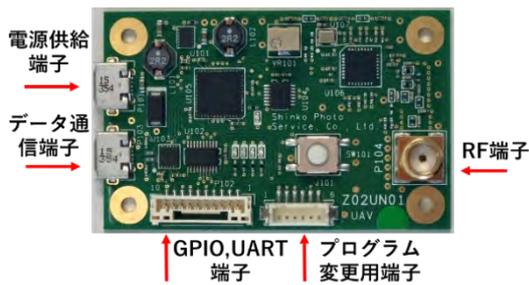
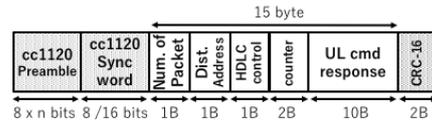
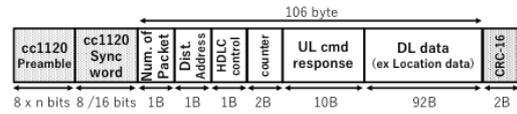


図3 169MHz帯無線基板の概観



(a) アップリンクパケット



(b) ダウンリンクパケット

図4 パケット構成

今年度は、通信品質の向上のため通信手順の改良を行うと共に、5.7GHz帯無線機を地上側から制御するため、パケット構成を変更した。パケット構成は、図4に示すように、地上からUAVへのアップリンクパケットは制御コマンド用に10byteを割り当て、計15byteのペイロード長である。UAVから地上局へのダウンリンクパケットは慣性航法装置による位置や速度、姿勢等の情報に92byte、地上からのコマンドに対するレスポンスに6byteを割り当て、計106byteのペイロード長とした。

無線モジュールの送信パケット構成や通信手順を変更したため、占有帯域幅、スプリアス特性等をベクトルシグナルアナライザ(アンリツ MS2691A)で測定した。ダウンリンク通信の占有帯域幅測定結果を図5に示す。無人移動体画像伝送システムにおいて169MHz帯の99%占有帯域幅は最大300kHzと規定されており、測定の結果本無線システムの占有帯域幅は図中に青線で示すように225kHzと規格内であること、スプリアス発射に関しても規格を満たすことを確認した。

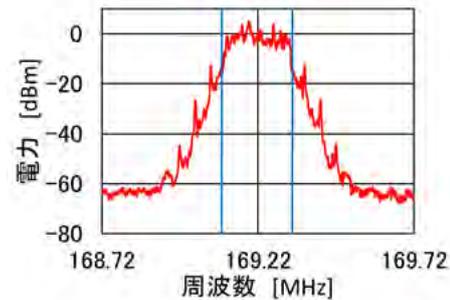


図5 送信スペクトル波形

4. 小型アンテナ開発

本年度は機体搭載用の小型アンテナの開発を行った。昨年度は機体搭載用アンテナとしてダイポールアンテナを検討し、電波暗室において評価を行った。しかし、169MHz帯用のダイポールアンテナは約87cmと大きく、機体に装着できる場所が主翼や水平尾翼に限られる。また、ダイポールアンテナを主翼に装着した場合、主翼の素材の影響かアンテナが共振しないことが分かった。そのため、小型アンテナの開発を行い、電波暗室で得た結果から主翼やその他構造物を想定した電磁界解析モデルを設定し、搭載位置等に関して検討を行う。

小型アンテナは密巻きヘリカルアンテナとした。密巻きヘリカルアンテナは地板に接するコイル状導体をSMAコネクタの中心導体を引き延ばした内部導体が励振する方式であり、一般的なヘリカルアンテナより小型化が可能である。図6にアンテナの解析モデルと3次元電磁界解析(ANSYS Academic Research HF)による放射特性の解析結果を示す。本アンテナの放射特性はモノポールアンテナ搭載時と同様の傾向で、最大利得は-5dBiである。また、図7に示すように製作したアンテナの反射損失は169MHzにおいて-18dBとなり、整合していることを確認した。

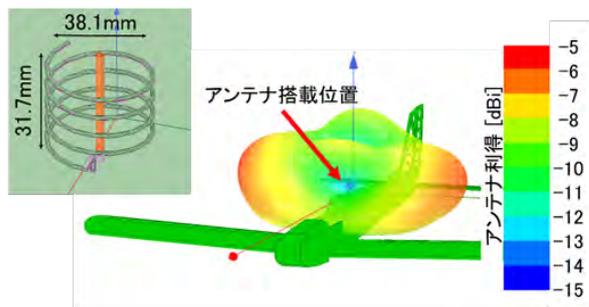


図 6 密巻きヘリカルアンテナの解析結果

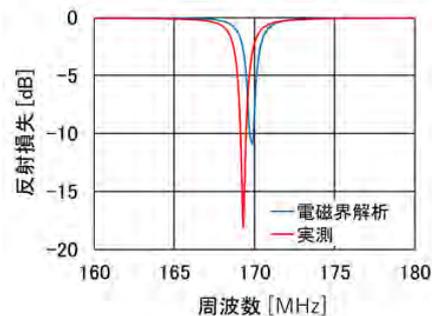


図 7 反射損失

5. 通信品質評価

本システムの通信品質を、同軸接続で評価したパケット誤り率(PER: Packet Error Rate)を用い、実証実験時の UAV 飛行経路を想定した電波伝搬シミュレーションを基に評価した。PER の評価系の構成を図 8 に示す。169 MHz 帯無線機の UAV、地上局の両モジュール間に可変減衰器を接続し、受信電力を変化させ測定した。なお測定はパケットサイズが大きい UAV からのダウンリンクで、慣性航法装置の出力を模擬したデータを送信し測定を行った。半 2 重通信は通信タイミング制御が重要である。開発当初はダウンリンクとアップリンクを 1 パケットずつ交互に送受信する方式であったが、通信の衝突等により受信電力-92 dBm において $PER10^{-3}$ 以下とした目標性能を達成しなかった。そのため、通信タイミングを地上局は UAV へアップリンクを 5 パケット連番付きで送信し受信待ちへと移行する。UAV 側は受信したパケットの番号を元に送信タイミングを生成し、地上局へ向けダウンリンクを同様に 5 パケット送信する方式に変更した。PER の測定結果を図 9 に示す。受信電力-92 dBm で $PER10^{-3}$ 以下であり、目標性能の達成を確認した。

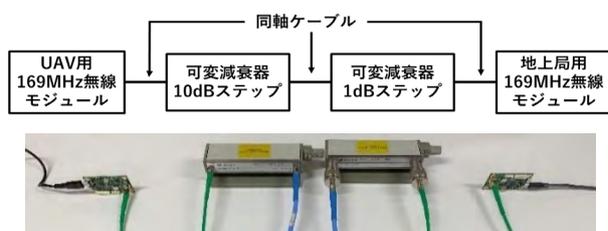


図 8 PER 測定系

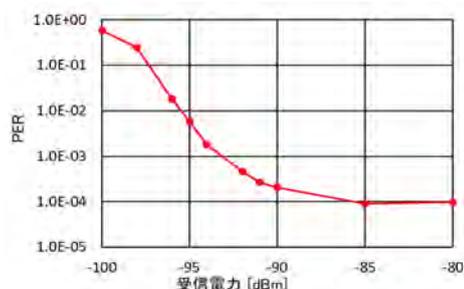


図 9 PER 測定結果

次に実証実験を想定した飛行経路における電波伝搬特性を検討する。UAV は $500\text{ m} \times 500\text{ m}$ の範囲を高度 100 m で旋回を繰り返し飛行するため、この飛行経路を簡略化し検討に用いた。電波伝搬モデルは直接波と大地の反射波を考慮する 2 波モデルを用い、反射面の電気定数は農地を想定し ITU-R Rec.527-3 より Medium dry ground の値、誘電率 15、導電率を 0.005 S/m とした。アンテナは地上局にダイポールアンテナを垂直偏波、水平偏波でそれぞれ用い、機体搭載アンテナは図 6 に示した機体搭載時の密巻きヘリカルアンテナを垂直偏波、水平偏波は昨年度検討した水平尾翼に取り付けた場合の放射特性を用いた。これらのアンテナ放射特性から、UAV-地上局間の仰角及び水平角に対応するアンテナ利得を与え受信電力の算出を行う。水平偏波時は UAV の直進方向をアンテナの最大利得とし、地上局は飛行エリアから 350 m 離れた地点の高さ 5 m に設置した。

結果を図 11 に示す. 水平偏波の場合は旋回時を除く直進時の受信電力の最低値は-85 dBm であり, PER 10^{-3} 以下となる受信電力が-93 dB であることを考慮すると約 8 dB のマージンを確保している. 旋回の一部区間でダイポールアンテナのヌル点となるため受信電力が低下し, 通信が途絶する区間があるものの UAV の飛行速度と途絶区間の距離を考慮すると影響は小さいと判断した. 定常飛行区間において受信電力が最小となる位置においても PER 特性が 10^{-3} となる受信電力に比べ 8 dB のマージンが確保できることを確認した.

次に垂直偏波は, 大地の反射率特性が水平偏波と異なることから全体の受信電力変動は少なく, 加えて, アンテナの水平面での放射特性はおおよそ一定であるため受信電力の概ね-71 dBm であり, PER 特性が 10^{-3} となる受信電力に比べ, 22 dB のマージンを確保できる見込みを得た.

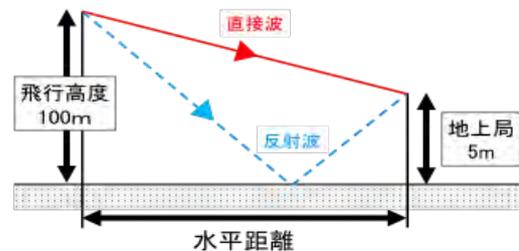


図 10 2 波モデル

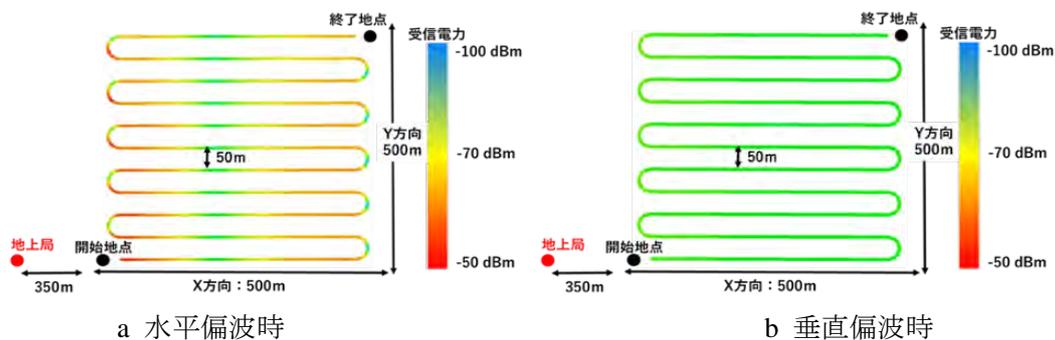


図 11 受信電力の推定結果

まとめ

169 MHz 帯無線システムに関して, 昨年度のダイポールアンテナに加え, 機体搭載用アンテナとして密巻きヘリカルアンテナを検討した. また, これらアンテナの電磁界解析により得た放射特性を用いた 2 波モデルによる受信電力推定を行い無線機の PER 特性との比較を行った. 結果より, 水平・垂直偏波ともに想定する条件で十分なマージンを確保できることが分かった.

謝辞

本研究は, 総務省 SCOPE の「広大な農地の短時間観測を可能とする固定翼自律 UAV を用いた映像伝送技術の研究開発」により実施した.

参考文献

- [1] 総務省, “広大な農地の短時間観測を可能とする固定翼自律 UAV を用いた映像伝送技術の研究開発,” www.soumu.go.jp/main_content/000530691.pdf, 参照 2019 年 1 月
- [2] 経済産業省, “空の産業革命に向けたロードマップ 2019,” www.meti.go.jp/policy/mono_info_service/mono/robot/drone.html
- [3] 渡辺拓哉, 北沢祥一, 上羽正純, “無人航空機用 169 MHz 帯データ伝送無線システムの通信品質に関する評価,” IEICE 信学技報 SANE2019-110, 2020 年 2 月

無人航空機向け高性能着陸制御技術の検討

上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

○植村 拓也(航空宇宙総合工学コース 博士前期2年)

1. はじめに

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターでは、大気中を高速・高高度で飛行するための基盤技術の研究が行われており、そのテストベッドとして小型無人超音速実験機の開発が進められている。

固定翼 UAV の目視外飛行を含めた広い利用のためには、緊急時の帰還後に任意の高度から着陸を開始できることが望ましく、そのためには大きなグライドスロープ角での着陸が可能となる必要がある。しかしながら、通常 $2.5\sim 3^\circ$ であるグライドスロープ角を大きくした着陸ではフレア制御開始時の速度は上昇し、接地時降下率も上昇することとなる。これを解決するため、本検討では迎角制御をインナーループに持つ降下率制御を提案する。

本降下率制御を用いて電動ラジコン機を対象にグライドスロープ角 25° でシミュレーションを行ったところ、速度は上昇することなく着陸進入できていることを確認したため、その結果を報告する。

2. 対象とする着陸経路

一般に、着陸では縦方向の制御として図 1 に示す経路が設定され、経路に応じてグライドスロープ制御とフレア制御が実行される。本検討では、通常 $2.5\sim 3^\circ$ であるグライドスロープ角 θ_G を 25° と大きくした着陸経路を対象とする。この場合、これまでに採用してきたグライドスロープ制御（グライドスロープラインとの高度差からピッチ指令角を生成する制御方式）ではフレア制御開始時の速度は大きくなり、接地時降下率も上昇する[1]。これを防ぐためには着陸進入中の速度を極力一定に保つような制御系を新しく考案する必要がある。

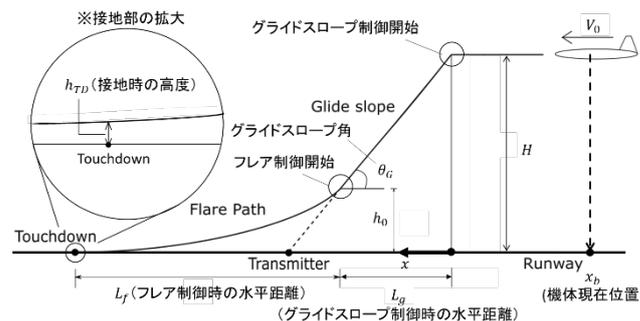


図 1 着陸経路

3. 提案する降下率制御系

速度 V のみが変化する経路角 γ 一定の鉛直面内の非定常降下について考える。推力を T 、抗力を D 、重量を W 、揚力を L とすると運動方程式は

$$\left(\frac{W}{g}\right)\left(\frac{dV}{dt}\right) = T - D - W \sin \gamma, \quad L = W \cos \gamma \quad (1)$$

となる. (3.1) 式より, $dV/dt > 0$ となる条件を求める. いま, $\gamma = -\theta_G$ であることより,

$$\tan \theta_G > \frac{C_D(\alpha) - C_T}{C_L(\alpha)} \quad (2)$$

が得られる. ここで, C_L は揚力係数, C_D は抗力係数, C_T は推力係数である. (3.2)式に着目すると, 速度を低減するためには迎角 α の操作が重要であることがわかる. また, V の下方向成分である降下率 \dot{h} と α との間には, ピッチ角を θ として

$$\dot{h} \approx V \sin \gamma \approx V(\theta - \alpha) \quad (3)$$

の関係がある. これにより, 降下率の指令信号 \dot{h}_{ref} と \dot{h} との誤差信号から α の指令信号を生成することが考えられる. 着陸は揚力と重量が釣り合っているときの速度 V_0 で開始し, 着陸進入中は極力 V_0 を保持したまま θ_G 一定の降下を実行するため, \dot{h}_{ref} は次式となる.

$$\dot{h}_{ref} = -V_0 \sin \theta_G \quad (4)$$

降下率制御系のブロック図を図2に示す.

本降下率制御は迎角制御をインナーループに持ち, (4)式により生成される \dot{h}_{ref} と現在の降下率の差分から α の指令信号を生成する. なお, 制御器にはPID要素と位相進み補償器を採用した.

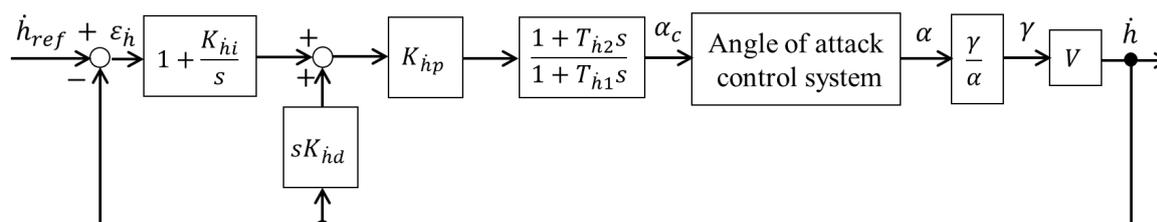


図2 提案する降下率制御系ブロック図

4. シミュレーション

4-1. 制御対象機体

制御対象は図3に示す京商カルマート $\alpha 40$ に誘導制御回路およびINS/GPS複合航法装置を搭載した電動ラジコン機とする. 表1に当機の主要諸元を示す.



図3 電動ラジコン機

表1 電動ラジコン機の諸元

質量	3.03 kg
翼幅	1.58 m
翼面積	0.4266 m ²
重心位置	30~33 % M. A. C.
静止推力	15 N (実験結果より推定)
最低飛行速度	15 m/s (実験結果より推定)

4-2. シミュレーション条件

着陸は高度 60 m, 速度 20 m/s で開始し, $\theta_G = 25^\circ$ の着陸進入を提案する降下率制御によって行う. また, 着陸進入時には $\delta f = -45^\circ$ (舵面 45° 上げ) のフラップ操舵をおこなう. 高度 11 m に達するとフレア制御 (ピッチ角制御による降下率制御) に移行し, その後機体は接地する. 接地時の高度は 0.2 m とし, この高度に到達した時点でシミュレーションは終了とする. なお, フレア制御開始時の速度および接地時降下率については表 2 に示す要求性能を定め, 評価することにより提案する降下率制御の有用性を確認する.

表 2 要求性能

フレア制御開始時の速度	18~21 m/s
接地時降下率	≤ 1.5 m/s

4-3. シミュレーション結果

得られた高度, 降下率, 速度, ピッチ角速度の時間履歴を図 4 に示す. 0 s から 6.8 s までは着陸進入を, 6.8 s から 10.2 s まではフレア制御を実行し, 10.2 s で接地している. フレア制御開始時速度は 20.9 m/s であり, 図 4 (c) より速度をほぼ一定に維持した降下ができる. また, 図 4 (b) より着陸進入時の \dot{h} は \dot{h}_{ref} に追従できている. 一方で接地時降下率は 3.8 m/s と大きくなった. これは着陸進入時のピッチ角速度が大きいためであり, この状態からフレア制御 (ピッチ角制御により機能する降下率制御) へと移行した場合はフレア制御の収束に必要な時間も長くなっている. 実際に図 4 (b) では, フレア制御時の \dot{h}_{ref} に対して \dot{h} が収束していない状態で接地していることが分かる. これを改善するためには降下率制御を再設計し, ピッチ角速度が安定した状態でフレア制御に移行させる必要がある.

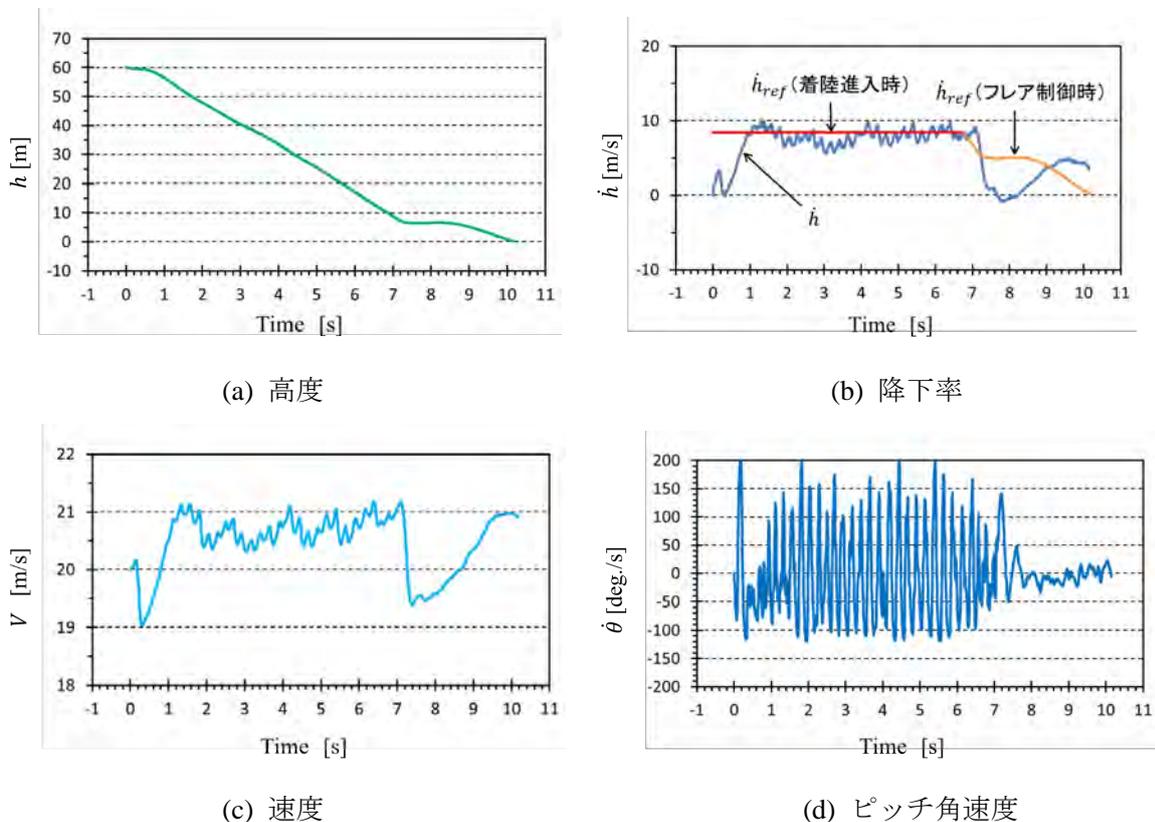


図 4 着陸シミュレーション結果

5. まとめ

グライドスロープ角を 25° と大きくした着陸進入に対して提案する降下率制御を適用し、電動ラジコン機を対象に着陸シミュレーションを実施した結果、速度が上昇することなく着陸進入できることを確認した。

参考文献

- [1] 荒木 浩, 飛行機の着陸時に起こる跳躍運動, 日本航空宇宙学会誌 20 巻 219 号 pp.175-181, 1972.
- [2] 山名正夫, 中口博, 「飛行機設計論」, 養堅堂, 1974.

メアンダー状経路追従飛行制御技術の検討と飛行実証

上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

○植村 拓也(航空宇宙総合工学コース 博士前期2年)

1. はじめに

近年, UAV(Unmanned Aerial Vehicle)を用いたミッションに関する研究が盛んに行われている。固定翼 UAV の目視外飛行を前提とした広い利用のためには, ミッションにより要求される, あらかじめ設定した複数の Waypoint からなる経路に沿って飛行するための誘導制御技術が重要である。

本検討では円弧と直線から構成される矩形状の経路(メアンダー状経路)の飛行を対象とする。メアンダーとは蛇行という意味である。想定するミッションは固定翼 UAV を用いた広大な農地の短時間観測[1]であり, 今回検討する飛行経路はこのミッションで規定されており, これを誘導制御系により実現する。経路は高度を含めて精度よく飛行することが必要で, かつ, 経路を規定する Waypoint を確実に通過しつつ, 直線部分では, 直線に沿って飛行する制御系が必要となる。旋回開始を規定する Waypoint では, 直線部分飛行終了後の位置制御誤差が, 旋回終了を規定する Waypoint では, 旋回制御による位置誤差が影響してくる。ここでは当該経路を精度よく飛行する制御系を設計し, エンジンラジコン機による飛行実証を行った結果を報告する。

2. メアンダー状経路の設計方針

メアンダー状飛行は, まず, 始点と終点の2箇所及び直線と半円弧との接続部4箇所の計6箇所のウェイポイントを設定し, 直線及び旋回で構成される経路によって6つのウェイポイント近傍を順に通過させることとする。自動飛行開始後直ちに1つ目のウェイポイント(WP1とする。)とWP2とを結ぶ直線に対する横方向位置 y (機体現在位置から直線に降ろした垂線の距離)が計算される。この距離を0とするような横・方向系制御を実行することにより直線経路からのずれを小さくする。WP2近傍を通過後はロール角固定・高度, 対気速度一定の水平旋回により半円弧経路を達成し, WP3近傍を通過させる。以降同様にWP3, 4及び5, 6の直線区間に対しては横・方向系制御を, WP4, 5の半円弧経路に対しては水平旋回を実行する。最後にWP6近傍を通過するとメアンダー状飛行は終了とみなし, 手動に切り替える。なお, 本検討では実験の容易性を勘案して, 暫定的に目標対気速度は20 m/s, 目標高度は100 m, 旋回のためのロール角は 30° とした。これにより, 旋回半径は70 m程度を想定する。

3. メアンダー状経路の設定

設計方針に基づき設定したメアンダー状経路を図1に, 飛行フェーズの内容を表1に示す。直線の間隔はロール角 30° ・速度20 m/sの水平旋回半径を考慮し140 mとした。また, 直線の長手方向の距離は操縦者からの機体視認性を考慮し500 mとした。なお, WPの設定には2つの右手系 $X_{rwy}Y_{rwy}$ と $X_{wp3}Y_{wp3}$ を用意した。これにより横・方向系制御に必要な直線に対する横方向位置の正負を統一することができる。

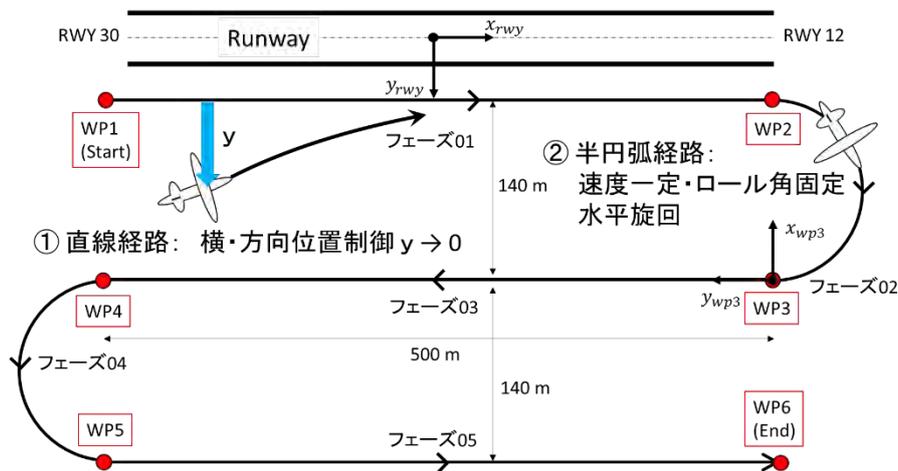


図1 設定したメアンダー状経路

表1 飛行フェーズの内容

フェーズ番号	飛行モード	内容
01	水平飛行	対気速度 20 m/s 一定, 高度 100 m 一定, WP1, 2 を通る直線経路を追従する横・方向系制御を実行.
02	水平旋回	対気速度 20 m/s 一定, 高度 100 m 一定, ロール角 30 ° 一定.
03	水平飛行	対気速度 20 m/s 一定, 高度 100 m 一定, WP3, 4 を通る直線経路を追従する横・方向系制御を実行.
04	水平旋回	対気速度 20 m/s 一定, 高度 100 m 一定, ロール角 30 ° 一定.
05	水平飛行	対気速度 20 m/s 一定, 高度 100 m 一定, WP5, 6 を通る直線経路を追従する横・方向系制御を実行.

4. 実証実験

4-1. 使用機体

実験用機体は図2に示すエンジンラジコン機を使用する。エンジンラジコン機は京商製カルマートα60スポーツ GP に誘導制御回路・センサ等を搭載し、自律飛行ができるように改造を施した機体である。カルマートα60スポーツ GP は低翼式で翼幅 1.78 m の主翼を持ち、3 舵面と 4 ストロークエンジンを有する。飛行可能時間がおよそ 8 分と長いことが最大の特徴である。舵面駆動用アクチュエータはラジコン用サーボモータ、推進器は 4 ストロークエンジンとエンジン機用プロペラの組み合わせである。降着装置は前輪式であり、ステアリング機構を有する。当機の主要諸元を表2に示す。



図2 エンジンラジコン機

表2 エンジンラジコン機の諸元	
質量	5.05 kg
翼幅	1.78 m
翼面積	0.606 m ²
重心位置	30~33% M.A.C.
静止推力	45 N (実験結果より推定)

4-2. 実験結果

本メアンダー状飛行の技術的確立のため、エンジンラジコン機を実機として飛行検証を行った。

飛行検証により得られた飛行軌跡を図3に示す。

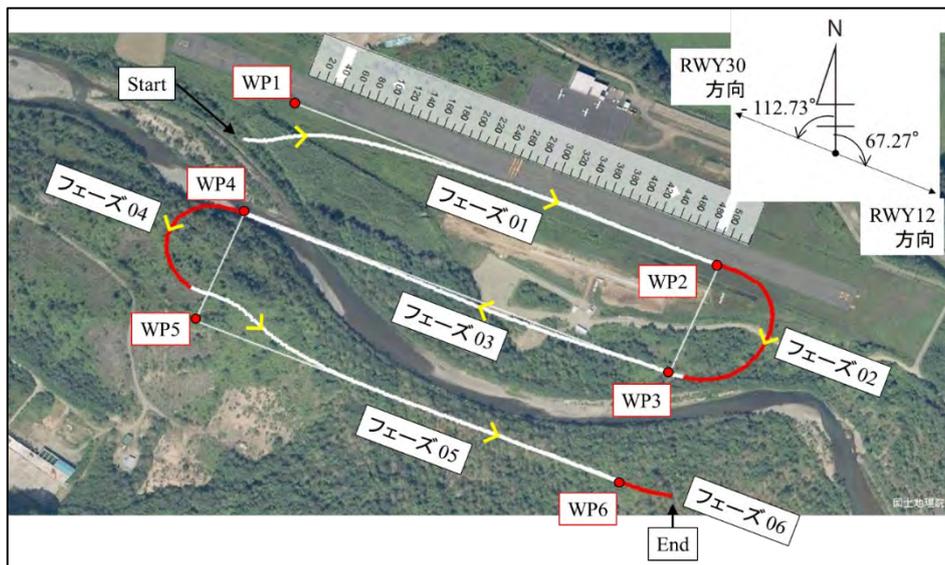


図3 飛行軌跡

図3より直線経路に対してはよく追従できていることがわかる。本検討では直線同士の間隔は140 mとした。これはロール角30°固定、対気速度20 m/sの水平旋回時の旋回半径を考慮したことによる。しかしながら、実験では水平旋回中のロール角指令値はフェーズ02では40°、04では-35°を採用することによりWP3及びWP5近傍通過の達成を試みた。結果は、フェーズ02ではWP3近傍は通過できており、04ではWP5の内側を旋回していた。

5. まとめ

直線及び半円弧から成るメアンダー状経路を追従する誘導制御系を検討し、エンジンラジコン機による実証実験を行った。結果は、半円弧経路追従はWPから逸脱している箇所があった。一方、直線経路追従は十分な位置精度を確保できていることを確認した。今後は旋回時の位置制御を考案、取り入れることによる全てのウェイポイント近傍通過を第一目標とする。

謝辞

本研究は総務省 SCOPE「広大な農地の短時間観測を可能とする固定翼自律 UAV を用いた映像伝送技術の研究開発」により実施した。

参考文献

- [1] 上羽正純, 北沢祥一, 古賀禎, 本田純一, 広大な農地の短時間観測を可能とする固定翼 UAV を用いた映像伝送システム, 第 57 回飛行機シンポジウム, 1A06, JSASS-2019-5006, 下関, 2019.10.16-18.

