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2022			

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2022

Muroran Institute of Technology Aerospace Plane Research Center *Annual Report 2022* 

# 年次報告書2022



2023年12月



航空宇宙機システム研究センター

巻頭言

航空宇宙機システム研究センター長 内海政春

航空宇宙産業はわれわれの日常生活に深く入り込んでいます.航空機は人流や物流を活発化させ,船舶と比べて圧倒的な大陸間移動の時間短縮を実現しました.しかしながら世界で猛威をふるったコロナ禍において人の移動に厳しい制約が課され,航空機や空港関連の産業は大きなダメージを被りました.コロナ禍が落ち着いてきた現在はやっと人の移動も回復しつつあります.

また,大陸間長距離移動を「より快適に,より短時間で」という需要の高まりを背景として, 超高速二地点間輸送の研究開発も加速しており,そう遠くない将来,超音速や極超音速での有人 輸送機も実現するものと思われます.

一方,コロナ禍により,対面に代わってオンラインやテレワークがわれわれの社会生活に浸透 しました.これにより,移動時間がなくなる,人と容易に繋がることができる,というメリット が生まれました.ますます加速するであろう AR や VR の普及は,高速二地点間輸送の需要にど のような影響をもたらすのか,気になるところです.

宇宙産業に目を向けると、アメリカの民間企業による宇宙旅行も現実のものとなりました.さらに、月や火星をめざした研究開発が進められており、人類の活動領域が大きく広がっていくことはまちがいありません.宇宙環境利用の面でも、超小型衛星によるコンステレーションから深宇宙探査に至るまでさまざまな活動が展開されています.宇宙ビジネスが急速に成長している一方で、分断化が進む世界情勢においては経済安全保障の重要性が声高に叫ばれています.

当研究センターは、学内研究プロジェクトとして、小型無人超音速機の要素研究とシステム研究、および飛行実証を通じて、大気中を高速・高々度まで飛行するための基盤技術の創出をおこなっています.これらの研究開発成果を、先述の二地点間高速輸送や人類の宇宙への活動拡大にむけた社会実装へと繋げていきたいと考えています.

2022年9月,北海道大樹町において,北海道スペースポート整備の着工式がおこなわれました. 3か年計画となる第1期工事ではLC-1射場の整備と既存1000m滑走路の延伸工事がおこなわれ ます. 宇宙港の実現は,本学が2019年に策定した「北海道 MONO づくりビジョン2060」 (https://muroran-it.ac.jp/mono\_vision/)の中にも掲げています.本学は大樹町と包括連携協定を締結 しており,地域に貢献する大学として宇宙港の早期実現に貢献していきます.

2022 年度から文部科学省が定める第4期中期計画・中期目標の6か年が始まりました.当セン ターとしては、白老エンジン実験場の整備運用と拡充、大樹サテライトオフィスや宇宙プロジェ クト共創ラボラトリの活用を通じて、外部連携の強化(民間企業や大学などとの共創体制の構築 と促進)を図るとともに積極的に共同研究を推進していきます.

これまでの活動実績については、当センターのホームページに年次報告書を公開しております ので、ご一読いただければ幸いです.

これからも多面的な活動を通じて、社会の要請に応えらえる機関となるよう教職員一同努めて 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 https://u.muroran-it.ac.jp/aprec/

# 目 次

# 巻頭言-

# 目次

小型超音速実験機オオワシ2号機縮小機体の自律飛行に向けた飛行試験の実施・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・	•••1
高速軌道試験設備の逆転走行整備・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・	•••5

# 研究成果の概要

# [推進関連]

GG-ATR 用ガスジェネレーターの温度分布に関する研究および 60 秒燃焼試験の実施・・・・・・	1
亜酸化窒素の流動特性可視化と圧力損失モデルの比較検証・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・	I
宇宙用フライトタンクへの亜酸化窒素充填・排出特性に関する研究・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・	3
マルチボディダイナミクスによる航空宇宙機用エンジンの非定常軸振動解析・・・・・・・・・・・1	5
GG-ATR エンジン用ダンパー要素試験に関する研究・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・	)
ATR-GG推薬供給系の検討(BE タンク)・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・22	2
ATR-GG推薬供給系の検討(LOX タンク)····································	)

# [空力関連]

小型超音速飛行実験機の遷音速抗力の評価と低減・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・	34
小型超音速飛行実験機における抗力低減のための形状変更に伴う空力特性変化・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・	38
小型超音速飛行実験機のロールレートによる遷音速動的空力の計測評価・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・	42
小型超音速飛行実験機のロール運動における周囲の流れの可視化・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・	46
小型超音速飛行実験機の縦空力における地面効果の計測評価とメカニズム解明・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・	50
小型超音速実験機縮小機体の離陸性能予測・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・	54
小型超音速飛行実験機縮小機体の旋回飛行における高度維持可能な最大ロール角の予測・・・・・・	59

# [誘導制御·通信]

小型無人航空機の高精度飛行経路実現のための取り付け誤差推定技術の研究・・・・・・・63
高速無人航空機向け高グライドスロープ角での短距離着陸制御方式の提案と飛行検証・・・・・・・68
釣り合いを用いた小型無人航空機向け高精度旋回経路追従制御方式の提案と飛行検証・・・・・・71
プロペラエンジンの特性を考慮した固定翼無人航空機の最大上昇率の導出及び飛行検証・・・・・・76
小型高速固定翼 UAV 向け横風高耐性短距離着陸制御技術の研究・・・・・・・・・・・・・・・80
固定翼 UAV の飛行状態を考慮した飛行モード切り替えアルゴリズムの考案と飛行実証・・・・・・84
固定翼 UAV 向け複数旋回を用いた減速旋回降下技術の研究・・・・・・・・・・・・・・・・・87
固定翼 UAV 向け推力・方向可変機能付加による短距離着陸技術の研究・・・・・・・・・・・・・・・・91
169MHz 帯を用いる無人航空機用データ伝送無線システムの通信実験・・・・・・・・・・・・・・・・・・95
[構造・ダイナミクス]
1/3 スケールオオワシに適用可能な引き込み脚の検討・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・99
小型有翼無人機の離着陸時における走行安定性向上・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・103

発表論文-	-覧	• • •		••	••	• •	••	• •	••	•	• •	••	• •	•	••	• •	••	• •	• •	• •	•••	• •	••	• •	••	•	• •	••	••	• •	••	• •	•••	• •	••	•	•••	• • •	• 1	06	3
-------	----	-------	--	----	----	-----	----	-----	----	---	-----	----	-----	---	----	-----	----	-----	-----	-----	-----	-----	----	-----	----	---	-----	----	----	-----	----	-----	-----	-----	----	---	-----	-------	-----	----	---

上羽 正純(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 准教授)
 江口 光 (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)
 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)
 柴田 拓馬(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

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3分の1サイズの縮小機体(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た自律飛行を行う予定である.2021年度のジェットエンジン搭載縮 小機体の飛行に続き,2022年度は,手動操縦をベースとして4回の飛行試験を実施し,着実な飛 行試験のための課題・解決方法を明らかにした結果を報告する.

#### 2. 実施飛行実験

## 2-1. 実験目的

2021年度の飛行試験においては手動飛行により初めて離陸⇒周回飛行⇒着陸を達成したものの, 誘導制御及び遠隔監視制御系を搭載しての自律飛行を行うにあたっては,技術的には,1)当該機 体が有する飛行性能の把握,2)無操縦状態での水平直線飛行機を実現するトリム調整,3)繰り 返し飛行試験を実施するための手動操縦におけるソフトランディング,4)機体整備上の重要箇所

の把握とその再現性の確認,を行う必要がある.さ らに飛行試験実施を支援する学生諸君の世代交代 による引継ぎも確実に行う必要があった.

#### 2-2.3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(図1) は、全長1.9m、翼幅1.0m、翼面積0.40m<sup>2</sup>、総重 量5.5kgの機体で、ジェットエンジン(Xicoy X45) により推力50N(単体)を発生する.室蘭工業大学



図1 オオワシ2号機縮小機体

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,ジェットエン ジン,慣性航法装置等,制御回路,無線通信装置からなる誘導制御系の実装を行い,そのまま日 本航空学園白老滑空場に運搬,現地でジェットエンジン及び計測機器の動作確認を行い試験に臨 む.今年度初めて,当該機体に誘導制御系を実装し,飛行における動作状況を把握する.

#### 2-3. 飛行ルート

実験は昨年度同様,最大300m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700m×300m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). また,試験は5月~12月までの間,ほぼ2~3か月ごとに計4回行い,第3回目からは誘導制御系(図3)を搭載した.



図 2 白老滑空場での計画飛行ルート(5月11日南東からの風の例)

(b) 誘導制御機器の胴体への収納図3 搭載誘導制御系

#### 3. 飛行試験結果

昨年度の飛行試験時と同様,3分の1オオワシ2号機は,離陸開始より約15秒にて約150mの 距離で速度25~30m/sに到達,機首上げ・上昇の後,目的達成のため滑空場を2~3周周回した のち,着陸した.各実施回の結果,得られた知見,課題を表1に示す.

回(月日)	飛行結果	得られた知見	課題
第1回	時速 252 km を 達成	搭載ジェットエンジンによる	飛行速度に応じた旋回で飛
(5月11日)	旋回時巻込みにより墜落.	高速飛行性能.	行すること.
第2回	時速 180 km, エンジン失	飛行直前のジェットエンジン	タンク構造の改良及び燃料
(7月8日)	火により滑走着陸.	最大推力確認は重要.	注入法の明確化.
笛 2 回	時速 216 km, ハードラン	手動操縦による着陸速度の把	誘導制御機器の防振あるい
	ディング, テレメトリーデ	握. 誘導制御系の搭載環境の	はノイズ対策の実施.
(9月22日)	ータ受信率が劣悪.	影響確認.	
	トリム調整の為の手放し	主翼,水平尾翼の組み立て精	主翼,水平尾翼の平行度を
第4回	飛行時に巻込み墜落,全	度が重要.	確保. テレメトリー受信率
(12月2日)	損. テレメ不調, 記録媒体		改善方法の明確化.
	破損によりデータ欠落.		

表1 各飛行試験の結果,得られた知見,課題

また,図4~図6に第1回から第3回までの飛行軌跡,作業風景,飛行速度・高度履歴を示す. なお,第4回は,テレメトリーデータの受信率が極めて悪く,かつ,墜落により誘導制御系に実装していた簡易フライドレコーダー(SDカード)も破損したため,データは存在しない.







# 4. 今後の予定

本実験結果により当該機体が有する飛行性能,飛行試験のための機体製作,機器確認等の知見 及び手動操縦時の留意点に関する知見が得られるとともに,誘導制御系搭載時の問題点が明らか になった. 今後はこれらを反映して,手動でのソフトランディング,トリム調整,水平直線飛行 制御を順次実施していく.

〇中田	大将	(航空宇宙機システム研究センター 准教授)
夛田	卓也	(航空宇宙総合工学コース 博士前期2年)
岡野	裕(	航空宇宙総合工学コース 学部4年)
安田	一貴	(航空宇宙機システム研究センター 博士研究員)
内海	政春	(航空宇宙機システム研究センター長 教授)
江口	光	(航空宇宙機システム研究センター 助教)

#### 1. はじめに

地理的な騒音の伝搬方向を逆転させるため、2021年度に高速走行軌道設備(ロケットスレッド)の逆転工事を実施した.従来軌道東端にあったスタート点設備のガレージを軌道西端にも新設し、また減速水路については従来軌道の西側半分(150m)にあったもの同様のものを東側半分にも追加で設けた.これらについて、2022年度にはスタート点設備の内部整備、および減速水路のゲート施工、スレッド台車の反転設置を行ったので、ここに詳細を記す.

## 2. スタート点設備

高速軌道実験設備におけるスタート点設備の役割は以下のようなものである. ロケットスレッドは高速・大推力の運用時に固体モーターが使用される点を除き,一般には学内で開発のハイブリッドロケット(図1)を使用する. これは亜酸化窒素を酸化剤とし,走行直前に遠隔で充填する必要がある. このため,スタート点倉庫(図2)内には充填に必要な供給配管を設け,バルブ等を駆動する電源,シーケンサ(三菱電機製 PLC FX-3S シリーズ),空圧機器用窒素ボンベ,着火用酸素ボンベ,スレッド亜酸化窒素ボンベ,および圧力・温度センサ用データロガーを配置した. ここからスレッド台車までの配管は従来地上敷設していたが,新設スタート点では気密性を十分に確認した上でU字溝を設け,地中配管とした.



図1 学内で開発のハイブリッドロケット(燃料:アクリル 酸化剤:亜酸化窒素)



図2 新スタート点倉庫(軌道西端)

# 3. 減速水路のゲート施工

2021年度予算で手配した減速水路は2021年3月に納品され、雪解けを待って2022年度予算 にて据え付け工事を行った.高速での突入に耐えるよう、従来品よりも強度を増した設計となっ ている.また、飛び出し防止用バンジーロープの固定フックも新たなゴール点となる東端に移動 した.減速水路はこれまで、スタイロフォームを水路内面に設けられたアルミチャネルに差し込 み、防水気密テープ(3M All Weather Flashing Tape 8067)で塞ぐ方法を取っていたが、この方法 では雨水が溜まった時に付着が悪く、運用性に難があった.そこで、図3のように、あらかじめ 屋内でアルミチャネルにスタイロフォームを防水気密テープで目張りしたものを大量に製作して おき、これを減速水路内にゴムパッキン(5 mm 厚)+ボルト止めするようにした.これにより 雨天時でも難なく施工できるようになった.本方式により、1日2回走行する時などの迅速な水 路施工を可能にすると考えられる.



図3 減速水路のゲート

#### 4. 走行台車の反転作業

従来東から西に走行していた台車を180度回転し,西端の新スタート点まで移動する作業を研 究室学生総動員で実施した.作業当時の写真を図4,5に示す.その後,老朽化した金具やコネ クタ類の刷新を行い,次回走行試験に向けてスタンバイしている状況である.



図4 スレッド台車移動作業

図5 西端到着後の記念写真

○中田 大将 (航空宇宙機システム研究センター 准教授)
 藤浦 彰友 (航空宇宙総合工学コース 博士前期2年)
 奈女良 実央 (航空宇宙総合工学コース 博士前期1年)
 中村 祐太 (航空宇宙総合工学コース 博士前期2年)
 安田 一貴 (航空宇宙機システム研究センター 博士研究員)
 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 准教授)
 江口 光 (航空宇宙機システム研究センター 助教)

# 1. はじめに

Gas Generator Cycle Air Turbo Ramjet Engine に用いるガスジェネレーターの噴射器は設計の簡素 化,低コスト化のため3エレメントからなる噴射器を採用している.このため,燃焼器上流では 燃焼ガスの温度の偏りが発生しやすいことがわかっている.エルボを介してタービンに流入させ ることによりこの温度勾配はいくらか緩和されることが期待されるが,その程度についてR型熱 電対と放射温度計を併用し,実測を行った.また,過去最長となる60秒の燃焼試験についても実 施した.

# 2. 研究手法

最終的な形態は図1のような2基併用+Y字エルボであるが、今回はシンプルに曲率の効果を 見るため、図2のように1基+L字エルボの形態とした.図2において、本来ATRケーシングに 接続される位置は矢印で示す箇所であるが、タービンノズルを模擬したオリフィスをより下流に 設置するため、幾分直管部を延長している.本来の接続位置には周方向に6か所の熱電対ポート を設け、この位置での温度分布を計測した.



#### 3. 実験結果

熱電対ポート位置を図3に示す.既往研究ではc断面にて最大1600Kになるところや,600Kになるところがあり、かなりのばらつきがあることがわかっている.



図3 熱電対ポート位置

100 %スロットリング時のt断面, e断面温度分布を図4に示す. t断面では670 K~1530 Kまでのばらつきがあるのに対し, e断面では1040~1290 K とかなり均一化されていることがわかる. また,図5に示す70 %スロットリング時においても,同じく均一化が進んでいることがわかる.



図4 100 %スロットリング時のt断面, e断面温度分布



図5 サーモグラフィによる温度分布



図6 燃焼中のエルボ赤熱の様子

図 5,6に燃焼中のエルボサーモグラフィの撮像の様子を示す.燃焼ガスのコア流はエルボの外側に偏ることがわかる.

# 4. 60 秒燃焼試験

また、今年度は過去最長となる 60 秒の燃焼試験を実施した. 長秒試験では従来の LabVIEW 計 測系が遅延するリスクがあるため、一部データについては共和 EDX および KEYENCE NR-X を併 用し、計測系を二重冗長化した. 自動非常停止もこれらの併用機から行った. 図 7~9 に燃焼圧、 流量、ダクト外面温度(放射温度計で測定)の履歴をそれぞれ示す. タンク圧は一定のまま、10 秒おきに 100-90-80-70-80-90 %スロットリングとなるよう、PLC に流調開度を設定し、自動シー ケンスにて試験を実施した. 下り側、上り側とも1 秒程度の遷移時間で燃焼圧静定することを確 認した. 外面温度はスロットリング開度によらず燃焼開始 15 秒頃からほぼ 900 ℃で静定した.



図7 60秒燃焼試験時の燃焼圧変化



図8 60 秒燃焼試験における流量変化



図9 60 秒燃焼試験における外面温度履歴

# 5. まとめ

ガスジェネレーター燃焼ガスはエルボ通過後に温度均一化が進むことを確認した.また,連続 スロットリングを伴う 60 秒燃焼試験を行い,遷移時間や温度安定性について確認した.

#### 参考文献

[1] 中田,他:LOX/エタノールガスジェネレーターのスロットリング時流量決定精度と遷移特性第66回宇宙科学技術連合講演会,2022/11/1-4,熊本市
[2] 藤浦,他:GG-ATR エンジン用ガスジェネレータにおけるエルボのガス温度均一化令和4年度宇宙輸送シンポジウム,2023/1/12-13,相模原市
[3] 奈女良,他:LOX/エタノールガスジェネレータの高精度流量予測に関する研究令和4年度宇宙輸送シンポジウム,2023/1/12-13,相模原市

〇中田	大将 (航空宇宙機システム研究センター 准教授)
夛田	卓也 (航空宇宙総合工学コース 博士前期2年)
岡野	裕 (航空宇宙総合工学コース 学部4年)
安田	一貴 (航空宇宙機システム研究センター 博士研究員)
内海	政春 (航空宇宙機システム研究センター長 教授)
江口	光 (航空宇宙機システム研究センター 助教)

## 1. はじめに

亜酸化窒素(N<sub>2</sub>O)は常温約 300 K で飽和蒸気圧が約 6 MPa と非常に高く,自己加圧供給に適 している.しかしながら,自己加圧供給システムでは酸化剤がタンク内で既に気液平衡の状態に あるため、インジェクタまでの供給管内全域において二相流となる.対象が高圧となることから 流動様式の同定や適用可能な圧力損失モデルはあまり提唱されておらず、流量予測誤差も大き い.本研究では N<sub>2</sub>O と極めて近い蒸気圧-温度特性を持つ CO<sub>2</sub>を作動流体とし、直管部の二相流 圧力損失とボイド率を実測し、既存の圧力損失予測式から推定される値との比較を行った.

#### 2. 実験設備

図1に本研究で用いた配管系統図を示す.使用した流体は N<sub>2</sub>O または亜酸化窒素と熱物性値が 類似している CO<sub>2</sub>を用いた.①タンクに充填された酸化剤は各部を通過して,⑥のインジェクタ から4秒間排出される.③は差圧計(KYOWAPDU-A-50KP)である.この差圧計を用いて,対象 とする直管の圧力損失を測定する.直管の長さは 400 mm または 800 mm であり,内径は 9.14 mm である.④はポリカーボネート製の可視化管であり,内径 10 mm,外側は矩形で一辺が 16 mm と なっている.また,内壁と外壁は可視化撮影のために透明化処理が施されている.⑤は静電容量 ボイド率計であり,これによって各試験のボイド率を計測している.



図1 配管系統図

図2 高速度カメラ撮影形態

可視化試験をする場合は、⑦の位置に高速度カメラを配置する.図2に、PIV 計測システムの 外観図を示す.使用したハイスピードカメラは Photron 製の FATSCAM Mini AX100 である.

#### 3. 実験結果

図3に実験で得られた二相流差圧(横軸)と,理論式推定値(縦軸)との対比をプロットした ものを載せる.理論式では、ダルシー・ワイスバッハの式に、Owens, Dukler, Ducoulombierの二 相粘性係数(ボイド率は)を適用したものをそれぞれ用いた.特に②Dukler 式の場合に平均誤差 (ME)が5%以下と小さく、幅広いボイド率に対し、予測モデルとして適していることが示唆さ れた.詳細は参考文献[1]を参照されたい.

また,高速度カメラによる可視化の結果としては.図4のような数百µm 程度の気泡径および 3.9 m/s 程度の気泡流速が観測された.連続の式から求められる気液平均速度は10 m/s である. この可視化画像は壁面から1 mm 程度以内の部分にピントがあったものであるため,主流部では より高速の気泡が存在していると考える.主流部は手前の気泡に遮られ,なかなか鮮明な気泡を 見ることが難しいが,今後光路長などを変えての試験を試みたい.



図3 各予測式を用いた圧力損失



図4 壁面近傍での可視化画像

#### 参考文献

[1] 夛田,他: N<sub>2</sub>Oの自己加圧供給による気液二相流の圧力損失予測に関する研究 日本航空宇宙学会 2023 年北部支部講演会,2023/3/21-22, JAXA 角田

〇中田	大将	(航空宇宙機システム研究センター 准教授)
夛田	卓也	(航空宇宙総合工学⊐ース 博士前期2年)
岡野	裕(	航空宇宙総合工学コース 学部4年)
安田	一貴	(航空宇宙機システム研究センター 博士研究員)
内海	政春	(航空宇宙機システム研究センター長 教授)
江口	光	(航空宇宙機システム研究センター 助教)

## 1. はじめに

亜酸化窒素(N<sub>2</sub>O)はその高い蒸気圧により自己加圧システムを成立させ得ること、あるいは毒性の無い常温酸化剤としても使いやすい候補であるため、小規模フライトミッションに広く使われる.地上からの打ち上げでは実例が多くあるものの、宇宙空間における N<sub>2</sub>O 運用事例は乏しく、 姿勢変化やスピンに伴う重心変化への対処や、無重力空間でのリテンション~液面静定までの液体挙動把握など様々な技術課題について精査が必要である.人工衛星用タンクでは一般にダイヤフラム(隔壁)やブラダ(風船)によって完全に押しガスと推進剤を分ける充填方法が一般的であるが、前者は充填時に N<sub>2</sub>O の高い蒸気圧(常温で6 MPa 程度)で破膜させる恐れがあり、ダイアフラムの両側の差圧を管理しながら充填する必要があると考えられる.ブラダは柔軟性があり、 片側に大きな圧力がかかったとしても膨張してタンク内壁に張り付くため、N<sub>2</sub>O のフライト品として適用しやすいと考えられる.ここでは昨年度に引き続き、様々な姿勢での充填特性確認した.また、可視化透明タンクを用いた充填特性確認試験も行った.

# 2. 実験設備

ブラダタンクとして、イーグル工業製プラント用アキュムレーター(AT18M-20)を用いた.こ れは使用圧 16 MPa で重量 54 kg あり、フライトにそのまま使えるものではないが、地上実証試験 用として安価・迅速に入手可能なものである.断面図を図1に、試験形態を図2に示す.



図2に示すように、ブラダ内側に酸化剤液を充填するパターンとブラダ外側に充填するパターン、および下から充填・排出を行うパターンと上から充填・排出を行うパターンの計4通りを試した.なお、本研究の一連の実験では基本的に蒸気圧-温度特性が N<sub>2</sub>O とほぼ等しい CO<sub>2</sub>を模擬 流体として使用した.

#### 3. 実験結果

図3にCase#1における充填時のタンク内圧力・温度・重量の時間変化を示す.タンク重量8kg 程度まではVentをせずに入ってゆくことがわかる.この時に起こっている現象は以下のとおりで ある.まず空のランタンクにCO2が一気に流入し,その蒸発潜熱でタンク温度が低下する.従っ てその蒸気圧たるタンク圧も上流の親ボンベよりは低くなる.これにより親ボンベとの差圧が出 来ることから充填が続いてゆく.しかしながら,t=50秒のところで温度・圧力とも一定となり, 上流ともほぼ同じになる.その後t=120秒程度のところで3秒間Vent Valveを開けると,再度タ ンク温度・タンク圧力が低下し,その後再度充填すると,今度はt=200秒までに10kg程度充填さ れる.このような3秒ベントの操作を繰り返すことで,最終的に12kg弱の液を充填できた.さ らに,図4のようなサイトグラスを用い,ブラダ内の気泡が完全に抜けるまで待機してから充填 を行ったところ,最終的に容積上限となる15.2kgを充填できた.このCase1の場合が最も効率よ く確実に充填・排出を行うことができ,他のケースでは容積上限までの充填は困難であった.排 出特性を含めた詳細については参考文献[1]を参照されたい.







図 5 15.2 kg 充填時の履歴

# 参考文献

[1] 中田,他:フライトタンクへの亜酸化窒素充填と排出における諸課題 日本航空宇宙学会 2023 年北部支部講演会,2023/3/21-22, JAXA 角田 ○中澤 瑠 (航空宇宙総合工学コース 博士前期2年)
 江口 光 (航空宇宙機システム研究センター 助教)
 中田 大将 (航空宇宙機システム研究センター 准教授)
 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

本学航空宇宙機システム研究センターで研究開発が進められている GG-ATR エンジンは、定格 運転回転数に至るまでに2つの危険速度を通過する必要があることが判明している.一般的に航 空宇宙機用エンジンは無効推薬量の低減を目的として始動停止過渡時に急な加減速を行うため、 危険速度を通過するエンジンの始動時および停止時では非定常状態となり、安定作動の実現のた めには過渡状態における振動特性の把握が重要となる.

本研究では、ロータシステムの精緻なモデリングとマルチボディダイナミクス(MBD)による非 定常軸振動解析を行うことにより、回転軸系の非定常振動特性の検討を行った.その概要につい て報告する.

## 2. ロータシステムのモデリング

回転軸系の軸振動解析では、不釣り合い(マスアンバランス)による振動応答を検討対象とする.分布不釣り合いを再現するために回転軸に対し5か所に集中質量として不釣り合いを設定した(1).また、回転軸は前後のマウントで異方性支持している(図1).軸振幅は図2に示すように、軸方向13か所にて評価した.



図1 軸振動解析モデル



図2 振動計測位置

# 3. 軸振動解析結果

# 3-1.実験結果と解析結果の比較

x 方向(水平方向)の振動履歴(時刻歴応答)を図3に, y 方向(垂直方向)の振動履歴(時刻歴 応答)を図4に示す.実験結果は橙色,解析結果は青色で示している.ここでの振幅の評価位置 は図2に示す圧縮機背面である.図3および図4より,センサ位置における実験結果と解析結果 の振幅は,一次危険速度,二次危険速度ともにおおむね一致していると言える.



図3 x 方向の振動履歴

図4 y方向の振動履歴

# 3-2. 各計測点の軌道

各振動評価点の1次危険速度通過時の軌道(振れまわりのオービット)を図5,2次危険速度 通過時の軌道を図6に示す.





図5 1次危険速度通過時の各計測点の軌道

図6 2次危険速度通過時の各計測点の軌道

解析結果より、実験では得られない計測点以外の3次元的な振動挙動を可視化することができ ている.1次危険速度通過時は軸系の先端側(圧縮機側)が実験での振動計測断面に比べ大きく 振動し、2次危険速度通過時は軸系の後端側(タービン側)が大きく振れまわっていることがわ かる.また、軸系のオービットは、1次危険速度通過時に軸系先端側が楕円、後端側が真円形状 となっている.一方、2次危険速度では軸系先端側が真円、軸系後端側が楕円となっている.こ の結果より、ふれまわりの大きい箇所は剛性の異方性の影響を強く受けて楕円軌道となり、小さ い箇所は異方性の影響が少なく真円に近い軌道となることがわかった.

#### 3-3.モード形状

次に,1次危険速度通過時の主軸のモード形状を図7,2次危険速度通過時の主軸のモード形状を図8に示す.



図7 1次危険速度通過時における主軸のモード形状



図8 2次危険速度通過時における主軸のモード形状

これらの結果より危険速度通過時の非定常な軸の振動挙動を可視化することができた.

## 参考文献

[1] 藤沢二三夫 他,"回転機械の不つりあい位置標定法に関する研究",ターボ機械,第14巻第 20 号,1986, pp.627-633.

[2] 山本敏夫,石田幸男,"回転機械の力学",コロナ社,2013

## 学会発表

中澤瑠,中田大将,江口光,角有司,内海政春,マルチボディダイナミクスによる航空宇宙機用 エンジン軸系の高精度モデリングと非定常振動解析,日本航空宇宙学会北部支部 2023 年講演会 ならびに第4回再使用型宇宙輸送系シンポジウム,2023 年 3 月 21-22 日,JAXA 角田.

# 謝辞

本研究の遂行にあたり,宇宙航空研究開発機構 安全・信頼性推進部の角有司氏および飯山 洋一氏にご助言・ご協力を賜った.ここに謝意を表する.

# GG-ATR エンジン用ダンパー要素試験に関する研究

〇湊 亮二郎 (航空宇宙システム工学ユニット 助教)

- 沖田 承夢 (創造工学科航空宇宙工学コース4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)

#### 1. はじめに

小型無人超音速実験機オオワシ2号機の推進エンジンとして、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(GG-ATR エンジン)が搭載される予定である.GG-ATR エンジ ンの定格回転数は58000 rpm に達するため、回転軸系のアンバランスが存在すると強制振動が発 生する.その振動を抑制するためには軸受にダンパーを設置することが必要であるが、エンジン 作動中は温度環境が変化するため、金属粒子やワイヤの乾性摩擦を利用した摩擦ダンパーが求め られる.前側軸受に粒子ダンパーを適用し、後部軸受にワイヤーメッシュダンパー(WMD)を適用 することが想定されていたが、従来のWMD では剛性が高過ぎて実機適用が困難であった.そこ で2022年度は改良型のWMDを提案し、その振動試験を実施して減衰性能の計測を行った.

## 2. GG-ATR エンジン用 WMD 試験装置

#### 2-1. WMD 形状と試験装置

図1と図2に、それぞれ従来のGG-ATR エンジン用 WMD と改良した WMD の形状を示す. 赤く塗りつぶした箇所が WMD に相当する箇所である.従来形状では、WMD をソフトマウント に挟み込んでおり、径方向に拘束が掛かっている形状になる.そのためダンパーの剛性が高くな っていると考えられる.そこで2022年度は、ダンパーを2分割にして径方向の拘束が掛からな いような形状を提案した.図2にその形状を示す.図2の WMD はエンジンに装着する際に軸方 向に圧縮して、ワイヤー間の摩擦力を増やして減衰力を増やすことを意図している.



この改良型 WMD の試験部品を製作し,振動試験を実施した.図3に改良型 WMD 振動試験装置の概観を示す.



図3 改良型 WMD 振動試験装置の概観

## 2-2. 試験条件

過去の GG-ATR エンジンの振動試験から, GG-ATR エンジンの軸系の一次危険速度と二次危険速度はそれぞれ 15000 rpm (250 Hz)前後,及び 21000 rpm(350 Hz)付近にあることが判明している.その結果を踏まえて本研究では,試験周波数を 200 Hz から 350 Hz に設定した.また振動振幅は実際のエンジン作動環境を想定し 20 μm-pp ~80 μm-pp と設定した.

#### 3. 試験結果

過去の研究から、GG-ATR エンジンの後部軸受用ダンパーの減衰係数は 1500N s/m 以上、剛 性係数は 6 kN/mm 程度であることが望まれている.これらを改良型 WMD の達成目標とす る.改良型 WMD は 2 つのワイヤーメッシュから構成されるが、今回は前方側のワイヤーメッ シュ、即ち図 2 中の左側のワイヤーメッシュのみで試験を行った.図4と図5に改良型 WMD の剛性係数と減衰係数の試験結果をそれぞれ示す.



剛性係数は、加振周波数に対してほぼ一定の値を取る結果となった.また従来型の WMD に比べて改良型の剛性係数は大幅に減少しており、改良の効果が見られたが、目標とする水準にはま

だ到達していない.この点は改良の余地がある.図5の減衰係数は、一般的に加振周波数が大き くなると減衰係数が下がる傾向にある.しかし概ね目標とする減衰係数のレベルには達している. 今後は、剛性係数を適正な水準にするため、ワイヤー線径を細くする、もしくはワイヤー密度 を下げるなどの措置を施して振動試験を行い、GG-ATR エンジン実機搭載型の WMD の開発を目 指す. ○穴田 蒼輝 (航空宇宙総合エ学コース 博士前期2年)
 居倉 葵依(航空宇宙システムエ学コース 学部4年)
 和田 拓也(航空宇宙システムエ学コース 学部4年)
 今井 良二 (航空宇宙システムエ学ユニット 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 (航空宇宙やステムエ学ユニット 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

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターでは、小型超音速実験機オオワシ2号機の研究 開発が進行中である.また、同機の燃料供給系では、バイオエタノールを加圧ガスにより供給す るシステムが検討されている.液体燃料タンクにおいて、飛行中の加速度に起因するスロッシン グが発生する.スロッシングにより、液体燃料へ加圧ガスが混入することによるエンジンの故障 のリスクの増加および機体姿勢制御システムへの悪影響が懸念される.

そこで本研究では、加圧ガス巻き込み問題を解決するために、同機燃料タンクにおけるガス巻き込み抑制機構(内部デバイス)の研究・開発を行い、その性能を評価することを最終目標とする.

すでに水を用いて内部デバイスの液捕捉機構(金属メッシュ)に関する解析・実験を行った. 実機相当流量0.6L/sで液体を排出し,ガス巻き込みが抑制可能であることを確認した[1].これま でにノズル本数を4とした内部デバイスにおいて実機相当流量0.6L/sでガス巻き込み抑制可能性 の検証を静止状態で実施し[2],さらに白老高速軌道実験装置を用いた加速度環境における液排出 試験およびタンク内部のスロッシング挙動観察,数値解析結果との比較検証を実施した[3].本年 度はこれに引き続き,バイオエタノールに物性値の近いイソプロパノール(IPA)向け内部デバイ スの試作,液排出試験,およびスロッシング抑制機構の試作検証試験を実施した.

#### 2. IPAを用いた推薬捕捉機構性能検証

バイオエタノールに物性値の近いイソプロパノール(IPA)を用いた推薬捕捉機構の試作,液排 出時の推薬捕捉機能の検証を行った.

#### 2-1. 実験方法

推薬捕捉機構のガス巻き込み抑制性能を評価するため、塩ビタンクに推薬捕捉機構を取付けた 状態で液排出実験を実施した.加圧ガスは実機条件と同様に GN<sub>2</sub>を使用した.

図1に本実験の配管系統図を示す. IPA 充填前にタンク内を真空排気し,推薬捕捉機構内の空気を取り除いた.ボンベから供給された GN<sub>2</sub>でタンク内を加圧し,液排出行った.液排出時のガス巻き込みを確認するために,タンクの上側と横側からカメラでタンク内を撮影した.