1. はじめに

近年, UAV(Unmanned Aerial Vehicle)を用いたミッションに関する研究が盛んに行われている。固定翼 UAV の目視外飛行を前提とした広い利用のため, 飛行中にミッション機器もしくは機体に不測の事態が発生した場合は帰還経路を生成, さらに生成経路を追従し迅速に帰還する必要がある。

緊急時は短時間で指定した位置に帰還することが重要となるため, 時間最短の最適問題として経路を生成すればよく, これまでにそういった報告もなされている[1]。しかしながら, 最適問題を機上でリアルタイム計算により解くことは, 繰り返し計算が多いため実装には不向きである。実際に緊急時の帰還が必要となる場面の多くは目視外領域である遠方を飛行しているときであり, この場合帰還経路の大半は直線になる。よって, 時間最小経路との経路長の差はある程度無視できるとして, 円弧と直線で近似した帰還経路を生成し, 追従させることを考えてきた。

これまで帰還経路追従手法は円弧・直線経路を実現するような水平旋回・水平飛行のためのロール角及び速度を指定するのみで, 生成経路に対する位置指定は行っていなかった。これにより, 各種誤差によっては, 指定した位置に帰還することができなかった。本検討ではこれを解決するため, 生成した直線経路に対するずれを小さくする横・方向位置制御系を組み込み, 指定した位置へ帰還できることを飛行実証により確認した。本稿ではその結果を報告する。

2. 緊急時帰還経路の設計方針

緊急時の帰還は, まず, 水平飛行によりあらかじめ決められた対気速度及び高度を確保したのち, 旋回及び直線で構成される経路によってあらかじめ決めた場所の上空に戻すこととする。旋回開始後, 直ちに通過すべき2つの Way point の位置座標, 旋回の方角, 2つの Way point によって結ばれる直線が計算され, 最初の旋回では計算された方位角を旋回, 最初の Way point で直線飛行に入り, 直線飛行にて次の Way point 通過後, 再び旋回飛行に入り, 目標地点の上空に到達する。旋回飛行においては, 目標とする方位角のみを実現し, 直線飛行においては, 横・方向位置制御系を用いて直線からのずれを小さくする。なお, 本検討では実験の容易性を勘案して, 暫定的に目標対気速度は 20 m/s, 目標高度は 60 m, 旋回のためのロール角は 30° とした。これにより, 旋回半径 R は 70 m 程度を想定する。

3. 緊急時帰還経路の設定

設定した帰還経路を図1に, 経路を構成するフライトフェーズの内容を表1に示す。本研究において帰還経路は直線と円弧のみで構成する。この場合, 飛行運動として直線は水平飛行, 円弧は水平旋回にて実現する。座標原点は O に向けて帰還することを想定する。

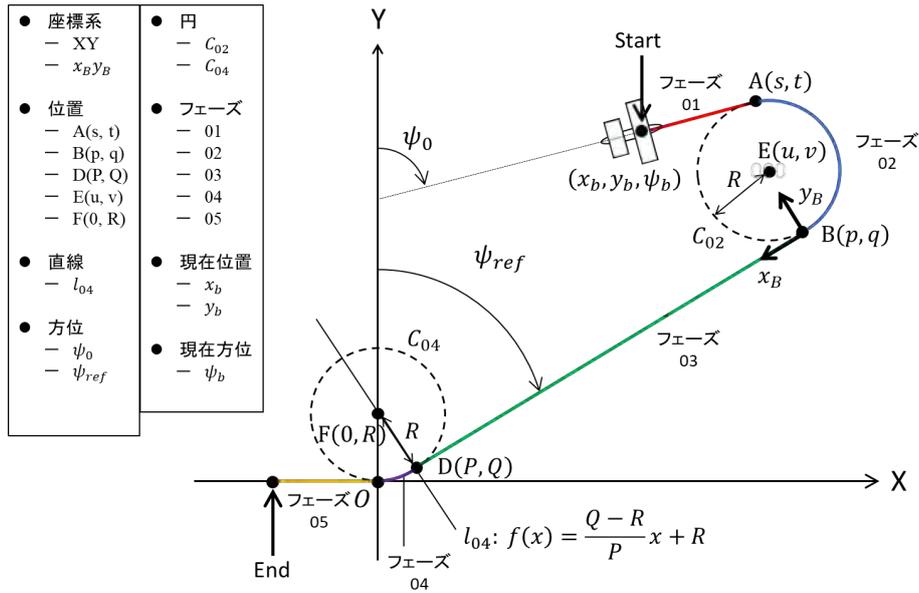


図1 設定した帰還経路

表1 飛行フェーズの内容

フェーズ No.	飛行モード	内容
01	水平飛行	対気速度 20 m/s 一定, 高度 60 m 一定, ロール角 0° 一定
02	水平旋回	対気速度 20 m/s 一定, 高度 60 m 一定, ロール角 30° 一定
03	水平飛行	対気速度 20 m/s 一定, 高度 60 m 一定, 2点 B, D を通る直線経路を追従する横・方向系制御を実行
04	水平旋回	対気速度 20 m/s 一定, 高度 60 m 一定, ロール角 30° 一定
05	水平飛行	対気速度 20 m/s 一定, 高度 60 m 一定, ロール角 0° 一定

4. 帰還経路生成アルゴリズム

フローチャートを図2に示す.

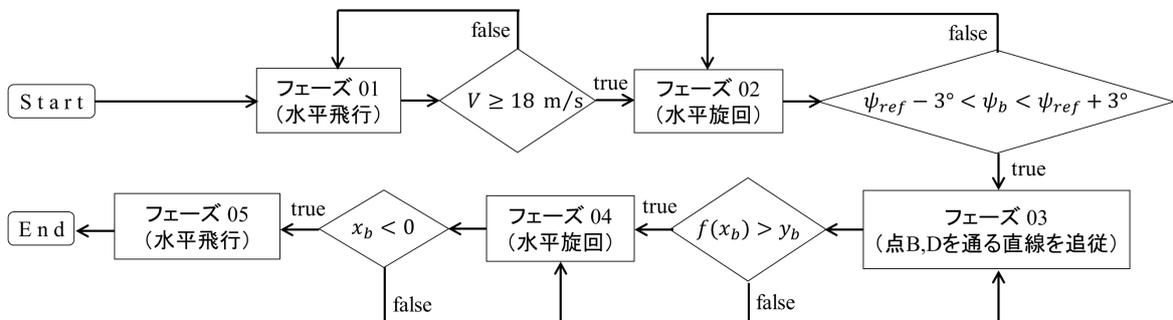


図2 フローチャート

自動飛行が開始すると、フェーズ 01 が実行される。01 は水平飛行である。速度制御により対気速度 V は 20 m/s 一定に、高度 h は 60 m 一定となるように制御がはたらく。これら速度並びに高度の制御は自動飛行終了まで継続される。 V が 18 m/s を超えると、02 の水平旋回へ移行する。このとき、02 に移行した時刻における位置 A 及び方位角 ψ_0 を取得することにより、目標とする方位 ψ_{ref} が計算される。現在方位 ψ_b が $\psi_{ref} \pm 3^\circ$ の範囲に収まるとフェーズは 03 へ移行する。03 は 2 点 B, D を通る直線経路を追従する制御による水平飛行である。 ψ_0, ψ_{ref} , 位置 A の情報により位置 B を原点、 x_B 軸を 03 直線方向にとる右手系が生成される。この右手系の x_B 軸上を飛行させることにより直線経路追従を実現する。直線 l_{04} を通過するとフェーズは 04 へ移行する。04 はロール角 30° 一定の水平旋回である。機体位置の X 成分である x_b が座標系 Y 軸を超える、即ち $x_b > 0$ を満たすとフェーズは 05 へ移行する。05 への移行確認後、自動飛行は終了し、手動操縦に切り替える。

5. 実証実験

本帰還アルゴリズムの技術的確立のため、図 3 に示す電動ラジコン機（京商カルマート $\alpha 40$ ）を実機として飛行検証を行った。表 2 は当機の主要諸元である。自動飛行開始地点は図 1 に示すように XY 座標系における第一象限とする。座標系原点 O に向けて帰還することを想定し、フェーズ 05 に移行した時点における Y 方向の位置偏差を評価することにより本検討の有用性を確認する。

飛行検証により得られた飛行軌跡を図 4 に、ロール角、横方向位置、ピッチ角、対気速度、気圧高度、方位角の時間履歴を図 5 に示す。



図 3 電動ラジコン機

質量	3.03 kg
翼幅	1.58 m
翼面積	0.4266 m ²
重心位置	30~33 % M.A.C.
静止推力	15 N (実験結果より推定)
最低飛行速度	15 m/s (実験結果より推定)

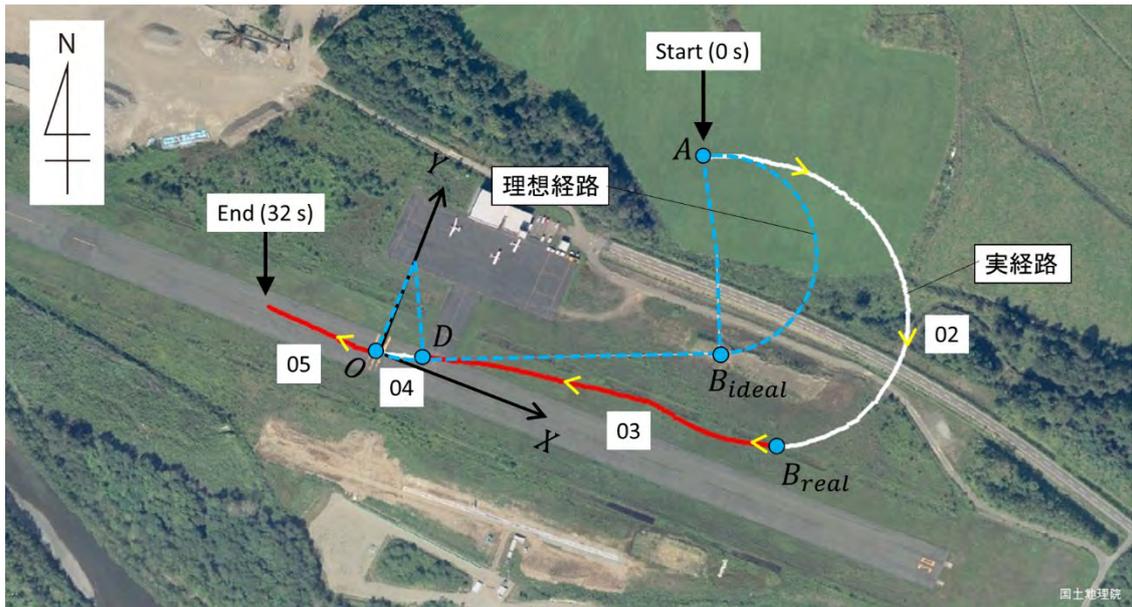
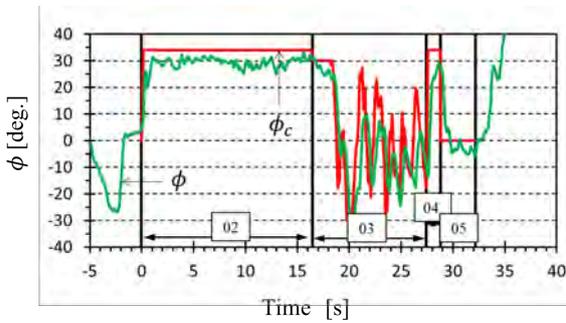


図4 飛行軌跡

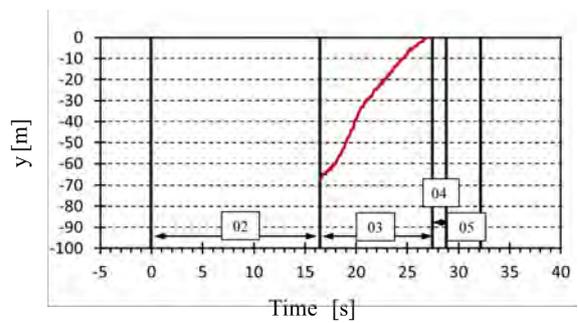
6. まとめ

横・方向系制御を取り入れることにより XY 座標系原点近傍の上空に帰還することが可能になった。

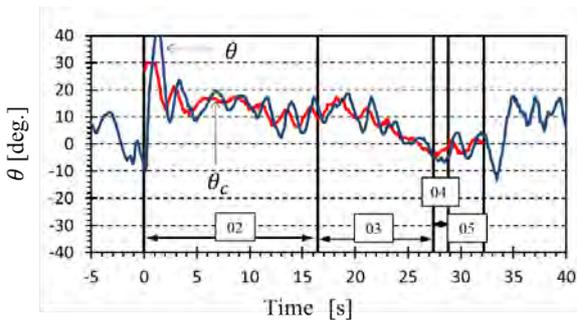
図4より旋回時の実経路は理想経路に対して大きく膨らんでおり、本来通過すべき Waypoint の B_{ideal} から大きく逸脱した飛行軌跡となっている。これ以上逸脱してしまうとフェーズ03の横・方向位置制御の収束が間に合なくなる可能性があり、原点近傍に帰還することが難しくなってしまう。よって、今後は B_{ideal} 近傍の通過を実現する旋回時の位置制御を考案する必要がある。



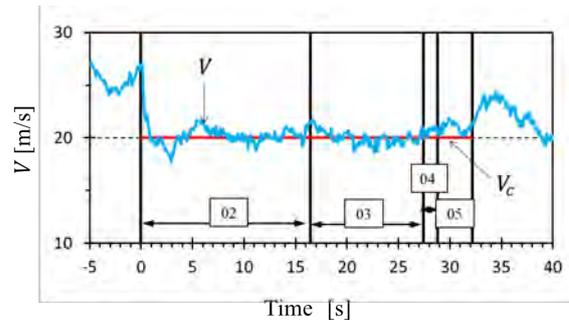
(a) ロール角の時間履歴



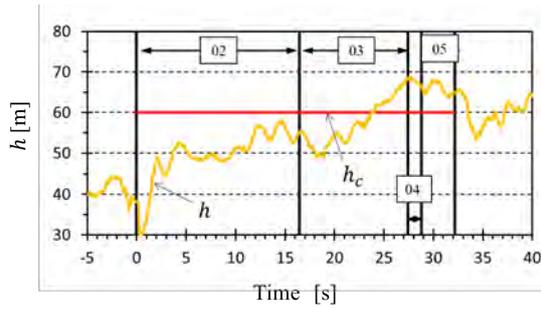
(b) 点 B, D を結ぶ直線に対する横方向位置



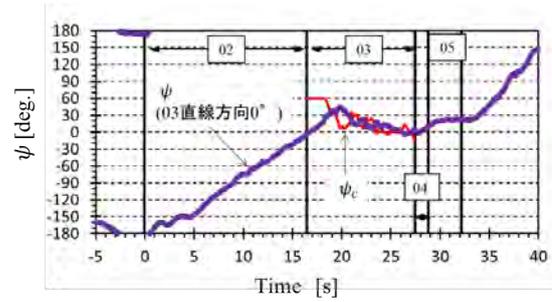
(c) ピッチ角の時間履歴



(d) 対気速度の時間履歴



(e) 気圧高度の時間履歴



(f) 方位角の時間履歴

図5 飛行データの時間履歴

謝辞

本研究は総務省 SCOPE 「広大な農地の短時間観測を可能とする固定翼自律 UAV を用いた映像伝送技術の研究開発」により実施した。

参考文献

- [1] Miwa, M., Tsuchiya, T., Yonezawa, S., Yokoyama, N., and Suzuki, S.: Real-Time Flight Trajectory Generation Applicable to Emergency Landing Approach, Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci. Vol.52, No. 175, pp. 21-28, 2009.
- [2] 植村拓也, 小貫徳貴, 上羽正純, 無人航空機におけるリアルタイム緊急時帰還経路生成アルゴリズムの検討, 第 57 回飛行機シンポジウム, 2D03, JSASS-2019-5095.

無人航空機向け最大上昇率経路の検討

上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

○目谷 葵葉(航空宇宙総合工学コース 博士前期2年)

1. 研究の背景と目的

本学の航空宇宙機システム研究センターでは離陸から超音速飛行を経て着陸までを完全自律で行う小型無人超音速実験機をテストベッドとした基盤技術の研究開発が進められている。これまでの離陸制御の研究[1]では有人機の離陸を参考に離陸プロファイルを3つに分け、それぞれについて誘導制御系を構成し、電動ラジコン機を用いた実証実験に成功している。しかし、超音速機と電動ラジコン機では大きな差異があるので既存の成果をそのまま適用するには不十分である。

電動ラジコン機を用いた離陸の上昇フェーズでは、機首上げにより機体が滑走路から離れた時点から所定の高度に到達するまでスロットルを一定のつり合い状態で速度、姿勢角、位置について目標を決め、制御している。目標速度は推力一定の釣り合い状態でエレベーターによるピッチ角制御で行われている。一般の旅客機などの有人機は耐空性審査要領で定められた所定の上昇率[2]で上昇しており、この上昇率は運行上の安全性や搭乗員の身体的な負荷を考慮した値であるので、有人機と異なり制約が少ない無人航空機の離陸にあたっては評価基準も決定されていない。そのため本研究では、離陸上昇時の評価基準として最大上昇率での飛行とし、電動ラジコン機を対象に解析的に導出・飛行検証することを目的とする。

2. 最適化問題による上昇経路の算出

航空機の最適上昇経路問題は、スペースプレーンの軌道投入問題[3]や超音速機の目標高度 / 目標速度到達までの上昇経路[4]を対象としている。しかしながら本研究では無人航空機が所定の離陸安全高度まで最大上昇率で上昇する経路の導出が目的であるため、航空機の運動は大きく変化しないことが想定される。したがって、航空機の上昇時の運動を定常飛行状態として定式化を行い、上昇率が最大となる上昇経路を最適化問題として解く。

2-1. 上昇経路の適用区間

離陸では離陸を図1に示すように3つのフェーズに分けてそれぞれについて制御系を構成している。まず静止状態から滑走を始め機首上げ速度まで加速する地上滑走フェーズ、次に機首上げにて姿勢を維持したまま離陸安全速度まで加速する機首上げフェーズ、最後に離陸安全速度を保ちながら地上高400[ft]まで上昇する離陸上昇フェーズである。このうち離陸上昇フェーズにおいて上昇率最大となる経路を検討する。

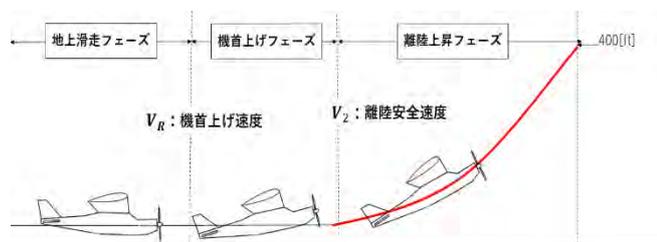


図1 離陸プロファイル

2-2. 離陸上昇時の機体の運動の定式化

離陸上昇中は一般に主翼は水平に保ち、方位角も概ね滑走路に並行であるので、離陸上昇中の航空機の運動は x, z 軸の並進運動と y 軸まわりの回転運動のみのかつ、つり合い状態にある定常

運動として扱う． Fig.2に基づき，進行方向と進行方向に垂直な方向のつり合い状態を考えると，それぞれ (1)，(2)のようになる．

機体重心の速度方向のつり合い：

$$f_H(V, \alpha, \gamma) = T \cos(\alpha + \varepsilon) - D - W \sin \gamma = 0 \quad (1)$$

機体重心の速度に垂直な方向のつり合い：

$$f_V(V, \alpha, \gamma) = T \sin(\alpha + \varepsilon) + L - W \cos \gamma = 0 \quad (2)$$

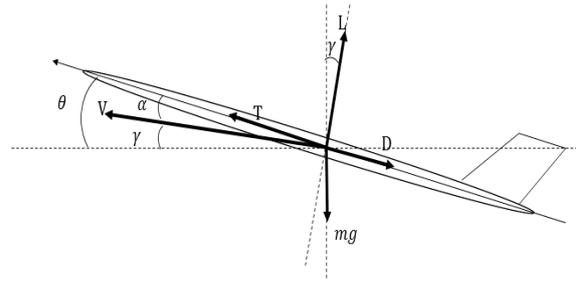


図2 機体に作用する力

※ここでL, D, W, α , γ , θ , ε はそれぞれ揚力，抗力，重量，迎角，経路角，ピッチ角及びエンジンの取り付け角である．また，揚力，抗力，推力は迎角と飛行速度の関数とした．

$$L = L(V, \alpha) \quad (3), \quad D = D(V, \alpha) \quad (4), \quad T = T(V) \quad (5)$$

2-3. 電動ラジコン機の推力の近似法

プロペラ式の推進器の推力近似法は様々な文献で示されている．しかし，本研究で使用する実験機のプロペラは固定ピッチで離陸中は回転数も一定を維持するため，対気速度の増大，すなわちプロペラへの大気の流れ速度の増大により，発生する推力は減少する．よって本研究では対象とする飛行状態に適した推力近似を行うべく，以下のように定式化した．

$$T = T(V) = A - BV \quad (6)$$

(6)式のA, Bは推進器によって決定される任意の係数であり，本研究では過去に同一機体を用いた実験で得られたデータから推算し，A = 27.1422, B = 0.4586とした．

2-4. 最適化問題による解法

変分法による最適化問題を用いて上昇率が最大となる経路を求める．このため，評価関数を $L = V \sin \gamma$ とし，前節で定義したつり合い式(1)，(2)を制約条件にハミルトニアンHを以下のように定義する．

$$H = V \sin \gamma + \lambda_1 \{T \cos(\alpha + \varepsilon) - D - W \sin \gamma\} + \lambda_2 \{T \sin(\alpha + \varepsilon) + L - W \cos \gamma\} \quad (7)$$

このハミルトニアンが最適解をもつための条件は以下である．

$$\frac{\partial H}{\partial \alpha} = \lambda_1 \left[-T \sin(\alpha + \varepsilon) - \frac{\partial D}{\partial \alpha} \right] + \lambda_2 \left[T \cos(\alpha + \varepsilon) + \frac{\partial L}{\partial \alpha} \right] = 0 \quad (8)$$

$$\frac{\partial H}{\partial \gamma} = V \cos \gamma - \lambda_1 mg \cos \gamma + \lambda_2 mg \sin \gamma = 0 \quad (9)$$

$$\frac{\partial H}{\partial V} = \sin \gamma + \lambda_1 \left[\frac{\partial T}{\partial V} \cos(\alpha + \varepsilon) - \frac{\partial D}{\partial V} \right] + \lambda_2 \left[\frac{\partial T}{\partial V} \sin(\alpha + \varepsilon) + \frac{\partial L}{\partial V} \right] = 0 \quad (10)$$

$$\frac{\partial H}{\partial \lambda_1} = T \cos(\alpha + \varepsilon) - D - W \sin \gamma = 0 \quad (11)$$

$$\frac{\partial H}{\partial \lambda_2} = T \sin(\alpha + \varepsilon) + L - W \cos \gamma = 0 \quad (12)$$

これら5つの式からなる非線形連立方程式を数値計算により解き、同時に上昇率が最大となる迎角、経路角、飛行速度の条件を求める。

3. 最適化問題の数値計算

数値計算ソフト MATLAB を用いて(8)式～(12)式からなる非線形連立方程式を求解し、電動ラジコン機について離陸上昇時の最適な迎角、経路角、飛行速度を求めた。パラメータを表1、結果を表2に示す。

表1 電動ラジコン機のパラメータ

質量	3.03 kg	翼面積	0.4266 m ²
アスペクト比	5.851	翼効率	0.8
寄生抗力係数	0.036 rad. ⁻¹	揚力傾斜	5.742 rad. ⁻¹
推進器取り付け角	0 rad.		

表2 数値計算による最適解

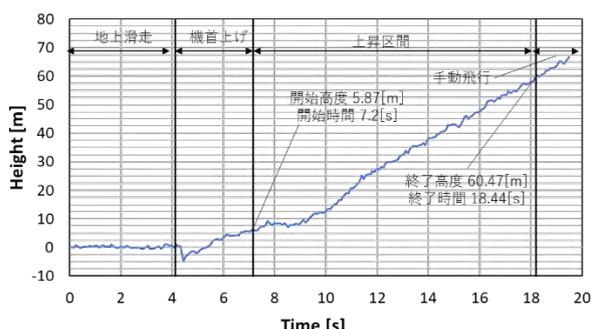
迎角	経路角	対気速度	上昇率
2.66 deg.	29.81 deg.	18.90 m/s	9.40 m/s

4. 電動ラジコン機による実証実験

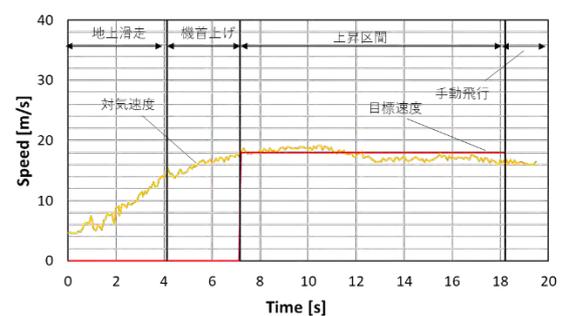
最適化問題によって得られた結果の妥当性を検証するために、ラジコン機に誘導制御回路およびINS/GPS複合航法装置を搭載した実験機による飛行検証を実施した。現状では迎角と経路角をそれぞれ独立に制御することは困難であるので、飛行検証の際はそれぞれの値の和をとり、ピッチ角として目標値を定めた。

表3 実験時の飛行速度及びピッチ

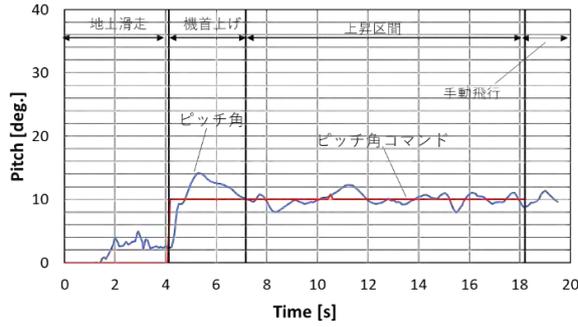
	CASE 1	CASE 2
飛行速度	18 m/s	19 m/s
ピッチ角	10 deg.	32.5 deg.



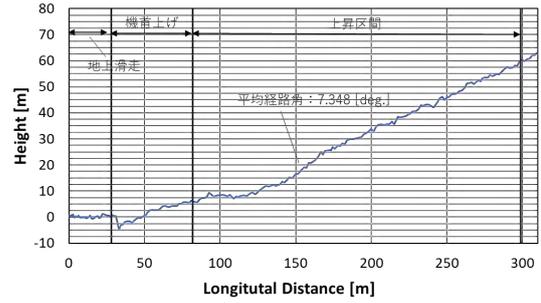
(a) 高度



(b) 飛行速度



(c) ピッチ角



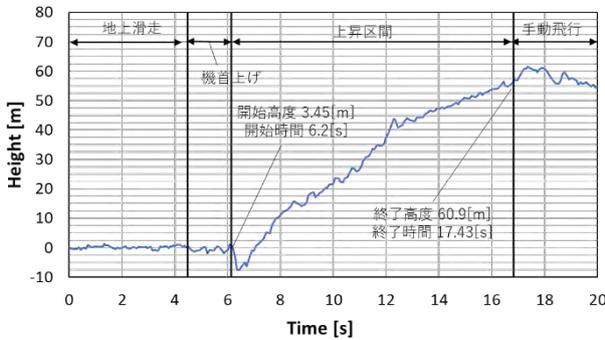
(d) 高度・開始地点からの縦方向距離

図3 CASE 1の実験結果

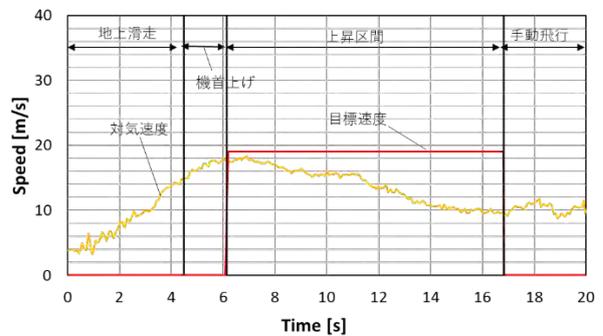
実験にあたり、ピッチ角を大きくすることによって重力の飛行方向への影響が大きくなり、有効推力が小さくなることを懸念した。そのため、まずは、ピッチ角 10 deg.により上昇させ (CASE 1)、次に最適解で求めた 32.5 deg.で上昇させることとした (CASE 2)。両 CASE の目標値を表 3 に示す。

CASE 1 の実験結果を図 3 に示す。機体は安定的に上昇し、飛行速度およびピッチ角はコマンドに追従していることが確認できた。離陸から所定高度到達までの上昇率は 4.86 m/s であった。

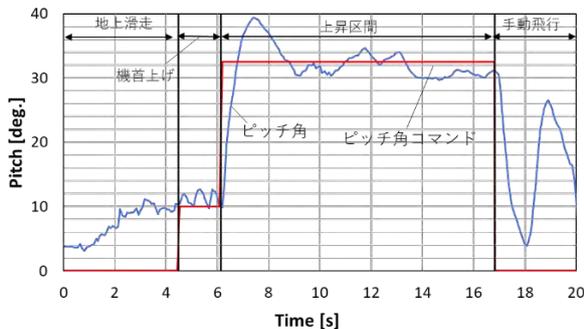
次に CASE 2 の実験結果を図 4 に示す。目標値に対するピッチ角の追従性は良好だが、飛行速度は追従することができなかった。飛行速度プロファイルよりは速度が低下しており、搭載している推進器の推力不足がその原因であると推定した。本 CASE での上昇率は 5.3 m/s であった。



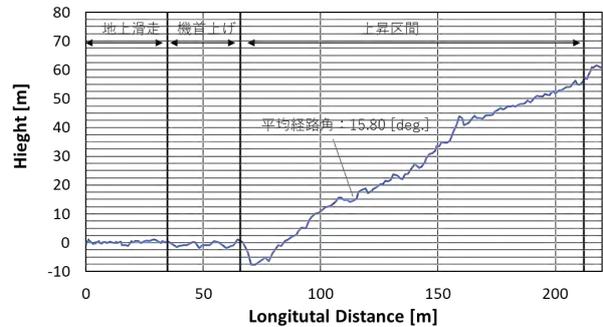
(a) 高度



(b) 飛行速度



(c) ピッチ角



(d) 高度・開始地点からの縦方向距離

図4 CASE 2の実験結果

5. まとめ

無人航空機の離陸上昇を上昇率最大化の最適化問題として扱い、飛行実験による検証を試みた。実験により最適化問題によって得られた最大上昇率となる飛行速度・迎角・経路角の実現は推力不足等の要因で確認することができなかった。今後は所望の飛行速度で所望の推力が発生できるように同程度の重量でより高い推力を発生するモーターを使用して実験を実施し、上昇率最大経路の検証を行っていく。

参考文献

- [1] 高橋, 上羽, 小型無人超音速機向け離陸制御系の飛行検証, 第 54 回飛行機シンポジウム 2016-10-25
- [2] 中村寛治, 「旅客機を飛ばす話 第 8 回」, 航空情報

3分の1オオワシ2号機用誘導制御系の性能評価シミュレーション

上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

○島田 奨(航空宇宙システム工学コース 学部4年)

1. 研究の背景と目的

本学航空宇宙機システム研究センターでは、高高度の大気中を高速で飛行するための基盤技術の検証のためのフライングテストヘッドとして小型無人航空機オオワシ2号機の開発を進めている[1]。その基盤技術の一つである誘導制御技術として、オオワシ2号機の前段階の、1/3オオワシ2号機の誘導制御系について、これまで電動模型飛行機で飛行モードごとに実現してきた完全自律飛行のための誘導制御系構成[2,3,4]に基づいて、制御設計を行い、数値計算ソフト Matlab を用いたシミュレーションによって、飛行性能を確認してきた。ここではその評価結果を報告する。

2. 各種条件

2-1. 想定機体

フライングテストベッドとして想定しているオオワシ2号機は不安定な機体であるが、その前段階として本研究では、1/3スケールで、安定な機体としての1/3オオワシ2号機を想定機体とする。1/3オオワシ2号機の空力微係数はオオワシ2号機の風洞試験データをもとに推算し、質量、翼幅などは1/3オオワシ2号機の図面から算出したパラメータを用いる。空力微係数を除く各パラメータを表1に示す。

表1 1/3スケールオオワシ2号機の諸元

質量 [kg]	m	5	翼幅 [m]	b	0.8045
慣性能率 [kg m ²]	I_{xx}	0.04311005	翼面積 [m ²]	S	0.23887142
	I_{yy}	0.54392309	空力平均翼弦長 [m]	\bar{c}	0.39781410
	I_{zz}	0.79050846	効率係数[-]	e	0.85
慣性乗積 [kg m ²]	I_{xz}	0.01157975	アスペクト比[-]	AR	2.712
重心から脚までの距離 [m]	l_f	0.5768	コーナリングパワー	c_0	21.675
	l_r	0.0505		c_1	-0.001432
アクチュエータと舵角とのリンク比	κ_a	1	サーボの時定数	τ_{servo}	1/24
	κ_e	-1	推進器の時定数	τ_{th}	1
	κ_r	-1	最大推力 [N]	T_{max}	22
	κ_s	1			

2-2. 飛行条件

迎角が2.3度の状態である時の速度を水平飛行速度として設定し、旋回時は迎角が2.3度の状態のときにロール角が30度であるときの旋回半径を目標値とし、そのロール角時のつり合い速度を旋回時の速度とした。離陸時、着陸時の各種飛行速度は、本来なら失速速度を基準に算出される

[5]が、航空機では誘導抗力と寄生抗力の釣り合う飛行速度より遅いとピッチの制御が困難になる[6]. 1/3 オオワシ2号機では、失速速度がより低速であったことから、釣り合う速度を基準として、機首上げ速度、離陸安全速度、着陸速度を設定した. 表2に設定した各種飛行条件を示す.

表2 完全自律飛行時の各種条件

飛行時高度	120 m
旋回半径	1000 m
水平飛行速度	52 m/s
旋回速度	54 m/s
着陸速度	35.62m/s
機首上げ速度 $V_{Rotation}$	29.68 m/s
浮上速度 $V_{Liftoff}$	29.68 m/s
離陸安全速度 V_2	35.62 m/s
機首上げピッチ角 $\theta_{Rotation}$	7.00 deg.
離陸上昇ピッチ角 θ_{Climb}	19.7 deg.

2-3. 想定飛行経路

本研究での想定飛行経路として、表2の各種条件を満たすような、図1のような周回飛行を想定した.

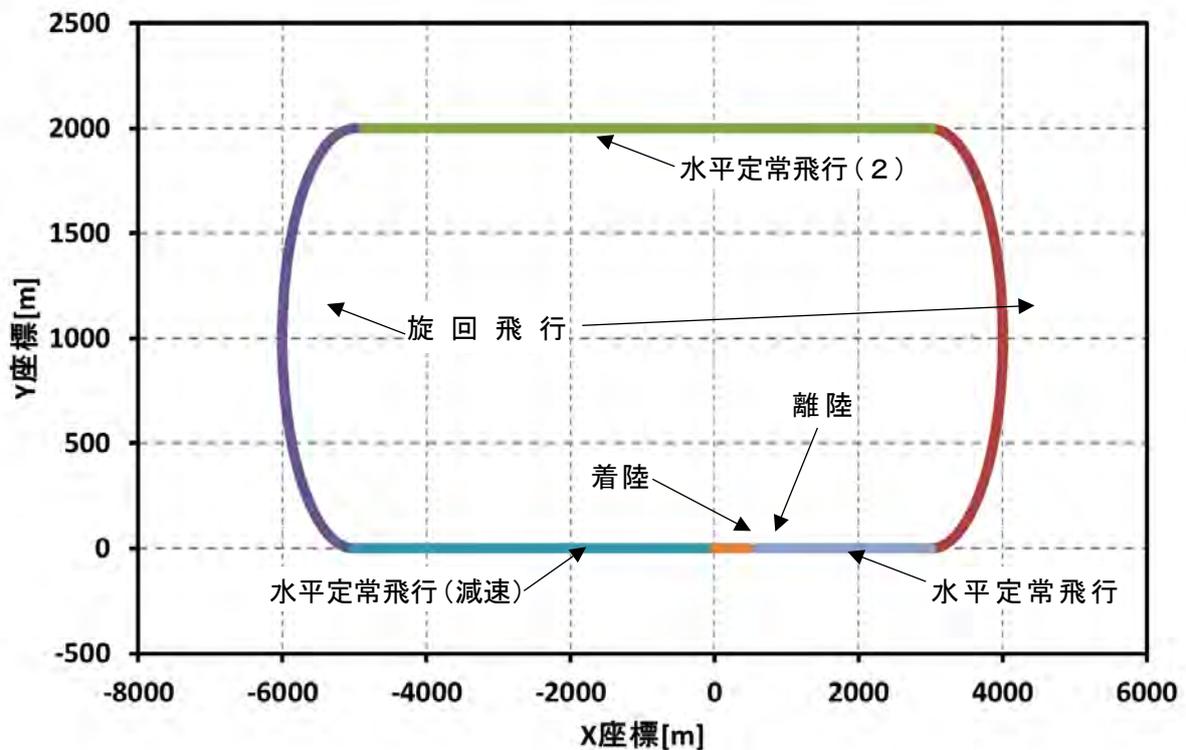


図1 想定飛行経路

2-4. 切替条件

切り替え条件は、制御系ごとに決まっており、それぞれ前飛行モードの特性で決定している。例えば、離陸制御系からの切り替えであれば、高度が切り替え条件となる。切替条件を表3に示す。

表3 制御系切替条件

飛行モード	前の飛行モードからの切替条件
離陸	
水平定常 1	高度 $h \geq 100$ [m]
旋回	水平方向距離 $X \geq 3000$
水平定常 2	方位角 $\psi \geq 175^\circ$
旋回	水平方向距離 $X \geq -5000$
水平減速	方位角 $\psi \geq -5^\circ$
着陸	水平方向距離 $X \geq 0$

3. シミュレーション結果

シミュレーション結果を図2~4に示す。図2は想定飛行経路にシミュレーションで算出された飛行経路を重ねたものである。経路制御はうまく動作していることが確認できる。一方で旋回制御系では、旋回半径が目標値からずれてしまっていることが確認できる。図3は高度の時間履歴である、すべての飛行モードで高度を制御できているが、着陸制御開始時に大きく振動を起こしている。

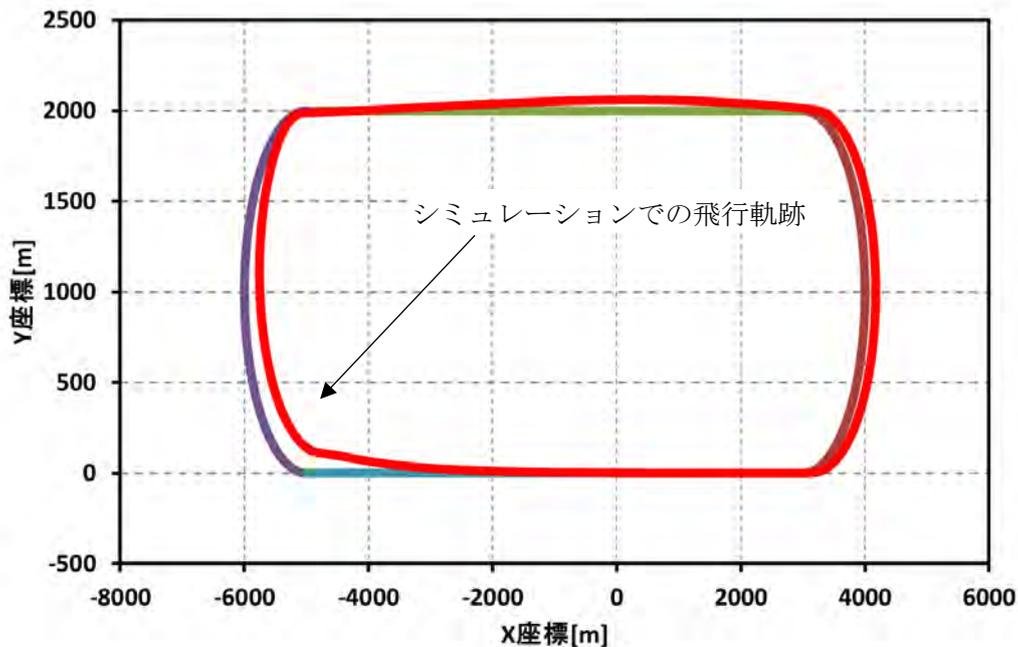


図2 シミュレーションでの飛行経路

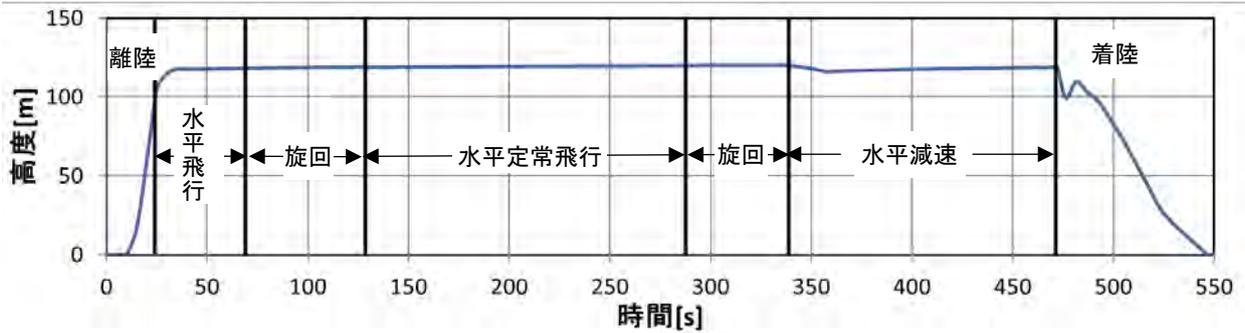


図3 高度の時間履歴

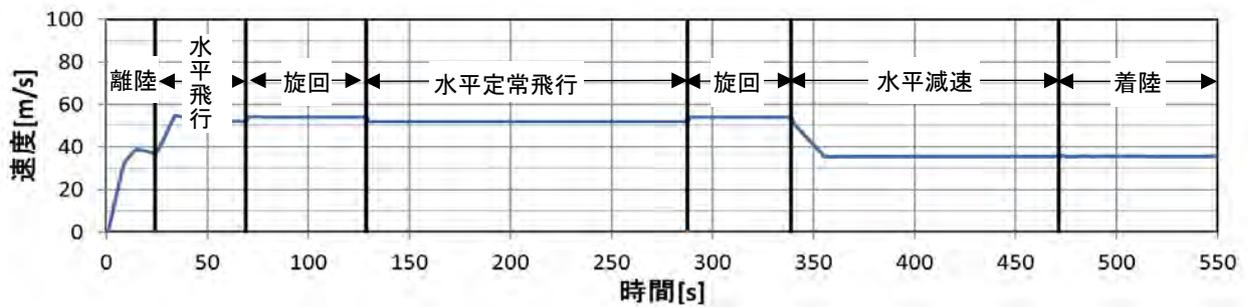


図4 速度の時間履歴

4. まとめ

1/3 オオワシ2号機について、制御系設計を行い、各制御系の切替、前の制御系での終端条件を初期条件としたときの各制御系の動作について、シミュレーションを用いて飛行性能を確認、評価を行い、制御系各制御系が設計通りにおおむね動作することが確認された。旋回時に目標ウェイポイントを通過しない、着陸制御への切り替え時にピッチが追従しないなどの制御系切替時の問題があり、これらについて今後制御系の改善を進め、実機による完全自律飛行制御の実証をめざす。

参考文献

- [1] “プロジェクト研究”，室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター (Aerospace Plane Research Center, APReC), <http://www.muroran-it.ac.jp/aprec/project/project.html>, (参照日 2020年1月31日)
- [2] 上羽, 横田, “小型無人超音速実験機の自律飛行に向けた着陸制御系飛行検証” 第54回飛行機シンポジウム 2016-10-25
- [3] 高橋, 上羽, “小型無人超音速機向け離陸制御系の飛行検証” 第54回飛行機シンポジウム 2016-10-25
- [4] 前田, 上羽, “小型無人超音速機向け飛行経路生成法の検討” 第55回飛行機シンポジウム 2017-11-22
- [5] 山名正夫, 中口博, 「航空機設計論」, 養賢堂, 1973.
- [6] 加藤寛一郎・大屋昭男・柄沢研治, 「航空機力学入門」, 東京大学出版会, 1982.

小型無人超音速飛行実験機スケールモデルの有限要素解析による主翼構造設計検討

○樋口 健（航空宇宙システム工学ユニット 教授）

勝又 暢久（航空宇宙システム工学ユニット 助教）

脇田 彩加（航空宇宙システム工学コース 学部4年）

1. はじめに

本学の航空宇宙機システム研究センターでは、小型超音速飛行実験機オオワシ2号機の開発を継続している。現在は1/3サブスケールモデルの飛行実験を実施している。サブスケールモデルの主翼構造設計の際には、外力・抗力に耐えることができる静力学的問題と軽量化とを同時に考慮して設計を行うことが重要である。ここではサブスケールモデル主翼構造の強度解析とさらなる軽量化の方策を提案し効果を検討した。

2. 主翼構造へのロハセルサンドイッチ構造の提案

現状のセミモノコック構造の代わりにサンドイッチ構造の適用を提案し検討した。1/3スケールオオワシの軽量化した主翼構造の提案として、高強度・高剛性・軽量である構造様式の1つとして知られるサンドイッチ構造を採用しようと考えた（図1）。



図1 主翼構造としてのサンドイッチ構造

飛行中の1/3スケールオオワシの主翼にかかる揚力を想定し、静荷重として揚力は機体重量の3倍と仮定した。機体重量は約5kgであるので、147[N]を圧力荷重として主翼下面に与えた。主翼の片翼を解析対象とし、翼根部を6自由度完全拘束する。一般的な航空機と同じように安全率が1.5以上で所定の強度が確保できている状態とした（図2）。

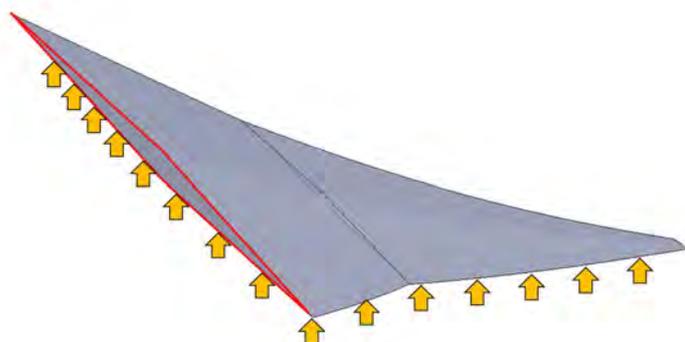
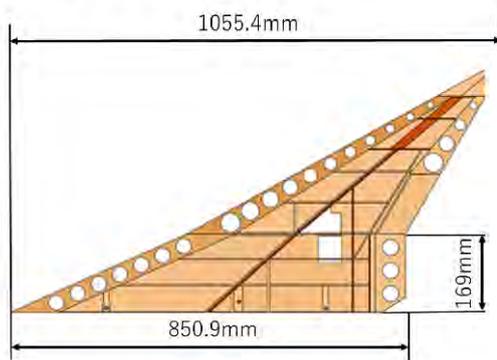


図2 主翼解析モデル

3. 強度検証

図3に示すセミモノコック構造とロハセルサンドイッチ構造とで有限要素法による応力解析と質量を求めた結果を図4に示す。

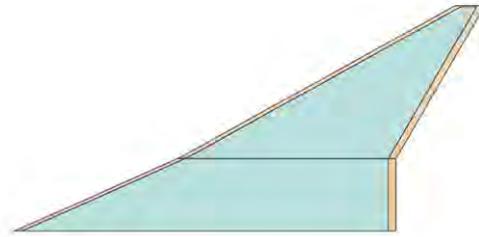
【セミモノコック構造】



骨組みにスキンを貼り合わせる構造

	厚さ [mm]	材料
スキン	1	3 ルサ
リ5	3	3 ルサ
桁	3	3 ルサ
フランジ	5×5	ベ17

【ロハセルサンドイッチ構造】

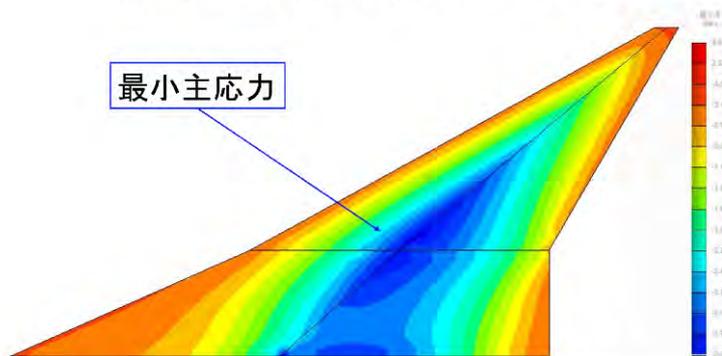


芯材をスキンで挟み込む構造

	厚さ [mm]	材料
スキン	1	3 ルサ
コア		①ロハ0 ル51WF ②ロハ0 ル71WF ③ロハ0 ル110WF

図3 現状構造と提案構造の比較

【主桁・中央リブありロハセルサンドイッチ構造】



8 6 2 7 1 9 5 0 4 3 構造		
材料	安全率	重F [g] . 片翼)
8 6 2 7 110WF	1.54	393.68

	材料	密度 ["/\$ %]	安全率	重F [g] . 片翼)
①	8 6 2 7 51WF	52	1.46	225.20
②	8 6 2 7 71WF	75	1.57	293.53

図4 ロハセルサンドイッチ構造の強度安全率と質量

4. まとめ

セミモノコック構造の代わりに単純にロハセルサンドイッチ構造にただけでは、1/3スケールオオワシの主翼にかかる荷重条件においては質量メリットがないが、主桁と中央リブだけを追加したロハセルサンドイッチ構造においては、所定の安全率を確保するために100gの質量メリットがあることが示された。

小型無人超音速飛行実験機スケールモデルの胴体構造設計と軽量化の検討

○樋口 健（航空宇宙システム工学ユニット 教授）

勝又 暢久（航空宇宙システム工学ユニット 助教）

二階堂 翔（航空宇宙システム工学コース 学部4年）

1. はじめに

小型無人超音速飛行実験機スケールモデルの改修に伴い設計変更，軽量化，強度検証を行った。要求変更に沿う構造系の改修による高剛性化，組立性の向上，軽量化の検討を行った。解析ソフトを用いて検討したところ，構造重量は改修箇所では減少させることができ，また応力集中する箇所を示すこともできた。

2. 改修対象

改修対象部位は，図1に示すように，

- ・胴体リングフレームの変更
- ・胴体結合部の変更
- ・主翼取付部
- ・主脚の取付け方法の変更

である。

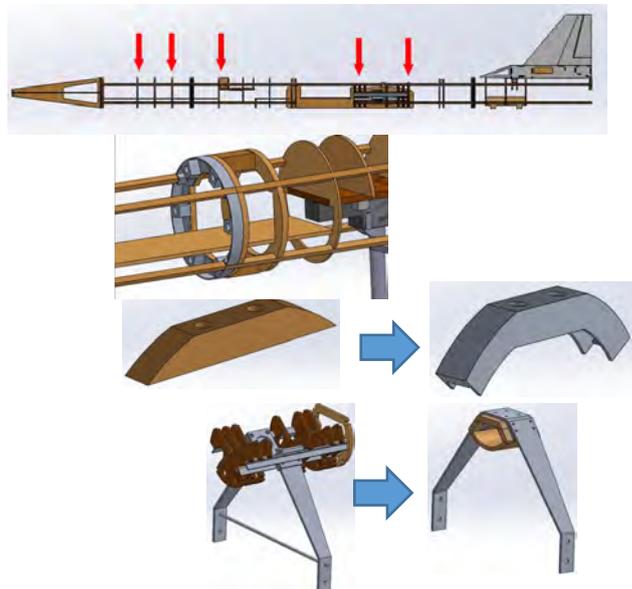


図1 改修部位

1/3 スケールオオワシの改修設計は今年度2度行われた。1度目の改修は設計，製作期間の関係から変更を最小限に抑えつつ要求を満たすような設計となっていた。2度目の改修は1度目の改修した機体で試験を行った結果をもとに軽量化，高剛性化が必要との結果により更に改修を行った。使用する材料は製作および取り扱いの容易さ，入手可能な材料の観点から木質主体の構造としている。また，強度や材料の入手等を鑑みて縮小比は1/3となっている。

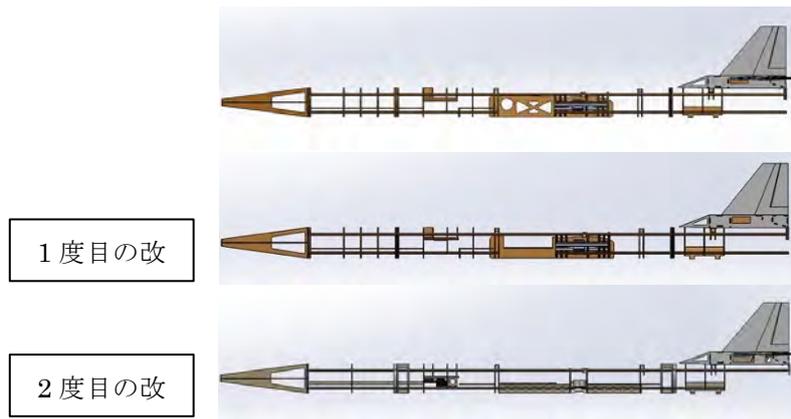


図2 改修経緯

一部のリングフレームを取り除いた。滑走や着陸の衝撃に耐えうると想定されたため軽量化を目的に行った。また、リングフレーム板厚も同様の考えで1～2ミリ薄くした。

1/3スケールオオワシの胴体構造は大きく分け、前胴、中胴、後胴の3つに分割される。着陸時に胴体接合部に応力が集中することが予想され、接合部は胴体構造において重要な部位である。また、飛行試験を終えた機体には胴体接合部のリングフレームに破損が生じていたこともあり、軽量化よりも高剛性化を求めた。また組み立て性やメンテナンス性も考慮した。改修前のものでは小さなアクセスホールからボルトを締め固定していたが、改修後のものは胴体の側が一部取り外せるようにしており、アクセス性が格段に向上した。また、高剛性化を求めた結果、質量は増加してしまうが材質をバルサからアルミにすることで破損を避けるとともに質量の増加を最小限に抑えるためボルト穴の周り以外を極限的に肉抜きした。また、改修前は4本のボルトで固定していたが、安全率を考慮し6本での固定とした。

主翼取付部も胴体接合部と同様に主翼と胴体を接合する構造的に非常に重要なパーツであるので、ガタつきと剛性向上のため材質を変更した。木材と金属の接着部品になるため接着面積の拡大した。

主脚取付部構造もシンプルにした。改修設計前では組立が困難であった構造的に左右の脚は一体構造にするコンセプトのもとで設計変更した。

3. 強度解析

解析モデルをSolidWorksで作成し、Apexに形状をインポートし有限要素法による構造解析を行った。1/3スケールオオワシは繰り返し試験飛行を行う上で、機体の補修やメンテナンスを容易にするため、胴体は前胴部、中胴部、後胴部に分割されており、容易に脱着できる。前胴部と後胴部は改修前後なのでそれぞれ2種類、中胴部は改修前後にリブのないものを加えた3種類の解析を行った。最大応力および応力集中を検討した。

4. まとめ

胴体だけの構造では140[g]の軽量化となり、応力の集中している箇所を明らかにすることができた。着陸の荷重3Gを負荷してもどのパーツも許容応力を超えていないことが分かった。

小型無人超音速飛行実験機スケールモデルの離陸滑走直進安定性に対する脚構造の検討

○樋口 健（航空宇宙システム工学ユニット 教授）

勝又 暢久（航空宇宙システム工学ユニット 助教）

高山 祐平（航空宇宙システム工学コース 学部4年）

1. はじめに

小型無人超音速飛行実験機の研究・開発を進めている中で、現在は2号機的设计開発のために1/3スケールモデルを設計し飛行試験を行っている。スケールモデル離陸滑走時の方向安定性の悪さが十分な離陸速度の獲得しにくさに繋がっていると考えられるため、脚構造の改良による直進安定性の向上を検討した。脚にホイールアライメントを施すことにより、直進安定性にどのような影響を与えるかを機構解析プログラムにより検証した。シミュレーションにより直進安定性の向上の可能性を確認できた。

2. 解析モデル

実際の1/3スケールモデルの寸法を参考に解析モデルを作成した（図1）。主脚と一体化した胴体、前脚、前脚タイヤ、主脚タイヤ、重心調整のための重りの6パーツで構成した。左右対称で、機体総重量は5kgである。ホイールアライメントとしては前輪のキャスター角とトー角の有無による影響を機構解析プログラム Adams により検討した。