図1 配管系統図

# 2-2.実験結果と考察

図2に推薬捕捉機構近傍の流動挙動を示す. タンクの初期加圧値を0.15 MPaGとした. 液排出 開始時の0sの図より,排出開始直後に気泡が推薬捕捉機構内に存在することがわかる. この気泡 は推薬捕捉機構内に残存した空気であると考えられる. その理由として,気泡が見える段階では 推薬捕捉機構全体が IPA 内に浸漬されていたためである. したがって,排出時におけるガスの推 薬捕捉機構内への侵入が見られないため,ガス巻き込みの抑制に成功したといえる. 56 s で液排 出が終了した.

図 3 にタンク内圧力と IPA の排出流量の時間変化を示す.このとき,図より液体の最大排出流量は約 11 L/min となった.



0 s

56 s

図2 液排出時の推薬捕捉機構内の流動挙動



図3 時刻毎のタンク内圧力と排出流量のグラフ

以上より、本実験の課題は2つ存在する.1つ目は IPA 充填時に推薬捕捉機構内に空気が残存 し、完全にガス巻き込みを防止することが未達成であること.2つ目は設計流量 36 L/min での液 排出が未達成であることである.この2つの課題の解決する方法として、より排気速度の大きい 真空ポンプで真空排気すること、0.15 MPaG よりも高い圧力で加圧することが挙げられる.しか し、塩ビタンクの耐圧性の観点からこれ以上圧力を上昇させることが不可能である.そこで、よ り耐圧性の高いステンレスタンクで液排出試験を実施し、設計流量での液排出を目指した.ただ しステンレスタンクを用いた場合、タンク外部からの流動挙動観察が不可能となる.そこで、推 薬捕捉機構側の鏡板を透明のポリカーボネート製とすることとした.

図4にステンレスタンクを用いた液排出試験の系統を示す.本実験では、タンク内部の圧力を フィードバックして加圧ガスの供給を制御する Bang-Bang 制御による調圧を行い、設計流量 36 L/min の達成を目指した.



図4 金属タンクを用いた実験の配管系統図

表1に金属タンクを用いた実験の実験条件を示す.

目標圧力	上限值	下限值
MPaG	MPaG	MPaG
0.15	0.16	0.14
0.2	0.21	0.19
0.25	0.26	0.24
0.3	0.31	0.29
0.35	0.36	0.34
	目標圧力 MPaG 0.15 0.2 0.25 0.3 0.35	目標圧力     上限値       MPaG     MPaG       0.15     0.16       0.2     0.21       0.25     0.26       0.3     0.31       0.35     0.36

表1 実験条件

金属タンクに推薬捕捉機構を取付け,液排出実験を行った.表2に加圧条件,液排出流量を示 す.レギュレータ二次圧 0.4 MPaG のすべての条件においてガス巻き込みの抑制に成功した.レギ ュレータ二次圧 0.4 MPaG の目標圧力 0.35 MPaG において,目標圧力を維持するのに必要な GN<sup>2</sup> の流量が不足していたため,圧力を上限値,下限値の範囲内に維持するという目標が未達成とい う結果になった.そこで,レギュレーターの二次圧を 0.5 MPaG に昇圧し,実験を行った結果,流 量 15.8 L/min でガス巻き込みが生じ,設計流量 36 L/min での推薬捕捉機能の達成はできなかった. 設計流量より低い流量でガス巻き込みが生じた原因は,バブルポイントが想定より低くなったた めと考えられたため,本研究ではバブルポイントを改めて計測することとした.

レギュレータ	目標圧力	上限值	下限值	体積流量
二次圧(MPaG)	(MPaG)	(MPaG)	(MPaG)	(L/min)
	0.15	0.16	0.14	7.7
	0.2	0.21	0.19	10.2
0.4	0.25	0.26	0.24	11
	0.3	0.31	0.29	12.6
	0.35	0.36	0.34	12.2
0.5	0.35	0.36	0.34	15.8

表 2 実験結果

平らな金網のバブルポイント圧の値と金網を湾曲させた場合のバブルポイント圧の値に違いが ある可能性があるため、湾曲させた金網を用いたバブルポイント圧試験を実施し、湾曲させた場 合のバブルポイント圧の値を求めた.図5にバブルポイント試験系統図、図6にタンク断面図を 示す.電源とロガーとの間にスイッチを介し、ガス巻き込みの瞬間と液膜再形成の瞬間にスイッ チを押すことで、ガス巻き込みした瞬間と液膜再形成の瞬間のタイムスタンプを電圧として記録 した.



図5 P<sub>BP</sub>計測試験系統図

図6 タンク断面図

図7にバブルポイント圧試験で計測した圧力と電圧のグラフを示す.電圧のグラフで2か所ピーク値が存在するが,第一のピークはガス巻き込みが発生した時点,第二のピークは液膜が再形成された時点を示す.



図7 時刻毎のタンク内圧力と電圧

バブルポイント圧試験結果より, *P<sub>BP</sub>*は 2978.16 Pa となり,設計値である 6400 Pa と比較して 低い結果となった.

#### 3. スロッシング抑制機構の試作、検証

スロッシング抑制機構を考案,試作し,水を用いた検証試験を実施した.

## 3-1. スロッシング抑制機構の概要

図 8 にスロッシング抑制機構の概要を示す.図に示すように二種類の機構を考案した.抑制機構に円筒形状を利用することによって,液体と固体壁の接触面積が増加するため,液体の粘性応力による減衰を増加させる.円筒形状内部のスロッシング抑制には,横スロッシング抑制手法と

して一般的なリングバッフルの思想を適用する.抑制機構は2種類用意した.抑制機構 TYPE-A の円筒部側壁には綾畳織(165/1400)の金属メッシュを使用した.円筒部に金属メッシュを用いることで抑制機構内部に液体の残存を防止することができるとともに、メッシュ表面に液膜を形成することにより接触面積を増加させ、減衰を高めることが期待できる.





# 3-2. 加振試験概要

新たに設計した抑制機構を実寸大模型タンクに搭載する.クレーンを用いて、タンクを含む実 験装置全体にピッチ方向の加速度を作用させ、液体の挙動をカメラで観察し、抑制機構非搭載時 の液体の挙動との比較を行った.この際、地面に着地することを防止するために滑車を利用した. 観察液体は食紅で着色した水とし、液量は液排出開始直後の残液を 80 %、液面がタンク中心部ま で低下した時の残液を 50 %、液排出終了間際の残液を 20%と考え、80 %、50 %、20 %とし、 計測項目として、架台にかかる加速度、実験前後の架台の傾き角、液体挙動(動画:30 fps)とした. 図9に製作した実験装置の外観を示す.



図 9 加振試験装置概要

# 3-3.加振試験結果および考察

表3に加振試験概要を示す. なおこの場合の液量はタンク体積の20%とした. 落下開始後 0.40 sec)では,抑制機構 TYPE-A の場合と抑制機構非搭載の場合では抑制機構 TYPE-B で見られ るようなしぶきを上げるような液体の挙動が見られず,スロッシングが抑制できているといえ る. 落下開始後1.47 sec では,抑制機構 TYPE-A では抑制機構 TYPE-B や抑制機構非搭載の場合 に見られた大きな液面の乱れが見られず,スロッシングが抑制できているといえる.

No. Device	落下開始 0.40 sec 後	落下開始 1.47 sec 後
TYPE-A		
TYPE-B		
w/o device		

Table 3 加振試験結果概要

# 4. まとめ

本研究では、燃料のバイオエタノールの物性に近い IPA を用いた推薬捕捉機構の検証試験、水 を用いたスロッシング抑制機構の検証試験を実施した.結果を以下にまとめる.

- IPA を用いた推薬捕捉機構の考案および検証試験を実施し、流量 15.8 L/min においてガス巻 き込みが発生することが分かった.
- ・ 設計流量でのガス巻き込み抑制が達成できなかったため、推薬捕捉機構を用いた円筒形状金 網でのバブルポイント試験を実施し、バブルポイント圧力が平面金網と異なることが分かった。
- スロッシング抑制機構として円筒形金網および円筒内にリングバッフルを用いたものを考案
   し、加振試験によりスロッシング抑制が実現できることを確認した.

# 参考文献

- [1]曽田直希,今井良二,内海政春,中田大将,湊亮二郎: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(ガス巻き込み抑制機構の性能検証),日本マイクログラビティ応用学会, 2020.
- [2] Naoki SOTA, Ryoji IMAI, Aoki ANADA, Taisei YAMAZAKI, Masaharu UCHIUMI, Daisuke NAKATA, and Ryojiro MINATO, Study on Propellant Supply System for a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle (Study on a Propellant Management Device), Int. J. Microgravity Sci. Appl., Vol.38, No.1, 2021, <u>https://doi.org/10.15011/jasma.39.390103</u>.
- [3] 山崎大勢,曽田直希,穴田蒼輝,今井良二,中田大将,内海政春,小型超音速実験機向け推 薬供給システムに関する研究(オオワシ2号機燃料タンクにおける加圧ガス巻き込み抑制機構に 関する研究),第19回HASTIC学術技術講演会,20220308,WEB開催

○濵田 慶一郎 (航空宇宙総合エ学コース 博士前期2年)
 殿山 紘生 (航空宇宙システムエ学コース 学部4年)
 今井 良二 (航空宇宙システムエ学ユニット 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 (航空宇宙システムエ学ユニット 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

室蘭工業大学・航空宇宙機システム研究センターでは、高速度飛行環境下での技術検証のため 超音速無人実験機の開発が行われている.このエンジンでは、推進剤にバイオエタノール(BE), 酸化剤に液体酸素(LOX)を使用し、窒素ガス(GN<sub>2</sub>)加圧による推薬供給システムが検討されている. 液体酸素は極低温液体であるため、加圧ガスと液体酸素及びタンク内壁の温度差により加圧ガス が冷却される.そのためタンク内部の圧力制御に必要なガスの量が不足する.ガスの量が不足す ると、タンク内部の圧力を維持することができなくなり、推薬供給に悪影響を及ぼす.しかし過 剰なガスの搭載は機体重量に悪影響を与えるため、加圧ガス消費量の予測技術が必要である.

そこで本研究では、同機の極低温推薬タンクの推薬供給システムの設計技術の開発を最終目的 とする.これまではタンク内部調圧機構の検証、解析結果の評価を目的とした模擬推薬排出時の タンク内部温度の時間変化の取得を実施してきた[1][2][3][4].本年度は上記設計技術確立に向け て実施したタンク内熱流動挙動解析ツールの構築として実施した、相変化を含むタンク内部熱流 動解析および解析結果を検証するための要素実験を実施した.

#### 2. 実験概要

本実験では、小型超音速飛行実験機の実寸酸化剤タンクを使用し、模擬推薬排出実験を行った. 実験に使用した試験タンクを図1に示す.図2に実験槽の内部温度の測定箇所を示し、番号は下 から順に記載している.また、実験系統を図3に、実験条件を表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.本試験タンクは実機タンクとは異なり、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.模擬推進薬には、液体酸素の 代わりに飽和温度に近く、安全性を考慮し液体窒素を使用した.加圧ガスにはヘリウムガスを使 用した.液体窒素は、自己加圧式の液体窒素容器から試験槽に充填され、充填が完了するとタン ク内はヘリウムガスで加圧され、液体窒素の排出が開始される.今回新たにタービン流量計を設 置し実験を行った.液体窒素排出流量は重量変化から求めていたため平均流量のみのデータだっ たが、タービン流量計を使用することにより瞬間流量を求めることが出来る.今回はタービン流 量計で得た流量データと重量変化から求めた流量データを比較し、信頼性を確認する.また、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 Bang-Bang 制御とした、測定項目は、試験槽内の流体温度(16点)、外壁温度(3点)、試験槽内の圧力、 加圧ガス流量,加圧ガス温度,液体排出温度,液体窒素排出流量である.温度測定にはT型熱電対(シース外径:0.5 mm)を使用した.



図1 試験タンク

図2 試験タンク内温度計測点



図3 実験系統

一开 田山 友 八山

衣 1 美駛枀件				
Experimental number	А	В		
Target pressure [MPaG]	0.2	0.2		
Lower limit [MPaG]	0.195	0.195		
Upper limit [MPaG]	0.205	0.205		
Upstream pressure [MPaG]	0.4	0.4		
Volumetric flow rate [L/min]	18	12		
Turbine flowmeter	×	$\bigcirc$		

## 2. 解析概要

解析条件を表2に示す. ANSYS Fluent を使用し, VOF 法でタンク内熱流動を考慮した液体排出 特性の解析を行う. さらに変化を考慮するために LeeModel を適用した. 以下の Table.3 に LeeModel を構成する方程式示す. なお表2に示す *coeff* と *coeff* は経験係数である. 初期条件でタンク内 温度 80 K, タンク内圧 0.2 MPa, 液面高さは180 mm とする. 液体窒素の体積流量と加圧ガスであ るヘリウムの温度は、それぞれ実験で得られた値を時間変化で与えた.条件Cでは加圧ガス温度 を下げ数値解析の温度分布に影響があるかを確認した.本研究では、条件A、Bの実験で得られ た温度と数値解析結果の関係を確認した.さらに条件Bと条件Cで比較を行い解析結果の確認を 行った.

表 2 解析条件

	Mass Flow Rate	Helium Torres or streng (V)		
	(L/min)	Temperature (K)		
А	18	291.5		
В	19	200 /		
D	12	250.4		
C	12	230.0		
	表 3 Le	e モデル		
$\dot{m}_{lv} = coeff_{c}$	$T_e \times \alpha_l \rho_l \frac{(T_l - T_{sat})}{T_{sat}}$	evaporation frequency		
	$(T_l > T_{sat})$			
$\dot{m}_{vl} = coeff_{o}$	$C_c \times \alpha_v \rho_v \frac{(T_{sat} - T_v)}{T_{sat}}$	Condensation frequency		
	$(T_v < T_{sat})$			
$\alpha$ : volume fraction, $\varrho$ : Density, <b>T</b> : Temperature				
<b>m</b> : Mass transfer rate (kg/sec/ $m^3$ )				
subscript <b>l</b> : Liquid phase, subscript <b>v</b> : Gas phase, subscript <b>sat</b> :				

## Saturation temperature

#### 3. 結果と考察

タンクにおける温度分布の時間変化につき、実験と数値解析結果の比較を行った.

条件 B におけるタンク内温度の時間変化を図4と図5に示す.ここでは実験結果と数値解析結果の比較についても記している.また条件 B と条件 C の数値解析結果を図6と図7に示す.

図4では22[s]時点まで数値解析と実験結果の差異は小さく液体窒素の飽和温度付近を示す.その後,液排出に伴い実験と解析ともに温度が上昇していることがわかる.その際の温度分布の差異が大きくなることがわかる.図5では加圧ガス流入直後から差異が大きいことがわかる.実験では加圧ガスの流入後少しずつ温度が上昇しているが,解析では加圧ガスの流入直後に温度の上昇量が大きいことがわかる.このことから,液相での温度分布は一致を得ることが出来ているが,気相温度分布において良好な一致を得ることが出来ていない.よって解析は実験と比較して,気相が加圧ガスの温度に影響を受けやすいことがわかった.これらの結果は条件Aと同じような結果が得られた.

次に条件 B の解析と条件 C の解析で温度分布の比較をする.条件 B の解析では実験器具内の加 圧ガス温度の低下を再現できていないため,実際に加圧ガス温度を下げた状態で数値解析内を行 い,どのような影響があるかを確認していく.まず,液相の温度分布には影響が少なく,飽和温 度付近を示す.ここで気相温度分布に関して,加圧ガス温度を下げることにより,全体的に加圧
ガス温度を下げた条件 C の方は条件 B に比べて温度が低いことや温度の上がるタイミングが遅く なっていることが分かる.また温度の急上昇も緩和されていることが見て取ることが出来る.そ のため実験値に近づいていることが分かる.よって実験の温度分布に近づけさせるためには,加 圧ガスの温度低下を再現しなければならないことが分かった.



#### 4. 結言

極低温推薬タンクの推薬供給システムの設計技術の開発という本研究の最終目的に基づき, 試 験タンクを用いた実験により得られた温度変化とタンク内熱流動を考慮した液体排出の解析から 得られた温度変化を比較した.相変化の考慮により,液相内部の温度分布の時間変化は解析によ り良好にできたが,気相内部の温度分布の際は依然として大きい.

今後は気相内部の温度分布の不一致の原因究明,対策および三次元解析モデルの構築が課題で ある.

#### 参考文献

- [1]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),日本マイクログラビティ応用学会 第31回学術講演会,2019年.
- [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, 2018年.
- [3] 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)
- [4] 濱田慶一郎,今井良二,中田大将,湊亮次郎,内海政春,小型超音速飛行実験機における酸 化剤タンク内模擬推薬熱流動挙動に関する研究,日本マイクログラビティ応用学会 第33回 学術講演会 (JASMAC-33), 20211013-15, WEB 開催

## 小型超音速飛行実験機の遷音速抗力の評価と低減

○重清 智大 (航空宇宙総合エ学コース 博士前期2年) 溝端 一秀 (航空宇宙システムエ学ユニット 准教授)

#### 1. はじめに

小型超音速飛行実験機オオワシについて,超音速域への加速性能を確保するために,エリアル ールに基づいて遷音速抗力低減が進められてきた[1]. その取り組みにおいて,以下の2つの課題 が残っている.

1) 遷音速風洞試験において,模型支持スティング後端の拡大部で生じる圧縮波によってインテ ーク後部や胴体底面の圧力が乱れ(スティング干渉),正確な全機抗力の計測ができていないこと が,CFD 解析によって推定された[2].また,オオワシは胴体後端にエンジンを搭載することから, エンジンの存在とその排気流が全機抗力に影響する可能性がある.

2) 3 自由度飛行経路解析の手法として,従来は推力余裕最大の領域に沿って飛行するように手動で飛行経路を調整していた(手動解)[3].しかし,この手法による最大到達マッハ数は最適解ではない.飛行解析では設定すべき変数が多く,さらに変数間にトレードオフが存在するため,手動での最適解探索は極めて困難である.

そこで本研究では、以下の3項目を目的とする.

- スティング干渉を低減できるようにスティング形状を修正し、遷音速風洞試験によって正確 な全機抗力を計測する.
- ② エンジンの存在とその排気流が全機抗力に与える影響を明らかにする.
- ③ 遺伝アルゴリズムを用いて飛行経路の最適解を探索する.

### 2. スティング形状の修正による正確な全機抗力の計測

スティング干渉低減効果があると見込まれるスティング支持形態を種々提案し、その効果を CFD 解析で推算する.スティング干渉低減効果が最も大きいと予測される形態を採用し、遷音速 風洞試験に供する.CFD 解析条件を Table 1 に示す.風洞試験には JAXA/ISAS 遷音速風洞を用い る.風洞試験の条件を Table 2 に示す.力・モーメントは 6 分力内挿天秤で計測し、ベース圧は圧 力計測管で計測する.

Table 1. CFD analysis conditions.			
Analysis model	Wind tunnel test model (7/60 scale)		
<u> </u>	0.5 mm (Rear of fuselage and forward of sting)		
Grid spacing	1.0 mm (Forward of fuselage and Rear of sting)		
Total cell count	About 8,000,000 points		
Turbulence model	Spalart-Allmaras model		
Mach number	0.7~1.3 (0.2 increments)		
Angle of attack	0 deg		
Static temperature	Consistent with wind tunnel test data		
Static pressure	Consistent with while tunnel test data		

))

提案するスティング支持形態を Figs. 1-2 に示す. ここで,Without Sting は自由飛行状態に相当 する. Conventional Sting は、従来の風洞試験で用いていたスティングである. Extended Sting は圧 縮波によるベース圧上昇を緩和するために、テーパー部を模型底面から離し、傾斜角を小さくし た形状である.



(d) Extended Sting.

(a) Without Sting.

(e) Extended Sting with pressure tube. Fig. 2. CFD analysis model with intake.

(g) Extended Sting. Fig. 1. CFD analysis model without intake.

CFD 解析結果を Fig. 3 に示す. Extended Sting は Without Sting すなわち自由飛行状態に最も近い 全機抗力を示しており、底面圧力も Without Sting に近い. そこで Extended Sting を採用し、風洞 試験に供する.



Fig. 3. CFD analysis results for conventional and proposed sting shapes.

風洞試験結果を Fig. 4 に示す. Conventional Sting と比較して, Extended Sting では全機抗力が大きく増加し、ベース圧は低下することがわかる.最大でマッハ 1.0 において 83 Counts (27.6%) 抗力が増大することがわかる.



### 3. 排気流を含む CFD 解析

風洞試験において吸排気を再現することは極めて困難であるため、CFD 解析のみから全機抗力 の変化を予測する.このため、計算コストよりも計算精度を優先した Table 3 の条件で解析する. 吸排気の有無で4パターンの解析を実施した.全機抗力の推算結果を Fig. 5 に示す.吸気の存 在によってマッハ数全域で抗力が低減され、排気の存在によって亜音速域では抗力増大、超音速 域では抗力低減が予測されている.吸排気あり(With intake flow – With exhaust flow)と吸排気無 し(Without intake flow – Without exhaust flow)を比較すると、吸排気によって最大でマッハ1.3 で 102 Counts (24.0%)の抗力低減が予測されている.

and exhaust flows.			
A malauria mandal	Full Scale Vehicle Model		
Analysis model	(half cut, semispan: 1.2 m)		
Grid spacing	4.0 mm		
Boundary lavor mach	$y^{+} = 10$		
	(Dimensionless wall distance : 0.1 mm)		
Mash and and	20.0 mm (around the model)		
Mesh fermement	20.0 mm (around the exhaust flow)		
Total cell count	About 36,000,000 points		
Turbulence model	k-ω SST model		
Mach number	0.7~1.3 (0.1 increments)		
Angle of attack	0 deg		
Static temperature	Conditions along the path of a 3-DOF		
Static pressure	flight path analysis		





Fig. 5. Results of CFD analysis including intake and exhaust flows.

## 4. 遺伝アルゴリズムによる飛行経路の最適化

3 自由度飛行解析は、三次元慣性極座標系の運動方程式をコンピュータで数値的に解き、オオ ワシの飛行性能を予測するものである.最適化に用いる遺伝アルゴリズムは、生物の進化に着想 を得た最適化手法である[4].選択、交叉、および突然変異を経て、性能の良いサンプル(目的関 数を満たすサンプル)の遺伝子を次世代へ継承していくことによって、最適解に到達できるとさ れている.今回の遺伝アルゴリズムの条件を Table 4 に示す. 従来手法による手動解と遺伝アルゴリズムによる最適解を Fig. 6 に示す.手動解では $M_{max}$  = 2.30,  $W_{propellant}|_{M_{-2.0}} = 13.3 \text{ kg}$ と予測されたが,遺伝アルゴリズムでは $M_{max}$  = 2.61または  $W_{propellant}|_{M_{-2.0}} = 25.2 \text{ kg}$ と予測されている.この最適解では,亜音速域において高度を稼ぎ,その後重力を活用して降下加速しながら遷音速域の推力余裕の谷を通過したり,残存推進剤が少な くなってきたときに降下加速によって最大到達マッハ数を向上させている.



Table 4. Conditions for the Present Genetic

## 5. まとめ

小型超音速飛行実験機オオワシについて,スティング形状の修正による遷音速風洞試験における正確な全機抗力の計測,吸排気流を含む CFD 解析による全機抗力の推算,および遺伝アルゴリズムによる飛行経路の最適化を行い,以下の結論を得た.

- 風洞試験におけるスティング形状の修正によって、ベース圧が低減し、全機抗力計測値が増 大した.
- 吸気が存在することによってマッハ数全域で抗力低減が,排気が存在することによって亜音 速域では抗力増大が,超音速域では抗力低減が予測された.
- 遺伝アルゴリズムを用いた飛行経路最適化によって最大到達マッハ数およびマッハ2到達時 残存推進剤質量が大きく向上すると予測された.

## 参考文献

 T. Shigekiyo, N. Hasegawa, K. Miyamoto, and K. Mizobata, "Drag Reduction of the Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle Being Developed at Muroran Institute of Technology (Third Report)," 33<sup>rd</sup> International Symposium on Space Technology and Science, 2022-g-04, On-line, February 26 – March 4, 2022.

[2] 重清智大,「室工大小型超音速飛行実験機におけるインテーク後部の形状修正による抗力低減」, 室蘭工業大学卒業論文,2021年2月.

[3] 近藤賢, 溝端一秀,「第二世代小型超音速飛行実験機の飛行性能予測」,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 2012, pp.19-22, 2013 年 7 月.

[4] John H. Holland: Adaptation in Natural and Artificial Systems, Univ. Michigan Press, 1975.

## 小型超音速飛行実験機における抗力低減のための形状変更に伴う空力特性変化

○高橋 直希 (航空宇宙工学コース 4年)

重清 智大 (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

小型超音速飛行実験機オオワシについて、これまでの風洞試験とエンジンの熱サイクル解析に よって、遷音速から超音速への加速が困難であると予測された.そのため、エリアルール(Area Rule)に基づいて抗力低減のための形状変更が進められてきた[1].しかし、これまでの形状変更は 抗力低減および推力余裕改善を目的としていたため、抗力以外の空力特性への影響が明らかにな っておらず、CFD 解析および風洞試験によってこれを評価する必要がある.そこで本研究では、 風洞試験に先立つ予備解析として CFD 解析を実施し、抗力低減のための形状変更による空力特性 変化を予測する.

#### 2. 理論と手法

オオワシの基本形状 M2011 と、本研究で対象とする抗力低減形状 FY2021の概観を Figs. 1-2 に 示す. CFD 解析によって機体各部位の空力への寄与度を推定するため、Fig.3 の色分けのとおり、 機体構成部位を区分してメッシュ生成する.縦の空力推算のために半裁モデル、横の空力推算の ために全機モデルを用いる.メッシュ生成条件は、全空間テトラメッシュ、格子点間隔 1 mm で あり、CFD 解析条件は、マッハ数 0.50~1.3、迎角・横滑り角-2.0~2.0 deg (1.0 deg 刻み) である. 静温・静圧は風試条件に一致させる.



Fig. 1. The baseline configuration M2011.



(a) The configuration M2011.



Fig. 2. The revised configuration FY2021



(b) The configuration FY2021.

Fig. 3. Division of configuration components.

## 3. 結果と考察

M0.50 における種々の迎角に対する縦空力の推算結果を Fig.4 に示す. M2011 基本形状に比べ FY2021 形状では, 揚力はほぼ同等であり, ピッチングモーメントは大きくなっている. M0.5, α=-2.0 degの際の機体上下面の圧力分布を Fig.5 に示す. 2011 基本形状と比べて 2021 形状では, 水平尾翼上面は高圧に、下面は低圧に、後胴後部上面は低圧となっている. それらが総合的に作 用し全機ピッチングモーメントが増えると考えられる.







Fig. 5. Pressure distributions on M2011 and FY2021.

M0.5 における種々の横滑り角に対する横空力の推算結果を Fig.6 に示す. M2011 基本形状に比 ベ FY2021 形状では、ヨーイングモーメント傾斜すなわち風見安定が大きく、ローリングモーメ ントはほぼ同等となっている.



Fig. 6. Results of CFD analysis about lateral aerodynamics at M0.5.

M0.5, β=2.0degの際の機体各部位のヨーイングモーメントに対する寄与度をFig.7(a)に, 胴体各部位の寄与度をFig.7(b)に示す. 胴体の形状変更やインテークの設置の寄与が大きいと考えられ, 特に胴体については, 前胴部でヨーイングモーメントが若干増加し, 後胴部で大幅に増加している.



Fig. 7. Contribution of configuration components to the yawing moment at M0.50,  $\beta$ =2.0deg.

M0.5, β=2.0degの際の胴体側面の圧力分布をFig.8に示す. 2011基本形状と比べて2021形状では, ノーズは低圧に,後胴左側面は低圧に,後胴右側面はやや高圧であり,これらが総合的に作用し 胴体全体としては重心周りにヨーイングモーメントが増えると考えられる.



Fig. 8. Pressure distribution on fuselage components.

## 4. まとめ

オオワシの抗力低減を目的とした M2011 基本形状から FY2021 形状への形状変更による空力変 化を推定するために,迎角と横滑り角を与えて CFD 解析を実施した.その結果は以下の通りであ る.

- ▶ 揚力は概ね同等である.
- ▶ 亜音速域のピッチングモーメントは増加する.
- ▶ その原因は、水平尾翼上面の圧力が上昇し、下面の圧力が低下することである.
- ▶ 亜音速域から遷音速域にかけて風見安定が増加する.
- ▶ 亜音速域から超音速域にかけてローリングモーメントはほぼ同等である.
- ▶ ヨーイングモーメントの増加の原因は、ノーズと後胴部の形状変更によって圧力分布が変化することと考えられる.

## 参考文献

[1] Shigekiyo, et al., "Drag Reduction of the Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle Being Developed at Muroran Institute of Technology (Third Report)," 33<sup>rd</sup> International Symposium on Space Technology and Science, On-line, February 26 – March 4, 2022.

## 小型超音速飛行実験機のロールレートによる遷音速動的空力の計測評価

○原口 柊太 (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

小型超音速飛行実験機オオワシの飛行性能予測のための 6 自由度飛行経路解析や,自律的誘導 制御系の設計のためには,姿勢変化速度による空力特性,すなわち動的空力特性データを必要と する.これまで亜音速条件での風洞試験や CFD 解析によって静的空力特性[1]および動的空力特性 が評価されてきた[2].一方,遷音速,超音速域での動的空力特性は評価できていない.そこで本 研究では,小型超音速飛行実験機の遷音速域での動的空力特性を風洞試験によって明らかするこ とを目的とする.特にロール運動に起因する動的空力特性に的を絞る.

#### 2. 手法

機体模型, 天秤, およびスティングを一体として, その対称軸まわりにロール運動させるため に,図1のロール駆動装置を設計・製作した.駆動にはステッピングモーターを用い, PC からの 数値制御によって正確かつ再現性良く所定のロールレートを与えることができる.宇宙科学研究 所での遷音速風洞試験において機体模型にはたらくローリングモーメントに抗してロール駆動で きるよう, 十分なトルクを有するステッピングモーターを選定している.また, 遷音速風洞試験 で機体模型にはたらく空力荷重・モーメントに耐えるよう, 十分な強度のニードルベアリングで スティングを支えると共に, 筐体にも十分な構造強度を与えている.

風洞試験設備として(国研)宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所(JAXA/ISAS)の遷音速 風洞を用いる.その概観を図2に,模型設置状況を図3に示す.空力測定には機体模型の胴体内 部に設置された6分力内挿天秤を用いる.



図1. ロール駆動装置の概観 図2. JAXA (筐体の上蓋を外した様子). 風洞の概観.

図2. JAXA/ISAS 遷音速 図3 風洞の概観.

図1. ロール駆動装置の概観 図2. JAXA/ISAS 遷音速 図3. 遷音速風洞への模型設置状況

ロール駆動によって機体模型にはたらく力,すなわち内挿天秤で計測される六分力には,空気 力の他に,重力,ロール運動に起因する慣性力・遠心力,天秤やスティングの撓みによる振動, 等の不要な力およびモーメント成分が混在する.そこで,無風状態と通風状態で同一のロール駆 動(ロール角の経時変化)を実施し,通風時の天秤信号から無風時の天秤信号を差し引くことに よって,重力,慣性力,遠心力,等の不要な力成分を除去する.

一方, ピッチ角 $\theta$ とロール角 $\varphi$ の組み合わせに対して, (1), (2)式に従って迎角 $\alpha$ および横滑り角  $\beta$ が生ずる.

$$\alpha = \tan^{-1} \left( \frac{\cos \varphi \sin \theta}{\cos \theta} \right) \qquad \cdots (1)$$

$$\beta = \sin^{-1}(\sin\varphi\sin\theta) \qquad \cdots (2)$$

風洞試験により得られたそれぞれの空力係数は,横滑り角βに対してヒステリシス特性を示す. ローリングモーメント係数*C*<sub>l</sub>を例に採れば,図4のようなヒステリシス曲線を描く.縦軸切片を通る近似直線*y*<sub>1</sub>,*y*<sub>2</sub>(図中の赤線)は(3),(4)式で記述される.

$$y_1 = C_{l\beta}\beta + C_{lp1}\hat{p} + \delta \qquad \cdots (3)$$

$$y_2 = C_{l\beta}\beta + C_{lp2}(-\hat{p}) + \delta \qquad \cdots (4)$$

ここで $\delta$ は,機体模型や流れ場の非対称性に起因するゼロ点偏差である.また, $\hat{p}$ は無次元ロール角速度p[rad/sec],翼幅b[m],機体固定X軸方向の流速 $U_0$ [m/s],およびピッチ角 $\theta$ を用いて次式で与えられる.

$$\hat{p} = p \cdot \frac{b}{2U_0 \cos \theta} \qquad \cdots (5)$$

以上の事から次の通り、(3)、(4)式の引き算で動的微係数を推算できる.

$$C_{lp} = \frac{C_{lp1} + C_{lp2}}{2} = \frac{y_1 - y_2}{2\hat{p}} \qquad \cdots (6)$$

また,近似直線y1, y2の傾きから静的微係数 Clp が求められる.



図4. 横滑り角β[deg]に対するローリングモーメント係数 *C*<sub>l</sub>のヒス テリシス曲線.

## 3. 結果と考察

風試条件として3通りのロール角速度,3通りの迎角(0,+2,+4[deg]),および5通りの通風 マッハ数(M0.5,0.7,0.9,1.1,1.3)を組み合わせ,各条件で3回ずつ通風・計測した.無次元 ロール角速度と空力微係数の関係を図5~7および9に示す.エラーバーは標準偏差である.

## 3-1. *C*<sub>lp</sub> (ロールダンピング)

図5に示すとおり、全てのマッハ数で*C<sub>lp</sub> < 0*となり、ロール動安定(ロールダンピング)がある.マッハ数およびロール角速度が大きいほどロールダンピングが強くなる傾向にあり、また、マッハ数が高いほどピッチ角への依存性が大きい.



# 3 — 2. $C_{l\beta}$ (上反角効果)

図6に示すとおり、全てのマッハ数で $C_{l\beta} < 0$ となり、ロール静安定(上反角効果)がある.また、マッハ数増加による変化は小さく、種々のロール角速度に対してもおおよそ一定の値にある.

## 3-3. C<sub>np</sub>(アドバースヨー効果の一種)

図7に示すとおり、M1.1以外のマッハ数では $C_{np} > 0$ となり、右ロール時に右ヨーイングモー メントが発生する.M1.1では $C_{np} < 0$ となっている.図8に示すとおり、動的遷音速風試では、 機体模型の直後にロール駆動装置が設置されており、M1.1の風試ではロール駆動装置前面で発生 する圧力波の影響を受けた可能性がある.



 $<sup>\</sup>boxtimes 6$ .  $C_{l\beta} vs \hat{p} [\theta = 4]$ .







(a) 静的遷音速風試.(b) 動的遷音速風試.図8.機体模型後方の様子

## 3-4. $C_{n\beta}$ (風見鶏効果)

図9に示すとおり, M0.5~M0.9 では風見静安定がある.一方, M1.1, M1.3 では風見不安定になっており, ロール駆動装置前面で発生する圧力波の影響を受けた可能性がある.



 $\boxtimes$  9.  $C_{n\beta} vs \hat{p} \ [\theta = 4].$ 

## 4. まとめ

室蘭工大で研究開発中の小型超音速飛行実験機の空力形状 M2011 について, 遷音速域でのロー ル角速度に起因する動的空力特性を計測評価することを目的として, ロール駆動装置を設計・製 作し,宇宙科学研究所遷音速風洞にて通風マッハ数 M0.5~1.3 の範囲で動的風洞試験を実施した. ヒステリシス特性から静的および動的微係数を推定した. その結果は以下の通りである.

- (1) 上反角効果およびロールダンピングがあり、静的・動的なロール安定が確認された.
- (2) マッハ数およびロール角速度が大きいほど、ロール動安定が強まり、ピッチ角増加による変化も大きい.
- (3) *C<sub>np</sub>*は M1.1 以外のマッハ数で正の値をとる. M1.1 の動的風試では, ロール駆動装置前面で発 生する圧力波の影響を受けた可能性がある.
- (4) 風見鶏効果は M1.1, M1.3 以外ではマッハ数に依存しないようである. M1.1, M1.3 の動的風 試では、ロール駆動装置前面で発生する圧力波の影響を受けた可能性がある.
- (5) ピッチ角を与えピッチングモーメントがはたらく条件で、ロールレートが低減した. 天秤支 持スティングが SUS304 製であることから、その表面硬度が不足して、ベアリングのニード ルが食いついたものと推察される. 天秤支持スティングの表面硬度を浸炭熱処理等によって 高める必要がある.

## 参考文献

[1] 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.

[2] 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, 2019, Fukui Japan.

## 小型超音速飛行実験機のロール運動における周囲の流れの可視化

○喜多 覇人 (航空宇宙工学コース 4年)佐々木 駿 (航空宇宙総合工学コース 博士前期 1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, 亜音速動的風洞試験[1]および CFD 解析[2] によって評価が進められてきた.その過程で、ノーズ長の違いによらずロール動安定となること が確認されたが、ピッチ角の増加に伴いロールダンピングが劣化することが分かった.そこで本 研究では、風洞試験における流れの可視化よってこの現象を検証し、動的空力特性の発生メカニ ズムを解明することを目的とする.

#### 2. 理論と手法

一般的な飛行機において機体がローリングするときに発生するローリングモーメントの大きさ を表す空力微係数 *C*<sub>lp</sub> (ローダンピング)の理論を説明する.

- ✓機体にロール運動を与えると、機軸からの距離に応じた回転周速が発生する.
- ✓ この周速と一様流速の合成によって主翼翼幅方向の各所において迎角変化が生じる.
- ✓これにより左右翼の揚力差が生じ、ロール運動を減衰する方向にローリングモーメントが生じる.

これを表すのが *C*<sub>lp</sub>であり,通常負である.しかし,オオワシで使用しているクランクトアロー 翼では主翼上面に発生する大規模渦流れによって揚力が発生することから,翼幅方向に一様な流 れ場を仮定する従来の理論解析では不十分である.そこで,どのような流れ場が機体周囲で発生 しているかを風洞試験においてスモークワイヤー法[3-5]を用いて可視化し,CFD 解析結果[2]と比 較検証する.スモークワイヤー法による実験手順は以下の通りである.

- ✓ 風洞吹き出し口に取り付けたニクロム線(φ0.26 mm)に流動パラフィンを等間隔に塗布する.
- ✓ 風速2m/s で通風し、ニクロム線に30V直流電流を印加する.
- ✓ 機体模型に種々のピッチ角およびロールレートを与えたときの右ロール中のロール角 φ=0 付 近を高速ビデオ撮影する. (1024x1024 pixels, 750 fps)

試験条件としては,天秤計測結果[1]や CFD 解析[2]と同等の無次元ロールレートとなるように駆動レートを合わせる.機軸を境界として左右で流線を別々に発生させ,映像の後処理で色分けや 合成を施す.

### 3. 結果と考察

Nose-C 形状の風試模型にピッチ角 5.2, 15.0, 19.8 deg,および右ロールレート 5.04, 9.36, 19.44 deg/s を与えたときのロール角*φ* = 0付近の流れ場を機体上方および機体左側方から撮影した.ピ ッチ角 15.0 deg および右ロールレート 19.44 deg/s でロール駆動中のロール角*φ* = 0付近の煙流線を Fig.1 に示す.主翼前縁付近で流線が持ち上げられ,主翼の前縁剥離渦に流線が乗っていると推定

される. 次に, 風試結果と CFD 解析結果[2]の比較を Fig.2 に示す. 風試と CFD 解析で流線形状は 概ね一致しているように見える.これより CFD 解析の種々の結果を利用できると考えられる.









(a2) Left-side view. (a1) Top view. (a) Streamlines starting in the left side of the vehicle model.

(b1) Top view. (b2) Right-side view.

(b) Streamlines starting in the right side of the vehicle model.

Fig.1. Smoke streamlines in a wind tunnel test at a roll angle of  $\varphi=0$  deg. and a rightward roll rate of 19.44 deg/s.



(a1) A wind-tunnel test.





(a2) A CFD analysis. (a)  $\theta = 5 \text{ deg.}$ 





(b1) A wind-tunnel test.

(b2) A CFD analysis. (b)  $\theta = 15 \text{ deg.}$ 



(c1) A wind-tunnel test. (c2) A CFD analysis. (c)  $\theta = 19.8 \text{ deg.}$ Fig.2. Comparison of streamlines in wind-tunnel tests and CFD analysis.

CFD 解析[2]においてClpについて主翼の寄与が大きいことが推定されていることから,風試によ る機軸左右流線を重ねた画像と CFD 解析による主翼の圧力分布を Fig.3 に示す.風試画像は機軸 左側の流線を緑,機軸右側の流線を赤で示している.風試結果から,左翼より右翼の流線が高い 位置を通っており、左翼より右翼の前縁剥離渦が発達していると考えられる. 渦の中心は流速が 速く低圧になることから、左翼より右翼の負圧が強いと考えられる.また、CFD 解析結果より左 翼よりも右翼の負圧面積が大きいことが分かる.この圧力差によって左ローリングモーメントす なわちロールダンピングが生じていると考えられる.







(b1) A wind-tunnel test. (b2) A CFD analysis.  $\theta = 15 \text{deg.}$ 

(a1) A wind-tunnel test. (a2) A CFD analysis.  $\theta = 5 \deg$ .





(c1) A wind-tunnel test. (c2) A CFD analysis.  $\theta = 19.8 \text{deg.}$ 

Fig.3. Smoke streamlines in wind-tunnel tests and main wing surface pressure predicted by CFD analysis.

次にピッチ角によるロールダンピング劣化の原因を考察する.先行研究の天秤計測結果 (Fig.4)[1]では、ピッチ角が増加するとロールダンピングが劣化している. Fig.3 を見ると、ピッチ 角 5.0 deg に比べてピッチ角 15.0 deg において左右翼での負圧面積の差が小さいことが分かる.こ れは 15.0 deg において左右翼の渦の発達度合いの差が小さいことによると考えられ、これがロー ルダンピング劣化の原因と推察される.



Fig.4. Roll damping coefficient measured by wind-tunnel tests.

## 5. まとめ

小型超音速実験機のロール運動時の動的空力メカニズムの解明を目指して,スモークワイヤー 法によって機体周りの流線を可視化し,動的 CFD 解析結果と比較検証したところ,以下のことが 分かった.

- 1) ロールダンピングの発生メカニズムは、左右翼での前縁剥離渦の強度差による左右翼での負 圧面積の差であると推定される.
- 2) ピッチ角によるロールダンピング劣化の原因は、左右翼での前縁剥離渦の強度差が小さくな ることによる負圧面積差の減少と考えられる.

今後は、ノーズ長の違いによる流れの違いを可視化する.また、PIV 計測によって前縁剥離渦の強さの定量的推定を試みる.

#### 参考文献

[1] 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, 2019, Fukui Japan.

[2] 西田明寛,「室蘭工大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」 室蘭工業大学修士論文, 2020年1月.

[3] Shuuta Haraguchi, et al., "Flowfield Visualization and Mechanism of Dynamic Derivatives of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle Being Developed at Muroran Institute of Technology," 33<sup>rd</sup> International Symposium on Space Technology and Science, On-line, February 26 – March 4, 2022.

[4] 佐々木駿,「室工大小型無人超音速飛行実験機の周囲の流れの可視化および定量的評価」,室蘭 工業大学卒業論文,2022年2月.

[5] 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.

### 小型超音速飛行実験機の縦空力における地面効果の計測評価とメカニズム解明

○宮腰 貴利 (航空宇宙総合工学コース 博士前期2年) 清水 奏太 (航空宇宙総合工学コース 博士前期1年) 高橋 秋佳 (航空宇宙工学コース 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

離着陸時など、機体が地面付近を飛行する際、所謂「地面効果」によって空力特性が変化する ことが知られている[1-3]. そこで本研究では、小型超音速飛行実験機オオワシについて、縦の空 力における地面効果の計測評価およびメカニズム解明を狙う.

昨年度に引き続き、1/3縮小機体を乗用車前方に搭載し走行しながら空力計測を行う「車載走行 試験」によって地面効果を計測評価する. その際, 離着陸時と同等の高さでの計測のためにピッ チ変角機構を改良するとともに、機体内部にレーザー変位計を搭載して走行中のピッチ角および 高さをリアルタイムで計測する.加えてCFD解析を実施して、地面効果の発生メカニズムを推定 する. さらに、ランニングベルトによって地面を模擬する低速風洞試験も実施する.

## 2. 手法

車載走行試験において、機体を地面付近に設置するため、図1の地面効果計測用櫓を車体前面 に吸盤で固定する.この櫓はアルミ角棒により骨組みを構成し、前後方向および横方向の剛性確 保のために各部に斜交いとしてアルミ板を配置している.

次にピッチ変角機構を図2に示す。回転中心から機体後端までの距離は、従来の機構では約 0.45[m]であったが、この機構では約 0.1[m]に短縮している. これによりピッチ変角による機体高 さ変化を低減している。また横方向剛性の確保のため主スティング(CFRP)を2本水平・平行に 配置する.変角機構の後方にはスキッドを設置し、減速時の機体と地面の接触を防ぐ.同目的で 主スティングを上方に引っ張るためのワイヤーも設置する.





図1. 車載走行試験機材の概観. 図2. ピッチ変角機構, スキッド, および主スティングの概観.

全機空力の計測には、図3の六分力内挿天秤を用いる.これは図4のとおり機体内部に搭載さ れる.また,図5のようにノーズ先端に5孔ピトー管を設け,動圧,迎角,および横滑り角を計 測する. 走行中, 無線操縦によって舵面操舵を実施でき, 操舵に伴う全機空力も計測できる. 機 体の迎角と高さの計測のために図6のレーザー変位計を前胴部に1カ所,中胴部に2カ所搭載す る.



車載走行試験を模擬した条件および機体のみの条件の CFD 解析を実施する. 解析条件およびメ ッシュをそれぞれ表1および図7に示す. さらに,図8のようにランニングベルトで地面を模擬 する低速風洞試験も実施する.

表1. CFD 解析条件.

解析ソフトウエア	ANSYS Fluent
解析モデル(半裁)	●車載走行模擬(縮小機体,乗用車,スティング,櫓,地面)
	●機体のみ(縮小機体,地面)
解析領域	直方体(10[m]×10[m]×30[m])
解析マッハ数(対気速度)	0.088 (30m/s)
支配方程式	三次元 Navier-Stokes
空間離散化スキーム	二次精度風上差分
乱流モデル	Spalart-Allmaras
流体	理想気体
粘性モデル	Sutherland
静圧[kPa]	101.325
静温[K]	273.15
地面速度[m/s]	30





図8. ランニングベルトで地面を 模擬する低速風洞試験.

## 3. 結果と考察

車載走行試験による地面効果を含んだ全機空力計測は 2022 年 11 月 21 日~28 日に大樹町多目 的航空公園の滑走路で実施した. 脚無し形態での車載走行試験および車載走行模擬 CFD 解析の結

果を図9に示す. 揚力およびピッチングモーメントにおいて, 車載走行試験結果と車載走行模擬 CFD 結果は概ね良く一致しており, 地面効果によって地面に近いほど揚力が増加しピッチングモ ーメントが減少している. デルタ翼について報告されている地面効果の傾向[2]と一致している. しかし抗力に関しては, 車載走行試験結果では地面からの高さに対する依存性が不明瞭である. またオオワシの主翼および水平尾翼は取付角ゼロかつキャンバー無しのため迎角ゼロでピッチン グモーメントは発生しないはずであるが, 車載走行試験では若干プラスとなっている.

車載走行試験結果における抗力およびピッチングモーメントについては、機体内部の計測機器 の配線・配管が外部のスティングや櫓と繋がっていることから、正確な計測ができていない可能 性がある. 配線・配管が伝える力は主に機軸方向であることから、軸力およびピッチングモーメ ントの計測に影響したものと推測される.



ランニングベルトで地面を模擬する低速風洞試験の結果を図10に示す.機体が地面に近付く ほど揚力と抗力は増加し、ピッチングモーメントは減少している.デルタ翼について報告されて いる傾向[2]と同等である.



機体のみの CFD 解析による主翼上下面圧力分布と,主翼下面圧力係数から上面圧力係数を差し 引いた圧力係数差の機軸方向分布を,図11および12に示す.迎角は11 deg である.機体が地 面に近付くと主翼下面の圧力は上昇し,上面の圧力は減少している.これによって,地面に近い ほど上下面の圧力係数差,すなわち局所揚力が増加している.また,主翼下面の後縁近くの広い 面積で圧力が上昇しており,これによってピッチングモーメントが減少していると理解される. これらのメカニズムは,デルタ翼に関する CFD 解析[2]の結果と同等である.



#### 4. まとめ

超音速飛行実験機オオワシ(M2011 形状)の地面効果の計測評価およびメカニズム解明を狙っ

て、車載走行試験、CFD 解析、および低速風洞試験を実施した.その結果は以下の通りである.

- 1) 車載走行試験において,地面効果による揚力増加およびピッチングモーメント減少が確認され, デルタ翼について報告されている地面効果の傾向と一致した.
- 2) CFD 解析と低速風洞試験において、地面効果による揚力増加、抗力増加、およびピッチング モーメント減少が予測され、デルタ翼について報告されている地面効果の傾向と一致した.
- 3) 車載走行試験において地面効果による抗力変化は不明瞭であった. 追加計測を要する.
- 4) 車載走行試験において,縮小機体とスティング・櫓に差し渡した配線・配管によって,抗力お よびピッチングモーメントの計測が乱されている可能性がある.
- 5) 地面効果による揚力増加およびピッチングモーメント減少のメカニズムは、デルタ翼に関する CFD 解析で報告されているものと同等であった.

#### 参考文献

[1] Robert E. Curry, Lewis R. Owens, "Ground-Effect Characteristics of the Tu-144 Supersonic Transport Airplane", NASA TM-2003-212035, 2003.

[2] Yunpeng Qin, Qiulin Qu, Peiqing Liu, Yun Tian, Zhe lu, "DDES study of the aerodynamic forces and flow physics of a delta wing in static ground effect", Aerospace Science and Technology, 2015.

[3] 吉川寛喬,李家賢一,郭東潤,「超音速航空機の地面効果を含む低速空気力推算モデルと離陸 特性推算について」,JSASS-2020-5145,第58回飛行機シンポジウム,2020年11月.

○谷口 友紀 (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

小型超音速飛行実験機(愛称「オオワシ」)の研究・開発プロジェクトにおいて、1/3 スケー ル縮小機体が設計・製作され、飛行試験が試みられている[1,2]. 一般的に飛行機の離陸性能は、 推力、重量、重心位置、等に強く依存することが知られていることから、オオワシ縮小機体の滑 走離陸を確実に実施するためにはこれらが離陸性能に及ぼす影響を定量的に予測する必要がある. 実際の飛行機開発では、離陸滑走時に尻擦り状態を維持しながら加速・離陸することによって最 小離陸速度を明らかにする VMU 試験(Velocity Minimum Unstick test)が実施されている.本研究 では、この VMU 試験を 6 自由度飛行シミュレーションによって模擬することによって、オオワ シ1/3 スケール縮小機体の離陸性能を予測する.

#### 2. 小型超音速飛行実験機および縮小機体の空力形状

小型超音速飛行実験機の基本的空力形状 M2011 の三面図および立体図を図1に,縮小機体の外 観を図2に,機体諸元を表1に示す.縮小機体は,Nose-A 搭載の1/3 縮小形状を元に,揚力増強 のために主翼寸法を1.3 倍としている.乾燥重量および慣性モーメントは,機体構造の3D-CAD データに基づく Solidworks による推算値である.



図1.小型超音速飛行実験機 図2.超音速飛行実験機の基本的空力形状 M2011. 縮小機体の外観.

表1. 超音速飛行実験機の諸元.

Specification Item		Full size	1/3 scale
Win	igspan b[m]	2.413	1.046
Total length <i>L</i> [m]	Total length L[m] Nose-A Nose-B Nose-C		2.005
Main wing area S[m <sup>2</sup> ]		2.145	0.4054
Main wi	ng MAC $\bar{c}$ [m]	1.194	0.5171
CalidWeda	Total dry mass [kg]	293	4.790
Solid works	$I_x$ [kg m <sup>2</sup> ]	44.54	0.0404
model	$I_v$ [kg m <sup>2</sup> ]	6774	1.327

## 3. 6自由度飛行解析

#### 3-1. 運動方程式

トリム状態から大きく偏差した状態も扱えるよう,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6自由度運動方程式を用いる.脚反力はばねと減衰器の並列でモデル化して いる.これを,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].空気力の推算には,これまでの多様な風試による静的空力および動的空力の計測データ [4,5]を使用する.

## 3-2. 解析環境

MATLAB/Simulinkによってコーディングおよび数値計算する.エレベータ操舵入力については, 人力ではなく Bang-Bang 制御または PID 制御を用いる.解析結果として機体の位置,速度,加速 度,重心周りの姿勢角,角速度,角加速度,等の数値データが記録される.

#### 3-3. 解析条件

機体重量,重心位置,推力,等を種々に与え,滑走開始から離陸上昇までの運動を解く.所定 の対気速度に達した時点でエレベータ操舵を開始し,機首上げ角速度が発生する時点の速度をも って「最小機首上げ速度」とする.VMUテストを模擬し,尻擦り状態を維持するようエレベータ 舵角を Bang-Bang 制御または PID 制御によって調整する.主脚荷重がゼロとなる時点をもって離 陸と判定し,その時点の速度を「最小離陸速度(VMU)」とする.機体の尻擦り角は推進器の設 置方法等により変化するが,ここでは 11 deg に固定する.これらの解析条件パラメタの設定値を 表2に示す.

表2. 解析条件パラメタ

Total weight of aircraft [kg]	5, 5.5, 6, 6.5, 7
Position of center of gravity forward from wing apex [cm]	0, 2.5, 5
Maximum SLS thrust [N]	15, 18, 21, 24, 27, 30, 50
Coefficient of rolling friction of wheels [N/kg]	0, 0.05, 0.1, 0.2, 0.3, 0.4
Elevator deflection start speed [m/s]	5~25

#### 4. 解析結果と考察

## 4-1. 最小機首上げ速度, 最小離陸速度の比較

重心位置を3通り(主翼峰を基準として,主翼峰から前方2.5 cm,および5 cm),機体重量を3 通り(6 kgを基準として,6.5 kg,および7 kg),および車輪転がり摩擦係数を3通り(0を基準 として,0.05,および0.1)に設定し,SLS推力を6通り(15 N,18 N,21 N,24 N,27 N,30 N) に変化させ,最小機首上げ速度,最小離陸速度を予測した.尻擦り状態維持のためのエレベータ 操舵は Bang-Bang 制御によっている.これらの結果を図3に示す.

機首上げ運動の力学条件としては、重心前方位置、機体重量、車輪転がり摩擦、および推力の すべてが主脚接地点周り(または重心周り)のピッチダウンモーメントに寄与することから、こ れらが小さいほどエレベータ操舵によってピッチアップしやすくなる.すなわち、これらが小さ いほど最小機首上げ速度を小さくできる.今回の解析条件では、重心位置は主翼峰、機体重量 6 kg、 車輪転がり摩擦係数 0, SLS 推力 15 N の場合に最小機首上げ速度が最小となり, 14.32 m/s である.

離陸の力学条件については,尻擦り離陸(塗りつぶしマーカー)では,尻擦り状態(ピッチ角 および迎角 11 度)を保ちながら滑走加速し,揚力と推力の鉛直成分が重力を上回ると離陸する. 従って,推力が大きいほど離陸に必要な揚力が小さくなることから,最小離陸速度が小さくなる.

一方, 尻擦り無しの離陸(白抜きマーカー)では, 尻擦り角 11 度より小さいピッチ角・迎角で離陸することから, ピッチアップレートと滑走加速度の兼ね合いで離陸のタイミングが決まる. 今回の解析条件では最小離陸速度の最小値は 18.98 m/s である.

なお、今回の Bang-Bang 制御では尻擦り状態の維持が粗いことから、尻擦り離陸の解(塗りつ ぶしマーカー)に凸凹が現れている.



(a) 最小機首上げ速度.

(b) 最小離陸速度.

図3. 種々の SLS 推力,重心位置,機体重量,車輪転がり摩擦係数における最小機首上げ速度お よび最小離陸速度の推算値.

### 4-2. 操舵開始対気速度を変えた解析結果

機体重量を5kg, 5.5kg, 6kgの3通り, SLS 推力を15N, 30N, 50Nの3通りに変化させ、 操舵開始対気速度を5~25[m/s]で変化させながら解析を実施した. 尻擦り状態を維持するためのエ レベータ操舵は PID 制御に依る. 離陸滑走距離および離陸速度の結果を図4に示す. 塗りつぶし マーカーは尻擦り離陸, 白抜きマーカーは尻擦りなしの離陸である. 操舵開始対気速度を大きく すると, 解が SLS 推力別に収束することから, 機体重量の違いよりも推力の違いの効果が大きい と考えられる. また, 尻擦り離陸は推重比 0.51 以下で発生することが推定される.



図4. 種々の重量と SLS 推力に対する離陸滑走距離と離陸速度.

つぎに重心位置を種々に変えた解析結果を図5に示す.操舵開始対気速度 5~10[m/s]の場合に は重心位置を2.5 cm 前進させる毎に滑走距離は5 m,離陸速度は2 m/s 大きくなっている.また, 操舵開始対気速度を大きく(十分に加速した後に操舵)すると,グラフが収束しており,重心位 置の影響が小さくなっている.



図5. 種々の重心位置に対する離陸滑走距離と離陸速度.

つぎに車輪の転がり摩擦係数を種々に変えた解析結果を図6に示す.摩擦係数の変化に対して 滑走距離は二次関数的に変化し,離陸速度は一次関数的に変化している.操舵開始対気速度を大 きく(十分に加速した後に操舵)すると,離陸速度のグラフが収束しており,離陸速度への摩擦 係数の影響が小さくなっている.



#### 5. まとめ

小型超音速飛行実験機の 1/3 スケール縮小機体の離陸性能を, VMU 試験を模擬した 6 自由度飛 行解析によって予測した.結果は以下の通りである.

- (1) 重心前方位置,機体重量,車輪転がり摩擦,および推力が小さいほど最小機首上げ速度が 小さくなる.今回の解析条件では,重心位置は主翼峰,機体重量6kg,車輪転がり摩擦係 数0, SLS 推力 15 N の場合に最小機首上げ速度が最小となり,14.32 m/s である.
- (2) 最小離陸速度に関する力学条件は、尻擦り離陸と尻擦り無し離陸では異なる. 今回の解析 条件では、その最小値は 18.98 m/s である.
- (3) 推重比 0.51 以下で尻擦り離陸が発生する.
- (4) 操舵開始対気速度が大きい場合,すなわち十分加速してから操舵する場合,重量の違い, 重心位置の違い,および摩擦係数の違いの影響は小さくなる.

#### 参考文献

[1] 溝端, 今井, 樋口, 勝又, 湊, 中田, 高野, 「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」,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(2020年9月), pp.95-98.

[2] 上羽,中田,江口,今井,溝端,湊,柴田,内海,「小型超音速実験機オオワシ2号機縮小機体の飛行試験」,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 2021, pp.8-10 (2022 年9月).

[3] 谷口, 溝端, 「小型超音速飛行実験機縮小機体の六自由度飛行シミュレーションによる離陸性 能予測」, 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 2021, pp.68-70(2021年9月).

[4] 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.

[5] 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, 2019, Fukui Japan.

## 小型超音速飛行実験機縮小機体の旋回飛行における高度維持可能な最大ロール角の予測

○狩生 真之介 (航空宇宙工学コース 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(愛称「オオワシ」)の研究・開発プロジェクトにおいて,第二世代実験 機について取り扱いの簡便な縮小機体が設計され,その飛行性能が予測される[1]とともに,実際 に機体が製作され飛行試験が試みられている[2].一方,2011年に行われた第一世代実験機(実物 大の双発機)の飛行試験では,離陸直後の急旋回時に墜落し[3],急旋回時の高度維持性能不足が 推察された.また,第二世代実験機縮小機体においても同様の性能不足が懸念されている.

本研究では、第二世代実験機縮小機体について、エルロン操舵による旋回飛行中に高度維持の ためにエレベータ操舵を与える飛行シミュレーションを行い、高度および速度を維持可能な旋回 飛行の最大ロール角を推定する.

#### 2. 理論と手法

地球の中心を原点とする三次元極座標系において,解析対象の機体を剛体として扱う.重心の 並進運動と重心周りの機体の回転運動の方程式,すなわち6自由度運動方程式を用いる[1].風洞 試験で得られた空力係数・微係数[4,5]を用いて空気力・空力モーメントを推算しつつ,運動方程 式を解くことによって,速度,加速度,位置,および姿勢角(オイラー角)を経時的に求める. この計算手順を MATLAB/Simulink, Aerospace Blockset,および Aerospace Toolbox を用いてプログ ラムする[1].解析対象は第二世代実験機の 1/3 スケール縮小機体であり,その重量および慣性モ ーメントを SolidWorks の三次元モデルデータから収集する.機体の外観を図1に,諸元を表1に 示す.搭載推進器としては EDF を想定し,その推力は風洞試験にもとづいて対気速度に対して線 形的に減少するものとする.また,ジョイステックおよびスロットルコントローラーを用いて手 動操縦入力を行う.操舵はエルロンおよびエレベータのみとし,ラダー操舵は行わないものとす る.

離陸後に高度 125 m,対気速度 50 m/s 付近に到達した時点より旋回操作を行う.目標ロール角 および目標ロールレートを種々に設定し,高度および速度を維持しながら旋回を試みる.高度, 速度,またはロール角維持が困難であった場合に,このロール角では旋回不可能と判定される.



図1. 超音速飛行実験機縮小機体の外観.

Specification Item	Sub-scale vehicle	Full size		
Wing Span [m]	1.046	2.414		
Total Length [m]	2.005	5.800		
Wing Area [m <sup>2</sup> ]	0.4039	2.148		
Main Wing MAC [m]	0.5171	1.194		
Dry mass [kg]	6.00	293		
Inertia matrix [kg m <sup>2</sup> ]	$\begin{bmatrix} 0.0506 & 0 & 0.0381 \\ 0 & 1.6621 & 0 \\ 0.0381 & 0 & 1.6869 \end{bmatrix}$	[44.54 0 25.98] 0 6774 0 25.98 0 6765]		

表1. 超音速飛行実験機の諸元.

## 3. 結果と考察

機体重量 6 kg, SLS 推力 3 kgf, およびスロットリング 100 % 固定の機体条件の下, 手動操舵に よって目標ロール角 45~75 deg および目標ロールレート 4.5~114 deg/s でロール角を与えつつ, 旋回飛行を解いた.結果の一例として、目標ロール角 60 deg および 70 deg、ならびに目標ロール レート 30 deg/s および 90 deg/s の結果を図 2 および 3 に示す. 旋回飛行中に高度および速度を維 持できるかについては、ロール角 60 deg ではロールレートによらず可能,70 deg では不可能とい う結果になっている.この時,迎角 α および横滑角 β が静定する場合は高度・速度維持可能であ り, αおよびβが増加し続ける場合には高度・速度維持不可能となっていることから, αおよびβ が旋回飛行中の高度・速度維持の可否に関連していると推察される. 旋回飛行中は, ロール姿勢 による揚力の鉛直成分の減少に対応して揚力増強のためにエレベータ上げ操舵が採られ、迎角 α が増える.これよって抗力が増加し、これが速度低下および揚力減少を招き、さらなる高度低下、 エレベータ上げ操舵,および迎角 αの増加,という悪循環に入ることによって,高度・速度が維 持できなくなるものと推察される.



(a1)ロールレート 31.62 deg/s でのローリング の後の姿勢角.



の後の姿勢角.



(a2)ロールレート 31.62 deg/s でのローリングの後の 高度と対気速度.



(b1)ロールレート 88.75 deg/s でのローリング (b2)ロールレート 88.75 deg/s でのローリングの後の 高度と対気速度.





(a1)ロールレート 29.75 deg/s でのローリング の後の姿勢角.



(a2)ロールレート 29.75 deg/s でのローリングの後の 高度と対気速度.



(b1)ロールレート 98.30 deg/s でのローリング
 (b2) ロールレート 98.30 deg/s でのローリングの後の
 の後の姿勢角.
 高度と対気速度.

図3. 目標ロール角70°での旋回飛行のシミュレーション結果.

次に,目標ロール角75 deg でのシミュレーション結果を図4に示す.横滑角が増加し上反角効 果が増大することから,エルロン舵角を最大値10°に保ってもロール角を維持できなくなり,同 時に横滑角が一定値に落ち着く.この時の横滑角を臨界横滑角と呼ぶことにする.その値はロー ルレートに依らず7.1 deg であると推定された.





(a) ロールレート 15.83 deg/s でのローリングの
 (b) ロールレート 22.34 deg/s でのローリングの
 後の姿勢角.

図4. 目標ロール角75°での旋回飛行のシミュレーション結果.

さらに、種々の目標ロール角および目標ロールレートでの旋回飛行における高度・速度維持の 可否を図5にまとめる.目標ロール角ごとに色を変えており、高度維持可能なケースを●、不可 能なケースを×、高度もしくは速度の一方のみ維持可能なケースを△で示している.目標ロール レート 120 deg/s までの範囲において、目標ロール角 65 deg では高度・速度維持可能、66 deg では 維持の可否が混在し、68 deg では維持不可能という結果となっている.従って、高度・速度維持 可能な旋回飛行の最大ロール角 65 deg であると推定される.

縮小機体が種々のロール角で旋回可能であっても、実際の飛行試験では飛行場の空域に制限が あり、これを逸脱することを防ぐためには旋回幅(旋回に要した滑走路からの横変位の距離)に よる評価も必要である.種々の目標ロール角および目標ロールレートの飛行シミュレーション結 果を旋回幅について整理すると図6の通りである.例えば、高度・速度維持可能な旋回飛行の最 大ロール角である 65 deg では、旋回幅最小値は170 m 程度と予測されている.この結果を逆利用 して、所要旋回幅から所要ロール角および所要ロールレートを予測することが可能である.



図5.種々の目標ロール角および目標ロールレー 図6.種々の目標ロール角および目標ロール トでの旋回飛行における高度・速度維持の可否. レートでの旋回飛行における旋回幅.

(●:高度および速度ともに維持可能, △:高度と速度の一方のみ維持可能, ×:維持不可能)

## 4. まとめ

第二世代小型超音速飛行実験機の縮小機体のエルロンおよびエレベータ操舵による旋回飛行に ついて6自由度飛行シミュレーションを実施し、旋回性能を予測した.その結果、以下のことが 予測された.

- 1) 種々の目標ロール角および目標ロールレートでの旋回飛行について、旋回中の高度・速度維持の可否が予測され、高度・速度を維持できる旋回飛行の最大ロール角は 65 deg と推定された.
- 2) 目標ロール角 75 deg の旋回において,高度,速度,ロール角を維持できなくなる臨界横滑角 7.1 deg が予測された.
- 3) 種々の目標ロール角および目標ロールレートでの旋回飛行について、旋回幅が予測された.

### 参考文献

[1] 谷口友紀, 溝端一秀, 「小型超音速飛行実験機縮小機体の六自由度飛行シミュレーションによる周回飛行性能および離陸性能予測」, 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 2020, pp.55-59 (2021 年 10 月).

[2] 上羽,中田,江口,今井,溝端,湊,柴田,内海,「小型超音速実験機オオワシ2号機縮小機体の飛行試験」,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 2021, pp.8-10 (2022 年9月).

[3] 溝端一秀, 東野和幸, 棚次亘弘, 湊亮二郎, 「小型超音速飛行実験機プロトタイプの飛行試験」, 室蘭工業大学航空宇宙機システムセンター年次報告書 2011, pp.8-16 (2012 年7月).

[4] 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.

[5] 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, 2019, Fukui Japan.

### 小型無人航空機の高精度飛行経路実現のための取り付け誤差推定技術の研究

上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

- 柴田 拓馬(航空宇宙システム工学ユニット 助教)
- ○川合 柊平(航空宇宙総合工学コース博士前期 2年)

#### 1. はじめに

近年,無人航空機(UAV)の利用が進むとともに,UAV そのものを自律飛行させる技術の重要性 が増している.そのような状況の中で,室蘭工業大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研究開発を推進している.超音速飛行を行う UAV は開発を進めていくうえで,高精度な飛行経路の実現が不可欠であるが,本研究室ではその 前段階としてエンジン模型飛行機を用いた自律飛行制御技術の飛行実証を行っている.本研究室 における自律飛行の実証試験に用いているエンジン模型飛行機は,機体の組み立てから,センサ や制御回路の搭載を手作業によって行うため,必然的に様々な部分に取り付け角誤差が生じてし まう.この取り付け角誤差の存在により,飛行経路からの逸脱や飛行性能の低下が起きる可能性 がある.よって,UAV に存在する取り付け角誤差を推定・補正は必須の技術である.

そこで本研究では自律飛行制御に大きく影響を与えると考えられる以下の二点の取り付け角誤 差について着目した.

- ・前輪取り付け角誤差
- ・慣性航法装置取り付け角誤差

本論文では、上記二点の取り付け角誤差の推定を行う技術について行った検討内容を報告する.

#### 2. 前輪取り付け角誤差推定技術

## 2-1. 前輪取り付け角誤差の問題の所存

一般にUAVを高速飛行に適した離陸では、長距離直進滑走を行う必要があり、このためには操 舵を行う前輪に存在する取り付け角誤差をできるだけ小さくすることが重要である.しかし、タ イヤの回転面と機軸を一致させることは困難であり、必然的に前輪に前輪取り付け角誤差が生じ、 実際の前輪の角度は理想の進行方向からずれてしまう(図 1).