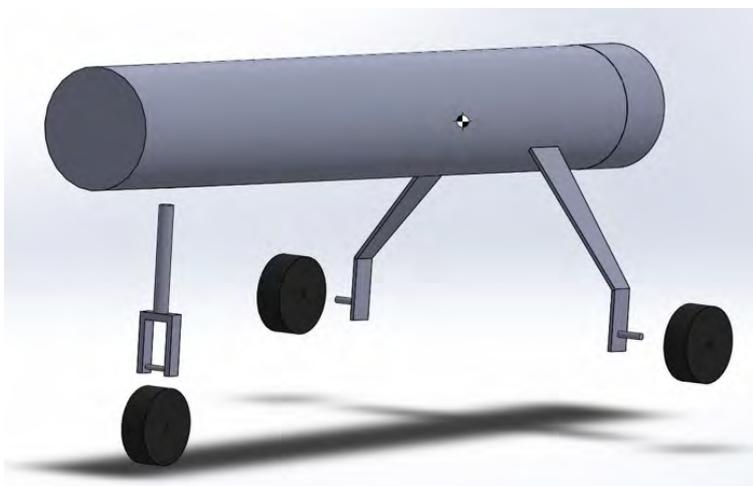


図1 解析モデル

3. 解析評価

3-1. 直進走行している機体のキャスター角の有無に対する前輪舵角による評価

実際の1/3スケールモデルの地上滑走を想定し、最大推力は30N、最高速度は25m/sに設定した。キャスター角がないモデルは前脚舵角が不安定で大きくなって行くのに対し、キャスター角が4°あるモデルは舵角が収束し安定していることがわかる。（図2）

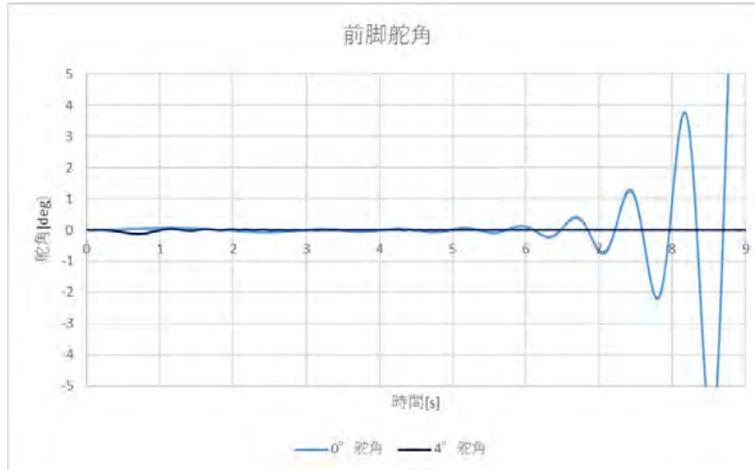


図2 キャスター角の有無による加速時の前脚舵角の変化

3-2. 直進走行している機体のトー角の有無に対する機体重心変位による評価

図3に示すように、トー角を施したモデルでも重心位置は蛇行しているが、施していないモデルが大きく蛇行することに対しトー角を施したモデルは蛇行を抑えられている。

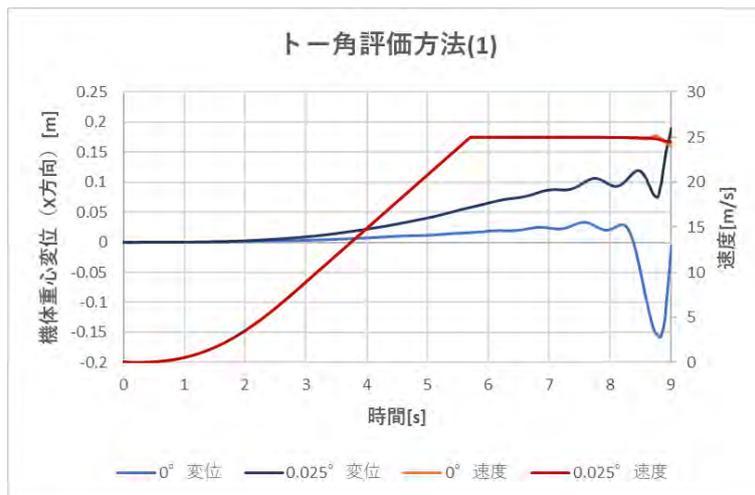


図3 トー角の有無による加速時の機体重心の変化

4. 今後の検討課題

キャスター角とトー角の両方を施した脚構造の直進安定性に関する機構解析を行い、スケールモデルに最適な脚構造設計の提案していくことである。

小型超音速飛行実験機の滑走離陸試験用縮小機体の設計と製作

○溝端 一秀（航空宇宙システム工学ユニット 准教授）
今井 良二（航空宇宙システム工学ユニット 教授）
樋口 健（航空宇宙システム工学ユニット 教授）
勝又 暢久（航空宇宙システム工学ユニット 助教）
湊 亮二郎（航空宇宙システム工学ユニット 助教）
中田 大将（航空宇宙機システム研究センター 助教）
高野 智之（航空宇宙機システム研究センター 職員）

1. はじめに

第二世代小型超音速飛行実験機（オオワシ）の空力特性・飛行特性およびその誘導・制御系の機能性能を実際の飛行環境において検証することを狙って、繰り返し簡易に飛行試験を実施するための 1/3 スケール縮小機体について、独自設計と内製を元にして、これまで二社による外注製作を進めてきた[1]。オオワシの空力形状は、遷音速・超音速域での造波抗力低減のために主翼キャンバーおよび取付角をゼロとしていることから、迎角ゼロで滑走中は揚力が発生しないこと、後退角の大きなクランクトアロー主翼ゆえに揚力傾斜が小さいこと、等より、離陸性能の不足が懸念される。また、縮小機体の飛行試験では、安全確保およびコスト低減の観点から、当初は推進器としてジェットエンジンではなく推力の比較的小さい電動ファンユニット（EDF）が搭載されることから、加速・離陸・上昇性能の不足が懸念される。

このように滑走離陸性能が必ずしも十分と言えないオオワシ縮小機体を確実に離陸させるために、主翼平面形の拡大、胴体構造の簡素化・軽量化、空気取り入れ口（エアインテーク）の改良、等の改良設計を実施し、これに基づいて機体を外注製作した。その概要を報告する。

2. 主翼平面形の拡大

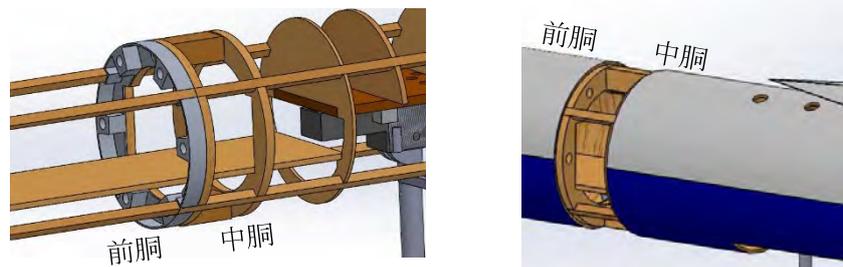
縮小機体の離陸能力の確保を目的として、揚力増強、すなわち離陸速度低減または機首引き起こし迎角低減のために、主翼寸法を 1.3 倍化した。これによって翼幅が 804.5 mm から 1045.9 mm になり、主翼面積は 1.69 倍になる。結果として離陸速度が 1/1.3 倍に低減されるか、あるいは引き起こし迎角が 1/1.69 倍に低減されることが期待される。主翼寸法拡大による重量増加を抑制するために、構造部材の形状・配置を従前と概ね相似とすること、内部構造パーツの厚さは従前の t3.0 を維持すること、前縁部材・舵面・等に肉抜き穴を設けること、等に留意し、従来の主翼の設計重量 460 gramm（サーボ・リンケージ 4 セットを含む）に比して、1.3 倍化主翼の設計重量は、544 gramm（サーボ・リンケージ 2 セットを含む。肉抜き穴あり）となった。この設計に基づいて B 社にて外注製作したところ、重量の実績値は 663 gramm となった（図 1 2019 年 9 月 3 日計測）。



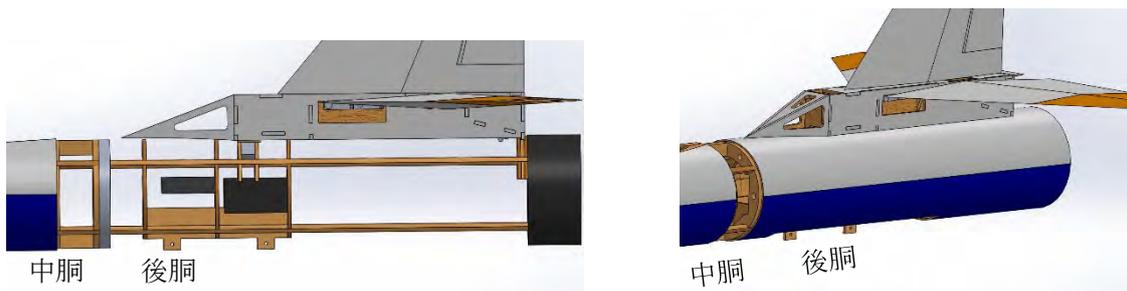
図 1 外注製作された 1.3 倍化主翼の外観と重量計測

3. 胴体構造の改良設計

まず、前胴・中胴・後胴の接合部の信頼性および整備性を確保するために、図2のように前胴部後端および後胴部前端にアルミリングフレームを設け、その雌ネジ穴を SUS タングレスインサートとした。さらに、このアルミリングフレームに接続される中胴部前端・後端に、ボルト締めのための作業空間を確保した。さらに、翼胴接合においても、信頼性向上のために図3のように胴体側にアルミリングフレームを設けた。次に、主脚取付構造の重量削減と整備性改善を狙って、図4の通り簡素化した。また、中胴部のキール（竜骨）の高さと厚みを削減し、図5の通りとした。さらに、胴体内の木質リングフレームの枚数と厚みを削減した。これらの改良設計を施した胴体の全体構造を図6に示す。これらの改良設計による全機構造重量は、接着剤等の未確定重量を含めて2.5 kg 程度と予測された。さらに機器搭載の全備重量は5.0 kg 程度と予測された。



(a) 前胴部と中胴部の接合箇所の改良構造



(b) 中胴部と後胴部の接合箇所の改良構造

図2 胴体接続構造の改良

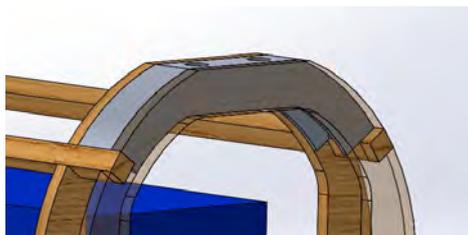


図3 翼胴接合のためのアルミリングフレーム

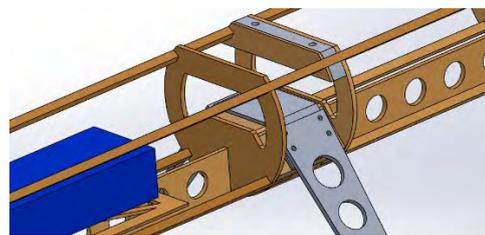


図4 主脚取付構造の簡素化

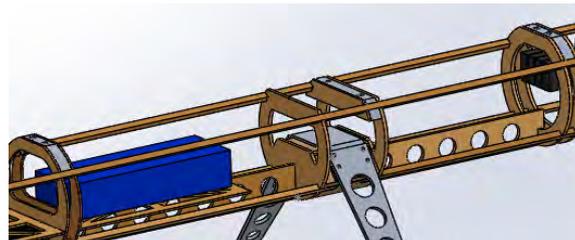


図5 高さと厚みを削減したキール（竜骨）



図6 胴体の改良構造

4. 推進器とインテーク形状の検討

調達された種々の EDF, スピコン, LiPo バッテリー, および設計・製作された種々の空気取り入れ口の組み合わせによって, 縮小機体の離陸上昇に必要なだけの推力が得られるかどうかを, SLS 状態だけでなく滑走・飛行状態を模擬して種々の対気速度および迎角で検証する必要がある. この目的から, 図7の通りの供試体と架台を試作し, 低速風洞において通風しながら六分力内挿天秤によって正味推力(推力-抗力)および, その他の副次力を計測した. EDF を作動させない時は「正味推力=-抗力」であることから抗力を推定でき, EDF の作動状態によって抗力は変化しないとの仮定のもとで正味推力計測値から推力を推定できる. その結果は, 総じて, 風速および迎角が大きいくほど推力は低下した.

EDF として FreeWing 社製・外径 90 mm・KV 値 1680, スピコンとして Futaba MC9100A, LiPo バッテリーとして 4S×2 個直列, および空気取り入れ口として後胴部腹面角穴 W70×L200 mm のみ, とする場合に最も大きい推力が得られ, 風速 20 m/sec, 迎角 0 度において 32.9 N, 迎角 11 度において 29.6 N であった. そこで, この機材の組み合わせで滑走離陸試験に臨むこととした. なお, 滑走離陸の際に小石や落ち葉を吸い込まないように腹面角穴はアルミ網(20 メッシュ)で覆う.

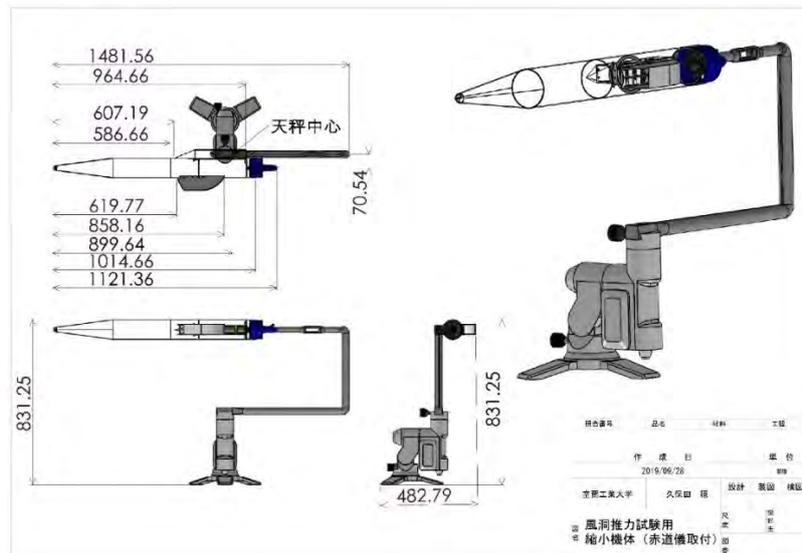


図7 風洞試験における EDF 推力計測のための供試体と架台

5. 離陸上昇性能の予測

滑走路を滑走しながら機首引き起こし中の機体について, ピッチ角すなわち迎角 α を指定して揚力 L , 推力 T , 重力 W , が離陸マージン $L+T\sin\alpha - W \geq 0$ を満たすかどうかを調べた. その結

果を表1に示す。機体重量6.0kgのCASE16においても、推力20N、対気速度22m/sec、迎角11度で離陸できるとの予測になっている。さらに、機体を質点と見なして離陸後の鉛直面内の運動を解いた結果を図8に示す。離陸後、概ね速度一定で定常上昇できることが予測されている。

表1 離陸能力解析の結果

			CASE1 基準	CASE8	CASE13	CASE14	CASE15	CASE16
翼投影面積	A	[m ²]	0.40	0.40	0.40	0.40	0.40	0.40
機体質量	m	[kg]	5.00	5.30	5.42	5.42	5.42	6.00
圧力	p	[Pa]	101300.00	101300.00	101300.00	101300.00	101300.00	101300.00
普遍気体定数		[J/K/mol]	8.31	8.31	8.31	8.31	8.31	8.31
空気分子量	M	[kg/kmol]	29.00	29.00	29.00	29.00	29.00	29.00
気体定数	R	[J/kg/K]	286.55	286.55	286.55	286.55	286.55	286.55
迎え角	ε	[deg]	11.00	11.00	11.00	11.00	11.00	11.00
		[rad]	0.19	0.19	0.19	0.19	0.19	0.19
温度	T	[°C]	10.00	10.00	10.00	10.00	10.00	10.00
速度	U	[m/sec]	23.00	22.00	20.00	22.00	22.00	22.00
揚力係数 @ ε=11deg	CL0	[-]	0.46	0.46	0.46	0.46	0.46	0.46
$\frac{\partial C_L}{\partial \epsilon}$	@ ε=11deg		2.55	2.55	2.55	2.55	2.55	2.55
揚力係数	CL		0.46	0.46	0.46	0.46	0.46	0.46
抗力係数 @ ε=11deg	CDO	[-]	0.15	0.15	0.15	0.15	0.15	0.15
$\frac{\partial C_D}{\partial \epsilon}$	@ ε=11deg		1.19	1.19	1.19	1.19	1.19	1.19
抗力係数	CD	[-]	0.15	0.15	0.15	0.15	0.15	0.15
密度	ρ	[kg/m ³]	1.25	1.25	1.25	1.25	1.25	1.25
揚力	L	[N]	61.27	56.06	46.33	56.06	56.06	56.06
抗力	D	[N]	19.98	18.28	15.11	18.28	18.28	18.28
推力	T	[N]	20.50	23.60	15.00	15.00	20.00	20.00
マージン	M	[N]	16.18	8.62	-3.92	5.81	6.76	1.08
マージンの上向き力に対する比		[%]	25.27	14.49	(8.11)	10.03	11.49	1.83
地上滑走時摩擦係数					0.00	0.00	0.00	0.00
飛行解析結果			浮上する	浮上する	浮上しない	3.5mまで 上昇するが その後墜落	浮上する	浮上する

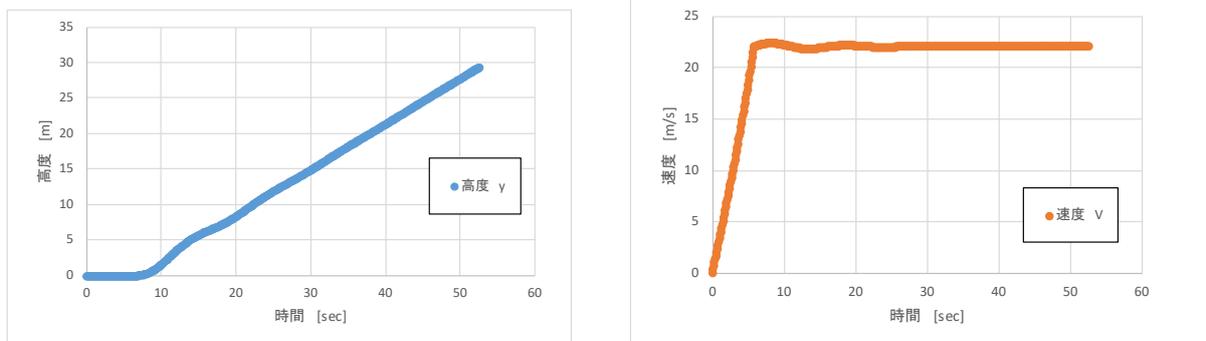


図8 離陸後の上昇能力の予測

6. まとめ

オオワシ縮小機体の滑走離陸試験を目指して、機体構造の信頼性、整備性、および重量削減のために改良設計を実施した。また、低速風洞試験における推力計測にもとづいて推進機器を選定した。離陸性能および上昇性能の解析により、十分な離陸上昇性能が予測された。

参考文献

[1] 溝端一秀, 上羽正純, 東野和幸, 「小型超音速飛行実験機の1/3スケール縮小機体の製作」, 室蘭工業大学航空宇宙システム研究センター年次報告書2017 (2018年9月), pp.74-75.

小型超音速実験機オオワシ 2号機縮小機体の滑走離陸試験

内海 政春	(航空宇宙機システム研究センター 教授)
中田 大将	(航空宇宙機システム研究センター 助教)
今井 良二	(航空宇宙システム工学ユニット 教授)
○上羽 正純	(航空宇宙システム工学ユニット 教授)
勝又 暢久	(航空宇宙システム工学ユニット 助教)
樋口 健	(航空宇宙システム工学ユニット 教授)
溝端 一秀	(航空宇宙システム工学ユニット 准教授)
湊 亮二郎	(航空宇宙システム工学ユニット 助教)

1. はじめに

航空宇宙機システム研究センターでは、高高度の大気中を高速で飛行するための基盤技術の研究開発を推進しており、それら技術の検証用フライングテストヘッドとして小型無人航空機オオワシ 2号機の開発を進めている。本オオワシ 2号機の飛行に向けては、事前に可能な限り飛行に必要な基盤技術の検証ならびに飛行に向けての準備、運用のノウハウを蓄積しておくことが重要である。そのため、オオワシ 2号機のサイズの3分の1の縮小機体(3分の1オオワシ 2号機)を製作し、亜音速での離陸、旋回、水平定常飛行、着陸等を実現するための条件を明らかにし、最終的には誘導制御系を搭載し、本縮小機体の自律飛行を行うこととした。ここでは、製作した縮小機体を2019年11月16日(土)大樹町多目的航空公園にて、手動で滑走上昇させた結果を報告する。

2. 飛行実験計画

2-1. 実験目的

離陸のためには、滑走により機首上げ速度に到達し、その後、水平尾翼上げによる機首上げモーメントが発生し、推力及び揚力により合成される上向きの力が重力に打ち勝つことが必要である。機首上げモーメントについては重心位置と主脚接地点の位置関係、上昇には機体速度及び空気取り入れ口の形状を勘案して十分な推力を発生する電動ダクティドファン(EDF)を選択した。これら設計・選定の妥当性を実際に滑走上昇させることで検証する。

2-1. 3分の1オオワシ 2号機

本実験で使用した3分の1オオワシ 2号機は、全長 1.91 m、翼幅 1.05 m、翼面積 0.40 m²、総重量 5.5 kg の機体で、EDF 単体で推力 32 N を発生する。室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター内で機体の組立、飛行のためのサーボモーター、EDF、慣性航法装置等の計測機器の実装を行い、運搬のため一旦分解した機体を大樹町多目的航空公園にて最終組み立て(図1)、機能確認を行い実験に臨んだ。

2-2. 飛行ルート

実験は最大 300 m 滑走させ、十分な速度が達成できると判断したのち、機首上げ後上昇を行い、高度を高くとり、旋回して滑走路に戻すこととした。当日の風向きに対応させつつ飛行想定エリアは 500 m × 300 m 程度を確保し、その中に撮影、安全監視、記録等の要員を配置した(図2)。



図1 組立完了の3分の1オオワシ2号機と実験メンバー@大樹町



図2 多目的航空公園での計画飛行ルート（西からの風の場合）

3. 飛行実験結果

16日は早朝より実験を開始した。快晴，西からの強い風が吹く中，中程度の推力による2回の滑走にて機体のステアリング性能ならびに到達速度を確認後，最大推力で滑走させ，機首上げ後，上昇を試みた。推定相対速度 30 m/s の中，設計通り機首上げし，上昇することを確認した（図3）。



(a) 滑走路での最終点検



(b) 滑走時



(c) 機首上げ時



(d) 上昇時

図3 滑走上昇試験画像

4. 今後の予定

本実験結果により滑走・上昇性能が検証された。今後は本機体が有する旋回，水平飛行，着陸性能を確かめる。

白老実験場の拡張整備

内海 政春(航空宇宙機システム研究センター長・教授)

○中田 大将(航空宇宙機システム研究センター 助教)

高野 智之(航空宇宙システム研究センター)

1. はじめに

室蘭工業大学白老エンジン実験場は開設から 12 年を経て多数の利用者が来訪するようになり、設備やインフラのロバスト性向上および拡張が求められている。今年度より 5 か年の中期計画を策定し、年度毎に工事を実施してゆく予定である。



図 1 白老エンジン実験場鳥観図

2. 通信関連

本実験場の外部との通信は携帯回線 (docomo Xi, 月 7 GB) によって賄われており、電話もこれを利用した IP 電話となっている。天候等によっては通信が安定しないケースがあり、信頼性の高い有線の通信インフラが求められている。そこで、800 m 滑走路の東端地下を掘削し、有線の電話回線を敷設した。これにより低速ではあるが安定した通話が可能となる電話回線が確立した。インターネットについては携帯回線のほうがより通信レートが高いため、通常はこちらを使用する。監視カメラ画像等の配信により通信量も増加傾向にあるため、月 60 GB の契約に切り替えた。光回線は未設であるが、今後検討してゆきたい。

3. 建屋関連

計測室およびトイレはプレハブのレンタル品を 10 年間利用してきたが、老朽化が進んでいる。これまでの共同研究等における利用者数(10-20 人規模)を鑑み、今年度は屋外トイレを新設した。また、計測室については現在よりも 20 m ほど西側に 2 階建ての建屋を新設予定である。関連して、井戸水の浄化装置または深井戸の掘削も検討している。



図2 新設トイレ完成写真



図3 高速軌道スタート点防音壁

4. 高速走行軌道実験設備関連

高速走行軌道スタート点側にコンクリ製防音壁を新たに設けた。また、次年度より開始される Linear Hyper G 研究拠点の実現に向け、中・長期的に以下の拡張工事を実施予定である。1) 高速走行軌道脇電線路の強化 (600 W から 5 kW に拡張)、2) 高速走行軌道スタート点上屋の設営、3) 逆向き走行の実現 (水路を全区間に設置)

5. エンジンテストスタンド関連

エンジンテストスタンドにおいては仮設テントを上屋として各種実験を行ってきたが、常設の試験設備については順次カーポートに交換する。また、これまで 10 年間使用してきた遠隔操作盤の拡張やリアルタイムモニタ計測設備 (LabVIEW PXI) の刷新を実施する。

6. 倉庫関連

エンジンテストスタンドにおけるガレージ倉庫を整理し、各倉庫の役割を明確にした。即ち、「テント・ブルーシート等の資材倉庫」「燃料保管倉庫」「バルブ・センサ等の機器倉庫」「実験装置の保管倉庫」である。これにより共同研究等における外部利用者にもわかりやすい物品管理が実現した。

7. おわりに

本実験場は当初 5-10 年の利用を見込んでおり仮設の部分が多くあった。白老町からの貸借契約も含め、長期的な活動が展望されることから、今後全国の大学、民間企業が利用できるユニークな実験拠点として、ロバストで利便性の高いインフラ整備を進めてゆく所存である。

発表論文

2019 年度

査読付き学術誌

- [1] Ryoji Imai, Osamu Kawanami, Yutaka Umemura and Takehiro Himeno, “Study on break of thermal stratification in container targeted to thermodynamic vent system for future spacecraft”, IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, Volume 502, Number 1, (2019) doi:10.1088/1757-899X/502/1/012082.
- [2] 三宅建次郎, 井上剛志, 内海政春, 池本篤史, 単純ロータ系の軸振動と並行環状シールのロータダイナミック流体力の連成解析, ターボ機械, 第 47 巻第 4 号, pp.227-237, 2019 年 4 月.
- [3] Ryojiro Minato “Alcohol and Alkane Fuel Performance for Gas Generator Cycle Air Turbo Ramjet Engine” Aerospace Science and Technology Vol.91, (2019), pp.337-356 **IF: 2.228 Q1**
- [4] Ryoji Imai, Kazuaki Nishida, Osamu Kawanami, Yutaka Umemura and Takehiro Himeno, “Basic study on thermodynamic vent system in propulsion system for future spacecraft”, Microgravity Science and Technology, <https://doi.org/10.1007/s12217-019-09768-w>, (2020), **IF:1.973 Q2**.,
- [5] 道原 孟里・今井 良二, 推進薬タンクを対象とした微小重力下横スロッシング挙動に関する研究, Int. J. Microgravity Sci. Appl., Vol.36, No.4, pp.360403-1-10, DOI:10.15011/jasma.36.360403, (2019)
- [6] Osamu Kawanami, Kentaro Takeda, Ryoma Naguchi, Ryoji Imai, Yutaka Umemura, Takehiro Himeno, Behavior of subcooling jet injected into a bulk liquid in a tank under normal- and micro-gravity conditions, Int. J. Microgravity Sci. Appl., Vol.36, No.4, pp.360402-1-8, DOI: 10.15011/jasma.36.360402, (2019).
- [7] Yukiya SATO, Ryoji IMAI, Daisuke NAKATA, Ryojiro MINATO, Masaharu UCHIUMI, Study on Propellant Supply System for Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle (Development of LOX Supply System design technology), Int. J. Microgravity Sci. Appl., Vol.37, No.1, pp.370104-1-7, (2020)
- [8] 上羽, 前田, 北沢, “マルチコプターに比して短時間観測を可能とするエンジン固定翼 UAV の離陸及び搭載可能重量の設計・検証 “, 日本航海学会論文集, Vol.140, p.41-46, 2019
- [9] 渡辺, 北沢, 上羽, 無人航空機を用いた開放地における 920MHz 帯の電波伝搬特性の検討, 電子情報通学会誌 C, Vol.J103-C, No.1, pp.34-36, 2020

国際会議発表論文

- [1] Susumu Hasegawa, Masaaki Fukui, Yoshimasa Nishimura, and Kazuhide Mizobata, “Flow Analysis Around Spaceplane for Airframe Engine Integration by CFD,” 2019-e-08, 32nd International Symposium on Space Technology and Science, June 15-21, Fukui Japan.
- [2] Yoshimasa Nishimura, Kazuhide Mizobata, Susumu Hasegawa, Kanenori Kato, Kouichiro Tani, and Takeshi Kanda, “Aerodynamic Characteristics of a Rocket-Based Combined Cycle Spaceplane,” 2019-g-05, 32nd International Symposium on Space Technology and Science, June 15-21, Fukui Japan.
- [3] Taichi Mio, Katsuya Miyamoto, Yuki Yamazaki, and Kazuhide Mizobata, “Drag Reduction on the

- Basis of the Area Rule of the Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle Being Developed at Muroran Institute of Technology (Second Report),” 2019-g-15, 32nd International Symposium on Space Technology and Science, June 15-21, Fukui Japan.
- [4] Kazuhide Mizobata, Yukiya Ishigami, Masaaki Miura, Keisuke Shiono, Koji Shirakata, Akihiro Nishida, and Atsuya Honda, “Aerodynamics Caused by Attitude Rates of a Supersonic Flight Experiment Vehicle with a Cranked-arrow Main Wing,” 2019-g-16, 32nd International Symposium on Space Technology and Science, June 15-21, Fukui Japan.
- [5] Koki Arimatsu, Daisuke Nakata, Ryojiro Minato, Inaho Yoshikawa, Hiromitsu Yagihashi, Masaharu Uchiumi, On the Pressure Loss Characteristics of Liquid Oxygen Considering a Heat Input, 32nd International Symposium on Space Technology and Science, 2019-a-56, June 15-21, Fukui Japan.
- [6] Akira Kawasaki, Jiro Kasahara, Ken Matsuoka, Keisuke Goto, Ryuya Yokoo, Ju-Hoe Kim, Akiko Matsuo, Ikkoh Funaki, Daisuke Nakata, Masaharu Uchiumi, Hiroto Habu, Shinsuke Takeuchi, Koki Kitagawa, Hirobumi Tobe, Kazuhiko Yamada, Asato Wada, Development Status of a Detonation Engine Testing Module Toward Flight Demonstration on S-520-31, 32nd International Symposium on Space Technology and Science, 2019-m-02, June 15-21, Fukui Japan.
- [7] Keisuke Goto, Ryuya Yokoo, Juhoe Kim, Akira Kawasaki, Ken Matsuoka, Jiro Kasahara, Akiko Matsuo, Ikkoh Funaki, Daisuke Nakata, Masaharu Uchiumi, Hideto Kawashima, Propulsive Performance of Rotating Detonation Engine with Methane for a Flight Demonstration on S-520-31, 32nd International Symposium on Space Technology and Science, 2019-m-09, June 15-21, Fukui Japan.
- [8] Giulio Coral, Ryudo Tsukizaki, Kiyoshi Kinefuchi, Daisuke Nakata, Toru Shimada, Kazutaka Nishiyama, Hitoshi Kuninaka, Development Progress of the Proof of Concept Hybrid Electro-Chemical Thruster, 32nd International Symposium on Space Technology and Science, 2019-b-009, June 15-21, Fukui Japan.
- [9] Hirokazu Tahara, Shunsuke Okumura, Kazuyoshi Okuda, Takefumi Mimura, Kyoko Takada, Ai Momozawa, Yuichiro Nogawa, Daisuke Nakata, Tomoyuki Ikeda, Performance Characteristics of Low-Power Water-Cooled and Anode-Radiation-Cooled DC Arcjet Thrusters using Water and HAN Propellants with Special Vaporizing Systems, 32nd International Symposium on Space Technology and Science, 2019-b-082p, June 15-21, Fukui Japan.
- [10] Ryoji Imai, Kazuaki Nishida, Osamu Kawanami, Yutaka Umemura, Takehiro Himeno, Ground based experiment and numerical calculation on thermodynamic vent system in propellant tank for future cryogenic propulsion, 28th Space Cryogenics Workshop, Southbury, CT, USA, July 19-20.
- [11] Keisuke Goto, Akira Kawasaki, Ken Matsuoka, Jiro Kasahara, Akiko Matsuo, Daisuke Nakata, Ryuya Yokoo, Juhoe Kim, Ikkoh Funaki, Masaharu Uchiumi, Hideto Kawashima, Propulsive Performance of Rotating Detonation Engines in CH₄/O₂ and C₂H₄/O₂ for Flight Experiment, The 27th ICDERS (Institute for the Dynamics of Explosions and Reactive Systems) Beijing, China, July 28-Aug.2, 2019
- [12] Daisuke Nakata, Ryojiro Minato, Inaho Yoshikawa, Hiromitsu Yagihashi, Koki Arimatsu and Masaharu Uchiumi, THE MINIMUM FLOW RATE OF LIQUID-OXYGEN WHEN CONSIDERING A THROTTLING OF A GAS GENERATOR CYCLE ENGINE, ASME-JSME-KSME 2019 Joint Fluids Engineering Conference AJKFLUIDS2019 July 28-August 1, 2019, San Francisco, CA, USA, AJKFLUIDS2019-5621
- [13] Hiromitsu Yagihashi, Daisuke Nakata, Ryojiro Minato, Inaho Yoshikawa, Koki Arimatsu, Masaharu Uchiumi, EXPERIMENTAL STUDY OF TEMPERATURE AND PHASE TRANSITION OF

LIQUID OXYGEN AT IGNITION IN IMPINGING INJECTOR OF GAS GENERATOR,
ASME-JSME-KSME 2019 Joint Fluids Engineering Conference AJKFLUIDS2019 July 28-August 1,
2019, San Francisco, CA, USA, AJKFLUIDS2019-4935

- [14] Kazuki YASUDA, Daisuke NAKATA, Masaharu UCHIUMI, Kugo OKADA, Ryoji IMAI,
FUNDAMENTAL STUDY ON INJECTOR FLOW CHARACTERISTICS OF SELF-PRESSURIZING
FLUID FOR SMALL ROCKET ENGINES, ASME-JSME-KSME 2019 Joint Fluids Engineering
Conference AJKFLUIDS2019 July 28-August 1, 2019, San Francisco, CA, USA,
AJKFLUIDS2019-5625
- [15] Daisuke Nakata, Ryojiro Minato, Hiromitsu Yagihashi, Koki Arimatsu, Inaho Yoshikawa, Satoshi
Inazumi, Masaya Sumiyoshi, Masaharu Uchiumi, Hot Gas Temperature Distribution in a
Gas-Generator for Air Turbo Ramjet Engine, 24th ISABE conference, ISABE-2019-24253
- [16] Ryojiro Minato, Daisuke Nakata, Masaharu Uchiumi, Inaho, Yoshikawa, Hiromitsu, Yagihashi and
Kouki Arimatsu, Dual Manifold Flow Control System for Gas-Generator Cycle Air Ramjet Engine,
24th ISABE conference, ISABE-2019-24253
- [17] Hitoshi Asano, Hiroyuki Nakase, Osamu Kawanami, Koichi Inoue, Koichi Suzuki, Ryoji Imai,
Satoshi Matsumoto, Haruhiko Ohta, Liquid film structure of annular flows under microgravity -
Results of TPF experiments onboard International Space Station, 14TH INTERNATIONAL
CONFERENCE ON TWO-PHASE SYSTEMS FOR SPACE AND GROUND APPLICATIONS &
ESA TOPICAL TEAMS MEETINGS, Granada, Spain, September 24-27, 2019.
- [18] Osamu Kawanami, Tenkaro Takeda, Ryoma Naguchi, Ryoji Imai, Yutaka Umemura, Takehiro
Himeno, Experimental study of subcooling mixing jet for thermal vent system, 14TH
INTERNATIONAL CONFERENCE ON TWO-PHASE SYSTEMS FOR SPACE AND GROUND
APPLICATIONS & ESA TOPICAL TEAMS MEETINGS, Granada, Spain, September 24-27, 2019.
- [19] Nobuhiro Inoue, Osamu Kawanami, Hitoshi Asano, Koichi Inoue, Koichi Suzuki, Ryoji Imai, Satoshi
Matsumoto, and Haruhiko Ohta, Characteristics of Flow Boiling in Transparent Glass Heating Tube
Under Microgravity Onboard Iss, The 30th International Symposium on Transport Phenomena, Quang
Ninh, Vietnam, November 1-3, 2019
- [20] Hiroyuki Nakase, Hitoshi Asano, Osamu Kawanami Koichi Inoue, Koich Suzuki, Ryoji Imai, Satoshi
Matsumoto, Haruhiko Ohta, Gas-Liquid Interfacial Structure Observed in Boiling Two-Phase Flow
Experiment Under Microgravity in International Space Station, The 30th International Symposium on
Transport Phenomena, Quang Ninh, Vietnam, November 1-3, 2019
- [21] Research of Rotating Detonation Engine System by the Sounding Rocket S520-31 Flight Experiment,
J. Kasahara, K. Goto, R. Yokoo, A. Kawasaki, K. Matsuoka A. Matsuo I. Funaki, H. Habu D. Nakata,
M. Uchiumi, IWDP, Russia
- [22] Masazumi Ueba, Tomohiro Kamata, Sakurako Nakajima, and Yousuke Maeda, "Verification of Full
Autonomous Flight from Take-off to Landing of a Low-speed Model Airplane and its Application to a
Small-sclae Unmanned Supersonic Airplane," 32nd International Symposium on Space Technology
and Science, 2019-g-08, June 15-21, Fukui, Japan.

国内学会発表論文

- [1] 今井良二, 今村卓哉, 貝瀬柚子 東野和幸, 杉岡正敏 (室蘭工業大学), 攪拌を伴うアルミニウム合金と水反応による高圧水素製造技術に関する研究, 第 24 回 動力・エネルギー技術シンポジウム, 2019/6/20-21 東京, C112.
- [2] 安田 一貴(室工大・院)・中田 大将(室工大)・内海 政春(室工大), 亜酸化窒素の充填・排出・流動特性に関する評価, 第 2 回ハイブリッドロケットシンポジウム, 2019.7.11-12, 相模原市
- [3] 笠原 次郎 (名大)、松岡 健 (名大)、川崎 央 (名大)、後藤 啓介 (名大) 横尾 颯也 (名大)、ブヤコフ バレンティン (名大)、松尾 亜紀子 (慶應大) 船木 一幸 (JAXA)、中田 大将 (室蘭工大)、内海 政春 (室蘭工大) 羽生 宏人 (JAXA)、竹内 伸介 (JAXA)、山田 和彦 (JAXA)、北川 幸樹 (JAXA) 戸部 裕史 (JAXA)、岩崎 祥大 (JAXA)、和田 明哲 (JAXA), 観測ロケット S520-31 号機による宇宙飛行実証用デトネーションエンジンの開発 とその展開, 第 2 回観測ロケットシンポジウム, 2019.8.5-6, 相模原市
- [4] 笠原次郎, 松岡健, 川崎央, 松山行一, 後藤啓介 (名大), 松尾亜紀子 (慶応大), 船木一幸, 丸祐介, 羽生宏人, 竹内伸介, 山田和彦, 北川幸樹, 戸部裕史, 荒川聡, 岩崎祥大, 和田明哲 (JAXA), 中田大将, 内海政春 (室工大), 遠藤琢磨 (広島大), 石井一洋 (横国大), 徳留真一郎, 野中聡, 小島孝之, 川島秀人, 庄司烈 (JAXA), 観測ロケット S520 を用いたデトネーションキックモーター軌道投入実証実験, 第 2 回観測ロケットシンポジウム, 2019.8.5-6, 相模原市
- [5] 今井 良二, 道原 孟里, 推進薬タンクを対象とした微小重力下容器内スロッシング挙動に関する研究 (軸方向加振における液体挙動), 混相流シンポジウム 2019, 20190805-07, 福岡
- [6] 井茂 琢磨, 中瀬 博之, 浅野 等, 河南 治, 井上 浩一, 鈴木 康一, 今井 良二, 新本 康久, 大田 治彦, 松本 聡, 国際宇宙ステーションでの沸騰気液二相流実験で観察された気液界面構造: 気泡流の液膜構造, 混相流シンポジウム 2019, 20190805-07, 福岡
- [7] 中瀬 博之, 宮脇 理, 浅野 等, 河南 治, 井上 浩一, 鈴木 康一, 今井 良二, 新本 康久, 大田 治彦, 松本 聡, 国際宇宙ステーションでの沸騰気液二相流実験で観察された気液界面構造: 環状流の液膜構造, 混相流シンポジウム 2019, 20190805-07, 福岡
- [8] 武田 健太郎, 河南 治, 西田 和明, 今井 良二, 姫野 武洋, 梅村 悠, 熱力学ベントシステムを目指した過冷却ジェットによる液体攪拌の地上および微小重力実験, 混相流シンポジウム 2019, 20190805-07, 福岡
- [9] 諸星智裕, 勝又暢久, 折居遼平, 樋口 健, “疑似閉断面梁のねじり剛性に関する研究,” 日本航空宇宙学会・日本機械学会・宇宙航空研究開発機構, 第 61 回構造強度に関する講演会, 3A13, JSASS-2019-3074, pp.213-215, (2019.8.9), 長野市
- [10] 上村典道, 迫悠冬, 堀口祐憲, 内海政春, 小型軌道投入ロケット用インデューサの設計と設計クライテリア, 第 82 回ターボ機械協会講演会, 岡山, 2019 年 9 月.
- [11] 長谷川雄人, 中田大将, 内海政春, 超音速二重反転ファンの内部流れ構造に関する考察, 第 82 回ターボ機械協会講演会, 岡山, 2019 年 9 月.
- [12] 大濱寛久, 井上剛志, 川崎聡, 内海政春, 志村隆, 1D-CAE モデルを用いたインデューサの付着非対称キャビテーションの考察, 第 82 回ターボ機械協会講演会, 岡山, 2019 年 9 月.

- [13] 河南 治, 井上延浩, 船田潤平, 高橋朋花, 濱野耀介, 浅野 等, 井上浩一, 松本 聡, 大田治彦, 鈴木康一, 今井良二, 新本康久, 透明伝熱管加熱部における微小重力下での気液挙動, 日本マイクログラビティ応用学会 第31回学術講演会 (JASMAC-31), 20191023-25, 仙台
- [14] 田村健一郎, 今井良二, 急減圧による界面相変化を伴う動的濡れ挙動に関する研究, 日本マイクログラビティ応用学会 第31回学術講演会 (JASMAC-31), 20191023-25, 仙台
- [15] 井茂琢磨, 中瀬博之, 浅野等, 河南治, 井上浩一, 鈴木康一, 今井良二, 新本康久, 松本聡, 大田治彦, 微小重力場における沸騰気液二相流の気液界面構造, 日本マイクログラビティ応用学会 第31回学術講演会 (JASMAC-31), 20191023-25, 仙台
- [16] 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 供給システムの設計技術開発), 日本マイクログラビティ応用学会 第31回学術講演会 (JASMAC-31), 20191023-25, 仙台
- [17] 清水 善貴, 渡邊 力夫 (東京都市大), 中田 大将 (室蘭工大), ハイブリッドロケット用酸化剤の分岐配管内流れの数値解析, 第63回宇宙科学技術連合講演会, 20191106-08, 徳島市
- [18] 中田 大将, 八木橋 央光, 有松 昂輝, 稲積 慧, 住吉 政哉, 湊 亮二郎, 内海政春 (室蘭工大), LOXタンク加圧ガスの影響調査, 第63回宇宙科学技術連合講演会, 20191106-08, 徳島市
- [19] 奥村 俊介, 田原 弘一, 高田 恭子 (大阪工大), 桃沢 愛 (東京都市大), 中田 大将 (室蘭工大), 野川 雄一郎 (スプリージュ), 池田 知行 (東海大), HAN/水推進剤 1-3kW 級及び水素系推進剤大電力直流アークジェットスラスタの開発研究—姿勢制御から軌道間航行まで—, 第63回宇宙科学技術連合講演会, 20191106-08, 徳島市
- [20] 池田 圭佑, 橋本 啓吾, 中田 大将, 湊 亮二郎, 内海 政春 (室蘭工大), 小型超音速機用エンジン軸系の振動低減に関する検討, 第63回宇宙科学技術連合講演会, 20191106-08, 徳島市
- [21] 椎名 達彦, 安田 一貴, 中田 大将, 内海 政春 (室蘭工大), N₂O ハイブリッドロケットを用いたキックモーターのシステム設計, 第63回宇宙科学技術連合講演会, 20191106-08, 徳島市
- [22] 樋口 健, 勝又暢久, 山崎健次, 岩佐貴史, 岸本直子, 藤垣元治, 土居明広, 小木曾望, 田中宏明, 石村康生, “主鏡変形量を補正するカセグレインアンテナ構造高精度化確認試験に向けた検討,” 日本航空宇宙学会他, 第63回宇宙科学技術連合講演会, 3G05, (JSASS-2019-4593), 2019.11.6-8, 徳島市
- [23] 山田 祐揮, 勝又 暢久, 五島 聖也, 樋口 健 (室蘭工大), μ カプセルを用いたインフレーターブル構造の構造硬化に関する研究, 第63回宇宙科学技術連合講演会, 20191106-08, 徳島市
- [24] 三好 賢彦, 林 夏澄, 橋本 真之介, 山崎 健次, ヘレル ショーン 諒, 勝又 暢久, 樋口 健, 中田 大将, 内海 政春 (室蘭工大), 2U サイズ超小型衛星「ひろがり」ミッション部の各種試験と開発, 第63回宇宙科学技術連合講演会, 20191106-08, 徳島市
- [25] 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 供給システムの設計技術の開発における検証試験), 第63回宇宙科学技術連合講演会, 20191106-08, 徳島市
- [26] 湊亮二郎, 八木橋央光, 有松昂輝, 稲積慧, 住吉政哉, 中田大将, 内海政春, ガスジェネレーター燃焼のスロットリング特性に関する研究, 第63回宇宙科学技術連合講演会, 20191106-08, 徳島市

- [27] 西田 和明,今井 良二,河南 治,梅村 悠,姫野 武洋, 極低温推進系における熱力学ベントシステムに関する研究, 第 63 回宇宙科学技術連合講演会, 20191106-08, 徳島市
- [28] 上羽正純、北沢祥一、古賀禎、本田純一、広大な農地の短時間観測を可能とする固定翼 UAV を用いた映像伝送システム、第 57 飛行機シンポジウム、JSASS-2019-5006, 2019 年 10 月 16 日～18 日、下関
- [29] 久保田稔、坂本知洋、溝端一秀、室蘭工大小型超音速飛行実験機の車載走行試験による空力評価、第 57 飛行機シンポジウム、2B02(JSASS-2019-5067), 2019 年 10 月 16 日～18 日、下関。
- [30] 三尾太一、宮本勝也、溝端一秀、室蘭工大の小型超音速飛行実験機の遷音速抗力低減について、第 57 飛行機シンポジウム、2B03(JSASS-2019-5068), 2019 年 10 月 16 日～18 日、下関。
- [31] 西田明寛、溝端一秀、小型超音速飛行実験機の姿勢変化レートによる動的空力特性の CFD 解析、第 57 飛行機シンポジウム、2B04(JSASS-2019-5069), 2019 年 10 月 16 日～18 日、下関。
- [32] 本田敦也、白方洗次、酒向壘、溝端一秀、室蘭工大の小型超音速飛行実験機の姿勢変化レートによる動的空力特性、第 57 飛行機シンポジウム、2B05(JSASS-2019-5070), 2019 年 10 月 16 日～18 日、下関。
- [33] 小林悠二、小葉松怜、溝端一秀、室蘭工大の小型超音速飛行実験機の三自由度および六自由度飛行解析、第 57 飛行機シンポジウム、2B13(JSASS-2019-5078), 2019 年 10 月 16 日～18 日、下関。
- [34] 上羽正純、前田庸佑、無人航空機における複数ウェイポイント通過を考慮した高精度巡回制御系の検討、第 57 飛行機シンポジウム、JSASS-2019-5093, 2019 年 10 月 16 日～18 日、下関
- [35] 目谷葵葉、上羽正純、無人航空機向け最大上昇率飛行経路の検討、第 57 飛行機シンポジウム、JSASS-2019-5094, 2019 年 10 月 16 日～18 日、下関
- [36] 植村拓也、小貫徳貴、上羽正純、無人航空機におけるリアルタイム緊急時帰還経路生成アルゴリズムの検討、第 57 飛行機シンポジウム、JSASS-2019-5095, 2019 年 10 月 16 日～18 日、下関
- [37] ブヤコフ バレンティン、横尾颯也、後藤啓介、川崎央、松岡健、笠原次郎、中田大将、内海政春、観測ロケット S520-31 号機搭載用メタン-酸素パルスデトネーションエンジンの研究開発、第 57 回燃焼シンポジウム、2019 年 11 月 20 日～22 日、札幌。
- [38] 勝又暢久、橋本真之介、樋口 健、“ミウラ折りを応用した展開板構造による大型構造物の構築,” 第 5 回宇宙太陽発電(SSPS)シンポジウム、(2019.11.22)、東京
- [39] 橋脇健太郎、飯田輝澄、小木曾望、南部陽介、樋口 健、勝又暢久、“超小型衛星「ひろがり」の安全審査に向けた取り組み,” 第 56 回日本航空宇宙学会関西・中部支部合同秋期大会、(関西大学, 2019.11.30).
- [40] 山崎健次、樋口 健、勝又暢久、岩佐貴史、岸本直子、藤垣元治、原 卓也、田中宏明、小木曾望、坂野文香、土居明広、中原聡美、“高精度アンテナシステム実証試験におけるアンテナ主鏡高精度計測,” B03, 第 35 回宇宙構造・材料シンポジウム、(2019.12.2)、相模原
- [41] 田中宏明、小木曾望、坂野文香、樋口 健、勝又暢久、山崎健次、岩佐貴史、岸本直子、藤垣元治、石村康生、土居明広、中原聡美、長谷川豊、河野裕介、“高精度計測系と形状可変鏡を統合した高精度アンテナシステムの実証試験,” B02, 第 35 回宇宙構造・材料シンポジウム、

(2019.12.2), 相模原

- [42] 坂野文香, 小木曾望, 田中宏明, 樋口 健, 勝又暢久, 山崎健次, 岩佐貴史, 岸本直子, 藤垣元治, 土居明広, 中原聡美, 長谷川豊, 河野裕介, “スマート副鏡のアクチュエータ入力最適化のカセグレンアンテナ実験による検証,” B04 第 28 回スペース・エンジニアリング・コンファレンス [SEC’ 19] 講演論文集, (2019.12.19-20), 鳥取
- [43] アンイオン, 勝又暢久, 樋口 健, 岩佐貴史, “展開膜面構造の展開衝撃再現装置の開発,” D03, 第 28 回スペース・エンジニアリング・コンファレンス [SEC’ 19] 講演論文集, (2019.12.19-20), 鳥取
- [44] 三尾太一, 宮本勝也, 溝端一 秀, 室蘭工大小型超音速飛行実験機の遷音速抗力低減について, 令和元年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2019-025, 2020 年 1 月, 相模原市.
- [45] 笠原 次郎(名大) 松山 行一(名大) 松岡 健(名大) 川崎 央(名大) 後藤 啓介(名大・院) 横尾 颯也(名大・院) Bryce バレンティン(名大・学) 松尾 亜 紀子(慶應大) 船木 一幸(JAXA) 中田 大将(室蘭工大) 内海 政春(室蘭工大) 羽生 宏人(JAXA) 竹内 伸介(JAXA) 山田 和彦(JAXA) 北川 幸樹(JAXA) 戸部 裕史(JAXA) 岩崎 祥大(JAXA) 和田 明哲(JAXA), 観測ロケット S-520-31 号機による宇宙飛行実証用デトネーションエンジンの開発, STCP-2019-010, 2020 年 1 月, 相模原市
- [46] 中田 大将(室工大) 八木橋 央光(室工大) 稲積 慧(室工大) 有松 昂輝(室工大) 住吉 政哉(室工大) 湊 亮二郎(室工大) 内海政春(室工大), LOX/エタノールガスジェネレーターの温度場評価, STCP-2019-036, 2020 年 1 月, 相模原市
- [47] 笠原次郎, 後藤啓介, 横尾颯也, Bryce バレンティン, 澤田悟, 野田朋之, ジョセフビクトリア, 川崎央, 松岡健, 松山行一, 松尾亜紀子, 船木一幸, 有松昂輝, 稲積慧, 中田大将, 内海政春, 観測ロケットを用いたデトネーションエンジンの宇宙飛行実証研究, 1 L5, 令和元年度航空宇宙空力シンポジウム, 航空宇宙空力研究会, 2020 年 1 月 24-25 日, 神戸市
- [48] 後藤啓介, 横尾颯也, Bryce バレンティン, 澤田悟, 野田朋之, ビクトリア ジョセフ, 川崎央, 松岡健, 笠原次郎, 松尾亜紀子, 船木一幸, 有松昂輝, 稲積慧, 中田大将, 内海政春, 川島秀人, 回転デトネーションエンジンのインジェクタ径が推力性能に与える影響に関する実験研究, 2019 年度衝撃波シンポジウム, 2020 年 3 月, 神戸
- [49] 渡辺拓哉, 北沢祥一, 上羽正純, “無人航空機用 169MHz 帯データ伝送無線システムの通信品質に関する評価” 信学技報、宇宙・航行エレクトロニクス研究会、石垣、2020, 2/19-20
- [50] 北沢祥一, 谷口美緒, 木村壮寛, 渡辺拓哉, 玉置理奈, 横山 稜, 上羽正純, 小型無人航空機が使用する複数周波数帯を対象とした電波環境モデル、信学技報、宇宙・航行エレクトロニクス研究会、石垣、2020, 2/19-20
- [51] 北沢祥一, 谷口美緒, 木村壮寛, 渡辺拓哉, 横山 稜, 玉置理奈, 上羽正純, 小型無人航空機が使用する周波数における電波環境に関する研究開発、電気学会全国大会 3-005、東京 2020.3.11-13

2015～2018 年度

査読付き学術誌

- [1] Takagi, S., Sakaue, Y., Uemura, T. and Takada, K., “Observation of cross-flow instability mode in yawed cylinder boundary layer at Mach 2, ” *AIAA Journal*, Vol. 53, No. 1 (2015), pp. 260-265. **IF: 1.638, Q1**
- [2] M. C. NATORI, Hiraku SAKAMOTO, Nobuhisa KATSUMATA, Hiroshi YAMAKAWA and Naoko KISHIMOTO: Conceptual model study using origami for membrane space structures – a perspective of origami-based engineering, *Mechanical Engineering Reviews*, Vol.2, No.1 (2015)
- [3] S. YODA, W. CHO, R. IMAI: Aerodynamic levitator for large-sized glassy material production, *Review of Scientific Instruments*, Vol.86, No.9 (2015), pp. 093906-1 - 093906-5, <http://dx.doi.org/10.1063/1.4930008>. **IF: 1.515, Q3**
- [4] 岩佐貴史, 岸本直子, 樋口 健, 藤垣元治, 小木曾望 : 面計測と点計測を統合した大型宇宙構造物の高精度形状計測法の提案, *航空宇宙技術(AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN, THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES)*, Vol.14, pp.95-103, (2015.4.22). [<http://doi.org/10.2322/astj.14.95>]
- [5] R. IMAI, K. SUZUKI, H. KAWASAKI, H. OHTA, Y. SHINMOTO, H. ASANO, O. KAWANAMI, S. MATSUMOTO, T. KURIMOTO, H. TAKAOKA, M. SAKAMOTO, K. USUKU, K. SAWADA, Development of Boiling and Two-phase Flow Experiments on board ISS (Condensation Section) , *Int.J. Microgravity Sci. Appl.* , 2016p330103 , (2016.1.31)DOI:10.15011/ijmsa.33.330103
- [6] H. OHTA, H. ASANO, O. KAWANAMI, K. SUZUKI, R. IMAI, Y. SHINMOTO, S. MATSUMOTO, T. KURIMOTO, H. TAKAOKA, K. FUJII, M. SAKAMOTO, K. SAWADA, H. KAWASAKI, A. OKAMOTO, K. KOGURE, T. OKA, K. USUKU, T. TOMOBE and M. TAKAYANAGI, Development of Boiling and Two-Phase Flow Experiments on Board ISS (Research Objectives and Concept of Experimental Setup), *Int. J. Microgravity Sci. Appl.* 2016p330102, (2016.1.31), DOI:10.15011/ijmsa.33.330102
- [7] T. GOMYO, H. ASANO, H. OHTA, Y. SHINMOTO, O. KAWANAMI, K. SUZUKI, R. IMAI, T. OKA, T. TOMOBE, K. USUKU, M. SHIMADA, S. MATSUMOTO, T. KURIMOTO, H. TAKAOKA, M. SAKAMOTO, H. KAWASAKI and K. SAWADA, Development of Boiling and Two-Phase Flow Experiments on Board ISS (Void Fraction Characteristics in the Observation Section just at the Downstream of the Heating Section), *Int. J. Microgravity Sci. Appl.* 2016p330104 (2016.1.31), DOI:10.15011/ijmsa.33.330104.
- [8] T. HIROKAWA, D. YAMAMOTO, D. YAMAMOTO, Y. SHINMOTO, H. OHTA, H. ASANO, O. KAWANAMI, K. SUZUKI, R. IMAI, M. TAKAYANAGI, S. MATSUMOTO, Takashi KURIMOTO, H. TAKAOKA, M. SAKAMOTO, K. SAWADA, H. KAWASAKI, K. FUJII, A. OKAMOTO, K. KOGURE, T. OKA, T. TOMOBE and K. USUSKU, Development of Boiling and Two-Phase Flow Experiments on Board ISS (Investigation on Performance of Ground Model), *Int. J. Microgravity Sci. Appl.* 2016p330105, (2016.1.31), DOI:10.15011/ijmsa.33.330105
- [9] K. SAWADA, T. KURIMOTO, A. OKAMOTO, S. MATSUMOTO, H. TAKAOKA, H. KAWASAKI, M. TAKAYANAGI, Y. SHINMOTO, H. ASANO, O. KAWANAMI, K. SUZUKI, R. IMAI and H. OHTA, Development of Boiling and Two-Phase Flow Experiments on Board ISS (Dissolved Air Effects on Subcooled Flow Boiling Characteristics), *Int. J. Microgravity Sci. Appl.* 2016p330106, (2016.1.31), DOI:10.15011/jasma.33.330106