滑走路中心制御を行う離陸滑走制御系の6自由度シミュレーションを用い,前輪取り付け角誤 差の存在による影響を確認した.図2に,機体が滑走路中心から横方向に5mの初期偏差を持つ とき,前輪取り付け角誤差が存在しない場合と 5.0[deg.]の前輪取り付け角誤差が存在する場合の 滑走路中心から横方向位置の時間履歴を第2図示す.



図2 前輪取り付け角誤差の影響

前輪取り付け角誤差が 5.0[deg.]存在する場合,滑走中に蛇行し,15 秒経過時点で滑走路中心から約 0.7[m]の偏差が残る結果となった.この結果から,前輪取り付け角誤差が滑走路中心への追従性と,収束時間に影響を及ぼしているのは明らかである.

#### 2-2. 前輪取り付け角誤差推定手法

滑走しながら前輪取り付け角誤差を推定する方法として,最小二乗法を用いることとし,その 観測方程式<sup>[1][2]</sup>には前輪取り付け角誤差の項を持つ,Z軸周りの回転の運動方程式から導出される 式を用いる.観測方程式は(1)式のように表せられる.

$$\delta_{str} = -\delta_{bias} + \frac{I_{zz}}{C_f l_f - \mu l_f W_f} \dot{r} + \frac{C_f l_f - 2C_r l_r}{C_f l_f - \mu l_f W_f} \frac{v}{v} + \frac{C_f l_f^2 + 2C_r l_r^2}{C_f l_f - \mu l_f W_f} \frac{v}{v} - \frac{\rho S b C_{n\beta}}{2 (C_f l_f - \mu l_f W_f)} V^2 \beta - \frac{\rho S b^2 C_{nr}}{4 (C_f l_f - \mu l_f W_f)} Vr$$
(1)

観測方程式を行列として(2)式のように表現する.行列Xは時系列データ,βは時系列データにかかる係数,Yは前輪取り付け角誤差の観測ベクトルである.

$$X = \begin{bmatrix} 1 & \dot{r}_{1} & \frac{v}{V_{1}} & \frac{r}{V_{1}} & V^{2}\beta_{1} & Vr_{1} \\ 1 & \dot{r}_{2} & \frac{v}{V_{2}} & \frac{r}{V_{2}} & V^{2}\beta_{2} & Vr_{2} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 1 & \dot{r}_{i} & \frac{v}{V_{i}} & \frac{r}{V_{i}} & V^{2}\beta_{i} & Vr_{i} \end{bmatrix}, \beta = \begin{bmatrix} -\sigma_{bias} \\ \frac{l_{zz}}{C_{f}l_{f} - \mu l_{f}W_{f}} \\ \frac{C_{f}l_{f} - 2C_{r}l_{r}}{C_{f}l_{f} - \mu l_{f}W_{f}} \\ \frac{C_{f}l_{f}^{2} + 2C_{r}l_{r}^{2}}{C_{f}l_{f} - \mu l_{f}W_{f}} \\ -\frac{\rho SbC_{n\beta}}{2(C_{f}l_{f} - \mu l_{f}W_{f})} \\ -\frac{\rho Sb^{2}C_{nr}}{4(C_{f}l_{f} - \mu l_{f}W_{f})} \end{bmatrix}, \gamma = \begin{bmatrix} \delta_{str_{1}} \\ \delta_{str_{2}} \\ \vdots \\ \delta_{str_{i}} \end{bmatrix}$$
(2)

このとき、最小二乗法の評価関数は(3)式であり、パラメタ推定の解析式は(4)式となる.

$$J = \sum_{i=1}^{n} (Y - X\beta)^2$$
(3)

$$\hat{\beta} = (X^T X)^{-1} X^T Y \tag{4}$$

#### 2-3. 前輪取り付け角誤差推定シミュレーション

前輪取り付け角誤差を初期値として 3.0 度入力し,ステアリングの操舵をせずに舵角を一定(-5.0 度)とした状態で滑走している機体のシミュレータから得た1秒間(25 個)のノイズのないデー タをから,推定の解析式を用いて推定を行った.表1にシミュレータに入力した値から求めた係 数の値と,推定結果による値を示す.

表1 計算された係数の値と推定結果

係数	係数の値	推定結果
$-\delta_{bias}$	-0.0523	-0.0745
$\frac{I_{zz}}{C_f l_f - \mu l_f W_f}$	0.0839	0.311
$\frac{C_f l_f - 2C_r l_r}{C_f l_f - \mu l_f W_f}$	-0.883	-228.004
$\frac{C_f {l_f}^2 + 2C_r {l_r}^2}{C_f l_f - \mu l_f W_f}$	0.368	-319.270
$-\frac{\rho SbC_{n\beta}}{2(C_f l_f - \mu l_f W_f)}$	-0.0207	0.132
$-\frac{\rho S b^2 C_{nr}}{4(C_f l_f - \mu l_f W_f)}$	0.0111	-0.536

推定結果と計算によって得られる係数の値が一致しなかった.この原因として, rのみ一定値で はないことが影響していると考えられる.また, rが一定値を示すときrは時間変化し, rが一定値 のときrが0となるので,一つの解析式にrとrが存在することは不可であるため,この解析式では 前輪取り付け角誤差を求めることができない.

#### 3. 慣性航法装置取り付け角誤差推定技術

#### 3-1. 慣性航法装置取り付け角誤差の問題の所存

本研究では、慣性航法装置取り付け角誤差を機体固定座標軸から慣性航法装置座標軸のずれの 角度と定義している(図 3).



図3 慣性航法装置取り付け角誤差

本研究室の自律飛行制御における姿勢制御系は,現在の機体の姿勢角と目標の姿勢角の偏差を 修正するように働いている.姿勢角の取得には慣性航法装置を用いているが,慣性航法装置取り 付け角誤差が存在する場合には,不正確なデータが取得され,実際の姿勢角や加速度などと制御 回路が認識しているデータと異なることによって,姿勢角制御や経路追従にずれや振動が発生し, 自律飛行制御の性能が低くなってしまう.

#### 3-2. 慣性航法装置取り付け角誤差の問題の所存

機体固定座標軸から慣性航法装置座標軸への座標変換行列は,慣性航法装置取り付け角誤差を 用いて(5)式のように表すことができる.

$c \Delta \theta c \Delta \psi$	$c\Delta  heta s\Delta \psi$	$-s\Delta\theta$ ]	$[m_{11}]$	$m_{12}$	$m_{13}$	
$s\Delta\phi s\Delta\theta c\Delta\psi - c\Delta\phi s\Delta\psi$	$s\Delta\phi s\Delta\theta s\Delta\psi + c\Delta\phi c\Delta\psi$	$s\Delta\phi c\Delta\theta =$	$m_{21}$	$m_{22}$	$m_{23}$	(5
$c\Delta\phi s\Delta\theta c\Delta\psi + s\Delta\phi s\Delta\psi$	$c\Delta\phi s\Delta\theta s\Delta\psi - s\Delta\phi c\Delta\psi$	$c\Delta\phi c\Delta\theta$	$[m_{31}]$	$m_{32}$	$m_{33}$ ]	

このとき,慣性航法装置取り付け角誤差は座標変換行列の成分を用いて(6)式のように表すこと が可能である.

$$\Delta \phi = \tan^{-1} \left( \frac{m_{23}}{m_{33}} \right), \quad \Delta \theta = \sin^{-1} (-m_{13}), \quad \Delta \psi = \tan^{-1} \left( \frac{m_{12}}{m_{11}} \right) \tag{6}$$

よって慣性航法装置取り付け角誤差の推定を行う上で、座標変換行列の成分を把握することは 重要である.座標変換行列の推定はWahba's problem<sup>[3]</sup>を解くことによって行う.ここで(5)式の機 体固定座標軸の速度の時系列データを $v_i$ ,慣性航法装置座標軸の速度の時系列データを $w_i$ ,座標 変換行列をMとすると、コスト関数は(7)式のように表され、コスト関数を最小化するような適切 な座標変換行列Mを求める.

$$I(M) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{n} a_i |w_i - Mv_i|^2$$
<sup>(7)</sup>

#### 3-3. 慣性航法装置取り付け角誤差推定シミュレーション

実機での状態を考慮し、ノイズが存在する状態のデータから慣性航法装置取り付け角誤差を推 定した.表2に設定した取り付け角誤差,図4に推定のプロファイルを示す.

表 2	2 設定慣性航法装	置取り付け角誤差
-	取り付け角誤差	角度[deg.]
_	$\Delta \phi$	-2.0
	$\Delta \dot{\theta}$	2.0
	$\Delta\psi$	6.0

図4に慣性航法装置取り付け角誤差推定結果を示す.



第4図 慣性航法装置取り付け角誤差推定結果

## 4. まとめ

前輪取り付け角誤差推定技術については Z 軸周りの回転の運動方程式から解析式を求め,前輪 取り付け角誤差の推定を試みたが,低い推定精度となった.これは一つの解析式に存在できない 変数が存在することが原因である.慣性航法装置取り付け角誤差推定技術についてはノイズが含 まれるデータから推定ができた.今後は,センサノイズから推定目標精度を定める.

## 参考文献

1)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.
 2)安部正人,「自動車の運動と制御[第2版]」,東京電機大学出版局,2012.

3) Hanspeter Schaub and John L. Junkins, Analytical Mechanics of Space Systems, Fourth Edition, the American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., April 1, 2018.

## 高速無人航空機向け高グライドスロープ角での短距離着陸制御方式の提案と飛行検証

上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

柴田 拓馬(航空宇宙システム工学ユニット 助教)

○俵川 智史(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、小型無人超音速機の開発が進められてい る. その構成要素の一つとして、離陸から着陸までを自律して行う誘導制御技術が開発されてい る. 超音速機の着陸においては、長い着陸距離、速い着陸速度が予想される. そこで本研究は、 接地時の降下率を従来技術並みに維持しつつ着陸距離を短縮する技術を検討する. 着陸中の飛行 距離の大半はグライドスロープで占められている. 着陸開始高度が同一の場合、グライドスロー プ角が大きい方がグライドスロープに要する飛行距離が短い. グライドスロープ角は一般的には、 有人機ではコックピットからの視界確保の観点から 2.5 度~3 度、大きい場合で7 度となってい る<sup>①</sup>. しかしながら、無人航空機ではその制約がないためグライドスロープ角を大きくとること ができる. グライドスロープ角が大きい場合、機体の速度方向に加わる重力加速度が増大しグラ イドスロープ終了時の速度が増す. これにより接地時降下率やフレアに必要な飛行距離が増大す る. 本研究ではこの問題を解決しつつグライドスロープ角を大きくとることで着陸距離短縮を目 指す. 今年度は迎え角とグライドスロープ角、フレア時定数の関係を明らかにし、それらの設計 法を提案,飛行実験により部分検証した結果を報告する.

## 2. グライドスロープ角及びフレア時定数の設計法

着陸は図1に示す経路を通って行われる.以降, グライドスロープ制御(図 2)とフレア制御(図 3)に 着目する. グライドスロープに必要な水平距離 $L_G$ はグライドスロープ角 $\theta_G$ とグライドスロープ開 始高度 $h_G$ , フレア開始高度 $h_f$ を用いて(1)式で表さ れる<2>.

$$L_{\rm G} = (h_{\rm G} - h_{\rm f}) / \tan \theta_{\rm G} \tag{1}$$

$$F = T + mgsin\theta_{\rm G} - D \tag{2}$$

$$\dot{h} = V \sin\theta_{\rm G} \tag{3}$$

よって、 $\theta_{G}$ を大きくとることで着陸距離を短縮 できる.しかし、 $\theta_{G}$ を大きくとると、重力による 加速((2)式)、グライドスロープ中の降下率が大き くなる((3)式).





図2 グライドスロープ制御系.


つまりθ<sub>G</sub>を大きくとると,接地時降下率,フレアに 必要な飛行距離が増大する.フレア制御中に素早く降 下率を吸収するため,フレア時定数τを小さくとり,フ レア制御系を高帯域化し瞬時に迎え角を増大させる. 以上よりグライドスロープ角を大きく,フレア時定数 を小さくすることが着陸距離短縮に必要であること が示された.次は機体の運動を質点として考えること で,それらの限界を失速角との関係から検討する.グ



図4 グライドスロープ中に働く力

ライドスロープ中は加速しないことが要求されるため,速度方向の力のつり合いを図 4 として近 似することでグライドスロープ角と失速迎え角の関係は(6)式となる.ただし,以降,揚力と抗力 を(4),(5)式で近似する.

$$L = K_{\rm L}\alpha \tag{4}$$

$$D = K_{\rm D} \alpha^2 + D_0 \tag{5}$$

$$\theta_{\rm G} < \sin^{-1} \frac{K_{\rm D} \, \alpha_{\rm stall}^2 + D_0 - T \cos \alpha_{\rm stall}}{mq} \tag{6}$$

フレア制御は機首上げによって経路角を水平にする制御であり,速度方向に垂直な力のつり合いを図 5 として近似することでフレア時定数と失速迎え角の関係が(6)式となる.

$$\alpha_{\text{stall}} = \frac{mg\cos\theta_{\text{G}}}{K_{\text{L}} + T} \left(\frac{V\tan\theta_{\text{G}}}{g\tau_{\min}\cos\theta_{\text{G}}} + 1\right)$$
(7)

また,現実には失速迎え角以前にロールリバーサルなど高迎え 角での現象や高迎え角での迎え角と揚力の関係の非線形性が存 在するため,(6)式,(7)式にグライドスロープ中のノミナル迎え 角,着陸中に許容する最大迎え角を導入した(8)式,(9)式を設計に 用いる.

$$\theta_{\rm G} = \sin^{-1} \frac{K_{\rm D} \,\alpha_{\rm GS}^2 + D_0 - T \cos \alpha_{\rm GS}}{mg} \tag{8}$$

$$\alpha_{\text{MAX}} = \frac{mg\cos\theta_{\text{G}}}{K_{\text{L}} + T} \left(\frac{V\tan\theta_{\text{G}}}{g\tau\cos\theta_{\text{G}}} + 1\right)$$
(9)

以上の検討に基づき、図6の流れでグライドスロープ角 $\theta_{G}$ とフレア時定数  $\tau$ を設計する.



図5フレア中に働く力



図6 設計の流れ

## 3. 設計及び飛行検証

今回はグライドスロープ角が(8)式で計算される最大値以下(7 deg.)であるとき、グライドスロ

ープ終了時に目標性能を満たすことを確認する.図7(a) は高度時間履歴であり,コマンドに沿っ て飛行している.図7(b) は速度の時間履歴であり,グライドスロープ開始時は32 m/s であり目 標速度に対して高速であったが,グライドスロープ終了時では目標範囲内の25 m/s まで減速して おり目標性能を満たしている.グライドスロープ角7deg.の場合,グライドスロープ中に加速して いないため,(8)式の関係が成り立っており,(8)式をもとに迎え角を考慮したグライドスロープ角 であればグライドスロープ角を大きくとっても加速しないことが確認された.



図7 実験結果

# 4. まとめ

グライドスロープ角,フレア時定数の定量的設計法を検討しグライドスロープ角の設計法について飛行検証した.今後,フレア時定数の設計法についても飛行検証を行い本設計法の妥当性を 検証する.

## 参考文献

- 1) 岡田実, 航空電子装置, 日刊工業新聞社, 1972.
- 2) 片柳亮二, 航空機の飛行制御の実際, 森北出版, 2011.
- 3) 山名正夫·中口博,飛行機設計論,養堅堂, 1974
- 5) 横田滋弘,小型無人超音速機の完全自律着陸に向けた制御系構成法の研究, 室蘭工業大学大学院修士学位論文,2016
- 6) 植村拓也,無人航空機向け高性能着陸及び設定経路追従飛行制御技術の研究, 室蘭工業大学大学院修士学位論文,2020
- 7) 俵川智史,固定翼無人航空機の高度な自律飛行の実現の実現に向けた基盤技術の研究, 室蘭工業大学大学院修士学位論文,2023

- 上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授)
- 柴田 拓馬(航空宇宙システム工学ユニット 助教)
- ○安川 慧 (航空宇宙総合工学コース 博士前期 2年)

#### 1. はじめに

近年,無人航空機を用いた利用が進み,農林業分野や災害時での調査等様々な分野で適用されている<sup>1)</sup>.また,長距離,広範囲を短時間で観測する場合には固定翼型の方が有利である.

このような状況を鑑み,本研究室では 図1に示すような長時間滞空可能な固定 翼自律無人航空機及びその搭載に適した 小型映像中継装置,見通し内外対応が可 能な遠隔監視制御装置,アンテナ指向制 御方式を有する映像中継システムを提案 している(図1).

さらに、高精度な観測を実現する為に 目標飛行経路を維持することが重要と考 える、また、観測における飛行フェーズ



図1 提案している映像中継システムイメージ

は直線と旋回の2つで構成されることが多い.そこで、本研究では旋回飛行に着目して検討を進める.一方、固定翼UAVの旋回技術に関する論文<sup>2)-6</sup>は多いが、指定された円軌道に沿って正確 に旋回し、長時間飛行することに関する論文は少ない.そこで長時間飛行を想定した旋回経路追 従制御技術の確立を目指す.

# 2. 理論と手法

# 2-1. 力の釣り合い条件式の導出

2 より縦の釣り合いを満たす式は(1)式,横の釣り合いを満たす式は(2)式のように表わされ,その時のロール角 $\phi_1$ ,  $\phi_2$ は必ずしも同じではない.

$$L\cos\phi_1 = mg \tag{1}$$

$$L\sin\phi_2 = m\frac{V_c^2}{R}$$
(2)

さらに揚力Lは対気速度VLを用いて(3)式となる.

$$L = \frac{1}{2}\rho S C_{\rm L} V_{\rm L}^{\ 2} \tag{3}$$

(1), (2), (3)式より(4), (5)式が導出できる.

$$\phi_1 = \cos^{-1} \left( \frac{2mg}{\rho S C_{\rm L} V_{\rm L}^2} \right) \tag{4}$$

$$\phi_2 = \sin^{-1} \left( \frac{2mV_c^2}{\rho S C_L R V_L^2} \right) \tag{5}$$



図2 水平旋回時の力の釣り合いの図示



図3 旋回半径と機首方位角の関係

# 2-2. 旋回半径と方位角の関係式の導出

今まで示した釣り合いを満たすロール角制御のみでは目標旋回半径とのずれを修正することが 出来ない.その為、旋回半径偏差を抑える制御系を本手法に組み込む.図3より、目標旋回半径 と実際の旋回半径の偏差をΔRと仮定し、方位角ψを用いて表すと(6)式となる.以上より旋回半径 偏差を抑える制御系を構築する.

$$\dot{\Delta R} = V_{\rm L} \sin \psi \tag{6}$$

# 2-3. 制御系設計

本手法は縦及び横方向の力の釣り合いを満たすロール角制御系に加えて,旋回半径偏差を抑え る旋回半径制御系,対気速度及び高度制御系により実現する.これら制御系での制御則は PID と した.本手法のロール角制御系と旋回半径制御系の構成は以下に示した.

(a) ロール角制御系

ロール角制御系のブロック線図を図4に示す.ロール角コマンドは飛行高度からの偏差状態に 応じて適宜切り替えて使用し、ロール角制御を行う.



(b) 旋回半径制御系

旋回半径制御系のブロック線図を図5に示す.ラダー操作により旋回半径偏差を抑えるよう制 御を行う.



図5 旋回半径制御系のブロック線図

### 3. 結果

# 3-1. 制御対象と目標性能

本研究では図6のような機体質量約5.5kg, 翼幅約2mの低 翼のガソリン模型飛行機を制御対象としている.

また、 $\pm 6 \text{ m}$ を要求位置精度として定めた.これは、使用する GPS/INS 等のセンサーの精度  $1\sigma = 3 \text{ m}$  ならびに制御誤差も含めて実現可能な値である.



図 6 制御対象機体(Tempest60)

# 3-2. シミュレーション

無風状態, 定常風 3 m/s, 5 m/s の条件でシミュレーションを実施した. 飛行軌跡を図 7 に示す. ここで風外乱は x-y 平面に平行に吹いていると仮定している. また, 旋回半径の時間履歴を図 8 に 示す. どの飛行条件でも目標性能を満たすことを確認した. また, 最大でも風外乱 5 m/s 時に約 3 m である.



# 3-3. 実証試験

本手法の有効性検証の為に実証試験を実施した.本実験は所定の旋回開始位置まで飛行する直 進経路追従制御と本手法実証の旋回経路追従制御で構成されている.飛行軌跡を図9に示す.直 進経路追従制御区間では若干偏差は大きいものの経路へ追従しており,所定の位置で直線から旋 回の制御へ切り替わった.図10に旋回半径の時間履歴を示す.目標値に対してオーバーシュート を繰り返しながら旋回飛行が終了している.また,最終偏差は約7mで目標値は未達となった.



目標性能を満たせない原因として 2 つの問題 点が考えられる.1つ目は旋回半径制御系の効き がロール角制御系より低いことである.各制御系 はラダー操作,エルロン操作によって実現してい る.図11に各舵面のコマンドの変化を示す.旋 回始めにラダーコマンドは左舵最大,ロール角は 右舵一定で飛行している.一方,飛行経路は直進 しており旋回半径制御系での経路修正が出来て いない.また,ラダーの動作範囲は限界の為,こ れ以上に旋回半径制御系の効きを強くすること は困難である.



(a)ロール角コマンド (b)ラダーコマンド図 11 各舵面の効き

2つ目は本手法では進行方向を認識出来ない為

に,目標経路外側へ大きく逸れると偏差が修正不可能なことである.これは目標旋回半径以上に 広がることで常に目標経路の外側を飛行することになり,旋回半径制御系のコマンドが不変にな る為と考えている.

# 3-4. 旋回半径制御系の新提案

実証試験より,本手法に2つの問題点が存在することが確認できた.これらの問題点を解決す る為には,1.ロール角制御,旋回半径制御系を組み合わせて設計,2.飛行距離,飛行方向をフィ ードバックする制御設計が重要と考えた.その為,ロール角制御をインナーループに含む旋回半 径制御系を再設計した.図12にそのブロック線図を示す.旋回半径偏差と目標経路上の接線の向 きをフィードバックすることで常に飛行方向を認識した追従飛行を目指す.



図12 新たに提案する旋回半径制御系

## 4. まとめ

本研究は、長時間飛行を想定した旋回経路追従制御技術の確立を目的に高精度旋回を目指した. カの釣り合いを満たすロール角コマンド生成法及び旋回半径偏差を抑える旋回半径制御系を構築 しシミュレーションと実証試験を実施した.シミュレーションでは風環境下でも目標性能を満た すことを確認できた.一方、実証試験では旋回半径制御系の効きが足りないことや一部条件によ って偏差が広がる方向へ働くことが確認出来た.実証試験より確認できた問題点解決の為に新た に旋回半径制御系を提案し、今後の方針を示した.

今後は新たに提案した旋回半径制御系の妥当性検証の為に数値シミュレーションを実施し、そ の後実証試験で有効性を確認する.

# 参考文献

1) K. Hasegawa, "Future of agriculture using unmanned aerial vehicle", IIEEJ, vol. 45, no. 4, pp. 504–507, 2016.

2) A. Brezouescu, T. Espinoza, P. Castillo, and R. Lozano, "Adaptive trajectory following for a fixed-wing UAV in presence of crosswind", Journal of Intelligent and Robotic Systems, vol. 69, pp. 257–271, 2013.

3) J.M.Levin, M. Nahon, and A.A. Paranjape, "Aggressive turn-around manoeuvres with an agile fixed-wing UAV", IFAC-PapersOnLine, vol. 49, no. 17, pp. 242–247, 2016.

4) J. Osborne, R. Rysdyky, "Waypoint Guidance for Small UAVs in Wind", AIAA, 2012.

5) D. Muniraj, M. Palframan, K. Guthrie, M. Farhood, "Path-following control of small fixed-wing unmanned aircraft systems with  $H^{\infty}$  type performance", Control Engineering Practice, no. 67, pp. 76-91, 2017.

6)前田 庸佑, "無人航空機向け飛行経路マネジメント及び制御系の高精度化に関する研究", 室蘭工業大学工学研究科修士論文,2017.

7) S. Park, J. Deyst, and J. P. How, "A New Nonlinear Guidance Logic for Trajectory Tracking", AIAA, Navigation, and Control Conference and Exhibit, pp.16-19, 2004.

# プロペラエンジンの特性を考慮した固定翼無人航空機の最大上昇率の導出及び飛行検証

上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

- 柴田 拓馬(航空宇宙システム工学ユニット 助教)
- ○渡邊 克巳(航空宇宙総合工学コース 博士前期 2年)

#### 1. はじめに

現在,農業,林業などの多分野で無人航空機の利用が拡大している.しかし,小型な機体が多 く,電力,燃料に余裕がない.そのため離陸の際には指定の高度まで速やかに上昇し,離陸時間 を短くすることが望まれる.また,現在利用されている固定翼無人航空機は推進器にプロペラエ ンジンが使用されることが多い.しかしながら,プロペラエンジンは空気の流入速度の増加によ って推力が減少するという問題を有する.

これまで筆者らはブラシレスモータとプロペラで推進器が構成された電動ラジコン機の最大上 昇率を導出し、実証実験を行ってきた<sup>III</sup>. しかしながら、プロペラエンジンを搭載した固定翼無 人航空機を対象に最大上昇率を求めた例及び実証実験の報告例はない. そのため、本研究では固 定翼無人航空機の離陸プロファイル(図1)を滑走フェーズ、機首上げフェーズ、上昇飛行フェ ーズの3つに分け<sup>III</sup>, 上昇飛行フェーズを対象に最大上昇率を求め、最大上昇率での上昇飛行を 6自由度シミュレーション、実機での実証実験で検証した結果を報告する. ここで上昇飛行フェ ーズのみを対象としたのは滑走、機首上げフェーズにかかる時間は推進器の性能のみによって変 わる. そのため機体の改造なく離陸時間を短縮することが可能なのは上昇飛行フェーズのみであ るためである.

## 2. 最適化問題による最大上昇率の算出

## 2-1. 上昇飛行中の運動方程式

ここでは機体の運動を機体の運動固定の x 軸を機体の進行方向に一致させた座標系である安定軸系で 考え,運動方程式としては縦系のみを考える.

縦系の運動は x, z 軸の並進運動と y 軸周りの回転 運動のみで構成されるが,今回は定常状態で上昇飛 行している時の運動(図 2)を考えるため,図に示 すような安定軸 x 軸方向,及び安定軸 z 軸方向のつ 図2 機体に働く力

り合い式(1),(2)のみを扱う.また揚力,抗力は迎角と速度の関数として表すことができ,式(3)~(5)として定義される.

(1)

 $T\cos(\alpha) - D - W\sin(\gamma) = 0$ 

$$L = \frac{1}{2} (C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha) \rho S V^2$$
(3)

$$C_{D} = C_{D0} + \frac{(C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha)^{2}}{\pi e A R}$$
(5)

$$Tsin(\alpha) + L - Wcos(\gamma) = 0$$
 (2)

$$D = \frac{1}{2} C_D \rho S V^2 \tag{4}$$

# 2-2. 最適化問題の定式化

最適化問題を扱うために評価関数 L 及びハ ミルトニアン H を式(6),(7)のように定義す る.本式における変数は対気速度 V,迎角 α, 経路角 γ,随伴変数 λ<sub>1</sub>,λ<sub>2</sub>であり,推力 T は

$$L = V sin(\gamma) \tag{6}$$

$$H = L + \lambda_1 (\operatorname{Tcos}(\alpha) - D - \operatorname{Wsin}(\gamma)) + \lambda_2 (\operatorname{Tsin}(\alpha) + L - \operatorname{Wcos}(\gamma))$$
(7)

対気速度 V の関数, 抗力, 揚力は対気速度 V, 迎角 α の関数である.

ハミルトニアンが式(8)~(12)を満たすことが最適化の必要条件である. これらの式は変数 V,  $\alpha$ ,  $\gamma$ ,  $\lambda_1$ ,  $\lambda_2$ の非線形連立方程式であり, 数値的に求める.

$$\frac{\partial H}{\partial V} = 0 \tag{8}$$

$$\frac{\partial H}{\partial \gamma} = 0 \tag{10}$$

$$\frac{\partial H}{\partial \lambda_2} = 0 \tag{12}$$

# 2-3. プロペラエンジンの推力の定式化

プロペラの推力の導出にプロペラメーカ ーのパフォーマンスデータに記載されてい る回転数,対気速度,推力のデータを使用 し,推力の導出はプロペラサイズ14×8,最 大回転数 8000 rpm のエンジンを対象に行っ た.図3に推力と対気速度のグラフを示 す.図3より2次の近似式として推力と対 気速度の関係として式(13)が得られた.

$$\frac{\partial H}{\partial \alpha} = 0 \tag{9}$$

$$\frac{\partial H}{\partial \lambda_1} = 0 \tag{11}$$



図3 プロペラ(14×8)の推力と対気速度の関係

 $T = -0.0207 \times V^2 - 0.331 \times V + 41.615$ 

(13)

# 2-4. 最適化対象機体

本研究は図4のようなガソリン模型飛行機を対象 に行った.この機体の諸元を表1に示す.計算より 得られた最適値は対気速度が16.2 m/s,迎角が 3.5°,経路角が26.4°と得られた(表2).この値よ り定常状態で上昇飛行している対象機体のピッチ角 は30°,最大上昇率は7.2 m/s となった.



図4 対象機体(TEMPEST60)の外観

т	[kg]	5.5	S	[m <sup>2</sup> ]	$6.49 \times 10^{-1}$
$C_{Llpha}$	[1/rad]	4.36	е	[-]	$6.0 \times 10^{-1}$
$C_{L0}$	[-]	$1.76 \times 10^{-1}$	AR	[-]	6.54
$C_{D0}$	[-]	$4.88 \times 10^{-2}$			

表1 TEMPEST60の諸元

表 2 計算結果

V	[m/s]	16.2	γ	[deg.]	26.4
α	[deg. ]	3.5	θ	[deg.]	30.0
Vsin(y)	[m/s]	7.2			

## 3. 6自由度シミュレーションによる検証

前節で導出された最大上昇率の妥当性の確認のため Matlab&Simulink にて内製した6自由度シ ミュレーターを用いて,滑走から浮上,機首上げ,上昇飛行までをシミュレートした.その結果 を図 5~8 に示す.

図5より滑走から上昇飛行を経て高度110m程度まで上昇した.図6,7より対気速度,ピッ チ角については上昇飛行開始直後オーバーシュートが見られたが,上昇飛行開始約8秒経過後対 気速度は16.2 m/s に,ピッチ角は30°に収束していることが確認できた.滑走開始から約12秒 経過後の上昇飛行区間では定常状態で上昇飛行している.この時の上昇率は7.12 m/s であった. この値と計算より求めた最大上昇率の差は最大上昇率の約1.1%である.これより最適化計算で 求めた最大上昇率は実験可能であることを確認した.



#### 4. 実証実験

実証実験はシミュレーションと同様に滑走から行うのが最善である.しかし、シミュレーショ ンで使用した空力微係数などの値は機体形状から求めた推算値であり、実際の機体の空力微係数 との差は不明である.かつ、滑走制御、及び機首上げ制御がうまくいかず上昇飛行につながらな いことも想定される.そのため実証実験を段階的に実施する.まず、高高度で対気速度を最適解 の対気速度として水平飛行をさせた後、上昇飛行に切り替えることにより、上昇飛行の制御性能 を確認する.その後滑走、機首上げを含んだ離陸全体の実証実験を行う.今回は前者について実 施した結果を示す.

実証実験では総飛行時間 460 秒のうち,3回上昇飛行を行った.このうち3回目の結果を図9~12 に示す.図9より高度 60 m から約 80 m の上昇を達成した.図 10 より上昇開始時の対気速

度が 15.8 m/s と最適解で得られている対気速度と近い値で上昇飛行を開始できた.しかし,図 11 より上昇飛行開始直後のピッチ角コマンドは,最適解であるピッチ角 30°が出力されているが, オーバーシュートが発生し,これにより対気速度が最適解より減少した.また,対気速度が減少 するにつれて,対気速度を速度コマンドに近づけようと最適解よりも低いピッチ角コマンドが出 力された.また,上昇飛行区間におけるピッチ角に発散傾向が見られた.ピッチ角に見られたオ ーバーシュート,発散傾向の現象からはピッチ角制御系の比例ゲインが過大であったことが推定 される.このピッチ角の発散傾向に伴い,図 12 に示すように上昇率にも振動が確認でき,上昇 飛行中の機体は定常状態にはならなかった.



#### 5. まとめ

プロペラエンジンの推力が対気速度の増加によって減少するという特性を考慮した固定翼無人 航空機の最大上昇率を求めた.また,求めた最大上昇率について6自由度シミュレーション,実 機での実証実験を行い,6自由度シミュレーションでは上昇飛行において最適解での対気速度及 び最大上昇率での上昇飛行が実現可能であることを確認した.実機での実証実験では水平飛行か ら上昇飛行に切り替え,上昇飛行フェーズの確認を行い,目標水平方向速度で上昇飛行を開始す ることができたが,ピッチ角にオーバーシュート,発散傾向が見られた.今後はピッチ角のオー バーシュート,発散傾向を抑えるべくピッチ角制御系の制御器パラメーターの調整を行う.

## 参考文献

- [1] 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回飛行機シンポジ ウム,2D02, JSASS-2019-5094,海峡メッセ下関,2019.10.16-10.18
- [2] 高橋康平,上羽正純,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,2M07,JSASS-2016-5141,富山国際会議場・ANAクラウンプラザホテル富山, 2016,10,24-10,26
- [3] 牧野光雄, 航空機力学の基礎(第3版), 産業図書株式会社, 2012.
- [4] 国土交通省航空局安全部航空機安全課, 耐空性審査要領, 鳳文書林出版販売株式会社, 2012.

# 小型高速固定翼 UAV 向け横風高耐性短距離着陸制御技術の研究

上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

○榊 凌芽 (航空宇宙工学コース 学部4年)

#### 1. 背景·目的

近年,大陸間及び地球軌道上への輸送システムを革新する必要性が増している.そのような輸送システムの実現のために,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いる.そのテストベットとして小型無人超音 速機の開発が行われており,その基盤技術の一つである離陸から着陸までを自律飛行する誘導制 御技術の開発が必要である.

小型無人超音速機を含む固定翼 UAV の着陸時には横風が吹いている状況も予想される. 横風下 での着陸は機体姿勢が乱れ,一般的に困難とされる. また,超音速機は着陸速度が高速であるこ とにより着陸距離が長くなることが予想され,その短縮が求められる.本研究は着陸距離の短縮 のため,グライドスロープ角を大きく,低速,高迎角姿勢での横風着陸制御技術を確立すること を目的とする.

#### 2. 横風着陸制御技術

横風着陸制御技術はクラブ方式(図1), ウイングロー方式(図2)である.クラブ方式は推力と重 力の横力により横風に対抗する.また,この方式はバンクすることで生じる横滑り角はラダーの 操舵によりゼロにし飛行する.ウイングロー方式は重力の横力とラダーの操舵による横力によっ て横風に対抗する.



#### 3.提案する手法

# 3-1. ロールリバーサル発生迎角に対応可能なロール角制御系の導入

ロールリバーサル (図3)1)はエルロンの操舵に対して,通常とは逆のロール運動をする高迎角



特有の現象である.