- [10] O. KAWANAMI, M. OKUBO, K. NAKAMOTO, H. ASANO, H. OHTA, Y. SHINMOTO, K. SUZUKI, R. IMAI, S. MATSUMOTO, T. KURIMOTO, H. TAKAOKA, K. SAWADA, A. OKAMOTO, H. KAWASAKI, M. TAKAYANAGI and K. FUJII, Development of Boiling and Two-Phase Flow Experiments on Board ISS (Temperature Data Derivation and Image Analysis of a Transparent Heated Short Tube in the Glass Heated Section), *Int. J. Microgravity Sci. Appl.* 2016p330107, (2016.1.31), DOI:10.15011/jasma.33.330107
- [11] Minato, R., "Advantage of Ethanol Fuels for Gas Generator Cycle Air Turbo Ramjet Engine" *Aerospace Science and Technology* Vol.50, (2016) pp.161-172. Q1
- [12] M. C. NATORI, Hiraku SAKAMOTO, Nobuhisa KATSUMATA, Hiroshi YAMAKAWA and Naoko KISHIMOTO, "Conceptual model study using origami for membrane space structures – a perspective of origami-based engineering", *Mechanical Engineering Reviews (JSME)*, Vol.2, No.1, 1-15, 2015.
- [13] Asuka Iijima, Daisuke Nakata, Masatoshi Sugioka, Nobuyuki Tanatsugu, Kazuyuki Higashino, Shinji Ishimoto, and Nobuyuki Azuma, "Rocket Engine Feasibility Study for the JAXA Future Transportation Reference System," *Transactions of JSASS, Aerospace Technology Japan*, Vol.14, No. ists30, pp. Po_1_17-Po_1_23, 2016. **IF: 0.541, Q3**
- [14] Masazumi UEBA, Kouhei SUZAKI, and Takatoshi SUGIYAMA, "Study on Hybrid Satellite-tracking Antenna Control System Using Torque Compensation Methods for Small Vessels", *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan*, Vol. 14, No. ists30, pp. Pj_7-Pj_12, 2016.
- [15] Kazuhide MIZOBATA, Yoshihiro SUZUKI, Sakae OOISHI, Satoshi KONDOH, Takakage ARAI, and Kazuyuki HIGASHINO, "Aerodynamics and Flight Capability of a Supersonic Flight Experiment Vehicle," *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan*, Vol.14, No. ists30, pp. Pg_1-Pg_8, 2016.
- [16] Ken HIGUCHI, Hiroshi FURUYA, Yasuyuki MIYAZAKI, Takahira AOKI, Choji YOSHIDA, Akihito WATANABE, Kazuki WATANABE and SIMPLE Project Team, "Achievement of Long-term On-orbit Operation of the SIMPLE Inflatable Extension Mast," *Trans. JSASS, Aerospace Tech. Japan*, Vol.14, No. ists30, pp. Pc_13-Pc_17, (2016).
- [17] 大竹 伸英, 井上 剛志, 坂口 智也, 内海 政春, ロケットエンジン用液体水素ターボポンプの玉軸受の非線形モデリングと軸振動解析による回転非同期成分の考察, *航空宇宙技術*, 15 巻, pp.1-8, 日本航空宇宙学会, 2016 年 1 月.
- [18] 平木 博道, 内海 政春, 川崎 聡, 井上 剛志, 動特性を考慮したターボポンプのバランスピストン設計についての考察, *ターボ機械*, 44 巻, 4 号, pp. 231-241. 2016 年 4 月.
- [19] Yuichiro Tokunaga, Hideyuki Inoue, Jun Hiromatsu, Tetsuya Iguchi, Yasuhiro Kuroki, Masaharu Uchiumi, Rotordynamic Characteristics of Floating Ring Seals in Rocket Turbopump, *International Journal of Fluid Machinery and Systems*, Vol. 9, No. 3, pp.194-204, July 2016. **SJR: 0.44, Q2**
- [20] Hiroyuki Ohta, Yomoya Sakaguchi, Masaharu Uchiumi, Load-Displacement Relationship of a Ball Bearing With Axial, Radial, and Angular Displacements for Both the Inner and Outer Rings, *J. Tribology*, Vol. 139, No. 1, 011103, July 2016. **IF:1.521 Q2**
- [21] 川崎聡, 島垣満, 内海政春, 安達和彦, 要素の配置配列をパラメータとしたロケット用ターボポンプの形態設計, *日本機械学会論文集*, 82 巻, 842 号, 16-00134, 2016 年 8 月.
- [22] 香川修作, 渡邊裕輔, 渡邊啓悦, 後藤彰, 内海政春, 島垣満, 川崎聡, 産業用立軸ポンプの

- 形態最適化設計に関する研究, ターボ機械, 第 45 巻, 第 3 号, pp.165-173, 2017 年 3 月.
- [23] 塚野 徹, 前田大輔, 笹山容資 (室蘭工業大学大学院), 中田大将, 杉岡正敏, 棚次亘弘, 東野和幸 (室蘭工業大学) 「再生冷却システムに用いる熱分解吸熱性燃料に対するニッケルおよびプラチナ触媒の効果」. 日本航空宇宙学会論文. 第 65 巻 2 号, pp.41-49, (2017)
- [24] Masazumi Ueba, Akihiro Miyasaka, Yoshinori Suzuki, Fumihiro Yamashita, Progress in and prospects of on-board communication equipment technologies for communications satellites in Japan, IEICE Transactions on Communications Vol.E100-B,No.9, pp.1633-1643, 2017. IF:0.314 Q4
- [25] Ryoji IMAI and Mori MICHIHARA, Study on Dynamic Wetting Behavior in Microgravity Condition Targeted for Propellant Tank, International Journal of Microgravity Science and Application, Vol.34, No.3, pp. 340306-1- 340306-11, (2017) DOI: 10.15011//jasma.34.340306.
- [26] Kawasaki, S., Shimura, T., Uchiumi, M., and Iga, Y., “One-dimensional Analysis Method for Cavitation Instabilities of a Rotating Machinery”, 021113, Vol. 140, No. 2, J. Fluid Engineering, ASME. February 2018. **IF:1.437 Q2**
- [27] Ryoji Imai, Takuya Imamura, Masatoshi Sugioka, Kazuyuki Higashino, Research on Liquid Management Technology in Water Tank and Reactor for Propulsion System with Hydrogen Production System Utilizing Aluminum and Water Reaction, Microgravity Science and Technology, online first, (2017) <https://doi.org/10.1007/s12217-017-9566-5>. **IF:1.188 Q2**
- [28] Daisuke Nakata, Kazuki, Yasuda, Kugo Okada, Kazuyuki Higashino and Rikio Watanabe, “N₂O Flow History Prediction in an Oxidizer Feed Line of Hybrid Rockets,” Transaction of JSASS, Aerospace Technology Japan, Volume 16 (2018) Issue 1 Pages 81-87, DOI: 10.2322/tastj.16.81
- [29] Nagao, N., Nagaura, K., Tamura, T., Hasegawa, S., and Uchiumi, M., “Rotordynamic Forces Acting on a Two-Stage Inducer”, J. Fluid Engineering, FE-16-1588, 021112, Vol. 140, No. 2, ASME, February 2018. **IF:1.437 Q2**
- [30] Deployment behavior control using cables and bi-shape memory alloy convex tape booms
Katsumata Nobuhisa, Kume Masaru, Higuchi Ken
- [31] ADVANCES IN MECHANICAL ENGINEERING, 9 巻, 7 号, Article Number:1687814017707909, 2017 年 07 月 Q3, IF 0.827
- [32] Kobayashi, H., Hagiwara, R., Kawasaki, S., Uchiumi, M., Yada, K., and Iga, Y., “Numerical Analysis of Suppression Effect of Asymmetric Slit on Cavitation Instabilities in Cascade”, J. Fluid Engineering, FE-16-1670, 021302, Vol. 140, No. 2, ASME, February 2018. **IF:1.437 Q2**
- [33] Imamura, T., Sugioka, M., Higashino, K., Imai, R., “Study on Liquid Management Technology in Water Tank for Propulsion System Utilizing Aluminum and Water Reaction (Improvement of Liquid Acquisition Performance by Hydrophilic Coating in Metallic Tank) Int. J. Microgravity Sci. Appl. Vol. 35, No. 1, p350103-1-6 (2018) DOI:10.15011//jasma.35.350103.
- [34] Ikemoto, A., Inoue, T., Sakamoto, K., and Uchiumi, M., “Nonlinear Analysis of Rotordynamic Fluid Forces in the Annular Plain Seal by Using Extended Perturbation Analysis of the Bulk-Flow Theory (Influence of Whirling Amplitude in the Case With Concentric Circular Whirl)”, J. Tribology, Vol. 140, No. 4, 041708, ASME, April 2018, **IF:1.521 Q2**
- [35] 向江 洋人, 石原 眞優, 湊 亮二郎, 中田 大将, 東野 和幸, 内海 政春, 小型超音速機エン

ジン用玉軸受の発熱／冷却特性評価, ターボ機械, 第 46 巻第 6 号, pp.331-337.

- [36] Yada, K., Uchiumi, M., and Funazaki, K., “Thomas/Alford Force on a Partial-Admission Turbine for the Rocket Engine Turbopump”, J. Fluid Engineering, 011105, Vol. 141, No. 1, ASME, January 2019. IF:1.437 Q2
- [37] Yuki YAMAZAKI, Kazuhide MIZOBATA, and Kazuyuki HIGASHINO, “Drag Reduction on the Basis of the Area Rule of the Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle Being Developed at Muroran Institute of Technology”, Transactions of JSASS, Aerospace Technology Japan, DOI: 10.2322/tastj.17.127, J-STAGE Advance published date: January 31st, 2019.
- [38] Goto Keisuke, Nishimura Junpei, Kawasaki Akira, Matsuoka Ken, Kasahara Jiro, Matsuo Akiko, Funaki Ikkoh, Nakata Daisuke, Uchiumi Masaharu, Higashino Kazuyuki, Experimental Propulsive Performance and Heating Environment of Rotating Detonation Engine with Various Nozzles, Journal of Propulsion and Power, Vol. 35, No. 1 (2019), pp. 213-223. DOI: 10.2514/1.B37196, Q2
- [39] Masazumi UEBA, Yuichi TAKAKU, Kouhei TAKAHASHI, Tomohiro KAMATA, Design and Tests of Guidance and Control Systems for Autonomous Flight of a Low-speed Model Airplane for Application to a Small-scale Unmanned Supersonic Airplane, Transactions of JSASS, Aerospace Technology Japan, vol. 17, No. 2, pp.220-226, 2019
- [40] Nobuyuki Azuma, Tetsuo Hiraiwa, Daisuke Ogawa, Misato Morishita, Asuka Iijima, Kazuyuki Higashino, “Deposit Formation and Heat Transfer for Bioethanol-Fueled Rocket Engine Combustion Chamber Liners” Journal of Propulsion and Power, DOI: 10.2514/1.B36887, published online 8 February 2019.
- [41] Naoko KISHIMOTO, Takashi IWASA, Ken HIGUCHI, “Surface Shape Measuring Method for Space Structures Based on Images in Ultra-Violet Range,” TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN, (2018), Vol.16, No.6, pp.543-549. DOI: 10.2322/tastj.16.543.
- [42] Ryojiro AKIBA, Ken HIGUCHI, Ryuichi MITSUHASHI, Riho HIRAMOTO, Jun'ya SASAKI, “Weightless Construction of High Tower to the Stratosphere,” TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN, (2018), Vol.16, No.7, pp.657-661. DOI: 10.2322/tastj.16.657.
- [43] Koya Yamada, Atsushi Ikemoto, Tsuyoshi Inoue, Masaharu Uchiumi, “Nonlinear Analysis of Rotordynamic Fluid Forces in the Annular Plain Seal by Using Extended Bulk-Flow Analysis: Influence of Static Eccentricity and Whirling Amplitude”, ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, GTP-18-1412, Feb 2019, Volume 41, Issue2:021017, doi.org/10.1115/1.4041128 IF:1.653 Q2
- [44] 木暮大貴, 井上剛志, 川崎聡, 内海政春, ロータダイナミック流体力の回転速度依存性を考慮した固有値解析による LE-7A 液体水素ターボポンプロータの非同期振動成分の考察, ターボ機械, 第 47 巻第 3 号, pp.179-184, 2019 年 3 月.

国際会議発表論文

- [1] Kazuhide MIZOBATA, Yoshihiro Suzuki, Sakae Ooishi, Satoshi Kondoh, Tsubasa Toguchi, Yukiya Ishigami, Masaaki Miura, Takakage Arai, and Kazuyuki Higashino, “Aerodynamics and Flight Capability of a Supersonic Flight Experiment Vehicle”, 2015-g-31, 30th International Symposium on Space Technology and Science, Kobe, Japan, July 4-10, 2015.

- [2] Koichi Suzuki, Kazuhisa Yuki, Shinichi Satake, Ryoji Imai, Yasuhisa Shinmoto, Haruhiko Ohta, "Subcooled Boiling of Fluorochemical Liquid with Poor Wetting Heating Surface" , 17IT-PB-5, The Joint Conference of 6th International Symposium on Physical Sciences in Space and 10th International Conference on Two-Phase Systems for Space and Ground Applications, Kyoto, Japan, Sep. 15-18, 2015.
- [3] Asuka Iijima, Daisuke Nakata, Kazuyuki Higashino, Nobuhiro Tanatsugu, Shinji Ishimoto, and Nobuyuki Azuma, "Rocket Engine Feasibility Study for the JAXA Future Transportation Reference System" , 2015-o-1-02, 30th International Symposium on Space Technology and Science, Kobe, Japan, July 4-10, 2015.
- [4] Daisuke Nakata, Shuhei Horio, Kazuyuki Higashino, Nobuhiro Tanatsugu "Fundamental Study on Clustered Hybrid Rockets for Rocket Sled Propulsion System" , 2015-a-18, 30th International Symposium on Space Technology and Science, Kobe, Japan, July 4-10, 2015.
- [5] Ryota Goto, Ren Fuchizawa, Nobuhisa Katsumata, and Ken HIGUCHI, "Coating Pressure Effects on Bending and Torsional Stiffness for Braid Coated Bi-Convex Tape Boom, " 30th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS2015), 2015-c-14, (2015.7.4-10), Kobe.
- [6] Yasutaka Satou, Akihiro Doi, Kosei Ishimura, Hiroaki Tanaka, Yoshiro Ogi, Ken Higuchi, Yusuke Kono, Kimihiro Kimura, "Development of High Precision Reflector for Balloon-Borne Radio Telescope, " 30th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS2015), 2015-c-47, (2015.7.4-10), Kobe.
- [7] Ken Higuchi, Hiroshi Furuya, Yasuyuki Miyazaki, Takahira Aoki, Choji Yoshida, Akihito Watanabe, Kazuki Watanabe, SIMPLE Project Team, "Achievement of Long-Term On-Orbit Operation of SIMPLE Inflatable Extension Mast, " 30th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS2015), 2015-c-31, (2015.7.4-10), Kobe.
- [8] Nobuhisa Katsumata, Masaeu Kume, Ken Higuchi, "Deployment Behavior Control using Cables and Bi-SMA-Convex Tape Booms, " 26th International Conference on Adaptive Structures and Technologies (ICAST2015), P-14, (2015.10.14-16), Kobe.
- [9] Daisuke Nakata, Development of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle and its Prototype, The 3rd Symposium on Flight Tests for the Innovative Aerospace Transportation Systems, Muroran, 9.18, Japan.
- [10] Masazumi Ueba, Tomoya Yamashita, "Study on real-time dynamics identification for a small-scale unmanned supersonic airplane during its flight" , 30th International Symposium on Space Technology and Science, 2015-d-12, 2015 July 4-10, Kobe
- [11] Shoichi Kitazawa, Masazumi Ueba, "Study on Beam Switched Telemetry Communication Antenna for Small-Scale Unmanned Supersonic Airplane " , 30th International Symposium on Space Technology and Science, 2015- t -21, 2015 July 4-10, Kobe
- [12] Masazumi Ueba, Kouhei Suzaki, Takatoshi Sugiyama, "Study on hybrid satellite tracking antenna control system using torque compensation methods for small-vessels " 30th International Symposium on Space Technology and Science, 2015- j -09, 2015 July 4-10, Kobe
- [13] Koichi Suzuki, Kazuhisa Yuki, Shinichi Satake, Ryoji Imai, Yasuhisa Shinmoto, Haruhiko Ohta, " Subcooled Boiling of Fluorochemical Liquid with Poor Wetting Heating Surface", The Joint Conference of 6th International Symposium on Physical Sciences in Space and 10th International

Conference on Two-Phase Systems for Space and Ground Applications, 2015 September 15-17, Kyoto.

- [14] Ryoji Imai, Yuji Amanom and Sho Goto, “Study for numerical calculation of dynamic wetting in spacecraft propellant tank”, proceeding of AJCPP2016, 2016 March 16-19, Takamatsu, 2016.
- [15] R. Goto, R. Fuchizawa, N. Katsumata and K. Higuchi, “Coating Pressure Effects on Bending and Torsional Stiffness for Braid Coated Bi-Convex Tape Boom”, 30th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS2015), July, 2015.
- [16] H. Asahara, M. Ueda, A. Todoroki, Y. Hirano, R. Matsuzaki and N. Katsumata, “Fused deposition modeling of unidirectional carbon fiber reinforced thermoplastic polymer using in-nozzle impregnation technique”, 2nd Turkey-Japan Workshop on Polymeric Composite Materials, Turkey, May, 2015.
- [17] Nobuhisa Katsumata, Masaru Kume, and Ken Higuchi, “Deployment Behavior Control using Cables and Bi-SMA-Convex Tape Booms”, 26th International Conference on Adaptive Structures and Technologies (ICAST2015), Oct. 2015.
- [18] Ryoji Imai, “Numerical calculation and reduced gravity experiment for dynamic wetting behavior in liquid container”, AIAA-2016-4588, Propulsion and Energy Forum and Exposition 2016 July 25-27, Salt Lake City USA.
- [19] Daisuke Nakada, Kazuki Yasuda, Shuhei Horio, Kazuyuki Higashino., “A Fundamental Study on the Hybrid Clustering for the Rocket Sled Propulsion System”, AIAA-2016-4868, Propulsion Energy 2016, July 25-27, Salt Lake City, Utah.
- [20] Nobuyuki Azuma, Tetsuo Hiraiwa, Asuka Iijima, Kazuyuki Higashino.Mitsuharu Ogawa, M.Oguma, ”Material Compatibility of Bio-Ethanol Fuel with Rocket Engine Combustion Chamber Cooling Channels”, AIAA-2016-5088, Propulsion Energy 2016, July 25-27, Salt Lake City, Utah.
- [21] Asuka Iijima, Daisuke Nakada, Kazuyuki Higashino., Study on the Thermal Deomposition of Bioetanol as a High-Pressure Rocket Propellant”, AIAA-2016-5093, Propulsion Energy 2016 July 25-27, Salt Lake City, Utah.
- [22] Yukiya Ishigami, Masaaki Miura, Kazuhide Mizobata, Kazuyuki Higashino, and Takakage Arai, “Aerodynamics Caused by Rolling Motion of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle,” The 2016 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Oct. 25-27, 2016, Toyama, Japan.
- [23] Kazuhide MIZOBATA, Yukiya ISHIGAMI, Masaaki MIURA, Keisuke SHIONO, Yuki YAMAZAKI, Kazuyuki HIGASHINO, and Takakage ARAI, “Some Recent Aerodynamic Treatments for a Supersonic Flight Experiment Vehicle with a Cranked-arrow Main Wing Being Developed at Muroran Institute of Technology”, The 2016 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Oct. 25-27, 2016, Toyama, Japan.
- [24] Satoshi Matsumoto, Ohta Haruhiko, Hitoshi Asano, Osamu Kawanami, Koichi Suzuki, Ryoji Imai, Yasuhisa Shinmoto, “Significance of Boiling Two-Phase Flow Experiment onboard International Space Station”, 28HF-1K, 11th Asian Microgravity Symposium, October 25 to 29, 2016, Sapporo.
- [25] Ryoji Imai, Sho Goto, Takuya Imamura, Masayuki Saito, Hideyuki Onodera, Masatoshi Sugioka, Kazuyuki Higashino, Research on Liquid Management Technology in Water Tank and

- Reactor for Propulsion System with Hydrogen Production System Utilizing Aluminum and Water Reaction, 28HF-4, 11th Asian Microgravity Symposium, October 25 to 29, 2016, Sapporo.
- [26] Ryoji Imai, Yuji Amano, Shuhei Yuze, Study on Dynamic Wetting Behavior in Microgravity Condition Targeted for Propellant Tank, 28HF-6, 11th Asian Microgravity Symposium, October 25 to 29, 2016, Sapporo.
- [27] Kotaro Nakamoto, Mizuki Semba, Osamu Kawanami, Haruhiko Ohta, Hitoshi Asano, Yasuhisa Shinmoto, Ryoji Imai, Koichi Suzuki, Satoshi Matsumoto, Takashi Kurimoto, Michito Sakamoto, Hidemitsu Takaoka, Kenichiro Sawada, Atsushi Okamoto, Masahiro Takayanagi, Results of Performance Test of a Glass Heated Section Installed in the Pre-Flight Model on Board ISS, 26SP-B-5, 11th Asian Microgravity Symposium, October 25 to 29, 2016, Sapporo.
- [28] Ryosuke Ukena, Taisaku Gomyo, Hitoshi Asano, Haruhiko Ohta, Yasuhisa Shinmoto, Osamu Kawanami, Koichi Suzuki, Ryoji Imai, Satoshi Matsumoto, Takashi Kurimoto, Kenichiro Sawada, Haruo Kawasaki, "Evaluation of Flow Development of Vertically Upward One-Component Gas-Liquid Two-Phase Flow based on Void Fraction Characteristics (Preliminary Experiment for Boiling and Two-Phase Flow Experiments on Board ISS)", 26SP-B-5, 11th Asian Microgravity Symposium, October 25 to 29, 2016, Sapporo.
- [29] Kazuhiro Ishihara, Junpei Nishimura, Keisuke Goto, Soma Nakagami, Ken Matsuoka, and Jiro Kasahara(Nagoya University), Akiko Matsuo(Keio University), Ikkoh Funaki(JAXA), Hideki Moriai(MHI), Hiroto Mukae, Kazuki Yasuda, Daisuke Nakata, and Kazuyuki Higashino(Muroran Institute of Technology), "Study on a Long-time Operation Towards Rotating Detonation Rocket Engine Flight Demonstration", AIAA Scitech Forum 2017, 9-13, January 2017, Gayload Texan, Grapevine, Texas.
- [30] Ryoji Imai, Sho Goto, Takuya Imamura, Masayuki Saito, Masatoshi Sugioka, Kazuyuki Higashino, Basic research for liquid acquisition device and reactor in thrust system utilizing hydrogen production by aluminum and water reaction, AIAA Paper, AIAA 2017-4762, Propulsion and Energy Forum and Exposition 2017 July 10-12, Atlanta USA.
- [31] Daisuke Nakata, Kazuki, Yasuda, Kugo Okada, Kazuyuki Higashino and Rikio Watanabe, "N2O Flow History Prediction in an Oxidizer Feed Line of Hybrid Rockets", 31st International Symposium on Space Technology and Science, June 3-9, 2017, Matsuyama, Japan.
- [32] Suwa, N., Kimura, T., Kawasaki, S., Goto, K., and Uchiumi, M., "Effect of Axial Oscillation Amplitude on Unsteady on Fluid Forces Acting on an Open Impeller", 31st International Symposium on Space Technology and Science, 2017-a-12, June 3-9, 2017, Matsuyama, Japan.
- [33] Yamada, K., Ikemoto, A., Uchiumi, M., and Inoue, T., "Nonlinear Theoretical Analysis of RD Fluid Force of the Annular Plain Seal" 17th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery, December 16-21, 2017, Maui, USA.
- [34] Ryojiro Minato, Ryoji Imai, Kazuyuki Higashino, Daisuke Nakata, and Mayu Ishihara "Analytical and Experimental Study of Compressor Performance for Gas Generator Cycle Air Turbo Ramjet Engine", , ISABE 2017 Conference, ISABE-2017-22624, 2017
- [35] Kazuyuki Higashino, Daisuke Nakata, Ryojiro Minato, Ryoji Imai, Nobuhiro Tanatsugu, Yuta Yashima, and Hiroto Mukae "Sea Level Static Tests of Gas Generator Cycle Air Turbo Ramjet Engine for Supersonic UAV", , ISABE 2017 Conference, ISABE-2017-22623, 2017

- [36] Keisuke Goto, Junpei Nishimura, Junichi Higashi, Haruna Taki, Takato Ukai, Yuki Hayamizu, Hiroyuki Kikuchi, Taihei Yamada, Shun Watanabe, Koutaro Hotta, Tomoya Inakawa, Yuya Kubota, Masato Yamaguchi, Toshiki Daicho, Akira Kawasaki, Ken Matsuoka, Jiro Kasahara, Akiko Matsuo, Ikkoh Funaki, Kazuki Yasuda, Kenta Mori, Hiromitsu Yagihashi, Daisuke Nakata, Masaharu Uchiyumi, Kazuyuki Higashino, "Preliminary Experiments on Rotating Detonation Rocket Engine for Flight Demonstration Using Sounding Rocket," AIAA Scitech 2018, 8-12 January 2018, Gaylord Palms, Kissimmee, Florida
- [37] Kasahara et. al, Research and Development of Rotating Detonation Engines for the Sounding Rocket Flight Experiment IWDP 2017
- [38] Ryojiro Akiba, Ken Higuchi, Ryuichi Mitsuhashi, Riho Hiramoto and Jun'ya Sasaki, "Weightless Construction of High Tower to the Stratosphere," 31st International Symposium on Space Technology and Science (ISTS2017), 2017-c-20, (2017.6.3-9), Matsuyama.
- [39] Naoko KISHIMOTO, Takashi IWASA, and Ken Higuchi, "Surface Shape Measuring Method for Space Structures based on Images in Ultra Violet Range," 31st International Symposium on Space Technology and Science (ISTS2017), 2017-c-59, (2017.6.3-9), Matsuyama.
- [40] Kazuhide Mizobata, Yukiya Ishigami, Masaaki Miura, Kazuyuki Higashino, and Takakage Arai, "Aerodynamics Caused by Rolling Rates of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle Being Developed at Muroran Institute of Technology," 2017-g-01, 31st International Symposium on Space Technology and Science, June 3-9, Matsuyama, Japan.
- [41] Yuki Yamazaki, Kazuhide Mizobata, and Kazuyuki Higashino, "Drag Reduction on the Basis of the Area Rule of the Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle Being Developed at Muroran Institute of Technology," 2017-g-02, 31st International Symposium on Space Technology and Science, June 3-9, Matsuyama, Japan.
- [42] Keisuke Shiono, Koji Shirakata, Yukiya Ishigami, Masaaki Miura, Kazuhide Mizobata, Kazuyuki Higashino, and Takakage Arai, "Aerodynamic Derivatives with Respect to Pitching and Yawing Rates of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle," 2017-g-03, 31st International Symposium on Space Technology and Science, June 3-9, Matsuyama, Japan.
- [43] Kanenori Kato, Kohichi Takasaki, Kouichiro Tani, Susumu Hasegawa, Kazuhide Mizobata, and Takeshi Kanda, "Coupled Aerodynamic Characteristics of Airframe and Engine of Space Plane," 31st International Symposium on Space Technology and Science, 2017-a-41, June 3-9, Matsuyama, Japan.
- [44] Masazumi Ueba, Yuuichi Takaku, Shoichi Kitazawa, Ken Higuchi, "Study on Highly Accurate and Responsive Tracking Antenna Control System for Simultaneous Observations by Unmanned Air Vehicles," 31st International Symposium on Space Technology and Science, 2017-t-15, June 3-9, Matsuyama, Japan.
- [45] Masazumi Ueba, Yuuichi Takaku, Kouhei Takahashi, Tomohiro Kamata, "Design and Experiment of Guidance and Control System for autonomous Flight toward a Small-scale Unmanned Supersonic Airplane," 31st International Symposium on Space Technology and Science, 2017-g-04, June 3-9, Matsuyama, Japan.
- [46] Daisuke Nakata and Kiyoshi Kinefuchi, Thermal Design and Experimental Verification of 3D-Printed Registojet, AIAA Propulsion and Energy Forum 2018, Cincinnati, OH, USA., Jul. 2018.

- [47] Kazuki Yasuda, Daisuke Nakata, Kugo Okada, Masaharu Uchiumi, Kazuyuki Higashino, Ryoji Imai, N2O Tank Emptying Characteristics on a Running Rocket Sled, AIAA Propulsion and Energy Forum 2018, Cincinnati, OH, USA., Jul. 2018
- [48] Inaba, Ryoji Imai, A STUDY ON NUMERICAL SIMULATION OF ROLLOVER PHENOMENON IN TWO-LAYER DENSITY STRATIFIED FLUID, 16th INTERNATIONAL HEAT TRANSFER CONFERENCE, Proceedings of 16th INTERNATIONAL HEAT TRANSFER CONFERENCE, Beijing, China, August, 2018 (査読あり) DOI: 10.1615/IHTC16.cov.023899
- [49] Ryoji Imai, Osamu Kawanami, Yutaka Umemura, and Takehiro Himeno, Study on break of thermal stratification in container targeted to thermodynamic vent system for future spacecraft, ICEC27-ICMC 2018, Oxford, UK, September, 2018.
- [50] Imai R., Nishida K., Kawanami O, Umemura Y., and Himeno T., Basic study on thermodynamic vent system in propulsion system for future spacecraft (keynote speech), , 12th Asian Microgravity Symposium, AMS2018, Zhuhai, China, 2018
- [51] Osamu Kawanami, Hitoshi Asano, Satoshi Matsumoto, Ryoji Imai, Yasuhisa Shinmoto, Koichi Suzuki, Koichi Inoue, Takashi Kurimoto, Ken-ichiro Sawada, Yuuki Toyoshima, and Haruhiko Ohta, Brief Report of Two-phase Flow Experiment on-board ISS (keynote speech), 12th Asian Microgravity Symposium, AMS2018, Zhuhai, China, 2018
- [52] Keisuke Goto, Ryuya Yokoo, Juhoe Kim, Akira Kawasaki, Ken Matsuoka, Jiro Kasahara, Akiko Matsuo, Ikkoh Funaki, Daisuke Nakata, Masaharu Uchiumi, Experimental Performance Validation of a Rotating Detonation Engine toward a Flight Demonstration, AIAA Scitech, 7-11 January 2019, San Diego, California, AIAA2019-1501
- [53] Koya Yamada, Atsushi Ikemoto, Masaharu Uchiumi, Tsuyoshi Inoue, Nonlinear Analysis of Rotordynamic Fluid Forces in the Annular Plain Seal by Using Extended Bulk-Flow Analysis (Influence of Static Eccentricity and Whirling Amplitude), ASME Turbo EXPO 2018, GT2018-75645, June 2018, Oslo, Norway.
- [54] Kenjiro Miyake, Atsushi Ikemoto, Masaharu Uchiumi, Tsuyoshi Inoue, Coupled Analysis of the Rotor-Dynamic Fluid Forces in the Annular Plain Seal and the Shaft Vibration, ASME Turbo EXPO 2018, GT2018-75271, June 2018, Oslo, Norway.
- [55] Nao Hayashi, Tomoya Sakaguchi, Tomoya Nakamura, Satoshi Kawasaki, Masaharu Uchiumi, Radial Stiffness of Spring Preloaded Angular Contact Ball Bearing under Dynamic Radial Load, AIAA Propulsion and Energy Forum 2018, Cincinnati, OH, USA., Jul. 2018.
- [56] Shinnosuke Hashimoto, Schawn Ryo Herrel, Tomohiro Moroboshi, Kenji Yamazaki, Nobuhisa Katsumata, Ken Higuchi, “Thick Panel Folding for Developing Microwave-type Planar SSPS”, International Space Development Conference® 2018 (ISDC2018), National Space Society, May 2018, Los Angeles, USA

国内学会発表論文

- [1] 堀尾宗平, 安田一貴, 中田大将, 東野 和幸(室蘭工業大学): ハイブリッドロケットエンジンのクラスタ化に関する実験的研究, 第59回宇宙科学技術連合講演会, 1A04, 鹿児島, (2015.10.7-9).