従来の固定翼無人航空機の着陸制御系で組み込まれているエルロンの単独操舵でのロール角制 御系(図4)2)に加えてロールリバーサル発生迎角に対応するため、エルロンとラダーの操舵によ るロール角制御系3)(図5)を設計する.図5のロール角制御系はインナーループとして横滑り 角制御系を含む.



## 3-2. 横風着陸制御技術の切替高度の設計

本研究は図 6 に示す着陸経路が設定され、グライドスロープ区間進入時にクラブ方式、接地直 前に接地時の脚への負荷軽減の観点からウイングロー方式に切り替える.切替高度の設計は機首 方位角制御系のステップ応答に着目する.ウイングロー方式は機首方位角制御系(図 7)で機首方 向を滑走路中心と平行に維持させる.そのため、機首方位角制御系のステップ応答が目標値の ±2%以内に入る時間 t<sub>f2</sub>を最低限確保する必要がある.以上より、フレア経路 h の近似式である 式(3.1)、時間 t<sub>f2</sub>、フレア開始から接地までの時間 t<sub>touch</sub>を用いた切替高度 h<sub>f2</sub>の設計式を式(3.2) で示す.



# 4. 制御系

各着陸区間で設計するべき制御系を表1に示す.本研究が提案するロール角制御系はグライド スロープ区間とフレア①区間で用いる. なお、表中 ">"の右の制御系はインナーループ制御系 として使用する.

着陸区間	縦系	横・方向系
ガライドフロープ	・高度制御系>ピッチ角制御系	・滑走路中心制御系>ロール角制御系
<i>/////////////////////////////////////</i>	・速度制御系	>横滑り角制御系
フレア①	・フレア制御系>ピッチ角制御系	・滑走路中心制御系>ロール角制御系

表1 本研究の制御系

	・速度制御系	>横滑り角制御系
7170	・フレア制御系>ピッチ角制御系	・滑走路中心制御系>ロール角制御系
) [ ) [ 2 ]	・速度制御系	・機首方位角制御系

# 5. 提案する手法の妥当性の検証

目標性能を接地時降下率1.0 m/s 以下, 滑走路中心からの偏差±3.0 m/s以下, 接地時の方位角偏 差±5.0 deg.以下として,小型無人超音速実験機オオワシ2号機向けに設計し MATLAB, Simulink によりシミュレーションを行った.フレア①区間開始高度を22.27 m,フレア時定数を2.5秒,機 首方位角制御系のステップ応答が目標値の±2.0%以内に入る時間を4.44秒として,フレア②区 間開始高度を設計し4.32 m と定めた.また,本研究が提案したロール角制御系を設計した.設計 結果を反映した着陸制御シミュレーションの結果を図8,図9で示す.図8は風外乱なしの条件 の結果,図9は風外乱あり(90度方向からの3.0 mの風)の条件の結果である.風外乱ありの場合 は開始1秒以降で発散という結果となった.



図8 風外乱なしのシミュレーション結果



図9 風外乱ありのシミュレーション結果

# 6. まとめ

本研究は横風高耐性と短距離着陸を同時に実現するための手法を提案した.しかし,現時点で 手法の妥当性を確認できなかった.原因は提案したロール角制御系の制御系設計であると考える. 今後はロール角制御系の再設計をし,6自由度シミュレーション,飛行実験において手法の妥当 性を検証する.

## 参考文献

- 1) 片柳亮二, 航空機の飛行力学と制御, 森北出版, 2007.
- 2) 片柳亮二, 航空機の飛行制御の実際, 森北出版, 2011.
- 3) Koichi Yonemoto and Yoshifumi Inatani, Analytical Interpretation on Lateral/Directional Stability and Controllability of High Angle-of-Attack Reentry Flight, ISAS, 1988

# 固定翼 UAV の飛行状態を考慮した飛行モード切り替えアルゴリズムの考案と飛行実証

上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授) ○原木 蒼良(航空宇宙工学コース 学部4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、小型無人超音速機の開発が進められている. その自律飛行を行う上で、設定された飛行経路に沿って飛行制御を行うことのみならず、飛行中にミッションを変更、あるいは緊急事態が発生した際に設定した飛行モード及び飛行経路を柔軟に変更することは極めて重要である. 一般に航空機に搭載された飛行経路などを管理するためのフライトマネジメントシステムの詳細は公開されておらず、また、本研究室で推進中の固定翼 UAV の自律飛行における離着陸、周回飛行、メアンダー状飛行、帰還飛行等の飛行モードを切り替える機能は存在していない.

そのため、本研究では固定翼 UAV で実行中の飛行モードを切り替えるために、機体に搭載され た遠隔監視制御系(TTC 系)にコマンドを送信する回線を付加し、既存の飛行モードを統括、受信 したコマンドに応じて系統的に飛行モードを切り替えるアルゴリズム、想定外の飛行挙動の発生 を防ぐための機体の飛行状態の判定条件の設定、これらを統合して飛行モードを切り替えるアル ゴリズムを構築することを目的とする. 2022 年度に行った地上局から機体に搭載された TTC 系 へのコマンド回線の構築と、自律飛行中の固定翼 UAV へのコマンド送信による飛行モード切り替 え実験の結果について報告する.

#### 2. 理論及び手法

初めに,地上局から固定翼 UAV 上の TTC 系へコマンドを送信するための回線の構築を行う. 現在,固定翼 UAV から地上局へは機体の速度,高度,姿勢角などのデータがテレメトリ回線によ り送信されている.今回はこの回線に加えて地上局から固定翼 UAV へのコマンド回線の構築を行 う.現在の TTC 系では簡易的に1本の通信回線を用いて半二重通信によりコマンド送信が可能で あるが,地上局からのコマンド送信

時にはテレメトリデータの受信が 停止するという欠点を有する.この ため、無線通信モジュールをもう1 ペア追加し、コマンド回線とテレメ トリ回線が独立に存在する全二重 通信を構築する(図 1).



次に、ミッション変更及び緊急時 の飛行モードの変更を行うための

図1 TTC系の全二重通信化

飛行モード切り替えアルゴリズム及びその条件判定アルゴリズムの構築を行う.飛行モード切り 替えアルゴリズムの検討においては,飛行モードとして離陸,水平定常飛行,水平旋回飛行,着 陸を対象とし,ミッションとして,それらを組み合わせた周回飛行,メアンダー状飛行,帰還飛 行,完全自律飛行を対象とする.また,送信コマンドは,飛行モード及びミッションとする.条

件判定アルゴリズムは飛行モード切り 替えアルゴリズムに包含しており,特定 の飛行モード切り替えの際に条件判定 を行う.今回は例として周回飛行からメ アンダー状飛行への切り替えを示す.そ れぞれの飛行経路及びウェイポイント (WP)は図2のように設定されている.

周回飛行とメアンダー状飛行は水平 定常飛行フェーズと水平旋回飛行フェ



ーズで構成されており、どちらの飛行モードも WP1 から出発して、設定された WP を通過するこ とによって次の飛行フェーズへと移行する.周回飛行、メアンダー状飛行どちらもフェーズ 203/253 までは同じ経路で飛行するが、フェーズ 204 とフェーズ 254 はそれぞれ右旋回と左旋回で あり、この際に互いの飛行モードへと変更することは想定外の機体動作を招く.この解決策とし て、機体の飛行状態を判定し、機体姿勢の急変を防ぎながら飛行モード切り替えを行う.本周回 飛行からメアンダー状飛行コマンドを送信したときの飛行モード切り替えアルゴリズムをプログ ラミングし、その確認を行う.

# 3.機能確認と考察

# 3-1. コマンド回線の構築

地上局と固定翼 UAV 間のテレメトリとコマンドの通信を同時に行う全二重通信を構築した.回線の構築には一般に市販されている無線通信モジュールである XBee を2ペア用いて行った. XBee の性能諸元については表1に示す.既に搭載されているテレメトリ回線用 XBee に加えてコマンド回線用 XBee を機体に搭載(図3)し,地上局 PC からコマンドを送信,TTC 系で受信されていることを確認した.次に周回飛行,メアンダー状飛行を相互に切り替え可能な飛行モード切り替えアルゴリズムを制御ソフトウェアに実装した.最後に本研究で構築したコマンド回線と飛行モード切り替えアルゴリズムの妥当性及び問題点を確認するために誘導制御回路を搭載した実験機体を用いて飛行実証を行った.

	テレメトリ回線	コマンド回線	
周波数帯[Ghz]		2.4	
送信出力[dBm]		+8	
受信感度[dBm]	-10		
動作電圧[V]		2.13.6	
ボーレート[bps]	57600	9600	

表1 Xbee の性能諸元



図3機体に搭載した XBee

# 3-2.飛行実証の結果

実証試験では、周回飛行を行っている固定翼 UAV に水平定常飛行コマンドを送信し、WP2 を 通過した後も水平定常飛行が続行されるかどうかを確認した.実証実験の飛行経路を図4に示す.

また,それぞれの飛行フェーズを表2に 示す.飛行経路を見ると周回飛行を2周 行った後,滑走路途中で水平定常飛行コ マンドを送信,飛行モードが切り替わり, WP2を通過した後も水平定常飛行が継続 されていることが確認できた.

表2 各モードの飛行フェーズ

飛行モード	飛行フェーズ
周回飛行	201204
水平定常飛行	211



#### 図4 実証実験の飛行経路

本研究では、送信したコマンドが誘導制御回路上で変数に代入されていることを確認し、飛行 モード切り替えアルゴリズムを構築、大学構内で地上実験を行い、飛行モード切り替えアルゴリ ズムが動作していることを確認した.今後は、飛行状態だけでなくミッションの進行状況を条件 に含んだ条件判定アルゴリズムの構築を行い、実際に飛行をしている状態でコマンドを送信、飛 行モード切り替えを行う飛行実証を行う.

#### 参考文献

4. まとめ

上羽正純,植村拓也,固定翼 UAV による農地観測のためのメアンダー状経路追従制御の検討
 と飛行 実証,第58回飛行機シンポジウム講演集,2020年11月25-27日

2) 小貫徳貴, 無人航空機向け帰還アルゴリズムに関する研究, 室蘭工業大学令和元年度卒業 論 文, 2019.

3)前田庸佑,無人航空機向け飛行経路マネジメント及び制御系の高精度化に関する研究,室蘭工 業大学令和元年度修士論文,2019.

4) 原木蒼良, 固定翼 UAV の飛行状態を考慮した飛行モード切り替えのための管理制御アルゴリズムの研究, 室蘭工業大学令和4年度卒業論文, 2023.

上羽 正純(航空宇宙システムエ学ユニット 教授)○三浦 航(航空宇宙エ学コース 学部4年)

## 1. はじめに

近年,無人航空機の利用が進むとともに,飛行速度も高速化の傾向がある.加えて高速飛行を 行う固定翼無人航空機は着陸距離が大きくなり,滑走路の長さによっては着陸ができないことが 想定される.したがって着陸距離を小さくすることが必須であり,そのためにはグライドスロー プもしくはフレア開始時の速度を減速することが重要である.通常減速は,直線飛行により行わ れるが,建物が入り組んだ都市部や飛行区間に制限がある場合,直線飛行のみでは減速不可能で ある.そこで本研究では直線飛行と比して,長い飛行距離の確保が可能な複数旋回飛行に着目し てグライドスロープもしくはフレアに向けた減速降下を行う飛行制御法を検討する.本研究では 旋回時の失点系としての運動方程式を用いて減速旋回飛行可能な飛行パラメータを導出する手法 を考案し,シミュレーションにより妥当性を確認した結果を報告する.

#### 2. 理論と手法

# 2-1. 理論

旋回降下飛行中,機体には揚力L,抗力D,推力T,重力 が図1のように加わっている.

図1より減速旋回降下中の縦方向と進行方向の関係式は それぞれ(1),(2)式となる.また,横方向の関係式は水平 旋回時の関係式に降下角0を用いた(3)式を用いる.ここで *aとaz*はそれぞれ進行方向の加速度,鉛直方向の加速度を 表している.



 $L\cos\phi \cdot \cos\theta + T\sin(\alpha - \theta) + D\sin\theta = mg - ma_{\rm Z} \tag{1}$ 

$$T\cos(\alpha - \theta) + L\cos\phi \cdot \sin\theta + D\cos\theta = ma \cdot \cos\theta \tag{2}$$

$$Lsin\phi = \frac{m(Vcos\theta)^2}{R}$$
(3)

目標飛行速度が 20~25 [m/s]に対して,降下率は 0~2 [m/s]となることから,降下角 $\theta$ は 0~5 [deg.] 程度の値をとる.このことから降下角による影響は非常に小さいと判断し, $\theta \cong 0$ の近似を行う.

近似を行い, 揚力と抗力の式を代入して得られた力の関係式は(4), (5), (6)となる.ここで*C*<sub>D.0</sub> は寄生抗力, *AR*はアスペクト比, *e*は翼効率でありすべて機体定数である.

$$\frac{1}{2}\rho SV^2 C_{L\alpha}\alpha cos\phi + Tsin\alpha = mg - ma_Z \tag{4}$$

$$T\cos\alpha - \frac{1}{2}\rho SV^2 \left( C_{D.0} + \frac{(C_{L\alpha}\alpha)^2}{\pi eAR} \right) = ma$$
(5)

$$\frac{1}{2}\rho SV^2 C_{L\alpha}\alpha sin\phi = \frac{mV^2}{R}$$
(6)

上記の3式にある速度V, 迎角 $\alpha$ , ロール角 $\phi$ の3つを制御変数をとして, 減速旋回降飛行を実現する.

# 2-2. 手法

本研究では(4)~(6)式に2つのパラメータを目標値として与え減速旋回降下を実現する.与えるパラメータは飛行速度V,旋回半径R,降下加速度azの3種類とし,手法1,2はどちらも飛行速度Vを与え,もう1つの与えるパラメータが異なる.手法3は手法1,2を組み合わせたものである.

手法1「目標旋回半径を与える手法」

本手法は目標飛行速度Vと目標旋回半径Rを与えて制御を行う手法である.目標飛行速度Vより 迎え角 $\alpha$ を(7)式のように導出し,目標旋回半径Rを(6)式に与えることによりロール角 $\phi$ を(8)式の ように導出する.その結果降下加速度 $a_z$ は(9)式となる.

$$\alpha = \sqrt{\frac{2\pi eAR}{\rho s V^2 C_{L,\alpha}^2}} \left( T \cos\alpha - ma - \frac{1}{2} \rho S V^2 C_{D,0} \right)$$
(7)

$$\phi = \sin^{-1} \left( \frac{2m}{R\rho s C_{L\alpha} \alpha} \right) \tag{8}$$

$$a_{z} = \frac{1}{m}(mg - 1/2\rho s V^{2}C_{L\alpha}\alpha cos\phi - Tsin\alpha)$$
(9)

手法2「目標降下加速度を与える手法」

本手法は目標飛行速度Vと目標降下加速度 $a_z$ を与え制御を行う手法である.迎え角 $\alpha$ は(7)式で導出され,ロール角 $\phi$ は(4)式より(10)式のように導出される.その結果旋回半径Rは(11)式となる.

$$\phi = \cos^{-1} \left( \frac{2(mg - ma_z - Tsin\alpha)}{\rho s V^2 C_{L\alpha} \alpha} \right)$$
(10)

$$R = \frac{2m}{\rho s C_{L\alpha} \alpha sin\phi} \tag{11}$$

手法3「2つの手法を組み合わせた手法」

本手法は手法1から始まり、設定した降下率に達した時間に手法2に切り替える手法である.

# 3. 制御則

本研究では以下の3つの制御系を用いる.

a) 速度制御系

速度コマンドを減速するように与え、速度の偏差をピッチ角を用いて制御する.

b) ピッチ角制御系

速度の偏差によりコマンドが生成される.速度コマンドに対して実速度が大きいと、抵抗を増 加するためにピッチ角を大きくするエレベータコマンドが出力される.

c) ロール角制御系

通常の PID 制御を用いてコマンドに追従させる.

#### 4-1. 対象機体

提案した手法の妥当性を確認するために, Matlab/Simulinkを用いて数値シミュレーションを実施した.対象機体を図2に, その機体の諸元及び空力微係数を表1に示す.

		F
	TEMPEST	
0	0	

表1 機体諸法	元
機体質量[kg]	5.5
翼幅[m]	2.06
翼面積[m²]	0.6489
空力平均翼弦長[m]	0.315
アスペクト比[-]	6.54
揚力傾斜[-]	4.355

図2 対象機体

# 4-2. シミュレーション条件

シミュレーションを実行のための初期条件及び設定目標値を表2に示す.手法としては前述の 手法1「旋回半径を与える手法」を採用した.また,減速 旋回降下中の推力は11.76[N]で一定とした. <u>ま2</u>シミュレーショ条件

# 4-3. シミュレーション結果

シミュレーションは速度が目標値に達した32秒で終了 した.このとき高度は22 [m]降下した78 [m]で終了してい 日標値 対気速度[m/s] 23.0 る.制御している速度,ピッチ角,ロール角の結果を見るとコマンドに対してよく追従した結果 となった.飛行速度減速及び高度が降下した結果となったことにより手法1の妥当性を確認した. シミュレーションの結果を以下,図3~9に示す.



	対気速度[m/s]	27.0		
初期	高度[m]	100		
未任	ロール角[deg.]	0.00		
目標値	対気速度[m/s]	23.0		



#### 図7飛行軌跡

図9 旋回半径の時間履歴

本シミュレーションで与えた目標旋回半径を図9に示す.開始時旋回半径は500[m]程度で与え, 最終的に50[m]程度に収束するように与えている.目標値を非常に大きい値から与えることによ り,ロール角コマンドが0[deg.]から急激に増加し機体が不安定になることを防止した.しかしな がら,減速旋回降下開始時のロール角が浅いため,図7のように旋回経路が大きく広がった.

また図5よりピッチ角コマンドが開始時に急激に下がっている.速度の偏差に対して明らかに過 剰なコマンドが生成されていることから,速度制御系,ピッチ角制御系の改善が必要である.

#### 5. まとめ

本研究では3方向の力の関係式から減速旋回降下飛行可能な飛行パラメータの導出する手法を3 つ考案した.理論上「2つの手法を組み合わせた手法」が飛行開始数秒間の旋回半径を設定できる ことに加えて、最終の降下率を目標値として設定できる点から最適といえる.しかし実機を想定 したシミュレーションでは手法を切り替えた際のロール角コマンドの変動により機体姿勢が不安 定になってしまう問題が明らかとなった.そのため今回は、「目標旋回半径を与える手法」につい てシミュレーショを用いて妥当性を確認した.今後は今回提案した手法2、3についてもシミュレ ーションを完了させる.以上結果に基づき、減速旋回降下飛行をグライドスロープ及びフレアへ の適用を実現し、短距離着陸に資することとする.

## 参考文献

- [1] 安川慧 "無人航空機向け対気速度を考慮した旋回経路技術の検討"
   室蘭工業大学,令和2年度卒業論文
- [2] 小川太一郎,伊藤一"水平面内の旋回飛行の一解法"日本航空學會誌(1935年2巻5号 p.509-522)
- [3] 平木敏夫,"水平定常旋回性能について(各極値を求めること)" 日本航空学会誌(1955 年 3 巻 19 号 p.202~202)

# 固定翼 UAV 向け推力・方向可変機能付加による短距離着陸技術の研究

上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

○和田 智登(航空宇宙総合工学コース 学部4年)

#### 1. はじめに

近年、ドローン(無人航空機)を物資運搬や情報収集の面で利用し、産業の生産性を上げようとす る動きが世界中でみられる.実際に利用されている無人航空機はマルチコプタ型がほとんどであ りマルチコプタ型に比べ固定翼 UAV の利用は著しく少ない.これは固定翼機が離着陸に大きなス ペースを要することが原因と考えられる.固定翼機はマルチコプタ型のように対地速度 0 の状態 での離着陸が難しく、ある程度の対地速度を持った状態で離着陸を行うため、滑走に大きなスペ ースを要する.

一方で固定翼 UAV はマルチコプタ型の航空機よりも航続距離が長く飛行速度が高いという強みを持っており,離着陸に必要なスペースを小さくすることによって,固定翼 UAV の利用を加速させ,固定翼 UAV によってより社会の生産性を上昇させることが出来ると考えられる.

これまでに着陸距離短縮のために高いグライドスロープ角(着陸降下角)での降下・着陸に関す る研究が行われているが、この研究では高い対気速度・降下率が着陸距離を短縮させることの障 害となっている.

本研究は固定翼 UAV で行う高いグライドスロープ角での降下に対し, 付加推力を搭載すること により降下中の高速化を軽減し着陸距離のうち空中距離(グライドスロープ・フレア)がどれだけ 短縮されるかを計算によって明らかにし, この短距離での着陸の実現性をシミュレーションによ って確認することを目的とする.

## 2. グライドスロープ及びフレア理論

飛行機の着陸は等速で滑走路にアプローチするグライドスロープ,グライドスロープから降下 率を徐々に減少させるフレア,タッチダウン後から停止までのロールアウトの3フェーズからな る.(図1)



・グライドスロープ

固定翼 UAV の機首方向から φの角度に付加推力を搭載したとき,機体にかかる力は図2で示

され, X, Z 軸方向の並進の運動方程式は式(1), 式(2)となる.

• x軸方向:  $m\frac{dv_x}{dt} = T\cos(\theta - \alpha) + L\sin\theta - D\cos\theta + T_{add}\cos\varphi$  (1)

• z軸方向:  $m\frac{dv_z}{dt} = Tsin(\theta - \alpha) - Lcos\theta - Dsin\theta - T_{add}sin\varphi + mg$  (2)

(1),(2)式中の右辺第4項は付加推力の搭載によって生まれた項であり、この項がない場合は 一般的な固定翼航空機の運動方程式となる.

グライドスロープ経路では機体姿勢一定のまま等速,等降下角で降下する.そのため加速度が0であり,式(1),(2)の左辺を0とすることで力のつり合い式となる.

・フレア

タッチダウンの前の降下率を減少させるフレア経路では通常,機体の降下速度を指数関数的 に減少させる制御を行う.この制御により機体高度hは以下の近似式で変化する.

				$h = h_{F0} e^{\frac{-t_F}{\tau}} \tag{3}$				
h	:	高剧	ŧ	$h_{F0}$ : フレア開始高度		е	:	自然対数
	t	F :		フレア経過時間	τ :	フレア	寺;	定数

# 3. 着陸距離に占める空中距離算出式の導出

本研究で目指している理想的な着陸経路は実現可能な着陸経路の中でタッチダウンまでの距離 が最短になる経路(空中距離)である.この経路はグライドスロープ経路とフレア経路によって決 定されるがこの2つの経路は連続であり、相互に関係がある.この関係と機体性能により以下の 拘束条件が与えられる.

(1)グライドスロープ経路終端条件とフレア開始条件の一致

(2) タッチダウン時の降下率は *h*<sub>TD</sub> [m/s]以下

(3) ダッチダウン時の対地速度は V<sub>TD</sub> [m/s]以下

この拘束条件と式(3)から空中距離の算出式(4)が求まる.

$$X_F + X_{GS} = V_{GS} \frac{15.24 - \tau \cdot h_{TD} - \tau V_{GS} sin\theta_{GS}}{V_{GS} sin\theta_{GS}} \cos\theta_{GS} + (V_{TD} - V_{GS}) \frac{\tau}{2} \ln\left(\frac{-V_{GS} sin\theta_{GS}}{\dot{h}_{TD}}\right) + V_{GS} \ln\left(\frac{-V_{GS} sin\theta_{GS}}{\dot{h}_{TD}}\right)$$
(4)

 $V_{GS}: グライドスロープ速度$   $heta_{GS}: グライドスロープ角$   $V_{TD}: タッチダウン速度$  $\dot{h}_{TD}: タッチダウン降下率$   $t_{TD}: タッチダウン時間$ 

式(4)から着陸距離に占める空中距離の算出には  $V_{GS}$ , $\theta_{GS}$ , $\tau$ , $V_{TD}$ , $\dot{h}_{TD}$  が必要である.

## 4. 理想的な経路の算出

本研究で空中距離の短縮を確認するために機体は「TEMPEST 60」を、付加推力にダクテッドファンを想定する.この機体を想定したとき、機体によって表1に示す制限がある.

空中距離算出に必要な $\tau$ , $V_{TD}$ , $\dot{h}_{TD}$ は表 1 によって決定される.決定されない $V_{GS}$ , $\theta_{GS}$ は機体の 運動方程式(1), (2)での姿勢(迎角・付加推力角度)を指定することによって得られる.着陸経路は 変化するが許容される範囲内で最も距離が短くなる姿勢は存在する.

# 表1 機体により制限される値

接地時降下率	-1	[m/s]
フレア時定数	2.5	[s]
最高速度	30	[m/s]
接地時速度制限	20	[m/s]
最大迎角	13	[deg.]

# 表2 機体姿勢と算出された着陸経路

非搭載機		付加推力搭載機			
迎角	1.475	[deg.]	迎角	13.00	[deg.]
グライドスロープ速度	30.0	[m/s]	グライドスロープ速度	10.73	[m/s]
グライドスロープ角	6.485	[deg.]	グライドスロープ角	15.53	[deg.]
フレア開始高度	5.967	[m]	フレア開始高度	4.684	[m]
グライドスロープ距離	81.58	[m]	グライドスロープ距離	37.99	[m]
フレア距離	75.92	[m]	フレア距離	27.81	[m]
着陸距離	157.5	[m]	着陸距離	65.80	[m]
	$\geq$	$\geq$	ダクテッドファン角度	166.6	[deg.]

計算の結果,表2に示すように負荷 推力を搭載した機体では迎角 13.00[deg.]付加推力角166.6[de

g.]非搭載の機体では迎角 1.475[deg.] となった.これを実現する飛行経路は 図3のようになる.着陸距離に占める 空中距離は負荷推力の搭載によって 157.5[m]から 65.80[m]へ,91.7[m]の短 縮効果があること明らかになった.



図3 算出された着陸経路



# 5. 経路シミュレーション

経路に追従するようにシミュレー ションを行った結果を図 4, 図 5 に示 す.

図4よりタッチダウン地点は目標経 地点と一致しており,また,グライド スロープ経路では経路からの乖離が 全く見られない.しかし,フレア開始 直後,両パターンともに経路からの乖 離がみられる.

図5よりグライドスロープ経路では 降下率がほぼ一定で安定しているの に対し、フレア経路では振動が見られ る.普通飛行機でのフレアはタッチダ ウン時の降下率が目標としている 1[m/s]を達成しているが、付加推力搭 載機ではタッチダウン時の降下率が 約2.3[m/s]と大幅に目標を上回った.

## 6. 結論

経路計算の結果,付加推力によって着陸距離は79.5[m]の短縮が可能であることを確認した.この経路を目標にシミュレーションを行った結果,タッチダウン時の降下率が目標よりも大きくなった.目標降下率実現のためにはフレア時定数を大きくすることが効果的であると考えられる.

# 参考文献

[1] 俵川智史, "令和2年度 卒業論文 高速無人航空機向け高グライドスロープ角での短距離着陸 制御技術の検討"

[2] 片柳亮二, 航空機の飛行力学と制御, 森北出版株式会社

[3] 片柳亮二, 航空機の飛行制御の実態 機械式からフライ・バイ・ワイヤヘ, 森北出版株式会社

[4] 加藤寬一郎, 大家昭男, 柄沢研治, 航空機力学入門, 東京大学出版会

[5] 耐空性審査要領 https://www.asims.mlit.go.jp/

# 169MHz 帯を用いる無人航空機用データ伝送無線システムの通信実験

〇北沢 祥一 (航空宇宙システムエ学ユニット 教授)芳賀 悠矢 (航空宇宙エ学コース 4年)

# 1. はじめに

本報告は実験試験局の免許を取得している 169 MHz 帯無線モジュールを用い地上での直線距離 10 km までの通信実験を行なった結果に関するものである.前報では 169 MHz 帯無線モジュールに高周波用の減衰器を装着したうえで実距離 1.2 km で通信実験を行い,受信電力から 10 km 程度の通信ができることを確認した[1].

今回使用している周波数帯は,移動体画像伝送システム用として無人航空機や地上で無線操縦 する無人移動体の主に画像伝送のための通信システム用に,2016 年 8 月に 169 MHz 帯のほか, 2.4 GHz 帯,5.7 GHz 帯が割り当てられた.このうち 169 MHz 帯は,169.0500 MHz ~169.3975 MHz の 347.5 kHz,169.8075 MHz ~170.0000 MHz の 192.5 kHz が使用可能となっている.同周波数帯は 広帯域テレメータシステムとの共用で,かつ2帯域間には補聴援助用ラジオマイク用の割り当て がある.さらに高周波側の隣接周波数は公共ブロードバンド移動通信システムが使用しており, 干渉回避のため 169 MHz 帯は地上では出力1 W が許可されているが,上空では出力10 mW の制 限がある.また,この移動体画像伝送システム用の周波数は、システム間の干渉回避のため運用 調整が必須となっており,無線免許申請の際に運用調整のためJUTM(日本無人機運行管理コン ソーシアム)に加入していることが義務付けられている.

今回使用する 169 MHz 帯無線モジュールは, 令和 2 年 12 月に実験試験局の免許を取得し, 令和 6 年 3 月 31 日まで使用可能である.



図1 169 MHz 帯無線機の概観

サイズ	35 mm×55 mm×11.5 mm			
重量	8.4 g			
周波数	169.22 MHz			
送信電力	10 dBm			
変調方式	無変調, 4 値 GFSK			
伝送速度	200 kbps			
通信方式	半二重			

表1 無線機の諸元

#### 2. 169 MHz 帯無線モジュールの概要

無線モジュールの概観を図1,諸元を表1に示す. 無線機のサイズはW 55 mm×D 35 mm,重 量 8.4 g である. 送信出力 10 dBm,変調方式は試験用の無変調と情報伝送用の伝送速度 200 kbps の 4 値 GFSK (Gaussian Frequency Shift Keying)である. 占有帯域幅は 300 kHz,中心周波数 169.22 MHz で申請している. UAV 局と地上局の通信手順は 2019 年度報告の通り, 各局 5 パケットを連番付きで送信し, 受信パケットの番号から送信タイミングを決定することで, 通信タイミングの 衝突を低減した半二重通信を行っている.

# 3. 陸上通信実験

実験に先立ち,電波伝搬シミュレータで室蘭市内での電波伝搬の確認を実施した.送信点は室 蘭市香川町のだんパラスキー場の駐車場(標高 415 m)とし,使用するアンテナは図2に示す垂 直偏波の169 MHz帯用のアローラインアンテナ(利得 2.0 dBi)である.電磁界シミュレータ Ansys HFSS で解析したアローラインアンテナの放射パターンは図2(b)のようになり,水平方向 は均一である.これよりシミュレーションではアンテナの放射パターンは考慮せず利得のみ与え て計算している.

室蘭市内での電波伝搬シミュレーション結果は図3に示すように、見通しのよい場所では10 kmの地点でも目標としている受信電力-93 dBm以上であることを確認した.表示範囲は-100 dBm~-70 dBmで、色のついてない部分は-100 dBm未満である.実験候補地の室蘭市内の5か所 での推定値を表2に示す.



垂直面



(a) アンテナ概観





表2 推定值

来旦	坦武	距離	受信電力
留丂	场内	km	dBm
Rx1	室蘭IC	4.4	-97.3
Rx2	測量山	10. 8	-90. 1
Rx3	室蘭港中央埠頭	10	-90.9
Rx4	潮見公園	9.3	-87
Rx5	八丁平南公園	5.5	-83. 2

図3 169 MHz 帯無線機の外観

次に,無線機を用いた伝搬実験を実施した.実験日が冬季となり実験日前日に降雪量が多かったため,場所によっては立ち入りできない場所もあった.実験風景と無線機の構成を図4に示す.

UAV 側は UAV 側モジュールに擬似的に位置情報を送出する PC ボードを接続している. BS 局側 は,無線モジュールの出力を PC に接続し PC で受信データを記録している.また, PC には GNSS 受信機も接続し位置情報も取得している.

各受信点での受信電力値を表3に示す.



	釆旦	<b>担</b> 市	距離	推定受信電力	実験値	
	宙方	物内	km	dBm	dBm	
	Rx1	室蘭 IC	4.4	-97.3		
	Rx2	測量山	10.8	-90.1	-91.3	
	Rx3	室蘭港中央埠頭	10	-90.9		
	Rx4	潮見公園	9.3	-87	-88.6	
	Rx5	八丁平南公園	5.5	-83.2	-89.9	

表3 受信電力の推定値と実験値

Rx1の室蘭 IC は、距離は近いが UAV 側近くの地形が見通しを遮っており受信電力が低くなり 通信ができなかったと判断している. Rx2 の測量山は見遠しとなっており推定値に近い受信電力 が得られた. Rx3 も見通しではあるが第1フレネルゾーンが UAV 側近くの地形で遮られている のが原因と考えている.最有力候補であった Rx4の潮見公園駐車場は 第1フレネルゾーンがほ とんど遮られていなく受信電力も高くパケットも多く受信できていた.また Rx5 八丁平南公園 は、積雪で駐車スペースがなく、また公園内に立ち入りもできなかったため、受信電力も低い結 果となった.

実験の結果,見通しの良い場所ではシミュレーション値に近い受信電力値が得られたが,今回は 短時間の測定であるため,エラーレートは未評価である.

4. 結論

169 MHz 帯無線モジュールを使った地上での電波伝搬実験を実施し,目標としていた距離10 km 程度まで通信できることを確認した.今回実験が冬季となり実験日の変更や最終の実験日前 日が大雪となったため予定していた場所への立ち入りや長時間計測ができなかったため,来年度 前期に1箇所10分程度の受信でのエラー率の評価なども含めて実施する計画である.

# 参考文献

[1] 北沢 祥一,渡辺 拓哉,上羽 正純" VHF帯を用いる無人航空機用データ伝送無線シス テムの通信実験," 航空宇宙機システム研究センター 年次報告書 2020

# 1/3 スケールオオワシに適用可能な引き込み脚の検討

○奥泉 信克 (航空宇宙機システム研究センター 准教授)
 中田 大将 (航空宇宙機システム研究センター 准教授)
 宮下 陽光 (航空宇宙総合工学コース 学部3年)

#### 1. はじめに

現在飛行実験を行っている 1/3 スケールオオワシの主脚には, 胴体下部から大きく張り出した 固定式の脚が用いられている.固定式は構造が単純で機構が不要だが,空気抵抗が大きいため最 高速度を上げるのに不利となる.1/3 スケールオオワシは今年度の4度の飛行試験において最高時 速 250 km 程度を記録しているが,今後の高速化にむけて脚引き込み機構を検討する必要がある. また,現在の脚には衝撃吸収機構がなく,着陸時の衝撃で脚が塑性変形することによってエネル ギーを吸収しており,飛行ごとに交換が必要となっている.そのため,衝撃吸収が可能なサスペ ンション機能も必要である.しかし,脚引き込み機構は小型機になるほどそのスペースを確保す ることが難しく,また重量ペナルティも大きい.特に現在のタイヤサイズのままでは 1/3 スケー ルオオワシの胴体に完全に収納することはできない.ここでは将来的に搭載可能な引き込み脚の 基本コンセプトについて検討する.