- [2] 林祐一郎, 今井良二, 中田大将, 東野 和幸(室蘭工業大学): 小型無人超音速機の推進剤安定供給に関する検討, 第59回宇宙科学技術連合講演会, 1B05, 鹿児島, (2015.10.7-9).
- [3] 飯島明日香, 中田大将, 湊亮二郎, 杉岡正敏, 棚次亘弘, 東野 和幸(室蘭工業大学): 高圧でのバイオエタノールの熱分解吸熱特性に関する研究, 第59回宇宙科学技術連合講演会, 1B13, 鹿児島, (2015.10.7-9).
- [4] 小野寺英之, 今井良二, 杉岡正敏, 東野 和幸(室蘭工業大学), 増田井出夫, 畑井啓吾 (JAXA): AI-水高圧水素製造と制御および衛星推進系への適用, 2B03, 第59回宇宙科学技術連合講演会, 1A04, 鹿児島, (2015.10.7-9).
- [5] 吉田航己, 中田大将, 國中均: 15kW級DCアークジェットの長寿命化に関する実験的研究, 2C03, 第59回宇宙科学技術連合講演会, 1A04, 鹿児島, (2015).
- [6] 渡邊義昭, 渡辺翔平, 中田大将, 湊亮二郎, 東野 和幸(室蘭工業大学): 超音速エンジン燃焼器系の高圧環境における基礎研究, 第59回宇宙科学技術連合講演会, P02, 鹿児島, (2015.10.7-9).
- [7] 今井良二, 天野裕二, 後藤翔, 宇宙機用推進タンク内における動的濡れ挙動に関する数値解析技術に関する研究, 日本混相流学会混相流シンポジウム2015, 2015年8月3日~5日, 高知市
- [8] 五明泰作, 浅野等 (神戸大), 大田治彦, 新本康弘 (九州大), 河南治 (兵庫県立大), 鈴木康一 (山口東京理科大), 今井良二 (室工大), 松本聡, 栗本卓 (JAXA), 一成分気液二相流のボイド率に及ぼす重力の影響に関する研究, 日本混相流学会混相流シンポジウム2015, 2015年8月3日~5日, 高知市
- [9] 伊藤良磨, 樋口 健, 相原弘匡: 格子投影法2カメラ法による相対変位計測, JSASS-2015-3046, 第57回構造強度に関する講演会, 2A11, pp.125-127, (2015.8.5-7), 岡山.
- [10] 樋口 健, 小山拓人, 勝又暢久: 厚さのある平板の2次元収納方法, JSASS-2015-3064, 第57回構造強度に関する講演会, 3A05, pp.178-180, (2015.8.5-7), 岡山.
- [11] 大加瀬容平, 樋口 健, 勝又暢久: 二重薄肉開断面伸展梁(Bi-STEM)の動特性, JSASS-2015-4581, 第59回宇宙科学技術連合講演会, 3K14, (2015.10.7-9), 鹿児島.
- [12] Shoichi Kitazawa (ATR)・Masazumi Ueba (MuroranIT)・Tomoaki Kumagai, 「Effect of vehicle body on beam switched telemetry slot antenna for UAV」電子情報通信学会衛星通信研究会, SAT2015-31, 2015年10月7日~10日.
- [13] 土居明広, 河野裕介, 木村公洋, 馬場満久, 松本尚子, 中原聡美, 村田泰宏, 芝井広, 石村康生, 田中宏明, 坂本 啓, 樋口 健, 小木曾望, 児玉 峻, 鳥阪綾子, 仙場淳彦, 上原顕太, 本間希樹, 鈴木駿策, 小山友明, 秋山和徳, 小山翔子, 坂東信尚, 福家英之, 莊司泰弘, 小川英夫, 本間愛彩, 高田勝太, 長谷川豊, 井上将徳, 藤澤健太, 中村 拓, 今村俊哉: 気球VLBI ミッション, 大気球シンポジウム, (2015.11.5-6), 相模原.
- [14] 河野裕介, 土居明広, 木村公洋, 馬場満久, 松本尚子, 中原聡美, 村田泰宏, 芝井 広, 石村康生, 田中宏明, 坂本 啓, 樋口 健, 小木曾望, 児玉 峻, 鳥阪綾子, 仙場淳彦, 上原顕太, 本間希樹, 鈴木駿策, 小山友明, 秋山和徳, 小山翔子, 坂東信尚, 福家英之, 莊司泰弘, 小川英夫, 本間愛彩, 高田勝太, 長谷川豊, 井上将徳, 藤澤健太, 中村 拓, 今村俊哉: 気球VLBI 地上試験, 大気球シンポジウム, (2015.11.5-6), 相模原.

- [15] 上羽 正純, 山下 智也, 「小型無人超音速実験機向けリアルタイムダイナミクス同定手法の飛行試験評価」, 第53回飛行機シンポジウム, 2E01, 2015.年11月11日～13日, 松山市
- [16] 横田滋弘, 上羽 正純, “小型無人超音速実験機の自律飛行に向けた着陸制御系の飛行評価”, 第53回飛行機シンポジウム, 2E04, 2015.年11月11日～13日, 松山市
- [17] 高橋 康平, 上羽 正純, “小型無人超音速実験機向け離陸滑走制御系と性能評価”, 第53回飛行機シンポジウム2E05, 2015.年11月11日～13日, 松山市
- [18] 高久 雄一, 上羽 正純, 樋口 健, 「屋外を飛行する無人航空機の画像処理による高精度指向方向検出法の検討」, 第58回自動制御連合講演会, 2015年11月14日～15日, 神戸市
- [19] 樋口 健, 岸本直子, 岩佐貴史, 勝又暢久: 格子投影法による曲面変位計測 ～格子を投影しない格子投影法～, 第31回宇宙構造材料シンポジウム, A10, 相模原, (2015.12.8).
- [20] 土居明広, 河野裕介, 馬場満久, 木村公洋, 松本尚子, 小山友明, 鈴木駿策, 中原聡美, 坂東信尚, 福家英之, 村田泰宏, 本間希樹, 上原頭太, 秋山和徳, 石村康生, 田中宏明, 坂本 啓, 荻 芳郎, 小木曾望, 児玉 峻, 莊司 泰弘, 亀谷 収, 樋口 健, 萱場綾子 他: 気球VLBIゴンドラシステムの開発の進捗報告, 第16回宇宙科学シンポジウム, P-105, (2016.1.5-6), 相模原.
- [21] 後藤 健, 石村康生, 土居明広, 村田泰宏, 田中宏明, 樋口 健, 池田忠繁, 小木曾望, 坂本 啓, 上田政人, 横関智弘, 米山 聡, 小林訓史, 小山昌志, 向後保雄, 有川秀一, 仲井朝美, 大谷章夫, 岩田 稔, 長 秀雄: 大型高精度光学架台の研究, 第16回宇宙科学シンポジウム, P-203, (2016.1.5-6), 相模原.
- [22] 田中宏明, 樋口健, 勝又暢久, 石村康生, 土居明広, 河野太郎, 馬場満久, 松本康司, 坪井昌人, 村田泰宏, 松永三郎, 荻 芳郎, 川口健一, 岡部洋二, 横関智弘, 斉藤一哉, 池田忠繁, 仙場淳彦, 坂本 啓, 古谷 寛, 岩佐貴史, 小木曾望, 南部陽介, 木村公洋, 岩田 稔, 岸本直子, 波多英寛, 秋田 剛, 鳥阪綾子, 泉田 啓, 篠原主勲, 小柳 潤, 河野裕介, 小山友明: 大型高精度光学架台に関する研究 ～スマートリフレクタの開発～, 第16回宇宙科学シンポジウム, P-204, (2016.1.5-6), 相模原.
- [23] 土居明広, 馬場満久, 田中宏明, 小木曾望, 児玉 峻, 石村康生, 樋口 健, 鳥阪 綾子, 仙場淳彦, 荻芳郎, 佐藤泰貴, 坂本 啓, 岸本 直子, 河野太郎, 坪井昌人, 村田泰宏, 松永三郎, 川口健一, 木村公洋, 宮崎康行, 篠原主勲, 小柳 潤, 河野裕介, 小山友明, 中原聡美: 大型高精度光学架台に関する研究 ～高精度支持構造構築法～, 第16回宇宙科学シンポジウム, P-206, (2016.1.5-6), 相模原.
- [24] 小野寺英之, 今井良二, 杉岡正敏, 東野和幸 (室蘭工業大学) 「A1/水 系反応における水素製造制御法の開発」, 第16回北海道エネルギー資源環境研究発表会, 北大, 2016年1月19日.
- [25] 大堀英雄, 小野寺英之, 杉岡正敏, 今井良二, 東野和幸 (室蘭工業大学) 「A1/水 系反応を利用した水素製造循環に関する開発 (その2)」, 第16回北海道エネルギー資源環境研究発表会, 北大, 2016年1月19日.
- [26] 後藤翔, 今村卓哉, 今井良二, 杉岡正敏, 東野和幸, A1/水反応推進系における水タンク内液体マネジメント技術に関する研究, 日本航空宇宙学会北部支部2016年講演会ならびに第17回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 北大, 2016年3月9日～10日.
- [27] 天野祐司, 湯瀬秀平, 今井良二, 微小重力下における推進薬タンク内動的濡れ挙動の研究, 日本航空宇宙学会北部支部2016年講演会ならびに第17回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 北大, 2016年3月9日～10日.

- [28] 林祐一郎, 佐々木アスカ, 中田大将, 今井良二, 東野和幸, 大河内誠, 石橋利幸, 小型無人超音速機の推進剤安定供給に関する実験及び検討, 日本航空宇宙学会北部支部2016年講演会ならびに第17回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 北大, 2016年3月9日~10日.
- [29] 小野寺英之, 中田大将, 今井良二, 杉岡正敏, 東野和幸, AI-水系における高圧水素製止の制御法の確立および宇宙機推進系への適用, 日本航空宇宙学会北部支部2016年講演会ならびに第17回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 北大, 2016年3月9日~10日.
- [30] 斎藤真之, 小野寺英之, 今井良二, 杉岡正敏, 東野和幸, 微小重力環境でのAI-水反応における反応器内気液分離に関する研究, 第13回HASTIC学術講演会, 北大, 2016年3月9日.
- [31] 上羽正純, 高久雄一, 樋口健, 複数無人航空機による同時観測を可能とする高応答追尾アンテナ制御システムの性能評価, 電子情報通信学会衛星通信研究会, 2016年2月16日~17日, 広島国際大学
- [32] 高久雄一, 上羽正純, 樋口健, 複数背景パターンに基づく画像処理による屋外飛行無人航空機検出方法の検討, 計測自動制御学会北部支部講演会, 2016年2月29日~3月1日, 北海道大学
- [33] 上羽正純, 無人航空機(UAV)飛行における無線通信の課題, 電子情報通信学会総合大会企画セッション, 2016年3月15日, 九州大学
- [34] 中田大将, ロケットのクラスタリングに関する一考察, 平成27年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2015-060, 2016年1月14-15日, 相模原市
- [35] 渡辺翔平, 渡邊義昭, 早坂大輔, 中里直史, 朴峻秀, 中田大将, 香山晃, 東野和幸, GG-ATRAM燃焼器における冷却システムの構築と耐熱材料評価に関する基礎研究, 日本航空宇宙学会北部支部2016年講演会ならびに第17回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 北大, 2016年3月9日~10日.
- [36] 小川大輔, 飯島明日香, 森下美怜, 中田大将, 東野和幸, 東伸幸, バイオエタノールロケットエンジンにおけるサルファアタック・コーキングの冷却特性に関する影響評価, 日本航空宇宙学会北部支部2016年講演会ならびに第17回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 北大, 2016年3月9日~10日.
- [37] 安田一貴, 堀尾宗平, 中田大将, 東野和幸, 渡邊力夫, クラスタ・ハイブリッドロケットにおける亜酸化窒素の分岐管流動特性, 日本航空宇宙学会北部支部2016年講演会ならびに第17回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 北大, 2016年3月9日~10日.
- [38] 渡邊義昭, 渡辺翔平, 中田大将, 東野和幸, バイオエタノール/LOXガスジェネレータのタビン駆動ガス均一化に関する検討, 日本航空宇宙学会北部支部2016年講演会ならびに第17回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 北大, 2016年3月9日~10日.
- [39] 石上幸哉, 溝端一秀, 東野和幸(室工大), 新井隆景(阪府大), 小型超音速飛行実験機のロール運動による空力特性, 日本航空宇宙学会北部支部2016年講演会ならびに第17回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 北大, 2016年3月9日~10日.
- [40] 今井良二, 天野裕二, 湯瀬秀平, 推進薬タンクを対象とした微小重力下容器内動的濡れ挙動に関する研究, 日本混相流学会混相流シンポジウム2016, 2016年8月8日~10日, 京都市
- [41] 今井良二, 後藤翔, 今村卓哉, 斎藤真之, 小野寺英之, 杉岡正敏, 東野和幸, AI-水反応を利用した推進系における水タンク液体マネジメントおよび反応槽気液分離技術に関する研究, 日本混相流学会混相流シンポジウム2016, 2016年8月8日~10日, 京都市
- [42] 五明 泰作, 浮穴 涼介, 浅野 等, 大田 治彦, 新本 康久, 河南 治, 鈴木 康一, 今井 良

- 二, 栗本 卓, 松本 聡, 澤田 健一郎, 一成分二相流の流れの発達に関する研究, 日本混相流学会混相流シンポジウム2016, 2016年8月8日~10日, 京都市.
- [43] 東野和幸, 中田大将, 今井良二, 湊亮二郎, 杉岡正敏, 高久雄一, 溝端一秀, 樋口 健, 勝又暢久, 棚次亘弘(室蘭工業大学): 航空宇宙機システム研究センターにおける小型超音速機【オオワシ】の研究開発状況と推進系について, 第60回宇宙科学技術連合講演会, 3H18, 函館, (2016.09.6-9).
- [44] 岸本直子, 樋口 健, 岩佐貴史, 藤垣元治, 勝又暢久: 大型宇宙構造物の高速かつ高精度な軌道上形状計測を可能にする画像計測法の研究開発, 第60回宇宙科学技術連合講演会, 3H14, 函館, (2016.09.6-9)
- [45] 秋葉鎌二郎, 平元利峰, 三橋龍一, 樋口 健: 大型LTAへの接着剤応用の可能性, 第60回宇宙科学技術連合講演会, 2B04, 函館, (2016.09.6-9).
- [46] 樋口 健, 勝又暢久, 植地 矩: 厚みのある平板による宇宙大型展開構造物, JSASS-2016-4122, 第60回宇宙科学技術連合講演会, 1H09, (2016.9.6-9), 函館(函館アリーナ).
- [47] 笠原 次郎, 松岡 健, 石原 一輝, 後藤 啓介, 西村 純平(名大), 松尾 亜紀子(慶応大), 船木 一幸(JAXA), 中田 大将, 東野 和幸, 棚次 亘弘(室蘭工大), 回転デトネーションエンジンの飛行実証に向けた実験研究, 第60回宇宙科学技術連合講演会, 3A13, 函館, (2016.9.6-9).
- [48] 安田 一貴, 中田 大将, 岡田 空悟, 東野 和幸, 廣田 光智, 渡邊 力夫, ハイブリッドロケットのクラスタリングに関する基礎研究, 第60回宇宙科学技術連合講演会, 4A01, 函館, (2016.9.6-9)
- [49] 後藤翔, 今村卓哉, 齋藤 真之, 今井良二, 杉岡正敏, 東野和幸, AI-水反応を利用した推進系における水タンク液体マネジメントおよび反応槽気液分離技術に関する研究, 第60回宇宙科学技術連合講演会, P09, 函館, (2016.9.6-9).
- [50] 天野 裕司, 湯瀬 秀平, 今井 良二, 宇宙機推進薬タンクを対象とした微小重力下動的濡れ挙動の解析技術に関する研究, P13, 函館, (2016.9.6-9).
- [51] 上羽正純, 横田滋弘, 小型無人超音速実験機の自律飛行に向けた着陸制御系飛行検証, 第54回飛行機シンポジウム, 2M06, 富山, 2016.10.24-26
- [52] 高橋康平, 上羽正純, 小型無人超音速実験機向け離陸制御系の飛行検証, 第54回飛行機シンポジウム, 2M06, 富山, 2016.10.24-26
- [53] 塩野経介, 石上幸哉, 溝端一秀, 東野和幸, 新井隆景, 室蘭工大小型超音速飛行実験機のピッチおよびヨー運動による動的空力特性, 第54回飛行機シンポジウム, 1F06, 富山, 2016.10.24-26
- [54] 山崎優樹, 溝端一秀, 東野和幸, 室蘭工大小型超音速飛行実験機のエアリアルールに基づく抗力低減, 第54回飛行機シンポジウム, 3I07, 富山, 2016.10.24-26
- [55] 三浦壮晃, 石上幸哉, 塩野経介, 溝端一秀, 東野和幸, 小型超音速飛行実験機のCFD解析による空力評価, 第54回飛行機シンポジウム, 3I08, 富山, 2016.10.24-26
- [56] 岸本直子, 樋口 健, 岩佐貴史, 勝又暢久: SfMを使った構造物の形状計測, JSASS-2016-3022, 第58回構造強度に関する講演会, 1B06, pp.54-56, (2016.8.3-5), 札幌(北海道大学).
- [57] 勝又暢久, 片倉寛史, 後藤良太, 樋口 健: 組紐被覆伸展梁の非線形曲げ座屈に関する基礎的検討, JSASS-2016-3056, 第58回構造強度に関する講演会, 2B08, pp.156-158, (2016.8.3-5), 札幌(北海道大学).

- [58] 丹治 陸, 樋口 健, 勝又暢久: 小型無人超音速飛行実験機の着陸ダイナミクス解析に基づく主脚構造検討, JSASS-2016-3095, 第58回構造強度に関する講演会, 3B17, pp.268-270, (2016.8.3-5), 札幌 (北海道大学) .
- [59] 伊藤良磨, 樋口健, 勝又暢久, 岩佐貴史, 岸本直子, 藤垣元春: 計測対象表面に2次元格子を貼り付けた表面形状相対変位計測, 第32回宇宙構造・材料シンポジウム, A02, (2016.12.9), 相模原
- [60] 大堀英雄, 中田大将, 杉岡正敏, 今井良二, 東野和幸, AI/水系反応を利用した水素製造循環に関する研究 (その3), 第17回北海道エネルギー資源環境研究発表会, (2017.1.17), 札幌 (北海道大学) .
- [61] 西村 純平, 石原 一輝, 後藤 啓介, 中神 壮馬, 松岡 健, 笠原 次郎, 松尾 亜紀子, 船木 一幸, 向江 洋人, 安田 一貴, 中田 大将, 東野 和幸, 耐熱複合材回転デトネーションエンジン内の燃焼および伝熱特性評価, 第54回燃焼シンポジウム, 2016年11月23-25, E32, 仙台
- [62] 溝端一秀, 石上幸哉, 三浦壮晃, 塩野経介, 山崎優樹, 東野和幸, 新井隆景, 「室蘭工大の小型超音速飛行実験機 (オオワシ) の空力に関する最近の取り組みについて」, STCP-2016-032, 平成28年度宇宙輸送シンポジウム, 2017年1月16日, 相模原.
- [63] 笠原次郎, 石原一輝, 西村純平, 中神壮馬, 松岡建, 松尾亜紀子, 船木一幸, 向江洋人, 安田一貴, 中田大将, 東野和幸, C/C複合材回転デトネーションエンジンの伝熱特性及び長秒時地上燃焼実験, 平成28年度宇宙輸送シンポジウム, 2017年1月, 相模原
- [64] 仲野直哉, 高久雄一, 上羽正純, 樋口健, 画像処理による屋外飛行無人航空機における誤検出抑制法の実験的検討, 第49回計測自動制御学会北海道支部講演会, 札幌, 2017年2月22日
- [65] 高久雄一, 阿部祐太郎, 上羽正純, 北沢祥一, 樋口健, 複数無人航空機による同時観測を可能とする高精度・高応答追尾アンテナ制御システムの追尾・切替性能評価実験, 電子情報通信学会衛星通信研究会, SAT2016-66, 勝浦, 2017年2月23日~24日
- [66] 大堀英雄, 中田大将, 杉岡正敏, 今井良二, 東野和幸, AI/水反応における水素製造循環システムに関する研究, 日本航空宇宙学会北部支部創立30周年記念2017年講演会ならびに第18回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 仙台 (東北大学), 2017.3.16-17.
- [67] 溝端一秀, 石上幸哉, 三浦壮晃, 塩野経介, 山崎優樹, 市川陸, 白方洗次, 田井翔一郎, 東野和幸 (室蘭工大), 新井隆景 (大阪府立大) 室蘭工大の小型超音速飛行実験機 (オオワシ) の空力設計および空力評価, 北大-JAXA連携企画講演会・第14回HASTIC学術講演会, 北大, 2017年3月7日.
- [68] 白方洗次, 溝端一秀, 石上幸哉, 三浦壮晃, 塩野経介 (室蘭工大), 新井隆景 (大阪府立大) 室蘭工大の小型超音速飛行実験機 (オオワシ) の姿勢変化レートによる空力特性, 北大-JAXA連携企画講演会・第14回HASTIC学術講演会, 北大, 2017年3月7日.
- [69] 勝又暢久, 樋口 健, 藤井駿, 佐藤伸平, 中尾拓治, 藤田智之, 小野寛王, 田宮俊 (室蘭工大), 小型超音速飛行実験機 (オオワシ) の構造設計, 北大-JAXA連携企画講演会・第14回HASTIC学術講演会, 北大, 2017年3月7日.
- [70] 上羽正純, 高橋康平, 鎌田智寛, 高久雄一 (室蘭工大), 小型超音速飛行実験機に向けた自律飛行用誘導制御システムと飛行実証, 北大-JAXA連携企画講演会・第14回HASTIC学術講演会, 北大, 2017年3月7日.

- [71] 石原眞優, 湊亮二郎, 中田大将, 今井良二, 東野和幸 (室蘭工大) GG-ATRエンジンの性能特性について, 北大-JAXA連携企画講演会・第14回HASTIC学術講演会, 北大, 2017年3月7日.
- [72] 岡田空悟, 中田大将, 安田一貴, 東野和幸 (室蘭工大) 高速走行軌道実権設備の最近の取り組み, 北大-JAXA連携企画講演会・第14回HASTIC学術講演会, 北大, 2017年3月7日.
- [73] 湊亮二郎, 中田大将, 東野和幸, 今井良二, 八島優太, 石原眞優, 向江洋人, 森下海怜 (室工大), GG-ATRエンジンGN2冷走試験について, 日本航空宇宙学会北部支部創立30周年記念2017年講演会ならびに第18回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 仙台 (東北大学), 2017.3.16-17.
- [74] 森下海怜, 吉川稲穂, 中田大将, 湊亮二郎, 東野和幸, フィルムクーリング型水素点火器の作動特性, 日本航空宇宙学会北部支部創立30周年記念2017年講演会ならびに第18回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 仙台 (東北大学), 2017.3.16-17.
- [75] 安田一貴, 岡田空悟, 中田大将, 東野和幸, 亜酸化窒素のタンク排出特性に関する実験的研究, 日本航空宇宙学会北部支部創立30周年記念2017年講演会ならびに第18回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 仙台 (東北大学), 2017.3.16-17.
- [76] 向江洋人, 湊亮二郎, 中田大将, 東野和幸, GG-ATRエンジン用軸受の発熱・冷却特性に関する研究, 日本航空宇宙学会北部支部創立30周年記念2017年講演会ならびに第18回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 仙台 (東北大学), 2017.3.16-17.
- [77] 今村卓哉, 後藤翔, 劉思博, 今井良二, 杉岡正敏, 東野和幸, AI/水反応推進系における水タンク内液体マネジメント技術に関する研究, 日本航空宇宙学会北部支部創立30周年記念2017年講演会ならびに第18回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 仙台 (東北大学), 2017.3.16-17.
- [78] 道原孟里, 天野裕司, 今井良二, 宇宙機推進薬タンクを対象とした微小重力下動的濡れ挙動とスロッシング挙動に関する研究, 日本航空宇宙学会北部支部創立30周年記念2017年講演会ならびに第18回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 仙台 (東北大学), 2017.3.16-17.
- [79] 東野和幸, 今井良二, 湊亮二郎, 中田大将, 小型無人超音速機オオワシの推進系システムの研究開発状況と課題, 日本航空宇宙学会第48期年会講演会, 東京 (東京大学), 2017.4.13-14
- [80] 西村 純平, 石原 一輝, 後藤 啓介, 中神 壮馬, 松岡 健, 笠原 次郎, 松尾 亜紀子, 船木 一幸, 向江 洋人, 安田 一貴, 中田 大将, 東野 和幸, 森合 秀樹, 耐熱複合材回転デトネーションエンジン内の熱流束測定及び熱伝達特性評価, 航空原動機講演会, 2B06, 2017年3月, 沖縄
- [81] 溝端 一秀, 石上 幸哉, 三浦 壮晃, 塩野 経介, 山崎優樹, 白方 洗次, 市川 陸, 田井 翔一郎, 東野 和幸, 新井 隆景, 「室蘭工大の小型超音速飛行実験機 (オオワシ) の空力設計および空力評価」, 1A12, 第49回流体力学講演会, 2017年6月28-29日, 東京.
- [82] 山田航也, 池本篤史, 井上剛志, 内海政春, 円軌道振れ回り時の平行環状シールの動特性に関するバルクフローモデルによる非線形解析, 日本機械学会 Dynamics and Design Conference, 107, 2017年8月, 豊橋
- [83] 池本篤史, 井上剛志, 三宅建次郎, 内海政春, 平行環状シールにおける流体力の差分解析と軸振動の連成解析, 日本機械学会 Dynamics and Design Conference, 106, 2017年8月, 豊橋

- [84] 今井良二, 天野 裕司, 道原 孟里, 推進薬タンクを対象とした微小重力下容器内スロッシング挙動に関する研究, 日本混相流学会 混相流シンポジウム 2017, 2017年8月19日, 調布市
- [85] 稲葉 克典, 今井 良二, LNG貯槽ロールオーバー現象の数値解析技術に関する研究, 日本混相流学会 混相流シンポジウム 2017, 2017年8月19日, 調布市
- [86] 今井 良二, 稲葉 克典, 容器内ロールオーバー現象予測技術に関する研究, 日本機械学会 2017年度年次大会講演論文集, 2017年9月5日, さいたま市
- [87] 香川修作, 渡邊裕輔, 渡邊啓悦, 後藤彰, 内海政春, 島垣満, 川崎聡, 産業用立軸多段ポンプにおける形態最適化設計の適用とその有用性評価, ターボ機械協会第78回富山講演会, 2017年9月, 富山
- [88] 須和直人, 木村俊哉, 川崎聡, 後藤公成, 内海政春, オープンインペラ前面に作用する軸方向流体力に関する研究, ターボ機械協会第78回富山講演会, 2017年9月, 富山
- [89] 三宅建次郎, 池本篤史, 内海政春, 井上剛志, 軸振動と平行環状シールの流体力の連成解析, ターボ機械協会第78回富山講演会, 2017年9月, 富山
- [90] 石原眞優, 向江洋人, 湊亮二郎, 中田大将, 東野和幸, 内海政春, 小型超音速機エンジンの高速回転試験, ターボ機械協会第78回富山講演会, 2017年9月, 富山
- [91] 向江洋人, 石原眞優, 湊亮二郎, 中田大将, 東野和幸, 内海政春, 小型超音速機エンジン用玉軸受の発熱/冷却特性評価, ターボ機械協会第78回富山講演会, 2017年9月, 富山
- [92] 安田 一貴, 中田 大将, 岡田 空悟, 東野 和幸, 内海 政春 (室蘭工業大学), 亜酸化窒素のタンク排出特性解析モデルの実験的検証, 第61回宇宙科学技術連合講演会, P29, 2017年10月, 新潟
- [93] 岡田 空悟, 中田 大将, 安田 一貴, 東野 和幸, 内海 政春, ロケットスレッドの騒音に関する実験的研究, 第61回宇宙科学技術連合講演会, P30, 2017年10月, 新潟
- [94] 棚次 亘弘 (JAXA 名誉教授), 西村 純 (東大名誉教授), 中田 大将(室蘭工大), 使用済み小型衛星の簡便な軌道減衰装置について, 第61回宇宙科学技術連合講演会, 2K18, 2017年10月, 新潟
- [95] 森下 海怜, 吉川 稲穂, 八木橋 央光, 中田 大将, 湊 亮二郎, 内海 政春, 東野 和幸 (室蘭工業大学), 分岐管を用いたフィルムクリーニ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年10月, 新潟
- [96] 中田 大将(室蘭工業大学), 杵淵 紀世志(JAXA), 3Dプリンター造形レジストジェットの熱設計と推力測定実験, 第61回宇宙科学技術連合講演会, 2E03, 2017年10月, 新潟
- [97] 竹内 三洋, 廣田 光智, 中田 大将 (室蘭工業大学), ハイブリッドロケットの始動過程の促進を狙った可燃性固体上の溝の効果, 第61回宇宙科学技術連合講演会, P25, 2017年10月, 新潟
- [98] 森下 海怜, 小川 大輔, 東野 和幸, 中田 大将 (室蘭工業大学), 東 伸幸 (JAXA), バイオエタノール燃料のサルファアタック・コーキングにおける冷却性能評価, 第61回宇宙科学技術連合講演会, P28, 2017年10月, 新潟
- [99] 今村卓哉, 今井良二, AI/水反応推進システムにおける, 水タンク及び反応器の基本システム構成の開発, 日本マイクログラビティ応用学会第29回学術講演会, 2017年10月, 習志野市.

- [100] 道原孟里, 田村健一郎, 今井良二, 推進薬タンクを対象とした微小重力下動的濡れ及びスロッシング挙動解析技術の向上, 日本マイクログラビティ応用学会第 29 回学術講演会, 2017 年 10 月, 習志野市.
- [101] 中田 大将, 安田 一貴, 森下 海怜, 岡田 空悟, 吉川 稲穂, 八木橋 央光, 内海 政春, 東野 和幸, ロケット燃焼器サーマルイメージの活用, 可視化情報学会全国講演会, 2017 年 11 月 3-4 日, 室蘭工業大学, 室蘭市
- [102] 今村卓哉, 今井良二, 杉岡正敏, 東野和幸, AI/水反応推進システムにおける, 水タンク及び反応器内の微小重力下での液体挙動の観察, 可視化情報学会全国講演会, 2017 年 11 月 3-4 日, 室蘭工業大学, 室蘭市.
- [103] 道原孟里, 田村健一郎, 今井良二, 推進薬タンクを対象とした微小重力下動的濡れ及びスロッシング挙動の観察, 可視化情報学会全国講演会, 2017 年 11 月 3-4 日, 室蘭工業大学, 室蘭市.
- [104] 湊 亮二郎, 溝端一秀, “吸い込み式超音速風洞における小型超音速機関連の空力試験, 可視化情報学会全国講演会, 2017 年 11 月 3-4 日, 室蘭工業大学, 室蘭市.
- [105] 山崎健次, 伊藤良磨, 先崎美由紀, 樋口健, 勝又暢久, “計測対象への二次元格子貼付による簡易型表面形状計測法”, 第 59 回 構造強度に関する講演会, pp.16-18, 20170803
- [106] 橋本真之介, 勝又暢久, 樋口健, “平面構造の板厚を考慮した折りたたみ方法の定式化”, 第 59 回 構造強度に関する講演会, pp.19-21, 20170803
- [107] 岸本直子, 岩佐貴史, 樋口健, 勝又暢久, 黒瀬豊敏, 渡邊秋人, 上土井大助, “CFRP 製パネル構造物の 3 次元形状計測”, 第 59 回 構造強度に関する講演会, pp.25-27, 20170803
- [108] 勝又暢久, 後藤良太, 片倉寛史, 樋口健, “組紐被覆伸展梁の構造モデル化と曲げ座屈解析”, 第 59 回 構造強度に関する講演会, pp.1-3, 20170803
- [109] 岸本 直子, 藤垣 元治, 岩佐 貴史, 樋口 健, 勝又 暢久, “画像による複合材料板の変形・ひずみ計測”, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 3S15, 20171025
- [110] 樋口 健, 勝又 暢久, 山崎 健次, 岸本 直子, 岩佐 貴史, 藤垣 元治, “物体表面の二次元格子を利用した相対変位の光学的計測法”, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 3S16, 20171025
- [111] 勝又 暢久, Muhammad Hafizuddin, 橋本 真之介, 樋口 健, “平面板構造の折りたたみ方法と構造剛性”, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 2F15, 20171025
- [112] 上羽正純, 高橋康平, 鎌田智寛, 固定翼 UAV の離陸から着陸までの完全自律制御飛行実験, 第 60 回自動制御連合講演会, SuI2-4, 東京, 2017.11.10-12
- [113] 塩野経介, 白方洗次, 溝端一秀, 新井隆景, 東野和幸, 「室蘭工大小型超音速飛行実験機のピッチ及びヨー運動による動的空力特性」, 2D11, 第 55 回飛行機シンポジウム, 2017 年 11 月 20-22 日, 松江.
- [114] 山崎優樹, 溝端一秀, 東野和幸, 「室蘭工大小型超音速飛行実験機のエリアルールに基づく抗力低減」, 2D12, 第 55 回飛行機シンポジウム, 2017 年 11 月 20-22 日, 松江.
- [115] 白方洗次, 塩野経介, 溝端一秀, 「室蘭工大小型超音速飛行実験機のロール運動による動的空力特性」, 3E13, 第 55 回飛行機シンポジウム, 2017 年 11 月 20-22 日, 松江.

- [116] 上羽正純, 高橋康平, 小型無人超音速機向け縦・横方向離陸制御系の飛行検証, 第 55 回飛行機シンポジウム, 3E04, 島根, 2017.11.20-22
- [117] 前田庸佑, 鎌田智寛, 上羽正純, 小型無人超音速機向け飛行経路生成法の検討, 第 55 回飛行機シンポジウム, 3E06, 島根, 2017.11.20-22
- [118] 中島桜子, 上羽正純, 飛行条件変動を考慮した小型無人超音速機向けロバスト着陸制御法の検討, 第 55 回飛行機シンポジウム, 3E07, 島根, 2017.11.20-22
- [119] 鎌田智寛, 高橋康平, 上羽正純, 小型無人超音速機向け完全自律制御用飛行経路設定手法の提案と飛行検証, 第 55 回飛行機シンポジウム, 3E08, 島根, 2017.11.20-22
- [120] 山崎健次, 樋口健, 勝又暢久, 岸本直子, 岩佐貴史, 藤垣元治, “アンテナ反射鏡の変形計測手法と装置設計”, 第 33 回宇宙構造・材料シンポジウム, B11, 20171208
- [121] 溝端一秀, 山崎優樹, 三尾太一, 東野和幸, 「室蘭工大の小型超音速飛行実験機におけるエアリアルールに基づく遷音速抗力低減の試み」, STCP-2017-032, 平成 29 年度宇宙輸送シンポジウム, 2018 年 1 月 18-19 日, 相模原.
- [122] 松岡健, 瀧春菜, 鶴飼貴斗, 後藤啓介, 西村純平, 東純一, 速水雄規, 川崎央, 笠原次郎, 安田一貴, 森謙太, 八木橋央光, 中田大将, 内海政春, 東野和幸, 松尾亜紀子, 船木一幸, パルスデトネーションスラスタによるロール制御, 平成 29 年度 宇宙輸送シンポジウム, 2018 年 1 月 18-19 日, 相模原市.
- [123] 後藤啓介, 西村純平, 東純一, 瀧春菜, 鶴飼貴斗, 速水雄規, 川崎央, 松岡健, 笠原次郎, 安田一貴, 森謙太, 八木橋央光, 中田大将, 内海政春, 東野和幸, 松尾亜紀子, 船木一幸, 三噴流異種衝突型噴射器を有する回転デトネーションエンジンの推進システム実証研究, 平成 29 年度 宇宙輸送シンポジウム, 2018 年 1 月 18-19 日, 相模原市.
- [124] 安田一貴, 中田大将, 岡田空悟, 内海政春, 東野和幸, 亜酸化窒素のタンク排出特性解析モデル構築に関する実験的研究, 平成 29 年度 宇宙輸送シンポジウム, 2018 年 1 月 18-19 日, 相模原市.
- [125] 中田大将, 安田一貴, 岡田空悟, 東野和幸, 内海政春, 棚次亘弘, 3km 高速軌道試験設備の設計検討, 平成 29 年度 宇宙輸送シンポジウム, 2018 年 1 月 18-19 日, 相模原市.
- [126] 北沢祥一, 嶋田民生, 上羽正純, “無人航空機用の位置情報データ伝送用マルチホップ無線システムの検討”, 電子情報通信学会 宇宙・航行エレクトロニクス研究会, SANE2017-104, pp.105-109, 20180126
- [127] 上羽正純, 前田庸佑, 弥生陸斗, 北沢祥一, “広大な農地の短時間観測を可能とする固定翼 UAV の性能に関する検討”, 電子情報通信学会 衛星通信研究会, SAT2017-56, pp.1-6, 20180222
- [128] 北沢祥一, 工藤怜, 上羽正純, “無人航空機用 169MHz 帯制御無線システムの検討”, 電子情報通信学会 衛星通信研究会, SAT2017-63, pp.37-40, 20180223
- [129] 森謙太, 中田大将, 内海政春, 東野和幸, 後藤啓介, 川崎央, 松岡健, 笠原次郎, 無冷却回転デトネーションエンジン燃焼試験における熱流束評価, 日本航空宇宙学会北部支部 2018 年講演会ならびに第 19 回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 2018 年 3 月 5-6 日, 東北大学, 仙台市.
- [130] 湊亮二郎, 中田大将, 内海政春, 東野和幸, 向江洋人, 石原眞優, ヘリウムガスを用いた GG-ATR エンジン冷走試験について, 日本航空宇宙学会北部支部 2018 年講演会ならびに第 19 回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 2018 年 3 月 5-6 日, 東北大学, 仙台市.

- [131] 中田大将, 森下海怜, 八木橋央光, 吉川稲穂, 湊亮二郎, 内海政春, 東野和幸, 分岐管を用いた酸素/水素点火器の火炎分配, 日本航空宇宙学会北部支部 2018 年講演会ならびに第 19 回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 2018 年 3 月 5-6 日, 東北大学, 仙台市.
- [132] 岡田空悟, 安田一貴, 中田大将, 東野和幸, 内海政春, ロケットスレッド用クラスタードハイブリッドロケットの騒音特性, 日本航空宇宙学会北部支部 2018 年講演会ならびに第 19 回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 2018 年 3 月 5-6 日, 東北大学, 仙台市.
- [133] 溝端一秀, 山崎優樹, 三尾太一, 久保田稔, 東野和幸, 「室蘭工大・小型超音速飛行実験機 (オオワシ) の空力に関する最近の取り組み」, HATIC 学術技術講演会, 2018 年 3 月 7 日, 札幌.
- [134] 今井良二, 今村卓哉, 貝瀬柚子, 杉岡正敏, 東野和幸, アルミ水高圧水素製造反応の宇宙推進システムおよび CO₂ フリー水素製造プラントへの適用に関する研究, 「第 15 回 HASTIC 学術技術講演会」兼「第 27 回短時間無重力利用に関する講演会」, 2018 年 3 月 7 日, 北海道大学, 札幌市.
- [135] 鎌田智寛, 中島桜子, 前田庸佑, 上羽正純, 小型無人超音速機に向けた電動模型飛行機による完全自律制御飛行実証実験, 第 15 回 HASTIC 学術技術講演会, 2018 年 3 月 7 日, 北海道大学, 札幌市.
- [136] 植村拓也, 上羽正純, 高グライドスロープ角及び高帯域フレア制御による固定翼 UAV の着陸距離短縮の検討, 第 15 回 HASTIC 学術技術講演会, 2018 年 3 月 7 日, 北海道大学, 札幌市.
- [137] 安田一貴, 中田大将, 岡田空悟, 内海政春, 東野和幸, 亜酸化窒素の自己加圧タンク排出特性に関する基礎研究, 第 15 回 HASTIC 学術技術講演会, 2018 年 3 月 7 日, 北海道大学, 札幌市.
- [138] 吉川稲穂, 八木橋央光, 中田大将, 湊亮二郎, 内海政春, 東野和幸, LOX/エタノールガージェネレータ燃焼試験設備の供給特性, 第 15 回 HASTIC 学術技術講演会, 2018 年 3 月 7 日, 北海道大学, 札幌市.
- [139] 笠原次郎, 松岡健, 川崎央, 松尾亜紀子, 船木一幸, 中田大将, 内海政春, 東野和幸, 観測ロケットによるデトネーションエンジン推進飛行実証実験, 平成 29 年度衝撃波シンポジウム, 2018 年 3 月 7-9 日, 東北大学, 仙台市.
- [140] 鶴飼貴斗, 瀧春菜, 後藤啓介, 西村純平, 速水雄規, 東純一, 松岡健, 川崎央, 笠原次郎, 安田一貴, 森謙太, 八木橋央光, 中田大将, 内海政春, 東野和幸, 松尾亜紀子, 船木一幸, 宇宙機ロール制御用 S 型パルスデトネーションスラスタの低背圧推進性能評価, 平成 29 年度衝撃波シンポジウム, 2018 年 3 月 7-9 日, 東北大学, 仙台市.
- [141] 笠原次郎, 川崎央, 松岡健, 松尾亜紀子, 船木一幸, 中田大将, 内海政春, 東野和幸, 回転デトネーションエンジンの研究開発と飛行実験, 日本航空宇宙学会第 49 期年会講演会, 東大生研, 2018 年 4 月.
- [142] 高澤諒太, 向江洋人, 湊亮二郎, 中田大将, 内海政春, 小型超音速機エンジンの内部フローネットワークの構築, 第 79 回ターボ機械協会総会講演会, 東大生研, 2018 年 5 月.
- [143] 木暮大貴, 井上剛志, 川崎聡, 内海政春, ロータダイナミック流体力の回転速度依存性を考慮した固有値解析と LE7 液水ターボポンプの非同期成分の考察, 第 79 回ターボ機械協会総会講演会, 東大生研, 2018 年 5 月.

- [144] 橋本啓吾, 向江洋人, 湊亮二郎, 中田大将, 内海政春, 小型超音速機エンジンの軸振動に関する基礎的検討, 第 79 回ターボ機械協会総会講演会, 東大生研, 2018 年 5 月.
- [145] 安田一貴, 中田大将, 内海政春, 今井良二, ハイブリッドロケット用酸化剤タンクの自己加圧排出特性に関する研究, 第 55 回伝熱シンポジウム, 2018 年 5 月 29 日 (火) ~5 月 31 日, 札幌市
- [146] 中田大将, 安田一貴, 岡田空悟, 樋口 健, 勝又暢久, 内海政春, “ハイブリッドロケットエンジンを用いたロケットスレッドの運用,” ハイブリッドロケットシンポジウム, 2018 年 6 月 28 日~29 日, 宇宙科学研究所, 相模原.
- [147] 安田一貴, 中田大将, 内海政春, 岡田空悟, 今井良二, 外気温が亜酸化窒素自己加圧排出特性に及ぼす影響, ハイブリッドロケットシンポジウム, 2018 年 6 月 28 日~29 日, 宇宙科学研究所, 相模原.
- [148] 笠原次郎, 松岡健, 川崎央, 松尾亜紀子, 船木一幸, 中田大将, 内海政春, 東野和幸, 観測ロケット S520-31 号機によるデトネーションエンジン飛行実験のペイロード機器部開発状況, 第 1 回観測ロケットシンポジウム, 2018 年 7 月 17 日~7 月 18 日. 宇宙科学研究所, 相模原.
- [149] 勝又暢久, 諸星智裕, 片倉寛史, 樋口 健, “組紐被覆伸展梁のねじり剛性・強度に関する基礎的検討,” 日本航空宇宙学会・日本機械学会・宇宙航空研究開発機構, 第 60 回構造強度に関する講演会, 3B02, JSASS-2018-3083, pp.235-237, (2018.8.3), 徳島.
- [150] 山崎健次, 樋口 健, 勝又暢久, 岸本直子, 岩佐貴史, 藤垣元治, “高精度アンテナシステム構築のための主鏡変形計測手法,” 日本航空宇宙学会・日本機械学会・宇宙航空研究開発機構, 第 60 回構造強度に関する講演会, 3B11, JSASS-2018-3092, pp.262-264, (2018.8.3), 徳島.
- [151] 今井良二, 河南 治, 梅村 悠, 姫野武洋, 将来型宇宙機向け熱力学ベントシステムを対象とした容器内温度成層破壊技術に関する研究, 混相流シンポジウム 2018, 2018 年 8 月 8 日, 東北大学, 仙台市.
- [152] 中瀬博之, 宮脇 理, 浮穴涼介, 浅野 等, 河南 治, 鈴木康一, 今井良二, 新本康久, 大田治彦, 松本 聡, 微小重力場における円管内気泡挙動に関する研究, 混相流シンポジウム 2018, 2018 年 8 月 8 日, 東北大学, 仙台市.
- [153] 向江洋人, 中田大将, 湊亮二郎, 内海政春, 小型超音速機用エンジンの玉軸受の発熱・伝熱特性の解析的評価, Dynamics and Design Conference 2018, 日本機械学会, 2018 年 8 月 28 日~31 日, 東京農工大学.
- [154] 藤元学之, 中北智文, 小林英夫, 今井良二, 周期加振を受ける矩形容器の液面挙動と数値解析手法の検証, 2018 年度日本機械学会年次大会, 2018 年 9 月 10 日, 関西大学, 吹田市.
- [155] 安田一貴, 中田大将, 内海政春, 岡田空悟, 今井良二, 自己加圧による亜酸化窒素の気液二相流タンク排出特性, 第 19 回キャビテーションに関するシンポジウム, 2018 年 10 月 18-19 日, 札幌市
- [156] 上羽正純, 小型無人超音速機の自律飛行実現に向けたシステム工学教育と研究, 第 62 回宇宙科学技術講演会, 1S07, JSASS-2018-4007, 久留米市, 2018.10. 24-26
- [157] 湊亮二郎 ガスジェネレータサイクル・エアターボラムジェットエンジンの推進剤に関する

る化学的考察 第 62 回宇宙科学技術講演会、1001,久留米市, 2018.10. 24-26

- [158] Coral Giulio, (東大), 杵淵 紀世志 (JAXA), 中田 大将 (室蘭工大), 嶋田 徹, 國中 均 (JAXA) Analytical Design of a Hybrid Electro-Chemical Thruster, 第 62 回宇宙科学技術講演会、1N14, 久留米市, 2018.10. 24-26
- [159] 中田大将, 湊亮二郎, 吉川稲穂, 八木橋央光, 有松昂輝, 内海政春 (室工大), LOX/エタノールエンジン燃焼試験設備の運用, 第 62 回宇宙科学技術講演会, 2N03, 久留米市, 2018.10.24-26
- [160] 吉川稲穂, 中田大将, 湊亮二郎, 八木橋央光, 有松昂輝, 内海政春 (室工大), LOX/エタノールガスジェネレータの着火シーケンスの検討, 第 62 回宇宙科学技術講演会, P16, 久留米市, 2018.10.24-26
- [161] 竹内三洋, 廣田光智, 中田大将, 畠中和明 (室工大), 火炎伝播促進を狙った可燃性固体表面上の溝内の流れに関する調査, P17, 第 62 回宇宙科学技術講演会, P17, 久留米市, 2018.10.24-26
- [162] 佐藤侑也, 今井良二, 中田大将, 湊亮二郎, 内海政春 (室工大), 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 (LOX 供給特性に関する検討), 第 62 回宇宙科学技術講演会, P18, 久留米市, 2018.10. 24-26
- [163] 今井良二, 稲葉克典, 道原孟里, 西田和明, 河南 治, 梅村 悠, 姫野武洋, 将来型宇宙機向けミキシングジェットを用いた熱力学ベントシステムの開発, 第 62 回宇宙科学技術講演会、P18,久留米市, 2018.10. 24-26
- [164] 樋口 健, 勝又暢久, 山崎健次, 岸本直子, 岩佐貴史, 藤垣元治, “高精度構造表面形状調整のための曲面変形計測,” 日本航空宇宙学会他, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会, 3J06 (JSASS-2018-4807), 2018.10.24-26, 久留米.
- [165] ヘレル ショーン諒, 勝又暢久, 樋口 健, “形状記憶合金と形状記憶ポリマーを用いたスマートアクチュエータの振動特性に関する研究,” 日本航空宇宙学会他, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会, P75 (JSASS-2018-4963), 2018.10.24-26, 久留米.
- [166] 橋本真之介, 勝又暢久, 樋口 健, “厚板ミウラ折り構造の平面精度に関する研究,” 日本航空宇宙学会他, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会, P76 (JSASS-2018-4964), 2018.10.24-26, 久留米.
- [167] 上羽正純, 前田庸佑, 北沢祥一, 広大な農地の観測を可能とするエンジン固定翼 UAV の離陸及び搭載可能重量の検討, 日本航海学会第 139 回講演会、日本航海学会講演予稿集 6 巻 第 2 号 pp.169-172, 富山、2018.10.26-27
- [168] 上羽正純, 北沢祥一, 観測ミッション実現のための固定翼 UAV における制御・通信技術、日本航海学会第 139 回講演会・研究会、航空宇宙研究会発表, 富山、2018.10.26-27
- [169] 道原孟里, 田村健一郎, 今井良二, 微小重力環境下における宇宙機推進薬タンク内スロッシング挙動に関する基礎研究, 日本マイクログラビティ応用学会第 30 回学術講演会, 岐阜, 2018.10.29.
- [170] 田村 健一郎, 道原 孟里, 今井 良二, 入熱を伴う微小重力環境下における動的濡れ挙動に関する研究, 日本マイクログラビティ応用学会第 30 回学術講演会, 岐阜, 2018.10.29.

- [171] 今井良二, 河南 治, 梅村 悠, 姫野 武洋, 将来型宇宙機向け熱力学ベントシステムに関する研究, 日本マイクログラビティ応用学会第 30 回学術講演会, 岐阜, 2018.10.29.
- [172] 迫田翔矢, 井上延浩, 船田潤平, 河南 治, 大田治彦, 浅野 等, 松本 聡, 新本康久, 今井良二, 鈴木康一, 井上浩一, 栗本卓, 豊島悠輝, 透明伝熱管試験部での国際宇宙ステーション沸騰・二相流実験結果報告, 日本マイクログラビティ応用学会第 30 回学術講演会, 岐阜, 2018.10.29.
- [173] 大田治彦, 松本 聡, 浅野 等, 河南 治, 今井良二, 鈴木康一, 新本康久, 井上浩一, 栗本卓, 澤田健一郎, 大橋玲, 坂本道人, 川崎春夫, 岡本篤, 馬場宗明, 豊島悠輝, 岡利春, 中川陽子, 友部俊之, 島田雅喜, 宇宿功史郎, 藤井清澄, 高柳昌弘, ISS 実験 TPF の経過とデータ解析, 日本マイクログラビティ応用学会第 30 回学術講演会, 岐阜, 2018.10.29.
- [174] 白方洗次, 本田敦也, 塩野経介, 石上幸哉, 溝端一秀, 室蘭工大小型超音速飛行実験機のロール運動による動的空力特性, 第 56 回飛行機シンポジウム, 1E10, 山形, 2018.11.14-16
- [175] 三尾太一, 山崎優樹, 宮本勝也, 溝端一秀, 室蘭工大小型超音速飛行実験機のエアリアルールに基づく抗力低減, 第 56 回飛行機シンポジウム, 1E11, 山形, 2018.11.14-16
- [176] 久保田穩, 春日綜, 溝端一秀, 室蘭工大小型超音速飛行実験機の車載走行試験による舵面空力評価, 第 56 回飛行機シンポジウム, 1E12, 山形, 2018.11.14-16
- [177] 西田明寛, 白方洗次, 溝端一秀, 室工大小型超音速飛行実験機の CFD 解析による動的空力評価, 第 56 回飛行機シンポジウム, 1E13, 山形, 2018.11.14-16
- [178] 上羽正純, 真下滉平, 小型無人航空機の超音速達成のための最適情報飛行経路の検討, 第 56 回飛行機シンポジウム, 1C10, JSASS-2018-5038, 山形, 2018.11.14-16
- [179] 中島桜子, 上羽正純, 無人航空機のロバスト最適自動着陸制御系設計法の検討と実証, 第 56 回飛行機シンポジウム, 1C11, JSASS-2018-5039, 山形, 2018.11.14-16
- [180] 植村拓也, 上羽正純, 高グライドスロープ角・高帯域フレア制御による短距離着陸制御の検討及び実証第 56 回飛行機シンポジウム, 1C12, JSASS-2018-5040, 山形, 2018.11.14-16
- [181] 前田庸佑, 中島桜子, 鎌田智寛, 植村拓也, 目谷葵葉, 上羽正純, 北沢祥一, 溝端一秀, 3 分の 1 スケール小型無人超音速機材² 2 号機の離陸試験, 第 56 回飛行機シンポジウム, 1C13, JSASS-2018-5041, 山形, 2018.11.14-16
- [182] 飯田輝澄, 小木曾望, 南部陽介, 樋口 健, 勝又暢久, “超小型衛星「ひろがり」の開発,” 日本航空宇宙学会中部関西支部合同秋期大会, 2018.11.24, 名古屋.
- [183] 山崎健次, 樋口 健, 勝又暢久, 岩佐貴史, 岸本直子, 藤垣元治, “高精度アンテナシステム構築のための主鏡変形計測,” 第 34 回宇宙構造・材料シンポジウム, 2018.12.14, 相模原.
- [184] 田中宏明, 小木曾望, 池田忠繁, 石村康生, 藤垣元治, 後藤優太, 田川雅人, 岩田 稔, 樋口 健, 勝又暢久, 岩佐貴史, 坂本 啓, 岸本直子, 波多英寛, 仙場淳彦, “ExHAM による圧電素子の宇宙環境曝露試験計画,” 第 34 回宇宙構造・材料シンポジウム, 2018.12.14, 相模原.
- [185] 日野将太, 勝又暢久, 樋口 健, “薄肉開断面ブームの断面形状と座屈特性について,” 第 34 回宇宙構造・材料シンポジウム, 2018.12.14, 相模原.

- [186] 林夏澄, 勝又暢久, 樋口 健, 橋本真之介, 山崎健次, ヘレルション諒, 三好賢彦, 小木曾望, 南部陽介, “2U サイズ超小型衛星「ひろがり」の研究・開発状況,” 日本機械学会, 第 27 回スペース・エンジニアリング・コンファレンス, (2018.12.20-21), 高知.
- [187] 石村康生, 田中宏明, 後藤 健, 土居明広, 小川博之, 河野太郎, 馬場満久, 岡崎峻, 柴野靖子, 杉本 諒, 峯杉賢治, 坪井昌人, 村田泰宏, 佐藤泰貴, 仙場淳彦, 秋田剛, 小林訓史, 鳥阪綾子, 宮下朋之, 浅沼範大, 小木曾望, 南部陽介, 木村公洋, 樋口 健, 勝又暢久, 岩佐貴史, 坂本 啓, 池田忠繁, 角田博明, 小川雄樹, 岸本直子, 藤垣元治, 波多英寛, 篠原主勲, 河野裕介, 上田政人, 横関智弘, 岩田 稔, 米山 聡, 大谷章夫, 向後保雄, 井上 遼, 小山昌志, 仲井朝美, 坂井健宣, “高性能科学観測にむけた高精度構造・材料の研究開発,” 第 19 回宇宙科学シンポジウム, 2019 年 1 月 9 日, 相模原.
- [188] 星 敬仁, 奥山 遥, 松尾浩一朗, 山田祐揮, 兵野 篤, 勝又暢久, 堺 昌宏, 樋口 健, 千葉誠, 高橋英明, “宇宙構造材料への応用に向けたインフレイタブル構造を有するジイソシアネート内包カプセルの形成,” 化学系学協会北海道支部 2019 年冬季研究発表会, 2019 年 1 月 22 日, 札幌.
- [189] 北沢祥一, 渡辺拓哉, 上羽正純, 無人航空機のデータ伝送のための 920MHz 帯無線システムの伝搬特性の基礎検討, 電子情報通信学会, 宇宙・航行エレクトロニクス研究会, SANE2018-103, pp.75-79, 長崎, 2019.01.25
- [190] 北沢祥一, 矢田光, 上羽正純, 無人航空機用 169MHz 帯データ伝送無線システムの開発, 電子情報通信学会, 宇宙・航行エレクトロニクス研究会, SANE2018-117, pp.43-46, 種子島, 2019.02.14
- [191] 渡辺拓哉, 北沢祥一, 上羽正純, 無人航空機用通信における 920MHz 帯の伝搬特性の検討, 電子情報通信学会, 総合大会, B-2-9, 東京, 2019.03.20
- [192] 岡田 空悟, 中田 大将, 安田 一貴, 内海 政春, N2O 自己加圧式供給系を用いたハイブリッドロケットの騒音特性, 日本機械学会 第 96 期 流体工学部門 講演会, OS7-7, 2018/11/29-30, 室蘭市
- [193] 長谷川雄人, 中田大将, 内海政春, 軸流反転ファンの超音速領域における効率特性に関する研究, 日本機械学会 第 96 期 流体工学部門 講演会, OS7-7, 2018/11/29-30, 室蘭市
- [194] 高澤諒太, 湊亮二郎, 中田大将, 内海政春, 小型超音速機用エンジンの内部循環流れに関する考察, 日本機械学会 第 96 期 流体工学部門 講演会, OS7-7, 2018/11/29-30, 室蘭市
- [195] 安田一貴, 中田大将, 内海政春, 岡田空悟, 今井良二, 亜酸化窒素自己加圧排出に伴う気液二相流流動特性計測, 日本機械学会 第 96 期 流体工学部門 講演会, OS7-7, 2018/11/29-30, 室蘭市
- [196] 有松昂輝, 中田大将, 湊亮二郎, 吉川稲穂, 八木橋央光, 鈴木竜司, 内海政春, ロケットエンジン用液体酸素供給ラインの圧損特性, 日本機械学会 第 96 期 流体工学部門 講演会, OS7-7, 2018/11/29-30, 室蘭市
- [197] 廣田光智, 竹内三洋, 中田大将, 畠中和明, キャビティを用いたハイブリッドロケットの始動過程の短縮, 日本機械学会 第 96 期 流体工学部門 講演会, OS7-7, 2018/11/29-30, 室蘭市
- [198] 佐藤侑也, 石川航, 今井良二, 中田大将, 内海政春, 小型超音速飛行実験機向け水菓供給