#### 2. 設計コンセプト

既存の多くの航空機では、主翼内部に脚を収納し、翼の真下に脚を展開する.また、複雑な展開と収納の動作を、1 つのアクチュエータで精巧なリンク機構を連動させて動かすことで、各機体に適した引き込み脚を実現している.1 パターンの動作を高い信頼性で実現するため、ロボットアームのように複数の関節のそれぞれにアクチュエータを配置するような複雑な機構は用いられない.また衝撃吸収のため、シリンダに封入された油と空気をピストンで圧縮してエネルギーを吸収するオレオ式のショックアブソーバーが一般的に用いられており、アクティブな制振機構は用いられない.オオワシでも信頼性を重視して基本的にはこれらの一般的な方式をできるだけ踏襲し、リンク機構と少数のアクチュエータによる格納と展開が可能で、受動的にエネルギーを吸収するショックアブソーバーを装備した引き込み脚を検討する.

しかし、オオワシのような超音速機形態では主翼に収納スペースがないため、胴体下部に脚を 収めることとなる.参考になる事例として、F-104 スターファイターの引き込み脚について検討し た.図1にそのスケールモデルを示す.これは細い胴体の下半分に長い主脚を引き込んでおり、 胴体軸に沿ったボールねじを動かすことで、脚を開いたり閉じたりするものである.この場合、 主脚は根元が回転するだけで折り畳まれないため、主脚とボールねじのため長い収納スペースが 必要となる.また、オレオ機構で脚の真ん中付近と胴体側との間を斜めに結合するため、胴体に それだけの幅が必要となる.

1/3 スケールオオワシの場合, 主脚の引き込み機構を検討するにあたり, 以下のような点を考慮 する必要がある.

● 1/3 オオワシでは, 胴体から主脚先端までの長さが 220 mm 以上あり, 主脚の収納に使えるス

ペースが極めて限られているため、主脚根元を回転させるだけでは収納できない.

- 翼と胴体の取り付け強度が低いため,翼に脚を取り付けて着陸の衝撃に耐えることは難しい.
   そこで胴体に主脚を取り付け,斜め下方に展開する必要がある.
- 図 2 のように 1/3 スケールオオワシの場合, 胴体の直径 100 mm に対し, タイヤの直径が 65 mm, 幅が 23 mm となっており, そのままでは胴体内に完全に収納することは難しい.



図1: F104 スターファイター引き込み脚スケールモデル(格納状態)



図2:1/3スケールオオワシ概観

基本となる主脚の格納方法を検討した結果,一案として,これまで通り胴体下側に主脚を取り 付け,主脚を二つ折りして胴体の長手方向に格納し,主脚途中に結合されたリンクアーム根元を 回転することによって,斜め下方に展開する概念を考案した.

汎用有限要素解析ソフト Abaqus を用いて主脚リンク機構をモデル化し,展開運動のシミュレーションを行った結果を図3に示す. 主脚やリンクアームの断面形状は,着陸時の荷重条件に応じて見積もる必要があり,完全収納するにはタイヤの寸法縮小と格納時に取り付け角度を変更するためのリンク機構の追加も必要である.また,主脚を斜め下に真っ直ぐに伸ばした構造では,胴体下部と主脚の間にショックアブソーバーを結合しても,主脚とほとんど平行になり着陸時に効果的にストロークさせることはできない. そのため,効果的なショックアブソーバーの導入ができるように,主脚の形状や機構をさらに検討する必要がある.



(a) 格納状態





(d) 展開状態

図3 引き込み脚概念検討案の Abaqus による展開運動シミュレーション

# 3. 衝撃吸収機構の検討

主脚に追加する衝撃吸収機構の検討のため、参考としてラジコンカー用のショックアブソーバーの特性を調査することとし、ショックアブソーバーと粘性の異なる3種類のシリコンオイルを購入した. 今後、荷重試験機を用いてショックアブソーバーを動かして弾性と減衰力と伸縮速度の関係を実測し、解析モデルを作成する. それを元に、1/3 スケールオオワシ着陸時の振動衝撃を吸収するために必要なショックアブソーバーの仕様を明らかにする.



図4 ラジコンカー用ショックアブソーバー

ОІП	光	(航空宇宙機システム研究センター 助教)
中村 🕯	風	(航空宇宙総合工学コース 博士前期1年)
日倉	学	(航空宇宙システム工学コース 学部4年)
韓スノ	ルチャン	(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 准教授)
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

本学では、小型有翼無人機の完全自律飛行のための基盤技術研究を推進しており、その技術実 証のためのフライングテストベッドとして 1/3 スケールオオワシを開発している.

完全自律飛行を達成するためには様々な基盤技術が必要となるが、その一つに、離着陸時における機体の走行安定性があげられる.1/3 スケールオオワシは、ここ数年、飛行試験を着実に実施できるようになってきたが、過去の飛行試験においては、離陸時の走行が不安定となり、飛行まで達成できなかったケースもある.この問題に対しては、タイヤと脚の取付機構を見直すことで走行安定性が改善され、その後は安定して飛行試験を重ねることができるようになった.一方で、 走行安定性の要因については、まだ定量的な評価ができていない.

そこで本研究では、走行シミュレーションおよび走行試験をおこない、小型有翼無人機の走行 安定性について定量的に評価し、走行安定性の高い機体条件を明らかにする.

# 2. 走行シミュレーションのためのタイヤモデル

シミュレーションで小型有翼無人機の走行解析をおこなうには、タイヤの力学モデルが必要と なる.自動車の車両運動解析では、いくつかのタイヤモデル1)、2)が提案され、車両運動解析に 使用されている.しかしながら、自動車用タイヤと小型有翼無人機のタイヤは、サイズ、重量、 材質が異なるため、自動車のタイヤモデルをそのまま適用することはできない.そのため、タイ ヤ単体試験でタイヤ特性を把握し、タイヤモデルを構築する必要がある.そこで本研究では、 1/3 スケールオオワシで使用しているタイヤのタイヤ単体試験をおこない、タイヤモデルの構築 をおこなう.

# 2-1. タイヤ特性取得試験

図1に製作したタイヤ特性取得試験装置を示す.この試験装置は、ムービングベルト上をタイ ヤが転動し、その際にタイヤに加わる力をロードセルで計測するものである.タイヤは、タイヤ のステアリング角、およびタイヤへの荷重を変更できるようになっている.また、ムービングベ ルトは速度が変更可能になっている.タイヤモデルには、タイヤのスリップ率を取得する必要が あるが、これはタイヤとムービングベルトの速度差で計算できる.本試験装置では、タイヤの速 度とムービングベルトの速度を高速度カメラ2台により計測する.

現在はモデル構築のため、各種試験データを取得中である.



(a) 試験装置全体



(b) タイヤの姿勢荷重調整および力計測部

図1 タイヤ特性試験装置

# 3. 走行ダイナミクスシミュレーション

走行ダイナミクスシミュレーションには、動力学解析ソフトウェア ADAMS を使用する. 図2 に ADAMS で構築したシミュレーションモデルを示す. 機体形状および質量特性は、本センター で開発している 1/3 スケールオオワシの CAD 値を使用している. シミュレーションでは、機体 の質量特性,前タイヤと主脚タイヤの重量配分、タイヤの前後左右配置をパラメータとし、走行 安定性の高い機体条件を明らかにしていく.



図2 走行シミュレーションの機体モデル



(a) 走行中の機体



(b) 走行中のタイヤに加わる力

図3 走行シミュレーション
#### 4. 走行試験機体

走行シミュレーションと並行して走行試験機体の製作を進めた.この走行試験機体は、シミュレーションで評価した走行安定性の高い機体条件を実機で確認するために使用する.

#### 4-1.設計・製作した走行試験機体

設計した走行試験機体を図4,製作した走行試験機体を図5に示す.



図4 走行試験機体の CAD 図



図5 製作した走行試験機体

#### 4-2. 走行試験

2022 年度に実施した走行試験の様子を図6に示す.走行試験では、各種センサからのデータ取得ができることを確認した.



#### 図6 走行試験の様子

#### 5. まとめ

本研究では、小型有翼無人機の走行安定性の高い機体条件を明らかにすることを目的としている. 2022 年度は、タイヤ特性取得試験の実施、シミュレーションのモデル作成、走行試験の実施をおこない、本研究の基盤を構築した. 今後も走行シミュレーションと走行試験を継続して実施し、走行安定性の高い機体条件について評価をおこなっていく.

#### 参考文献

- [1] 安倍正人,"自動車の運動と制御",東京電機大学出版局,2008.
- [2] 水野雅彦,"車両運動解析用タイヤモデルに関する研究",博士論文, 2010.
- [3] H.B. Pacejka, Tire and Vehicle Dynamics, Butterworth-Heinemann, 2012.

## 発表論文

# 2022 年度

## 査読付き学術誌

- [1] Osamu KAWANAMI, Kentaro TAKEDA, Ryoki MATSUSHIMA, <u>Ryoji IMAI</u>, Yutaka UMEMURA, Takehiro HIMENO, Observation of Flow Pattern and Jet-tip Height Issuing from a Nozzle at Tank Bottom in Microgravity, International Journal of Microgravity Science and Application, Vol.39, No. 2, 2022, https://doi.org/10.15011/jasma.39.390201.
- [2] <u>Ryojiro Minato</u>, Shigeru Tanaka "Fluid Hammer Phenomena for Nitromethane Propellant Feed System" Science and Technology of Energetic Materials Vol.83 No.4 (2022), pp.111-116.
- [3] <u>Ryojiro Minato</u>, "Low Toxic Nitromethane Based Propellant for Gas Generator Cycle Air Turbo Ramjet Engine" Propulsion and Power Research. Vol.11 Issue.3 September (2022), pp.311-324. Q2, IF 4.563
- [4] Valentin Buyakofu, Ken Matsuoka, Koichi Matsuyama, Akira Kawasaki, Hiroaki Watanabe, Noboru Itouyama, Keisuke Goto, Kazuki Ishihara, Tomoyuki Noda, Jiro Kasahara, Akiko Matsuo, Ikkoh Funaki, <u>Daisuke Nakata</u>, <u>Masaharu Uchiumi</u>, Hiroto Habu, Shinsuke Takeuchi, Satoshi Arakawa, Junichi Masuda, Kenji Maehara, Tatsuro Nakao and Kazuhiko Yamada, "Flight Demonstration of Pulse Detonation Engine Using Sounding Rocket S-520-31 in Space" Journal of Spacecraft and Rockets, Published Online:1 Sep 2022https://doi.org/10.2514/1.A35394Vol.60 No.1 Jan., 2023
- [5] <u>Ryojiro Minato, Daisuke Nakata, Masaharu Uchiumi, Ryoji Imai</u>, Kazuyuki Higashino,
  "Overspeeding Characteristics of Turbomachinery for Gas Generator Cycle Air Turbo Ramjet Engine" Propulsion and Power Research. Vol.11 Issue.4 December (2022), pp.444-456. Q2, IF 4.563
- [6] Keisuke Goto, Ken Matsuoka, Koichi Matsuyama, Akira Kawasaki, Hiroaki Watanabe, Noboru Itouyama, Kazuki Ishihara, Valentin Buyakofu, Tomoyuki Noda, Jiro Kasahara, Akiko Matsuo, Ikkoh Funaki, <u>Daisuke Nakata, Masaharu Uchiumi</u>, Hiroto Habu, Shinsuke Takeuchi, Satoshi Arakawa, Junichi Masuda, Kenji Maehara, Tatsuro Nakao and Kazuhiko Yamada, Space Flight Demonstration of Rotating Detonation Engine Using Sounding Rocket S-520-31, Journal of Spacecraft and Rockets, Published Online:25 Oct 2022
- [7] <u>Ryoji IMAI</u>, Mori MICHIHARA, Study on the Sloshing Behavior under Microgravity Condition Targeted for a Propellant Tank (Dynamic Liquid Behavior in Axially Applied Acceleration), International Journal of Microgravity Science and Application, Vol. 40, No.1, 2023, DOI : https://doi.org/10.15011/jasma.40.400102.
- [8] Osamu Kawanami, Kentaro Takeda, Ryoki Matsushima, <u>Ryoji Imai</u>, Yutaka Umemura, Takehiro Himeno, Estimation of the tip-height of mixing jet issuing from a nozzle by one-dimensional droplet model, International Journal of Multiphase Flow, Vol.163, pp.1-9,2023, DOI : https://doi.org/10.1016/j.ijmultiphaseflow.2023.104426.Q2, IF 4.044
- [9] Satoshi Hyokawa, Masaya Miura, Kei Yasukawa, Koki Hamajima, <u>Takuma Shibata</u> and <u>Masazumi</u> <u>Ueba</u>, "Estimation and flight verification of fuel consumption rate of small fixed-wing UAV for a long flight duration", Accepted for publication for the IEICE Communications Express (ComEX) on 20th Jan., 2023 and publicized March 09,2023, DOI:10.1587/comex.2022XBL0197
- [10] Koki Hamajima, Kei Yasukawa, <u>Masazumi Ueba</u>, HIsayoshi Kanou, Munehiro Matsui, Junichi Abe, Kiyohiko Itokawa and Fumihiro Yamashita, "Design and Evalution on Onboard Antenna Pointing

Control System for a Wireless Relay System Using Fixed-Wing UAV", MDPI, Aerospace 2023, 10, 323, https://doi.org/10.3390/aerospace10040323 IF 2.660

- [11] Satoshi Hyokawa, and <u>Masazumi Ueba</u>, "Design and Verification of Short-Distance Landing Control System for a One-Third-Scale Unmanned Supersonic Experimental Airplane", MDPI, Aerospace 2023, 10, 334, <u>https://doi.org/10.3390/aerospace10040334</u> IF 2.660
- [12] Shuuta HARAGUCHI, Shun SASAKI, Atsuya HONDA, Akihiro NISHIDA, Ryuto KAWANABE, and <u>Kazuhide MIZOBATA</u>, "Flowfield Visualization and Mechanism of Dynamic Derivatives of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle Being Developed at Muroran Institute of Technology," Accepted on March 29, 2023 for publication in Journal of Evolving Space Activities.
- [13] Tomohiro SHIGEKIYO, Nana HASEGAWA, Katsuya MIYAMOTO, and <u>Kazuhide MIZOBATA</u>, "Drag Reduction of the Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle Being Developed at Muroran Institute of Technology (Third Report)," Under review, Journal of Evolving Space Activities.
- [14] Sang-Hyun Jung, Hirotatsu Kishimoto, Naofumi Nakazato, <u>Daisuke Nakata</u>, Joon-Soo Park, Akira Kohyama, "Effect of the fabrication process on the microstructural evolution of carbon fibers and flexural property on C/SiC composites by the NITE method," Ceramics International, Volume 48, Issue 22, Nov. 2022, p.p., 32712-32722. IF5.2.

#### 国際会議発表論文

[1] Kazuki ISHIHARA, Tomoki SATO, Kotaro NAKATA, Tomoaki KIMURA, Kosuke NAKAJIMA, Yamato SUZUKI, Noboru ITOUYAMA, Ken MATSUOKA, Jiro KASAHARA, Akira KAWASAKI, Hikaru EGUCHI, <u>Daisuke NAKATA</u>, <u>Masaharu UCHIUMI</u>, Akiko MATSUO, Ikkoh FUNAKI, Hideto KAWASHIMA, and Makoto KOJIMA, Experimental Study on Thrust Performance of Cylindrical Rotating Detonation Rocket Engine with Liquid Ethanol – Liquid Nitrous Oxide The 11th Asian Joint Conference on Propulsion and Power, March 15-18, 2023, Kanazawa

#### 国内学会発表論文

- [1] 西山 理奈, <u>今井 良二</u>, 攪拌を用いた Al 粉末と水の反応による水素製造方法に関する研究~ 水素製造速度の時間変化の検討~, 日本機械学会第 26 回 動力・エネルギー技術シンポジウ ム, 2022 年 7 月 13-14 日, 佐賀県佐賀市
- [2] <u>今井良二</u>, 穴田蒼輝, 山﨑大勢, <u>中田大将</u>, <u>湊</u> 亮二郎, <u>内海</u> 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(液体捕捉機構の検証試験), 混相流シンポジウム 2022, 2022/08/19-21, WEB 開催
- [3] 井上浩一,大田治彦,浅野等,河南治,鈴木康一,<u>今井良二</u>,新本康久,松本聡,国際宇宙 ステーションで実施した強制流動沸騰系ドライアウト実験,混相流シンポジウム 2022, 2022/08/19-21,WEB 開催
- [4] 穴田蒼輝, <u>今井良二</u>, <u>中田大将</u>, <u>湊亮二郎</u>, <u>内海政春</u>, 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 (イソプロパノールを用いた推薬捕捉機構の性能検証), 日本マイクロ グラビティ応用学会 第 34 回学術講演会 (JASMAC-34), 2022 年 9 月 14-16 日, 愛知県名古 屋市

- [5] 木村拓己,松島涼貴,河南治,<u>今井良二</u>,姫野武洋,梅村悠,微小重力下のジェットミキシングにおける攪拌性能の評価,日本マイクログラビティ応用学会 第 34 回学術講演会 (JASMAC-34), 2022年9月14-16日,愛知県名古屋市
- [6] 坪内聡汰, <u>今井良二</u>,河南治,将来型宇宙機向けサーモダイナミクスベントシステムに関する研究(ミキシングジェット挙動の数値解析),日本マイクログラビティ応用学会 第 34 回学術講演会 (JASMAC-34),2022年9月14-16日,愛知県名古屋市
- [7] 堀田崚太, <u>今井良二</u>, 鈴木康一, 浅野等, 河南治, 井上浩一, 新本康久, 松本聡, 大田治彦, 国際宇宙ステーション沸騰・二相流実験向け凝縮器の熱流動解析技術に関する研究 ~凝縮管 における一次元凝縮流動と三次元固体熱伝導の連成解析~, 日本マイクログラビティ応用学 会 第 34 回学術講演会 (JASMAC-34), 2022 年 9 月 14-16 日, 愛知県名古屋市
- [8] 松島涼貴,木村拓己,河南治,<u>今井良二</u>,姫野武洋,梅村悠,タンク底面から噴射されるミキシングジェットの挙動に対する重力の影響,日本マイクログラビティ応用学会 第34回学術講演会 (JASMAC-34),2022年9月14-16日,愛知県名古屋市
- [9] 濱田慶一郎, <u>今井良二</u>, <u>中田大将</u>, <u>湊亮二郎</u>, <u>内海正春</u>, 小型超音速飛行実験機における酸 化剤タンク内模擬推薬熱流動挙動に関する研究(タンク内熱流動解析技術の開発), 日本マイ クログラビティ応用学会 第34回学術講演会 (JASMAC-34), 2022 年9月14-16日, 愛知県 名古屋市
- [10] 堺 隼翔, <u>今井 良二</u>, LNG 貯槽ロールオーバーを対象とした相変化二重拡散対流解析に関す る研究, 日本機械学会北海道支部 第60回講演会, 2023 年 3 月 4 日, 北海道札幌市
- [11] <u>今井良二</u>,道原孟里,宇宙機用推薬タンクを対象とした微小重力下スロッシング挙動に関する研究(軸方向加振による動的流体 挙動),第20回 HASTIC 学術技術講演会,2023 年3月7日,オンライン
- [12] 和田拓也,居倉葵依,穴田蒼輝,<u>今井良二</u>,<u>中田大将</u>,<u>内海政春</u>,小型超音速飛行実験機燃 料タンクにおけるスロッシング抑制技術に関する研究,第20回HASTIC学術技術講演会,2023 年3月7日,オンライン
- [13] 笠原 次郎,松山 行一,松岡 健(名古屋大),川崎 央(静岡大),伊東山 登,石原 一輝, 伊藤 志朗,中田 耕太郎,佐藤 寛(名古屋大),松尾 亜紀子(慶應大),船木 一幸(JAXA 宇 宙研),<u>中田 大将,内海 政春</u>,江口 光(室蘭工大),羽生 宏人,荒川 聡,増田 純一,前 原 健次,臼杵 智昭,山田 和彦,中尾 達郎(JAXA 宇宙研)観測ロケット S-520-34 号機に よる液体推進剤 デトネーションエンジンシステム飛行実証実験,観測ロケットシンポジウム, 2023/2/28-3/1,JAXA 宇宙研
- [14] ○中澤 瑠, <u>中田 大将</u>, <u>江口 光(室蘭工業大学)</u>, 角 有司(JAXA), <u>内海 政春(室蘭工業大学)</u>, マルチボディダイナミクスによる航空宇宙機用エンジン軸系の高精度モデリングと非定常振 動解析, JSASS 北部支部講演会, 2023/3/20-21, 角田市
- [15] ○夛田 卓矢, <u>内海 政春</u>, 安田 一貴, <u>江口 光</u>, 岡野 裕, <u>中田 大将(室蘭工業大学)</u>, №O の 自己加圧供給による気液二相流の圧力 損失予測に関する研究, JSASS 北部支部講演会, 2023/3/20-21, 角田市
- [16] ○<u>中田 大将</u>,安田 一貴,椎名 達彦, 夛田 卓矢,岡野 裕,<u>江口 光</u>,<u>内海 政春(室蘭工業</u> <u>大学)</u>,川崎 央(静岡大学),フライトタンクへの亜酸化窒素充填と排出における諸課題,JSASS 北部支部講演会,2023/3/20-21,角田市

- [17] ○神原 崚, <u>湊 亮二郎</u>, <u>中田 大将</u>(室蘭工業大学), 超音速インテークの低速空力性能に関す る研究, JSASS 北部支部講演会, 2023/3/20-21, 角田市
- [18] ○江口 光 (室蘭工大), 岡野 裕 (室工大・学), 柴田拓馬 (室蘭工大), 中田大将 (室蘭工 大), 高速軌道を用いた着陸実験システムの構築 JSASS 北部支部講演会, STCP-2022-018, 2023/3/20-21, 角田市
- [19] ○奈女良実央(室蘭工大・院),藤浦彰友(室蘭工大・院),中村祐太(室蘭工大・学),<u>江口光(室 蘭工大)</u>,中田大将(室蘭工大),<u>内海政春(室蘭工大)</u>,LOX/エタノールガスジェネレータの 高精度流量予測に関する研究,令和4年度宇宙輸送シンポジウム,STCP-2022-027, 2023/1/12-13,相模原市
- [20] ○藤浦彰友 (室工大・院), 奈女良実央 (室工大・院), 中村祐太 (室工大・学), <u>中田大将 (室工大)</u>, <u>江口光</u> (室工大), <u>内海政春 (室工大)</u>, <u>GG-ATR エンジン用ガスジェネレータにおけるエルボのガス温度均一化</u>, 令和4年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2022-028, 2023/1/12-13, 相模原市
- [21] ○笠原次郎(名大),松山行一(名大),松岡健(名大),川崎央(静大),伊東山登(名大),石原 一輝,(名大),佐藤寛(名大),中田耕太郎(名大),平嶋秀俊(崇城大),安井正明(中菱), 東野和幸(NETS),松尾亜紀子(慶應大),船木一幸(JAXA),<u>中田大将(室蘭工大)</u>,<u>内海</u> <u>政春(室蘭工大)</u>,<u>江口光(室蘭工大)</u>,羽生宏人(JAXA),山田和彦(JAXA),観測ロケット S-520-34 号機による液体推進剤デトネーションエンジンシステムの飛行実験研究,令和4年 度宇宙輸送シンポジウム,2023/1/12-13,相模原市
- [22] ○古谷楓真(大阪産大・学),笹井優衣(大阪産大・学),飯干壮馬(大阪産大・学),澤邊陽 (大阪産大・学),池本凌(大阪産大・院),田原弘一(大阪産大),桃沢愛(東京都市大), <u>中田大将(室蘭工大)</u>,鷹尾良行(西日本工大),池田知行(東海大),野川雄一郎(スプリー ジュ),脇園堯(ハイサーブ),外山雅也(パセット),直流アークジェットスラスタの作動特 性と高性能化-太陽系惑星・衛星に存在する物資:二酸化炭素,メタン,アンモニア,水素, ヘリウム,空気,氷・水などの推進剤への利用-,令和4年度宇宙輸送シンポジウム, 2023/1/12-13,相模原市
- [23] ○<u>中田大将(室工大)</u>, 杵淵紀世志(名大), 蘇亜拉図(NTT データ), 岡田健太郎, Alexander Hillstrom (名大・院), 酒井仁史 (NTT データ), 月崎竜童 (JAXA), 3D プリンタ造形レジス トジェットの高温電気接点設計, 令和4年度宇宙輸送シンポジウム, 2023/1/12-13, 相模原市
- [24] ○森大輝 (大阪産大・学),南里優太 (大阪産大・学),芝池勇基 (大 阪産大・学),新田直 之 (大阪産大・学),吉田彩乃 (大阪産大・院),田原弘一 (大阪産大),桃沢愛 (東京都市大), <u>中田大将 (室蘭工大)</u>,鷹尾良行 (西日本工大),池田知行 (東海大),脇園堯 (ハイサーブ), 外山雅也 (パセット),太陽系惑星・衛星に存在する物資を推進剤に用いた定常作動型 MPD スラ スタの作動特性と高性能化,令和4年度宇宙輸送シンポジウム,2023/1/12-13,相模原 市
- [25] ○坂本 勇樹,小林 弘明,丸 祐介,徳留 真一郎,野中 聡,澤井 秀次郎,大山 聖,三浦 政 司,正木 大作,高田 仁志,角銅 洋実,加賀 亨,山城 龍馬(JAXA),杵淵 紀世志(名大), 真子 弘泰(帝京 大),<u>内海 政春</u>,<u>中田 大将</u>,<u>江口 光(室蘭工大)</u>,Richardson Matthew(東大), 佐藤 哲也(早大),ATRIUM エンジンを適用する小規模飛行実証試験の検討状況,令和4年度 宇宙輸送シンポジウム,2023/1/12-13,相模原市

- [26] ○<u>湊 亮二郎(室蘭工大)</u>, 佐々木 光(メイテック), <u>中田 大将</u>, <u>内海 政春(室蘭工大)</u>, 粒子ダンパー性能における予荷重特性に関する研究, 第66回宇宙科学技術連合講演会, 2022/11/1-4, 熊本市
- [27] ○<u>中田 大将</u>,住吉 政哉,藤浦 彰友,奈女良 実央,<u>江口 光</u>,安田 一貴,<u>湊 亮二郎</u>,<u>内海</u> <u>政春(室蘭工大)</u>,LOX/エタノールガスジェネレーターのスロットリング時流量決定精度と遷 移特性,第66回宇宙科学技術連合講演会,2022/11/1-4,熊本市
- [28] ○伊東山 登, 松山 行一, 松岡 健, 川崎 央, 石原 一輝, 伊藤 志朗, 中田 耕太郎, 佐藤 寛, 笠原 次郎(名大), 松尾 亜紀子(慶応 大), 船木 一幸(JAXA), 中田 大将, 内海 政春, 江口 光, 安田 一貴(室蘭工大), 荒川 聡, 増田 純一, 前原 健次, 臼杵 智章, 竹内 伸介, 羽生 宏 人(JAXA), デトネーションエンジンシステムの宇宙動作実証 –ここ5年における本研究グ ループの概説-, 第 66 回宇宙科学技術連合講演会, 2022/11/1-4, 熊本市
- [29] 石原 一輝, 佐藤 寛, 木村 朋亮, 中島 滉介, 中田 耕太郎, 鈴木 大登, 伊東山 登, 川崎 央, 松岡 健, 笠原 次郎(名大), 夛田 卓矢, 藤浦 彰友, 奈女良 実央, 岡野 裕, 田原 悠仁, 中 村 祐太, 安田 一貴, <u>江口 光</u>, <u>中田 大将</u>, <u>内海 政春(室蘭工大)</u>, 松尾 亜紀子(慶応大), 船木 一幸(JAXA), エタノール - 亜酸化窒素推進剤を用いた単円筒回転デトネーションロケ ットエンジンに関する実験研究, 第66 回宇宙科学技術連合講演会, 2022/11/1-4, 熊本市
- [30] ○池本 凌,笹井 優衣,古谷 楓真,田原 弘一(大阪産業大),桃沢 愛(東京都市大),中田 大 <u>将(室蘭工大)</u>,池田 知行(東海大),鷹尾 良行(西日本工業大),野川 雄一郎(スプリージュ), 脇園 堯(ハイサーブ),外山 雅也(パセット),直流アークジェットスラスタの推力特性と最 適設計-太陽系惑星・衛星に存在する二酸化炭素,メタン,アンモニア,水素,ヘリウム, 空気,氷・水などの推進 剤への利用-,第 66 回宇宙科学技術連合講演会,2022/11/1-4,熊 本市
- [31] ○根木 智也, 坪井 伸幸, 小澤 晃平(九工大), <u>内海 政春</u>, <u>中田 大将</u>, 安田 一貴(室蘭工大), 立山 亮介, 大宮 一志(九工大), 加速度環境におけるパラフィンワックス燃料後退速度の可視 化実験, 第 66 回宇宙科学技術連合講演会, 2022/11/1-4, 熊本市
- [32] ○岡野 裕(室蘭工大・学), <u>中田 大将(室蘭工大)</u>, 夛田 卓矢(室蘭工大・院), <u>江口 光(室蘭工</u>), <u>内海 政春(室蘭工大)</u>, 自己加圧式ハイブリッドロケットの推力一定制御, 第5回ハイブリッドロケットシンポジウム, 2023/2/14, オンライン
- [33] 上羽正純, 溝端一秀, 中田大将, 今井良二, 湊亮二郎, 江口光, 内海政春, "小型超音速無人 機オオワシ3分の1スケール機の飛行実験によるシステム検証", 第60回飛行機シンポジウム, 1C21, 2022年10月11日(火)~10月13日(木), 朱鷺メッセ, 新潟市
- [34] 濱嶋恒希,平井完弥,上羽正純,"地上局 AR マーカーを疑似 RF センサとした固定翼 UAV 搭載アンテナ駆動制御系の地上試験評価",第60回飛行機シンポジウム,1C06,2022年10月 11日(火)~10月13日(木),朱鷺メッセ,新潟市
- [35] 安川慧, <u>柴田拓馬</u>, <u>上羽正純</u>,"釣り合いを用いた小型無人航空機向け高精度旋回経路追従制 御技術の検証",第 60 回飛行機シンポジウム,1C05,2022 年10月11日(火)~10月13日(木), 朱鷺メッセ,新潟市
- [36] 俵川智史, <u>柴田拓馬, 上羽正純</u>,"迎角を考慮した高グライドスロープ各による小型高速無人 航空機向け短距離着陸制御技術の検証飛行",第 60 回飛行機シンポジウム, 1C04, 2022 年 10月11日(火)~10月13日(木),朱鷺メッセ,新潟市

- [37] 俵川智史,三浦雅也,安川慧,濱嶋恒希,<u>柴田拓馬,上羽正純</u>,"映像伝送中継局実現に向け たエンジンン動力小型固定翼 UAV の航続時間についての飛行検証",電子情報通信学会宇宙 航行エレクトロニクス研究会, SANE2022-58(2022-11) 2022, 2022 年 11 月 10 日, ハイブリッ ド開催,千葉市
- [38] 渡邊克己, <u>柴田拓馬, 上羽正純</u>,"プロペラエンジンの特性を考慮した固定翼無人航空機の最 大上昇率の導出及び飛行検証",電子情報通信学会宇宙航行エレクトロニクス研究会, SANE2022-94(2023-01), 2023 年1月 20 日(金),ハイブリッド開催,調布市
- [39] 平井完弥, 濱嶋恒希, <u>上羽正純</u>, "AR マーカーを地上局基準に用いた小型固定翼 UAV 搭載用 指向方向センサの検討", 2023 年電子情報通信学会 総合大会, B-3-9, 2023 年 3 月 7 日~10 日, ハイブリッド開催, さいたま市
- [40] 佐藤陽菜, 濱嶋恒希, <u>上羽正純</u>,"ミツバチドローン実現に向けた高精度花方向指向方向制御 性能確認", 2023 年電子情報通信学会 総合大会, B-3-8, 2023 年 3 月 7 日~10 日, ハイブリ ッド開催, さいたま市
- [41] <u>溝端一秀</u>, "室蘭工大の小型超音速飛行実験機にかかる空力研究の現況について", 第 54 回流 体力学講演会, 2B09, 2022 年 6 月 29 日~7 月 1 日, 盛岡
- [42] 佐々木駿,原口柊太,西田明寛,二門永,<u>溝端一秀</u>,"室蘭工大小型超音速飛行実験機の周囲の流線計測と動的空力メカニズムの推定",第 60 回飛行機シンポジウム,2A10,2022 年 10 月 11 日(火)~10 月 13 日(木),朱鷺メッセ(新潟市)
- [43] 谷口友紀,小林悠二,<u>溝端一秀</u>,"室蘭工大小型超音速飛行実験機縮小機体の離陸性能予測(第2報)",第60回飛行機シンポジウム,2A11,2022年10月11日(火)~10月13日(木),朱鷺メッセ(新潟市)
- [44] 清水奏太,宮腰貴利,坂本知洋,<u>溝端一秀</u>,"室蘭工大小型超音速飛行実験機の地面効果の計 測評価(第2報)",第60回飛行機シンポジウム,2A12,2022年10月11日(火)~10月13日, 朱鷺メッセ(新潟市)
- [45] 重清智大,高橋直希,<u>溝端一秀</u>,"室蘭工大小型超音速飛行実験機の遷音速風試における底面 抗力の評価",令和4年度宇宙輸送シンポジウム,STCP-2022-020,2023年1月12日~13日, 相模原
- [46] 小林武史,小笠原直哉,<u>溝端一秀</u>,"航空宇宙機の推進空力統合風試におけるエンジン噴射模 擬のためのインフレータ利用可能性",令和4年度宇宙輸送シンポジウム,STCP-2022-021, 2023年1月12日~13日,相模原

#### 2018~2021 年度

#### 査読付き学術誌

- Imamura, T., Sugioka, M., Higashino, K., <u>Imai, R.</u>, "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.
- [2] 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

- [3] 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.
- [4] 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
- [5] 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.
- [6] 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
- [7] 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
- [8] 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.
- [9] 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.
- [10] 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.
- [11] Yada,K., <u>Uchiumi, M</u>., 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
- [12] Koya Yamada, Atsushi Ikemoto, Tsuyoshi Inoue, <u>Masaharu Uchiumi</u>, "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
- [13] 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.
- [14] 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.

- [15] 三宅建次郎,井上剛志,<u>内海政春</u>,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.
- [16] 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
- [17] <u>Ryoji Imai</u>, 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, Vol.32, No.3, pp.339-348, https://doi.org/10.1007/s12217-019-09768-w, (2020), IF:1.973 Q2,.
- [18] 道原 孟里, <u>今井 良二</u>, 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)
- [19] Osamu Kawanami, Kentaro Takeda, Ryoma Naguchi, <u>Ryoji Imai</u>, Yutaka Umemura, Takehiro Himeno, Behavior of subcooling jet imjected 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).
- [20] Yukiya SATO, <u>Ryoji IMAI</u>, <u>Daisuke NAKATA</u>, <u>Ryojiro MINATO</u>, <u>Masaharu UCHIUMI</u>, 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)
- [21] 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
- [22] 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
- [23] 橋本啓吾,向江洋人,<u>湊亮二郎</u>,<u>中田大将</u>,<u>内海政春</u>,小型超音速機用エンジンの定常軸振動解析による危険速度通過時の軸振動評価,ターボ機械,第48巻第4号,pp.208-215,2020 年4月.
- [24] <u>Ryoji Imai</u>, <u>Kazuaki Nishida</u>, Osamu Kawanami, Yutaka Umemura and Takehiro Himeno, Ground based experiment and numerical calculation on thermodynamic vent system in propellant tank for future cryogenic propulsion, Cryogenics, Vol. 109, Article 103095, pp1-9, 2020, <u>https://doi.org/10.1016/j.cryogenics.2020.103095</u>, IF: 1.336 Q3
- [25] 上村典道, 迫悠冬, 堀口祐憲, <u>内海政春</u>, 小型軌道投入ロケット用インデューサの設計クラ イテリアと設計検証事例, ターボ機械, 第48巻第10号, pp.605-615, 2020年10月.
- [26] <u>今井良二</u>,アルミニウム,水高圧水素製造反応の宇宙推進システムへの適用,油空圧技術, Vol.59, No.9, p.7-11, 2020年9月.
- [27] Koki Arimatsu, <u>Daisuke Nakata</u>, <u>Ryojiro Minato</u>, Inaho Yoshikawa, Hiromitsu Yagihashi and <u>Masaharu Uchiumi</u>, "On the Pressure Loss Characteristics of Liquid Oxygen Considering a Heat Input," Transaction of JSASS, Aerospace Technology Japan, Vol. 19, No. 2, pp. 217-223, Mar. 2021, DOI: 10.2322/tastj.19.217

- [28] Kazuki Yasuda, <u>Daisuke Nakata</u>, <u>Masaharu Uchiumi</u>, Kugo Okada and <u>Ryoji Imai</u>, "Fundamental Study on Injector Flow Characteristics of Self-Pressurizing Fluid for Small Rocket Engines," Journal of Fluid Engineering, Volume 143, Issue 2, February 2021, p.p.021307
- [29] <u>Kazuaki Nishida</u>, <u>Ryoji Imai</u>, Osamu Kawanami, Yutaka Umemura and Takehiro Himeno, Ground-Based Experiment on Reducing Boil-Off Gas by Jet Mixing for Future Cryogenic Propulsion System, Int. J. Microgravity Sci. Appl., Vol.38, No.1, 2021, <u>https://doi.org/10.15011/jasma.38.1.380102</u>.
- [30] Koichi Inoue, Haruhiko Ohta, Yuuki Toyoshima, Hitoshi Asano, Osamu Kawanami, <u>Ryoji Imai</u>, Koichi Suzuki, Yasuhisa Shinmoto, Satoshi Matsumoto, Heat Loss Analysis of Flow Boiling Experiments onboard International Space Station with unclear thermal environmental conditions (1st Report: Subcooled liquid flow conditions at test section inlet)., Microgravity Science and Technology, Vol.33, No.3, Article 28, 2021, https://doi.org/10.1007/s12217-021-09869-5. IF: 1.845
- [31] Keisuke Goto, Yuichi Kato, Kazuki Ishihara, Ken Matsuoka, Jiro Kasahara, Akiko Matsuo, Ikkoh Funaki, Daisuke Nakata, Kazuyuki Higashino and Nobuhiro Tanatsugu, "Thrust Validation of Rotating Detonation Engine System by Moving Rocket Sled Test," Journal of Propulsion and Power, Published Online:1 Dec 2020 <u>https://doi.org/10.2514/1.B38037</u> Vol. 37, No. 3 (2021), pp. 419-425, doi: doi/abs/10.2514/1.B38037
- [32] Susumu HASEGAWA, Masaaki FUKUI, Yoshimasa NISHIMURA, and <u>Kazuhide MIZOBATA</u>, "Flow Analysis around Spaceplane for Airframe Engine Integration by CFD," Transaction of JSASS, Aerospace Technology Japan, 2021, Volume 19, Issue 4, Pages 577-583, DOI https://doi.org/10.2322/tastj.19.577
- [33] G. Coral, K. Kinefuchi, <u>D. Nakata</u>, R. Tsukizaki, K. Nishiyama, H. Kuninaka, Design and testing of additively manufactured high-efficiency resistojet on hydrogen propellant, Acta Astronautica (2021), doi: https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.12.047. Volume 181, April 2021, Pages 14-27
- [34] <u>Daisuke Nakata</u>, Kiyoshi Kinefuchi, Hitoshi Sakai and Suyalatu, "Thermal Design and Experimental Verification of a 3D-Printed Resistojet," Journal of Propulsion and Power, 6 Sep 2021, https://doi.org/10.2514/1.B38187 Journal of Propulsion and Power 2022 Vol.38 No.1, pp. 148–156
- [35] Koichi Inoue, Haruhiko Ohta, Hitoshi Asano, Osamu Kawanami, <u>Ryoji Imai</u>, Koichi Suzuki, Yasuhisa Shinmoto, Takashi Kurimoto, Satoshi Matsumoto, Heat Loss Analysis of Flow Boiling Experiments Onboard International Space Station with Unclear Thermal Environmental Conditions (2nd Report: Liquid-vapor Two-phase Flow Conditions at Test Section Inlet), Microgravity Science and Technology, 2021, <u>https://doi.org/10.1007/s12217-021-09902-7</u>.
- [36] <u>Masazumi UEBA</u>, Tomohiro KAMATA Sakurako NAKAJIMA, and Yosuke MAEDA, Verification of Fully Autonomous Flight from Takeoff to Landing of a Low-Speed Model Airplane with Application to a Small Unmanned Supersonic Airplane, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, Vol. 19, No. 5, pp. 667-675, 2021, DOI: 10.2322/tastj.19.667
- [37] Kiyoshi Kinefuchi, <u>Daisuke Nakata</u>, Giulio Coral, Suyalatu, Hitoshi Sakai, Tsukizaki Ryudo and Kazutaka Nishiyama, "Additive-manufactured single-piece thin malti-layer tungsten heater for an electrothermal thruster," Review of Scientific Instruments Vol.92, Issue 11, 9<sup>th</sup> Nov., 2021, https://doi.org/10.1063/5.0068926
- [38] <u>Yasuda K, Nakata D</u>. and <u>Uchiumi M</u>., Experimental Study on Temperature Change by Cavitation accompanying Self-pressurization of Propellant for Small Rocket Engines, ASME, J. Fluids Eng.

Vol.143(12) 121103 (2021).

- [39] Naoki SOTA, <u>Ryoji IMAI</u>, Aoki ANADA, Taisei YAMAZAKI, <u>Masaharu UCHIUMI,Daisuke</u> <u>NAKATA</u>, and <u>Ryojiro MINATO</u>, Study on Propellant Supply System for a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle (Study on a Propellant Management Device), Int. J. Microgravity Sci. Appl., Vol.38, No.1, 2021, <u>https://doi.org/10.15011/jasma.39.390103.</u>
- [40] Valentin Buyakofu, Ken Matsuoka, Koichi Matsuyama, Akira Kawasaki, Hiroaki Watanabe, Noboru Itouyama, Keisuke Goto, Kazuki Ishihara, Tomoyuki Noda, and Jiro Kasahara, Akiko Matsuo, Ikkoh Funaki, <u>Daisuke Nakata</u>, <u>Masaharu Uchiumi</u>, Hiroto Habu, Shinsuke Takeuchi, Satoshi Arakawa, Junichi Masuda and Kenji Maehara "Development of an S-Shaped Pulse Detonation Engine for a Sounding Rocket," Journal of Spacecrafts and Rockets, Accepted on Oct. 25, 2021
- [41] 中村慎太郎, 荒木幹也, ゴンザレスファン, 山岸晃己, <u>安田一貴</u>, <u>中田大将</u>, <u>内海政春</u>, ハ イブリッドロケットの音響放射特性, 日本航空宇宙学会 Accepted on 27th, Jan. 2022
- [42] Koki Hamajima, Kei Yasukawa, <u>Masazumi Ueba</u>, "Design and evaluation of antenna pointing control system onboard fixed-wing UAV to realize video transmission relay station", Accepted for publication for the IEICE Communications Express (ComEX) on 19th Jan., 2022
- [43] Kei Yasukawa, Koki Hamajima, <u>Masazumi Ueba</u>, "Turning path tracking control technology for fixed-wing UAV to realize video transmission relay station", Accepted for publication for the IEICE Communications Express (ComEX) on 28th Feb., 2022
- [44] Satoshi Hyokawa, <u>Masazumi Ueba</u>, "Short-Distance Landing Control System for an 1/3-Scale Unmanned Supersonic Experimental Airplane", submitted to Aerospace Technology of Japan, on 4th Feb., 2022
- [45] Sho Shimada, <u>Masazumi Ueba</u>, "Highly Accurate Flight-path Tracking Control System of the 1/3-scale Unmanned Small Supersonic Aircraft to Realize a Flight from Take-off to Landing", submitted to Aerospace Technology of Japan, on 28th Feb., 2022
- [46] <u>Kazuhide Mizobata</u>, Taichi MIO, Katsuya MIYAMOTO, Yuki YAMAZAKI, "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)," submitted to Transactions of JSASS on April 17, 2022.

### 国際会議発表論文

- [1] 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.
- [2] 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
- [3] 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
- [4] 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.

- [5] 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
- [6] 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
- [7] 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
- [8] 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.
- [9] 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.
- [10] 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.
- [11] 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
- [12] Susumu Hasegawa, Masaaki Fukui, Yoshimasa Nishimura, and <u>Kazuhide Mizobata</u>, "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.
- [13] Yoshimasa Nishimura, <u>Kazuhide Mizobata</u>, 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.
- [14] Taichi Mio, Katsuya Miyamoto, Yuki Yamazaki, and <u>Kazuhide Mizobata</u>, "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.
- [15] <u>Kazuhide Mizobata</u>, 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.
- [16] 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.

- [17] 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.
- [18] 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.
- [19] 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.
- [20] 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 Vaporing Systems, 32nd International Symposium on Space Technology and Science, 2019-b-082p, June 15-21, Fukui Japan.
- [21] 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.
- [22] 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 27<sup>th</sup> ICDERS (Institute for the Dynamics of Explosions and Reactive Systems) Beijing, China, July 28-Aug.2, 2019
- [23] 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
- [24] 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
- [25] Kazuki YASUDA, Daisuke NAKATA, Masaharu UCHIUMI, Kugo OKADA, Ryoji IMAI, FUNDAMENTAL STUDY ON INJECTOR FLOW HARACTERISTICS 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

- [26] 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
- [27] 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
- [28] 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.
- [29] 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.
- [30] 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
- [31] 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
- [32] 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
- [33] 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.
- [34] 橋本啓吾,向江洋人,<u>湊亮二郎,中田大将</u>,<u>内海政春</u>,小型超音速機用エンジンの定常軸振動解析による危険速度通過時の軸振動評価,ターボ機械,第48巻第4号,pp.208-215,2020 年4月.
- [35] <u>Ryoji Imai</u>, <u>Kazuaki Nishida</u>, Osamu Kawanami, Yutaka Umemura and Takehiro Himeno, Ground based experiment and numerical calculation on thermodynamic vent system in propellant tank for future cryogenic propulsion, Cryogenics, Vol. 109, Article 103095, pp1-9, 2020, <u>https://doi.org/10.1016/j.cryogenics.2020.103095</u>, IF: 1.336 Q3
- [36] 上村典道, 迫悠冬, 堀口祐憲, <u>内海政春</u>, 小型軌道投入ロケット用インデューサの設計クラ イテリアと設計検証事例, ターボ機械, 第48巻第10号, pp.605-615, 2020年10月.
- [37] <u>今井良二</u>,アルミニウム,水高圧水素製造反応の宇宙推進システムへの適用,油空圧技術, Vol.59, No.9, p.7-11, 2020年9月.
- [38] Koki Arimatsu, Daisuke Nakata, Ryojiro Minato, Inaho Yoshikawa, Hiromitsu Yagihashi and

<u>Masaharu Uchiumi</u>, "On the Pressure Loss Characteristics of Liquid Oxygen Considering a Heat Input," Transaction of JSASS, Aerospace Technology Japan, Vol. 19, No. 2, pp. 217-223, Mar. 2021, DOI: 10.2322/tastj.19.217

- [39] Kazuki Yasuda, <u>Daisuke Nakata</u>, <u>Masaharu Uchiumi</u>, Kugo Okada and <u>Ryoji Imai</u>, "Fundamental Study on Injector Flow Characteristics of Self-Pressurizing Fluid for Small Rocket Engines," Journal of Fluid Engineering, Volume 143, Issue 2, February 2021, p.p.021307
- [40] <u>Kazuaki Nishida</u>, <u>Ryoji Imai</u>, Osamu Kawanami, Yutaka Umemura and Takehiro Himeno, Ground-Based Experiment on Reducing Boil-Off Gas by Jet Mixing for Future Cryogenic Propulsion System, Int. J. Microgravity Sci. Appl., Vol.38, No.1, 2021, <u>https://doi.org/10.15011/jasma.38.1.380102</u>.
- [41] Koichi Inoue, Haruhiko Ohta, Yuuki Toyoshima, Hitoshi Asano, Osamu Kawanami, <u>Ryoji Imai</u>, Koichi Suzuki, Yasuhisa Shinmoto, Satoshi Matsumoto, Heat Loss Analysis of Flow Boiling Experiments onboard International Space Station with unclear thermal environmental conditions (1st Report: Subcooled liquid flow conditions at test section inlet)., Microgravity Science and Technology, Vol.33, No.3, Article 28, 2021, https://doi.org/10.1007/s12217-021-09869-5. IF: 1.845
- [42] Keisuke Goto, Yuichi Kato, Kazuki Ishihara, Ken Matsuoka, Jiro Kasahara, Akiko Matsuo, Ikkoh Funaki, Daisuke Nakata, Kazuyuki Higashino and Nobuhiro Tanatsugu, "Thrust Validation of Rotating Detonation Engine System by Moving Rocket Sled Test," Journal of Propulsion and Power, Published Online:1 Dec 2020 <u>https://doi.org/10.2514/1.B38037</u> Vol. 37, No. 3 (2021), pp. 419-425, doi: doi/abs/10.2514/1.B38037
- [43] Ryoji Imai, Kazuaki Nishida, Osamu Kawanami, Yutaka Umemura, Takehiro Himeno, Studies on Thermodynamic Vent Systems for Cryogenics Propellant Storage Tanks (Verification Test for Jet Mixing with Self-Pressurization), Space Propulsion 2020+1, March 17-19, Virtual.
- [44] Kazuki YASUDA, Daisuke NAKATA, Masaharu UCHIUMI, Experimental Study on Temperature Change by Cavitation Accompanying Self-pressurization of Propellant for Small Rocket Engines, 18th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery, 2020/11/23-26, Online
- [45] Samuel Sudhof, Norimichi Uemura, Masaharu Uchiumi, Supervised Learning for Generating Fair Curves with Curvature Boundary Conditions, 18th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery, 2020/11/23-26, Online
- [46] Kazuki YASUDA, Daisuke NAKATA, Ryoji IMAI, Masaharu UCHIUMI, Experimental Study on Visualization of Gas-liquid Two-phaesE Flow with Self-pressurization of Nitrous Oxide for Rcket Propellants, 7th Edition of the Space Propulsion Conference, 2021/3/17-19, Online
- [47] R. Watanabe, Y. Shimizu, <u>K. Yasuda</u>, and <u>D. Nakata</u>, Numerical Estimation of Discharge Coefficient of Nitrous Oxide Flow inside an Injector for Hybrid Rocket Engine, 33rd International Symposium on Space Technology and Science, 2022-o-1-07, 2022.
- [48] A. Kawasaki, K. Matsuyama, K. Matsuoka, H. Watanabe, N. Itouyama, K. Goto, K. Ishihara, V. Buyakofu, T. Noda, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, <u>D. Nakata</u>, <u>M. Uchiumi</u>, H. Habu, S. Takeuchi, S. Arakawa, J. Masuda, K. Maehara, T. Nakao, K. Yamada, In-Space Flight Demonstration Results of a Detonation Engine System on Sounding Rocket S-520-31: System Design, 33rd International Symposium on Space Technology and Science, Beppu, Oita, February 26th-March 2nd, 2022.
- [49] H. Watanabe, K. Matsuyama, K. Matsuoka, A. Kawasaki, N. Itouyama, K. Goto, K. Ishihara, V.

Buyakofu, T. Noda, S. Ito, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, <u>D. Nakata</u>, <u>M. Uchiumi</u>, H. Habu, S. Takeuchi, S. Arakawa, J. Masuda, K. Maehara, T. Nakao, K. Yamada, In-Space Flight Demonstration Results of a Detonation Engine System on Sounding Rocket S-520-31: Flight Path and Attitude, 33rd International Symposium on Space Technology and Science, Beppu, Oita, February 26th-March 2nd, 2022.

- [50] K. Goto, K. Matsuyama, K. Matsuoka, A. Kawasaki, H. Watanabe, N. Itouyama, K. Ishihara, V. Buyakofu, T. Noda, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, <u>D. Nakata, M. Uchiumi</u>, H. Habu, S. Takeuchi, S. Arakawa, J. Masuda, K. Maehara, T. Nakao, K. Yamada, In-Space Flight Demonstration Results of a Detonation Engine System on Sounding Rocket S-520-31: Rotating Detonation Engine, 33rd International Symposium on Space Technology and Science, Beppu, Oita, February 26th-March 2nd, 2022.
- [51] V. Buyakofu, K. Matsuoka, K. Matsuyama, K. Goto, A. Kawasaki, H. Watanabe, N. Itouyama, K. Ishihara, T. Noda, J. Kasahara, A Matsuo, I. Funaki, <u>D. Nakata, M. Uchiumi</u>, H. Habu, S. Takeuchi, S. Arakawa, J. Masuda, K. Maehara, Y. Kazuhiko, T. Nakao, In-Space Flight Demonstration Results of a Detonation Engine System on Sounding Rocket S-520-31: Pulse Detonation Engine, 33rd International Symposium on Space Technology and Science, Beppu, Oita, February 26th-March 2nd, 2022.
- [52] A. Kawasaki, K. Matsuyama, K. Matsuoka, H. Watanabe, N. Itouyama, K. Goto, K. Ishihara, V. Buyakofu, T. Noda, J. Kasahara, A. Matsuo, F. Funaki, <u>D. Nakata, M. Uchiumi</u>, H. Habu, S. Takeuchi, S. Arakawa, J. Masuda, K. Maehara, T. Nakao, K. Yamada, Flight Demonstration of Detonation Engine System Using Sounding Rocket S-520-31: System Design, AIAA SciTech 2022, AIAA-2022-0229, San Diego, CA & Online, January 3-7, 2022.
- [53] N. Itouyama, K. Matsuyama, K. Matsuoka, A. Kawasaki, H. Watanabe, K. Goto, K. Ishihara, V. Buyakofu, T. Noda, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, <u>D. Nakata</u>, <u>M. Uchiumi</u>, H. Habu, S. Takeuchi, S. Arakawa, J. Masuda, K. Maehara, T. Nakao, K. Yamada, Flight Demonstration of Detonation Engine System Using Sounding Rocket S-520-31: History from Development to Flight, AIAA SciTech 2022, AIAA-2022-0230, San Diego, CA & Online, January 3-7, 2022.
- [54] H. Watanabe, K. Matsuyama, K. Matsuoka, A. Kawasaki, N. Itouyama, K. Goto, K. Ishihara, V. Buyakofu, T. Noda, S. Ito, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, <u>D. Nakata</u>, <u>M. Uchiumi</u>, H. Habu, S. Takeuchi, S. Arakawa, J. Masuda, K. Maehara, T. Nakao, K. Yamada, Flight Demonstration of Detonation Engine System Using Sounding Rocket S-520-31: Flight Path and Attitude, AIAA SciTech 2022, AIAA-2022-0231, San Diego, CA & Online, January 3-7, 2022.
- [55] K. Goto, K. Matsuoka, K. Matsuyama, A. Kawasaki, H. Watanabe, N. Itouyama, K. Ishihara, V. Buyakofu, T. Noda, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, <u>D. Nakata</u>, <u>M. Uchiumi</u>, H. Habu, S. Takeuchi, S. Arakawa, J. Masuda, K. Maehara, T. Nakao, K. Yamada, Flight Demonstration of Detonation Engine System Using Sounding Rocket S-520-31: Performance of Rotating Detonation Engine, AIAA SciTech 2022, AIAA-2022-0232, San Diego, CA & Online, January 3-7, 2022.
- [56] V. Buyakofu, K. Matsuoka, K. Matsuyama, K. Goto, A. Kawasaki, H. Watanabe, N. Itouyama, K. Ishihara, T. Noda, J. Kasahara, A. Matsuo, I. Funaki, <u>D. Nakata</u>, <u>M. Uchiumi</u>, H. Habu, S. Takeuchi, S. Arakawa, J. Masuda, K. Maehara, T. Nakao, K. Yamada, Flight Demonstration of Detonation Engine System Using Sounding Rocket S-520-31: Performance of Pulse Detonation Engine, AIAA Scitech2022, AIAA-2022-0233, San Diego, CA & Online, January 3-7,2022.
- [57] <u>Kazuki Yasuda</u>, Tatsuhiko Shiina, <u>Daisuke Nakata</u>, <u>Masaharu Uchiumi</u>, Experimental Study on Filling and Discharging Characteristics of Nitrous Oxide to Spacecraft Tanks, 33rd International Symposium

on Space Technology and Science, Beppu, Oita, February 26th-March 2nd, 2022. [2022-0-1-18]

- [58] Shintaro Nakamura, Mikiya Araki, Juan C. González Palencia, Koki Yamagishi, Kazuki Yasuda, <u>Daisuke Nakata, Masaharu Uchiumi</u>, Experimental Investigation of Hybrid Rocket Acoustics, 33rd International Symposium on Space Technology and Science, Beppu, Oita, February 26th-March 2nd, 2022. [2022-a-39s]
- [59] Ayano Yoshida, Ryo Ikemoto, Kazuki Shibutani, Kentaro Kaji, Hirokazu Tahara, Ai Momozawa, <u>Daisuke Nakata</u>, Tomoyuki Ikeda, Yoshiyuki Takao, Takashi Wakizono, Masaya Toyama, Performance Characteristics of High-Thrust High-specific-Impulse Steady-State Magneto-Plasma-Dynamic Thrusters for Transportation in the Solar System -Use of Carbon Dioxide, Methane, Ammonia, Hydrogen, Helium, Air and Water/Ice etc. in the Planets and Satellites to Propellants, 33rd International Symposium on Space Technology and Science, Beppu, Oita, February 26th-March 2nd, 2022. [2022-b-22]
- [60] Kentaro Kaji, Kazuki Shibutani, Ryo Ikemoto, Ayano Yoshida, Hirokazu Tahara, Ai Momozawa, <u>Daisuke Nakata</u>, Tomoyuki Ikeda, Yoshiyuki Takao, Yuichiro Nogawa, Takashi Wakizono, Masaya Toyama, Performance Characteristics of DC Arcjet Thrusters -Use of Carbon Dioxide, Methane, Ammonia, Hydrogen, Helium, Air and Water/Ice etc. in Planets and Satellites in the Solar System to Propellants- 33rd International Symposium on Space Technology and Science, Beppu, Oita, February 26th-March 2nd, 2022. [2022-b-21]
- [61] <u>Daisuke Nakata</u>, <u>Kazuki Yasuda</u>, Akihiro Watanabe, Ang YiYong, Koki Yamagishi, Tatsuhiko Shiina, Takuya Tada, Iori Obara, Yuma Hashimoto, <u>Hikaru Eguchi</u>, <u>Masaharu Uchiumi</u>, Rocket Sled System Design for Various Missions, 33rd International Symposium on Space Technology and Science, Beppu, Oita, February 26th-March 2nd, 2022, [2022-o-1-05]
- [62] Shuuta Haraguchi, Shun Sasaki, Atsuya Honda, Akihiro Nishida, Ryuto Kawanabe, Haruka Nikado, <u>Kazuhide Mizobata</u>, "Flowfield Visualization and Mechanism of Dynamic Derivatives of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle Being Developed at Muroran Institute of Technology," 33rd International Symposium on Space Technology and Science, online, February 26th-March 2nd, 2022, [2022-g-03].
- [63] Tomohiro SHIGEKIYO, Nana HASEGAWA, Katsuya MIYAMOTO, and <u>Kazuhide MIZOBATA</u>, "Drag Reduction of the Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle Being Developed at Muroran Institute of Technology (Third Report)," 33rd International Symposium on Space Technology and Science, online, February 26th-March 2nd, 2022, [2022-g-04].

#### 国内学会発表論文

- [1] 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.
- [2] 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.
- [3] 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.

- [4] 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.
- [5] 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
- [6] 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.
- [7] 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.
- [8] 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.
- [9] 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.
- [10] 山﨑健次, 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.
- [11] 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.
- [12] 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.
- [13] 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.
- [14] 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.
- [15] 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
- [16] 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
- [17] 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

- [18] 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
- [19] 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
- [20] 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
- [21] 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
- [22] 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回宇宙科学技術講 演会,P18, 久留米市,2018.10.24-26
- [23] 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
- [24] 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.
- [25] 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.
- [26] 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.
- [27] 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
- [28] 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
- [29] 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.
- [30] 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.

- [31] 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.
- [32] 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.
- [33] 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.
- [34] 白方洸次,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
- [35] 三尾太一,山﨑優樹,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
- [36] 久保田穏,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
- [37] 西田明寛, 白方洸次, 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
- [38] 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
- [39] 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
- [40] 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
- [41] 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切シ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
- [42] 飯田輝澄,小木曽望,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.
- [43] 山﨑健次, 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.
- [44] 田中宏明,小木曽望,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.
- [45] 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.

- [46] 林夏澄,勝又暢久,樋口健,橋本真之介,山崎健次,ヘレルショーン諒,三好賢彦,小木 曽望,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.
- [47] 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,小木曽望,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.
- [48] 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ー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.
- [49] 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
- [50] 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
- [51] 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
- [52] 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
- [53] 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
- [54] 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
- [55] 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
- [56] 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
- [57] 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
- [58] 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 第96期 流体工学部門 講演会,OS7-7,2018/11/29-30,室蘭 市

- [59] 稲葉克典,今井良二,LNG 貯槽を対象とした矩形容器内密度成層流体の熱流動数値解析に 関する研究,日本機械学会第96期流体工学部門講演会,室蘭市,2018年11月9日.
- [60] 田村健一郎,道原孟里,今井良二,微小重力環境下における入熱を伴う動的濡れ挙動の可 視化実験と数値流体解析,日本機械学会第96期流体工学部門講演会,室蘭市,2018年11 月9日.
- [61] 道原孟里, 今井良二, 宇宙機用推薬タンクを対象とした微小重力環境下スロッシング挙動 に関する基礎研究,日本機械学会第96期流体工学部門講演会,室蘭市,2018年11月9日.
- [62] 溝端一秀、山﨑優樹、三尾太一、宮本勝也、室蘭工大の小型超音速飛行実験機におけるエリアルールに基づく遷音速抗力低減の試み(第2報)、平成30年度宇宙輸送シンポジウム、2019/1/17-18、相模原市、STCP-2019-008
- [63] 岡田空悟(室工大),中田大将(室工大),安田一貴(室工大),内海政春,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,2019/1/17-18,相模原市, STCP-2019-028
- [64] 川戸大輔(群大),荒木幹也(群大),岡田空悟(室工大),中田大将(室工大),内海政春 (室工大),ハイブリッドロケット静止ノズルの音響放射基礎特性,平成 30 年度宇宙輸送 シンポジウム,2019/1/17-18,相模原市,STCP-2019-029
- [65] 笠原次郎(名大),後藤啓介(名大),横尾颯也(名大),金周回(名大),佐藤朋之(名大),川崎央 (名大),松岡健(名大),松尾亜紀子(慶應大),船木一幸(JAXA),安田一貴(室蘭工大),八 木橋央光(室蘭工大),有松昂輝(室蘭工大),中田大将(室蘭工大),内海政春(室蘭工大),岩崎 祥大(JAXA),和田明哲(JAXA),戸部裕史(JAXA),北川幸樹(JAXA),竹内伸介(JAXA), 羽生宏人(JAXA),山田和彦(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に関して,平成 30 年度宇宙輸送シンポジウム,2019/1/17-18, 相模原市, STCP-2019-042
- [66] 中田大将(室工大),湊亮二郎(室工大),吉川稲穂(室工大),八木橋央光(室工大),有松 昂輝 (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着火シーケンス,平 成 30 年度宇宙輸送シンポジウム,2019/1/17-18,相模原市,STCP-2019-046
- [67] コラル ジュリオ(東大),月崎竜童,杵淵紀世志(JAXA),中田大将(室工大),嶋田徹, 西山和孝,國中均(JAXA),酸素・水素を推進剤としたハイブリッド型レジストジェットの 開発,平成 30 年度宇宙輸送シンポジウム,2019/1/17-18,相模原市,STEP-2019-063
- [68] 山口凱, 湊亮二郎, 小型無人超音速機用エアインテークの設計と内部流動の評価, 平成 30 年度宇宙輸送シンポジウム, 2019/1/17-18, 相模原市, STCP-2019-006
- [69] 後藤啓介,横尾颯也,金周会,佐藤朋之,川崎央,松岡健,笠原次郎(名古屋大)松尾亜 紀子(慶応大),船木一幸(ISAS/JAXA),安田一貴,八木橋央光,有松昂輝,中田大将, 内海政春(室蘭工業大),川島秀人(JAXA),メタン - 酸素を用いた回転デトネーションエ ンジンの推進性能に関する実験研究,平成 30 年度衝撃波シンポジウム, 2019/3/5,横浜市
- [70] 中田大将,内海政春,室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターにおける Laboratory

Safety~特に燃焼器と回転体について~, 第59回航空原動機・宇宙推進講演会, 2019年3/6-7, 岐阜市, 1A01, 招待講演

- [71] 八木橋央光,中田大将,湊亮二郎,吉川稲穂,有松昂輝,内海政春(室蘭工大),推力可変機 構を備えた超音速機用エンジン搭載ガスジェネレータの推進剤流量の 予測,第 59 回航空 原動機・宇宙推進講演会,2019 年 3/6-7,岐阜市,1B12
- [72] 今井良二,今村卓哉,貝瀬柚子,東野和幸,杉岡正敏,アルミ水高圧水素製造反応の宇宙 推進システムへの適用,第59回航空原動機・宇宙推進講演会,2019年3/6-7,岐阜市
- [73] 喜多翔ノ介,高橋克昌,石崎真一郎 (IHI),中田大将,湊亮二郎,東野和幸(室蘭工大),排 ガス組成を模擬した低酸素濃度雰囲気 における着火特性の実験的検証,第 59 回航空原動 機・宇宙推進講演会,2019年 3/6-7,岐阜市,1C15
- [74] 内海政春,室工大・航空宇宙機システム研究センターのこころざしと野望,第16回 HASTIC 学術講演会,2019/3/13 札幌市,特別講演
- [75] 鈴木竜司(室工大),中田大将,湊亮二郎,内海政春(室蘭工業大学),GG-ATR エンジン冷走 試験におけるタービン性能の非定常性に関する研究,第16回 HASTIC 学術講演会,2019/3/13 札幌市
- [76] 渡部晃広,中田大将,内海政春,高速走行軌道を滑走するスレッドのマルチボディダイナ ミクスによる摩擦挙動解析,第16回 HASTIC 学術講演会,2019/3/13,札幌市
- [77] 西村嘉将, 溝端一秀(室工大), 長谷川進, 加藤周徳, 谷香一郎(JAXA), 苅田丈士, ロケット ベース複合サイクルスペースプレーンの空力特性に関する研究, 第16回 HASTIC 学術技術 講演会, 2019/3/13, 札幌市
- [78] 宮本勝也,三尾太一,溝端一秀,エリアルールに基づく室工大小型超音速実験機の抗力低 減,第16回 HASTIC 学術講演会,2019/3/13,札幌市
- [79] 三好賢彦,林 夏澄,橋本真之介,ヘレルショーン諒,山崎健次,勝又暢久,樋口 健,"2U サイズ超小型衛星「ひろがり」ミッション部の研究・開発状況,"HASTIC 学術技術講演会, 2019 年 3 月 13 日,札幌.
- [80] 西田和明, 今井良二, 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, HASTIC 学術技術講演会, 2019 年 3 月 13 日, 札幌.
- [81] 湊亮二郎(室蘭工業大学),中田大将(室蘭工業大学),内海政春(室蘭工業大学),GG-ATR エンジンにおけるラム燃焼器と圧縮機の統合作動特性,日本航空宇宙学会北部支部 2019 年 講演会 ならびに 第 20 回再使用型宇宙推進系シンポジウム,2019/3/19-20,角田, JSASS-2019-H013
- [82] 渡部晃広(室蘭工業大学),中田大将(室蘭工業大学),内海政春(室蘭工業大学),ロケットスレッドのマルチボディダイナミクスによる摩擦挙動解析,日本航空宇宙学会北部支部2019年講演会 ならびに第20回再使用型宇宙推進系シンポジウム,2019/3/19-20,角田,JSASS-2019-H018
- [83] 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),撹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.

- [84] 安田 一貴(室工大)・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
- [85] 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
- [86] 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
- [87] 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
- [88] 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
- [89] 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
- [90] 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撹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
- [91] 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
- [92] 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.
- [93] 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.
- [94] 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.
- [95] 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

- [96] 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
- [97] 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
- [98] 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
- [99] 清水 善貴,渡邉 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
- [100] 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
- [101] 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
- [102] 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
- [103] 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
- [104] 樋口健,勝又暢久,山﨑健次,岩佐貴史,岸本直子,藤垣元治,土居明広,小木曽望,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
- [105] 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
- [106] 三好 賢彦,林 夏澄,橋本 真之介,山﨑 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
- [107] 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
- [108] 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
- [109] 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
- [110] 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

- [111] 久保田穏, 坂本知洋, <u>溝端一秀</u>, 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.
- [112] 三尾太一, 宮本勝也, <u>溝端一秀</u>, 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.
- [113] 西田明寛, <u>溝端一秀</u>,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.
- [114]本田敦也,白方洸次,酒向塁,<u>溝端一秀</u>,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.
- [115] 小林悠二,小葉松怜,<u>溝端一秀</u>,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.
- [116] 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旋回 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
- [117] 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
- [118] 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
- [119] 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.
- [120] 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
- [121] 橋脇健太朗, 飯田輝澄, 小木曽望, 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).
- [122] 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 木曽望,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
- [123] 田中宏明,小木曽望,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
- [124] 坂野文香, 小木曽望, 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 アレンス[SEC'19]講演論文集, (2019.12.19-20), 鳥取

- [125] アンイヨン, 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
- [126] 三尾太一, 宮本勝也, <u>溝端一 秀</u>, 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.
- [127] 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)横尾 颯也(名大)ブヤコフ 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
- [128] 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
- [129] 笠原次郎,後藤啓介,横尾颯也,ブヤコフバレンティン,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ンの宇宙飛行実証研究, 1L5,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
- [130] 後藤啓介, 横尾颯也, ブヤコフ 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, 舟木一幸, 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
- [131] 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
- [132] 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
- [133] 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
- [134] 武田 健太郎,河南 治,今井 良二,梅村 悠,姫野 武洋,極低温推進剤タンクでのボイル オフ低減に向けた冷却ジェットの一次元モデリング,混相流シンポジウム 2020, 20200821-23, WEB 開催
- [135] 河南 治,武田健太郎,今井良二,梅村悠,姫野武洋,極低温推進剤タンクでのボイルオフ 低減のための地上および微小重力下における冷却ジェットの挙動,混相流シンポジウム 2020, 20200821-23, WEB 開催

- [136] 井茂琢磨,渡部悠也,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,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:スラグ流の界面挙動,混相流シンポジウム 2020, 20200821-23, WEB 開催
- [137] 曽田直希,今井良二,内海政春,中田大将,湊亮二郎,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(ガス巻き込み抑制機構の性能検証),日本マイクログラビティ応用学会 第 32 回学術講演会 (JASMAC-32), 2020, 20201004-07, WEB 開催
- [138] 西田 和明, 今井 良二, 河南 治, 梅村 悠, 姫野 武洋, 極低温推薬貯蔵タンクにおける熱 力学ベントシステムの研究(単一成分自己加圧時のジェットミキシングに関する実証試験), 第64回宇宙科学技術連合講演会, 2020年10月27日, WEB 開催
- [139] 今井 良二, 曽田 直希, 中田 大将, 湊 亮二郎, 内海 政春, 小型超音速飛行実験機向け LOX タンクにおける調圧, 液排出特性に関する研究, 第 64 回宇宙科学技術連合講演会, 2020 年 10 月 29 日, WEB 開催
- [140] 曽田 直希,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燃 料タンクにおける 加圧ガス巻き込み抑制機構に関する研究,第 64 回宇宙科学技術連合講 演会,2020年10月 30日,WEB 開催
- [141] 西田 和明, 今井 良二, 河南 治, 梅村 悠, 姫野 武洋, 将来型宇宙機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(ジェットミキシングによる推薬タンク調圧機構の 検証), 日本機械学会第98期流体工学部門講演会, 2020年11月12日, WEB 開催
- [142] 浅野 等,井茂 琢磨,中瀬 博之,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,国際宇宙ステーションでの沸騰気液二相流実験 – 一成分系 気液二相流の気液界面構造 –,日本機械学会第 98 期流体工学部門講演会,2020 年 11 月 12 日,WEB 開催
- [143] 河南 治,武田 健太郎,松島 涼貴,今井 良二,梅村 悠,姫野 武洋,極低温推進剤ボイ ルオフ低減に向けた冷却ジェットによる液攪拌効果,日本機械学会第98期流体工学部門講 演会,2020年11月12日,WEB開催
- [144] 今井 良二, 佐藤 侑也, 曽田 直希, 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, 日本機械学会第 98 期流体工学部門講演会, 2020 年 11 月 12 日, WEB 開催
- [145] 曽田直希, 穴田蒼輝, 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(水を用いたガス巻き込み抑制機構の性能検証), 第18回 HASTIC 学術技術講演会, 2021 年 3 月 3 日, WEB 開催
- [146] 穴田蒼輝,曽田直希,湊亮二郎,中田大将,内海政春,今井良二,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(イソプロパノールを用いたガス巻き込み抑制機 構の性能評価),第18回 HASTIC 学術技術講演会,2021 年 3 月 3 日,WEB 開催
- [147] 濱田慶一郎,清水 建登,湊 亮二郎,中田大将,内海政春,今井良二,小型無人超音速飛 行実験機における酸化剤タンク内熱流動挙動に関する研究,第18回 HASTIC 学術技術講演 会,2021 年 3 月 3 日,WEB 開催
- [148] 上羽正純, 植村拓也, 固定翼 UAV による農地観測のためのメアンダー状経路追従制御の検討と飛行実証, JSASS-2020-5022, 第58回飛行機シンポジウム, 2020年11月25日~27日

オンライン開催

- [149] 俵川智史, 上羽正純, 無人航空機向け高グライドスロープ角による短距離着陸技術の検討, JSASS-2020-5028, 第58回飛行機シンポジウム, 2020年11月25日~27日オンライン開催
- [150] 安川慧,上羽正純,無人航空機向け対気速度を考慮した旋回経路追従制御の検討, JSASS-2020-5029,第58回飛行機シンポジウム,2020年11月25日~27日オンライン開催
- [151] 島田奨, 上羽正純, 小型無人超音速機 1/3 スケール機の離陸から着陸までの自律飛行に関す る性能評価, JSASS-2020-5034, 第 58 回飛行機シンポジウム, 2020 年 11 月 25 日~27 日オ ンライン開催
- [152] 宮本勝也,三尾太一,重清智大,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」,JSASS-2020-5132-3A02,第58回飛行機シンポジウム,2020年11月25日~27日, オンライン開催
- [153]本田敦也、白方洸次、西田明寛、酒向塁、原口柊太、溝端一秀、「室蘭工大小型超音速飛行 実験機の姿勢変化レートによる動的空力」、JSASS-2020-5133-3A03、第 58 回飛行機シンポ ジウム、2020年11月25日~27日、オンライン開催
- [154] 坂本知洋, 久保田穏, 宮腰貴利, 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」, JSASS-2020-5134-3A04, 第58回飛行機シンポジウム, 2020年11月25日~27日, オンライン開催
- [155] 西村嘉将,和泉谷拓史,溝端一秀,長谷川進,加藤周徳,谷香一郎,苅田丈士,「ロケット ベース複合サイクルスペースプレーンの空気特性」,JSASS-2020-5135-3A05,第 58 回飛行 機シンポジウム,2020 年 11 月 25 日~27 日,オンライン開催
- [156] 溝端一秀,小林悠二,谷口友紀,「室蘭工大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」,JSASS-2020-5136-3A06,第 58 回飛行機シンポジウム, 2020 年 11 月 25 日~27 日,オンライン開催
- [157] 長坂春花,小澤晃平,坪井信幸,中田大将,ワックス燃料後退速度の加速度環境下における可視化システム研究開発,機械学会九州支部講演会,2021年3月10日,オンライン開催
- [158] 楫健太郎(大阪産大),渋谷和輝,吉田彩乃,池本凌(大阪産大),田原弘一(大阪産大), 桃沢愛(東京都市大),中田大将(室蘭工大),鷹尾良行(西日本工大),池田知行(東海大), 野川雄一郎(スプリージュ),脇園堯(ハイサーブ),外山雅也(パセット),HAN/水及び水 素系推進剤 DC/MPD アークジェットスラスタの研究開発-姿勢制御から太陽系惑星軌道間 航行まで,令和2年度宇宙輸送シンポジウム,2021年1月14-15日,オンライン開催, STEP2020-012
- [159] 杵淵紀世志(名大), コラル ジュリオ(東大),中田大将(室工大)蘇亜拉図,酒井仁史(NTT Data XAM),月崎竜童,丸祐介,小林弘明,西山和孝(JAXA),多層タングステンヒータ を持つ電熱スラスタの高温ガス噴射試験,令和2年度宇宙輸送シンポジウム,2021年1月 14-15日,オンライン開催,STEP2020-044
- [160] 中村慎太郎(群馬大),ゴンザレス ファン(群馬大),荒木幹也(群馬大),山岸晃己(室 蘭工業大),安田一貴(室蘭工業大),中田大将(室蘭工業大),内海政春(室蘭工業大), 静止したハイブリッドロケットの音響放射特性,令和2年度宇宙輸送シンポジウム,2021 年1月14-15日,オンライン開催,STCP2020-007

- [161] 小林弘明 (JAXA), 正木大作 (JAXA), 加賀享 (JAXA), 八木下剛 (JAXA), 高田仁志 (JAXA) 角銅洋実 (JAXA), 丸祐介 (JAXA), 澤井 秀次郎 (JAXA), 徳留真一郎 (JAXA), 武田 洋一 (岩手大), 真子弘泰 (帝京大), 坂本勇樹 (JAXA), Richardson Matthew (東大), 天沼 光博 (ASI 総研), 向江洋人 (ASI 総研), 中田大将 (室工大), 内海政春 (室工大), 吹場活 佳(静岡大),杵淵紀世志(名大),佐藤哲也(早大),推力 10 kN 級エアターボロケット ATRIUM エンジンの試作研究, 令和 2 年度宇宙輸送シンポジウム, 2021 年 1 月 14-15 日, オンライ ン開催, STCP2020-017
- [162] 上村巧大(静大),吹場活佳(静大),中田大将(室工大),小林弘明(JAXA),丸祐介(JAXA),「ラム燃焼器における水素-空気予混合気の着火特性」,令和2年度宇宙輸送シンポジウム,2021年1月14-15日,オンライン開催,STCP2020-022
- [163] 川崎央(名大),野田朋之(名大),ブヤコフ バレンティン(名大),石原一輝(名大),後藤啓介(名大),伊東山登(名大),渡部広吾輝(名大),松岡健(名大),松山行一(名大), 笠原次郎(名大),松尾亜紀子(慶大),船木一幸(ISAS/JAXA),中田大将(室工大),内海政春(室工大),竹内伸介(ISAS/JAXA),岩崎祥大(ISAS/JAXA),和田明哲(ISAS/JAXA), 増田純一(ISAS/JAXA),荒川聡(ISAS/JAXA),羽生宏人(ISAS/JAXA),山田和彦 (ISAS/JAXA),S-520-31号機によるデトネーションエンジン実験の進捗状況:デトネーションエンジンシステム,令和2年度宇宙輸送シンポジウム,2021年1月14-15日,オンラ イン開催,STCP2020-024
- [164] 伊東山登(名大), ブヤコフ バレンティン(名大), 野田朋之(名大), 石原一輝(名大), 後藤啓介(名大), 川崎央(名大), 渡部広吾輝(名大), 松岡健(名大), 松山行一(名大), 笠原次郎(名大), 松尾亜紀子(慶大), 船木一幸(ISAS/JAXA), 中田大将(室工大), 内 海政春(室工大), 竹内伸介(ISAS/JAXA), 岩崎祥大(ISAS/JAXA), 和田明哲(ISAS/JAXA), 増田純一(ISAS/JAXA), 荒川聡(ISAS/JAXA), 羽生宏人(ISAS/JAXA), 山田和彦 (ISAS/JAXA), S-520-31 号機によるデトネーションエンジン実験の進捗状況:パルスデト ネーションエンジン, 令和2年度宇宙輸送シンポジウム, 2021年1月14-15日, オンライ ン開催, STCP2020-025
- [165] 松岡健(名大),後藤啓介(名大),ブヤコフ バレンティン(名大),石原一輝(名大)野 田朋之(名大),伊東山登(名大),川崎央(名大),渡部広吾輝(名大),松山行一(名大), 笠原次郎(名大),松尾亜紀子(慶大),船木一幸(ISAS/JAXA),中田大将(室工大),内 海政春(室工大),竹内伸介(ISAS/JAXA),岩崎祥大(ISAS/JAXA),和田明哲(ISAS/JAXA), 増田純一(ISAS/JAXA),荒川聡(ISAS/JAXA),羽生宏人(ISAS/JAXA)山田和彦(ISAS/JAXA), S-520-31 号機によるデトネーションエンジン実験の進捗状況:回転デトネーションエンジン, 令和2年度宇宙輸送シンポジウム,2021年1月14-15日,オンライン開催,STCP2020-027
- [166] 重清智大,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」,令 和2年度宇宙輸送シンポジウム,2021年1月14-15日,オンライン開催,STCP-2020-030
- [167] 中田大将(室工大),有松昂輝(室工大),内海政春(室工大),後藤啓介(名大),松岡健 (名大),笠原次郎(名大),ガス推進剤ブローダウン時の排出流量予測,令和2年度宇宙 輸送シンポジウム,2021年1月14-15日,オンライン開催,STCP2020-031
- [168] 夛田卓矢(室蘭工業大学),中田大将(室蘭工業大学),安田一貴(室蘭工業大学),内海政 春(室蘭工業大学),N2Oの自己加圧供給による気液二相流の可視化,北部支部 2021 年 講演会ならびに第 2 回再使用型宇宙輸送系シンポジウム,2021/3-18-19,オンラ イン,JSASS-2021-H015
- [169] 中西潤(室蘭工業大学),湊亮二郎(室蘭工業大学),中田大将(室蘭工業大学),内海政春

(室蘭工業大学),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用粒子ダンパーの作動特性について,北部支部 2021 年講演会ならびに第2回再使用型宇宙輸送系シンポジウム,2021/3-18-19,オンライン,JSASS-2021-H016

- [170] 菅原玄太(室蘭工業大学),中田大将(室蘭工業大学),内海政春(室蘭工業大学),インレットディストーションが小型超音速機用エンジン圧縮機へおよぼす影響,北部支部 2021 年講演会ならびに第2回再使用型宇宙輸送系シンポジウム,2021/3-18-19,オン ライン,JSASS-2021-H021
- [171] 中澤瑠 (室蘭工業大学),中田大将 (室蘭工業大学),内海政春 (室蘭工業大学),マルチボ ディダイナミクスによる航空宇宙機用エンジンの軸系モデリングとロータダイナミクス解 析,北部支部 2021 年講演会ならびに第2回再使用型宇宙輸送系シンポジウム, 2021/3-18-19,オンライン,JSASS-2021-H022
- [172] 岸本健吾(室蘭工業大学),正木亮輔(インターステラテクノロジズ),森田洋充(インタ ーステラテクノロジズ),中田大将(室蘭工業大学),内海政春(室蘭工業大学),小型ロケ ットターボポンプの内部循環流れ解析モデルの検討,北部支部 2021 年講演会ならびに第2 回再使用型宇宙輸送系シンポジウム,2021/3-18-19,オンライン,JSASS-2021-H024
- [173] 中田大将,安田一貴,椎名達彦,渡部晃広,内海政春 (室蘭工大),ロケットスレッド用低 騒音ハイブリッドロケットの設計と燃焼試験,第 64 回宇宙科学技術連合講演会, 2020/10/27-30,オンライン
- [174] 清水善貴,渡邉力夫(都市大),中田大将(室蘭工大),ハイブリッドロケット酸化剤供給 用配管における非定常流量特性について,第64回宇宙科学技術連合講演会,2020/10/27-30, オンライン
- [175] 佐藤哲也(早大),内海政春,中田大将(室蘭工大),船崎健一,武田洋一(岩手), Richardson Matthew(東大),真子弘泰(帝京大),吹場活佳(静大),杵淵紀世志(名大),エアターボ ロケット開発における大学での取り組み,第64回宇宙科学技術連合講演会,2020/10/27-30, オンライン
- [176] ブヤコフ バレンティン,野田朋之,澤田悟,ジョセフ ビクトリア,後藤啓介,石原一輝, 渡部広吾輝,伊東山登,川崎央,松岡健松,山行一,笠原次郎(名大),中田大将,内海 政春(室蘭工大),松尾亜紀子(慶大),船木一幸,竹内伸介,和田明哲,岩崎祥大,羽生 宏人 (JAXA),観測ロケット S-520-31 号機搭載用パルスデトネーションエンジンのシステ ム実証研究,第 64 回宇宙科学技術連合講演会,2020/10/27-30,オンライン
- [177] 山本拓海,島田貴久,水出蒼真,三村篤史,田原弘一(大阪産業大),桃沢愛(都市大), 中田大将(室蘭工業大),池田知行(東海大),鷹尾 良行(西日本工業大),野川雄一郎(ス プリージュ),脇園堯(ハイサーブ),外山雅也(日本特殊機械),HAN/水推進剤低電力1-3 kW及び水素系推進剤大電力5-30kW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64回宇宙科学技術連合講演会,2020/10/27-30,オンライン
- [178] 今井良二,曽田直希,中田大将,湊亮二郎,内海政春 (室蘭工業大),小型超音速飛行実験 機向け LOX タンクにおける調圧,液排出特性に関する研究,第64回宇宙科学技術連合講 演会,2020/10/27-30,オンライン
- [179] 稲積 慧,中田大将,湊亮二郎,八木橋央光,有松昂輝,住吉政哉,内海政春(室蘭工業大), LOX/エタノールガス発生器における燃焼時の表面温度計測,第64回宇宙科学技術連合講演 会,2020/10/27-30,オンライン

- [180] 曽田直希,中田大将,湊亮二郎,内海政春,今井良二 (室蘭工大),小型超音速飛行実験機 向け燃料タンクにおける加圧ガス巻き込み抑制機構に関する研究,第64回宇宙科学技術連 合講演会,2020/10/27-30,オンライン
- [181] 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 実験", 2021 信学総大, B-2-35, pp.200, Mar.2021.
- [182] <u>今井良二,湊亮二郎,中田大将,内海政春</u>,曽田直希,穴田蒼輝,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,混相流シンポジウム 2021, 20200822-24, WEB 開催
- [183] 赤木喜久,井上浩一,大田治彦,新本康久,浅野等,河南治,鈴木康一,<u>今井良二</u>,松本 聡,国際宇宙ステーションで実施した強制流動沸騰実験における熱損失評価と熱伝達解析, 混相流シンポジウム 2021, 20200822-24, WEB 開催
- [184] 積層造形法によって作製された高融点金属の高温機械的性質とその応用開発 \*蘇 亜拉図
  1, 酒井 仁史 1, 樋口 官男 1, 杵淵 紀世志 2, <u>中田 大将</u> 3 (1. NTT データザムテクノロジ ーズ, 2. 名古屋大学, 3. 室蘭工業大学
- [185] 濱田慶一郎, <u>今井良二</u>, <u>中田大将</u>, <u>湊亮次郎</u>, <u>内海政春</u>, 小型超音速飛行実験機における 酸化剤タンク内模擬推薬熱流動挙動に関する研究, 日本マイクログラビティ応用学会 第 33 回学術講演会 (JASMAC-33), 20211013-15, WEB 開催
- [186] <u>今井良二</u>, 鈴木 康一, 浅野 等, 河南 治, 井上 浩一, 新本 康久, 松本 聡, 大田治彦, 国際宇宙ステーション沸騰・二相流実験向け凝縮器の熱流動特性評価, 日本マイクログラ ビティ応用学会 第 33 回学術講演会 (JASMAC-33), 20211013-15, WEB 開催
- [187] 曽田直希, 穴田蒼輝, 山崎大勢, <u>今井良二</u>, <u>中田大将</u>, <u>湊亮二郎</u>, <u>内海政春</u>, 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(液体捕捉機構に関する検討), 日本マイクロ グラビティ応用学会 第33回学術講演会 (JASMAC-33), 20211013-15, WEB 開催
- [188] 浅野 等,河南 治,井上 浩一,鈴木 康一,<u>今井 良二</u>,新本 康久,松本 聡,大田 治彦, 国際宇宙ステーション沸騰・二相流実験で得られた観察部での気液界面構造の評価,日本 マイクログラビティ応用学会 第 33 回学術講演会 (JASMAC-33), 20211013-15, WEB 開催
- [189] 河南 治, 浅野 等, 井上 浩一, 鈴木 康一, <u>今井 良二</u>, 新本 康久, 松本 聡, 大田 治彦, 国際宇宙ステーション沸騰・二相流実験で得られた透明伝熱管試験部における気泡挙動と 壁面温度特性, 日本マイクログラビティ応用学会 第 33 回学術講演会 (JASMAC-33), 20211013-15, WEB 開催
- [190] 井上 浩一,赤木 喜久,大田 治彦,浅野 等,河南 治,鈴木 康一,<u>今井 良二</u>,新本 康 久,松本 聡,国際宇宙ステーション沸騰・二相流実験における金属伝熱管の熱伝達解析, 日本マイクログラビティ応用学会 第 33 回学術講演会 (JASMAC-33), 20211013-15, WEB 開催
- [191] 井上 浩一,赤木 喜久,大田 治彦,浅野 等,河南 治,鈴木 康一,<u>今井 良二</u>,新本 康 久,松本 聡,国際宇宙ステーションにおける沸騰・二相流実験でのヒートロス評価,日本 マイクログラビティ応用学会 第 33 回学術講演会 (JASMAC-33), 20211013-15, WEB 開催
- [192] 浅野 等,河南 治,井上 浩一,鈴木康一,<u>今井 良二</u>,新本 康久,松本 聡,大田 治彦, 国際宇宙ステーション沸騰・二相流実験での二相流体ループのシステム特性,日本マイク ログラビティ応用学会 第 33 回学術講演会 (JASMAC-33), 20211013-15, WEB 開催

- [193] 穴田 蒼輝, 曽田 直希, <u>今井 良二</u>, <u>中田 大将</u>, <u>湊 亮二郎</u>, <u>内海 政春</u>, 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(イソプロパノールを用いた推薬捕捉機構の性能 検証), 日本機械学会第 99 期流体工学部門講演会, 20211109, WEB 開催
- [194] <u>今井 良二</u>,濱田 慶一郎,<u>中田 大将</u>,<u>湊 亮二郎</u>,<u>内海 政春</u>,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(模擬推薬を用いたLOXタンク排出特性の検証),日本機械 学会第 99 期流体工学部門講演会,20211109,WEB 開催
- [195] 堺隼翔, <u>今井良二</u>, LNG 貯槽ロールオーバーを対象とした相変化二重拡散対流解析に関 する研究, 日本機械学会北海道学生会第 51 回学生員卒業研究発表講演会, 20220305, WEB 開催.
- [196] 河野通明, <u>今井良二</u>, 微小重力環境下における界面相変化を考慮した動的濡れ挙動に関す る研究, 第 19 回 HASTIC 学術技術講演会, 20220308, WEB 開催.
- [197] 坪内聡汰, <u>今井良二</u>,河南治,将来型宇宙機向けサーモダイナミクスベントシステムに関する研究,第19回 HASTIC 学術技術講演会, 20220308, WEB 開催.
- [198] 山﨑大勢,曽田直希,穴田蒼輝,<u>今井良二</u>,<u>中田大将</u>,<u>内海政春</u>,小型超音速実験機向け 推薬供給システムに関する研究(オオワシ 2 号機燃料タンクにおける加圧ガス巻き込み抑 制機構に関する研究),第19回 HASTIC 学術技術講演会,20220308, WEB 開催.
- [199] 堀田 崚太, <u>今井 良二</u>, 鈴木 康一, 浅野 等, 河南 治, 井上 浩一, 新本 康久, 松本 聡, 大田 治彦, 国際宇宙ステーション沸騰・二相流実験向け凝縮器の熱流動解析技術に関する 研究, 日本航空宇宙学会北部支部 2022 年講演会ならびに第3回再使用型宇宙輸送系シンポ ジウム, 20220318, オンライン
- [200] 島田奨, 上羽正純, 1/3 スケール小型無人超音速機飛行における高精度ウェイ ポイント及び経路追従に向けた検討, 1 A06, 第 59 回飛行機シンポジウム, 2021 年 11 月 30 日(火) ~12月2日(木), オンライン
- [201] 俵川智史, 上羽正純, 固定翼無人航空機向けトリム自動調整技術の検討, 2C07, 第 59 回 飛行機シンポジウム, 2021 年 11 月 30 日(火)~12 月 2 日(木), オンライン
- [202] 安川慧, 濵嶋恒希, 上羽正純, 映像伝送中継局実現のための固定翼無人航空機の 連続旋回 制御技術の検討, 2C09, 第 59 回飛行機シンポジウム, 2021 年 11 月 30 日(火)~12 月 2 日(木) オンライン
- [203] 川合柊平,内藤俊助,俵川智史,上羽正純,固定翼無人航空機の地上局からのトリム調整 及びセンサ機体軸間アライメント誤差推定法の検討,3C02,第59回飛行機シンポジウム, 2021年11月30日(火)~12月2日(木),オンライン
- [204] 濵嶋恒希,安川慧,上羽正純,映像伝送中継局実現のための固定翼無人航空機搭載 アンテ ナの指向方向誤差の評価, 3C03,第 59 回飛行機シンポジウム,2021 年 11 月 30 日(火)~ 12 月 2 日(木),オンライン
- [205] 濵嶋 恒希,安川 慧,上羽 正純,映像伝送中継局向け固定翼 UAV 搭載アンテナの指向方 向制御誤差の評価,電子情報通信学会宇宙航行エレクトロニクス研究会,2022年1月18日 ~19日,ハイブリッド(電子航法研究所&オンライン)
- [206] 安川 慧, 濵嶋 恒希, 上羽 正純, 像伝送中継局向け固定翼 UAV における旋回経路追従

制御技術の検討,電子情報通信学会宇宙航行エレクトロニクス研究会,2022年1月18日~ 19日,ハイブリッド(電子航法研究所&オンライン)

- [207] 俵川 智史,安川 慧, 上羽 正純, 映像伝送中継局向け長時間飛行可能なエンジン固定翼 UAV の重量設計及び実証,電子情報通信学会宇宙航行エレクトロニクス研究会,2022年1月18日~19日,ハイブリッド(電子航法研究所&オンライン)
- [208] 安川慧, <u>上羽正純</u>, 風環境下での固定翼 UAV の高精度旋回経路追従制御技術の検討, 第19 回 HASTIC 学術技術講演会, 2022 年3月8日, オンライン開催
- [209] ○小林弘明(JAXA),丸祐介(JAXA),徳留真一郎(JAXA),澤井秀次郎(JAXA),正木大作 (JAXA),山城龍馬(JAXA),八木下剛(JAXA),加賀亨(JAXA),高田仁志(JAXA),角銅 洋実(JAXA),坂本勇樹(JAXA),<u>内海政春(室工大)</u>,<u>中田大将(室工大)</u>,武田洋一(岩手 大),真子弘泰(帝京大),杵淵紀世志(名大),吹場活佳(静大),Richardson Matthew(東大), 佐藤 哲也(早稲田),ATRIUM エンジンの研究開発状況,令和3年度宇宙輸送シンポジウ ム,STCP-2021-013,20221/13-14,オンライン
- [210] 〇森穂高(東大・院),大山聖(JAXA),小林弘明(JAXA),丸祐介(JAXA),山城龍馬(JAXA), <u>江口光(室工大)</u>,坂本勇樹(JAXA),角銅洋実(JAXA),大気アシスト型観測ロケットの打 ち上げ軌道の多目的設計最適化,令和3年度宇宙輸送シンポジウム,STCP-2021-014,2022 1/13-14,オンライン
- [211] ○藤浦彰友(室工大・院),奈女良実央(室工大・学),住吉政哉(室工大・院),中田大将 (室工大),内海政春(室工大),江口光(室工大),近藤奨一郎(名大・院),坂野友哉(名 大・院),福崎俊哉(名大・院),杵淵紀世志(名大),真子弘泰(帝京大),坂本勇樹(ISAS/JAXA) 丸祐介(ISAS/JAXA),小林弘明(ISAS/JAXA),徳留真一郎(ISAS/JAXA),八木下剛 (ISAS/JAXA),ATRIUM エンジン用 LOX/LH2 ガスジェネレーターの表面温度分布,令和 3年度宇宙輸送シンポジウム,STCP-2021-015,2022 1/13-14,オンライン
- [212] ○住吉政哉(室工大・院),奈女良実央(室工大・学),藤浦彰友(室工大・院),<u>中田大将(室工大)</u>,<u>江口光(室工大)</u>,<u>内海政春(室工大)</u>,GG-ATR エンジン用 LOX/エタノールガスジェネレータのスロットリング燃焼試験,令和 3 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2021-017, 2022 1/13-14,オンライン
- [213] ○兼田智章(静大・院), 吹場活佳(静大), <u>中田大将(室工大)</u>, 丸裕介(JAXA), ローブミ キサによるヘリウム-空気流の混合に関する実験研究, 令和 3 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2021-018, 2022 1/13-14, オンライン
- [214] ○<u>中田大将(室工大)</u>,安田一貴(室工大),椎名達彦(室工大・院),アンイヨン(室工大・院),山岸晃己(室工大・院),夛田卓矢(室工大・院),橋本侑茉(室工大・学),<u>江口光(室工大)</u>,<u>内海政春(室工大)</u>,ロケットスレッド実験におけるシステムインターフェース,STCP-2021-040, 2022 1/13-14,オンライン
- [215] ○川崎央(名大),松山行一(名大),松岡健(名大),伊東山登(名大),渡部広吾輝(名 大),後藤啓介(名大),石原一輝(名大・院),ブヤコフ バレンティン(名大・院),野田 朋之(名大・院),笠原次郎(名大),松尾亜紀子(慶大),船木一幸(ISAS/JAXA),<u>中田</u> 大将(室工大),内海政春(室工大),羽生宏人(ISAS/JAXA),竹内伸介(ISAS/JAXA), 荒川聡(ISAS/JAXA),増田純一(ISAS/JAXA),前原健次(ISAS/JAXA),山田和彦 (ISAS/JAXA),中尾達郎(JAXA),S-520-31号機によるデトネーションエンジンシステム の宇宙実験 -設計・試験・運用の概要-,令和3年度宇宙輸送シンポジウム,STCP-2021-021, 2022 1/13-14,オンライン

- [216] ○伊東山登(名大),松山行一(名大),松岡健(名大),川崎央(名大),渡部広吾輝(名大),後藤啓介(名大),石原一輝(名大・院),ブヤコフ バレンティン(名大・院),野田 朋之(名大・院),笠原次郎(名大),松尾亜紀子(慶大),船木一幸(ISAS/JAXA),<u>中田</u> 大将(室工大),内海政春(室工大),羽生宏人(ISAS/JAXA),竹内伸介(ISAS/JAXA), 荒川聡(ISAS/JAXA),増田純一(ISAS/JAXA),前原健次(ISAS/JAXA),山田和彦 (ISAS/JAXA),中尾達郎(JAXA),S-520-31号機によるデトネーションエンジンシステム の宇宙実験 -実験結果報告とサクセスクライテリア評価-,令和3年度宇宙輸送シンポ ジウム,STCP-2021-022,20221/13-14,オンライン
- [217] 〇山岸晃己(室工大・院), <u>中田大将(室工大)</u>, <u>安田一貴(室工大)</u>, 椎名達彦(室工大・院), アン イヨン(室工大・院), 夛田卓矢(室工大・院), 橋本侑茉(室工大・学), <u>江口光(室工</u> 大), <u>内海政春(室工大)</u>, 自己加圧式ハイブリッドロケットの PID 制御によるスロットリン グ, 第4回ハイブリッドロケットシンポジウム, 2022/2/14, オンライン, HR-2021-10
- [218] 谷口友紀,小林悠二,<u>溝端一秀</u>,「室工大小型超音速飛行実験機の縮小機体の離陸性能予測」, 2B03, 第 59 回飛行機シンポジウム, 2021 年 11 月 30 日~12 月 2 日,オンライン.
- [219] 坂本知洋,宮腰貴利,清水奏太,<u>溝端一秀</u>,「室蘭工大小型超音速飛行実験機の地面効果の 計測評価」,2B04,第59回飛行機シンポジウム,2021年11月30日~12月2日,オンライ ン.
- [220] 原口柊太,本田敦也,西田明寛,川鍋龍斗,佐々木駿,<u>溝端一秀</u>,「室蘭工大小型超音速飛 行実験機の周囲の流れの可視化と動的空力メカニズムの推定」,2B05,第 59 回飛行機シン ポジウム,2021年11月30日~12月2日,オンライン.
- [221] 重清智大,宮本勝也,長谷川奈南,<u>溝端一秀</u>,「室蘭工大小型超音速飛行実験機の遷音速抗 力の評価と低減」,2B06,第59回飛行機シンポジウム,2021年11月30日~12月2日,オ ンライン.
- [222] 長谷川奈南,重清智大,<u>溝端一秀</u>,「室蘭工大小型超音速飛行実験機の遷音速抗力の評価と 低減」,令和3年度宇宙輸送シンポジウム,STCP-2021-038, 2022年1月13-14日,オンラ イン.

#### 著書

- [1] Minato, R., Higashino, H, Sugioka, M. and Sasayama, Y. "Control of LNG pyrolysis and Application to Regenerative Cooling Rocket Engine", Heat Exchanger InTech (2011)
- [2] Kasahara, J,Kato,Y, Ishihara, K, Goto,K., Matuoka, K., Matuo,A, Funaki,I, Moriai,H, <u>Nakata,</u> <u>D</u>, <u>Higashino,K</u>, <u>Tanatsugu,N</u>, "Detonation Control for Propulsion"Shock Wave and High Pressure Phenomena(Springer)2016
- [3] Toru Shimada, Saburo Yuasa, Harunori Nagata, Shigeru Aso, Ichiro Nakagawa, Keisuke Sawada, Keiichi Hori, Masahiro Kanazaki, Kazuhisa Chiba, Takashi Sakurai, Takakazu Morita, Koki Kitagawa, Yutaka Wada, <u>Daisuke Nakata</u>, Mikiro Motoe, Yuki Funami, Kohei Ozawa, and Tomoaki Usuki, *Chemical Rocket Propulsion*, Springer, 2017 Part VI "Hybrid Rocket Propulsion"
- [4] 東野和之,上羽正純,溝端一秀,今井良二,廣田光智,畠中和明,湊亮二郎,中田大将,樋 口健,境昌宏,勝又暢久,「きちんと知りたい!飛行機メカニズムの基礎知識」,日刊工業新

聞社, 2018年1月刊, ISBN-10: 4526077852, ISBN-13: 978-4526077852.

#### 室蘭工業大学紀要

- [1] 室蘭工業大学紀要第63号
  高木正平:流体運動と電磁気学のアナロジーを用いて理解促進を目指した学生実験.室蘭工 業大学紀要,第63号, March 2014, pp. 145-150.
- [2] 室蘭工業大学紀要第64号 航空宇宙機システム研究センター特集号 (平成27年3月 ISSN 1344-2708)
- 1.オオワシⅡ飛行にむけて並びに関連技術の研究開発(推進系)

  - (2) 再生冷却システムに利用する熱分解吸熱性燃料の特性評価
    ………塚野 徹,山本 康平,飯島 明日香,笹木 康平,湊 亮二郎, 杉岡 正敏,棚次 亘弘,東野 和幸
  - (3) アルミー水系水素製造の衛星推進系への応用 ………………………東野 和幸,小野寺 英之,杉岡 正敏,今井 良二,増田 井出夫

2.オオワシII飛行にむけて並びに関連技術の研究開発(誘導制御系)

- (5) 無人航空機自律飛行のための誘導制御システム技術 ーおおわし2号機用誘導制御システム実現に向けて ……………………………………………………上羽 正純, 竹内 僚太郎, 山下 智也, 横田 滋弘
- 3.オオワシ II 飛行にむけて並びに関連技術の研究開発(機体,構造系)
- 4.オオワシ II 飛行にむけて並びに関連技術の研究開発(試験設備系)
## 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 2022

2023年12月発行

編集: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 発行: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

> 〒050-8585 室蘭市水元町 27番1号 TEL/FAX: 0143-46-5315 E-mail: uchiumi@mmm.muroran-it.ac.jp URL: https://u.muroran-it.ac.jp/aprec/