



室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次 報告書 2018 全1冊

メタデータ	言語: Japanese 出版者: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 公開日: 2020-01-30 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00010156

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2018

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2018

Muroran Institute of Technology
Aerospace Plane Research Center
Annual Report 2018

年次報告書2018



2019年9月

 国立大学法人 室蘭工業大学

航空宇宙機システム研究センター

巻頭言

地の利を活かした総合工学研究の推進と新たな展開

航空宇宙機システム研究センター長
内海政春

だれもが知っているように北海道には広大な土地があります。土地というのは航空宇宙分野の研究にとっては初めから備わっている大きな財産であり、冬季の寒さや降雪を補って余りあると言っても過言ではありません。

当研究センターは、北海道白老町に約 1.5 ha の敷地面積を有する「白老エンジン実験場」を持っています。道内では積雪も少なく豊かな自然の中にあり、通年でプロジェクト研究や各種実験研究を実施しています。また、実験場と隣接して全長 800 m の滑空場があり、飛行実験や滑走試験などに利用されています。他大学、国立研究開発機関、企業が白老エンジン実験場まで足を運んでくださるのも、この環境を利用した研究を行うことが目的のひとつであると認識しています。

航空宇宙工学は典型的な総合工学であり、エンジン、構造・材料、空力、誘導制御などのサブシステム実験を経て、システム実証や統合実験までを実施することに大きな意義があります。

当研究センター設立当初から、大気中を高速・高高度で飛行するための基盤技術の研究開発を推進し、離陸から超音速を経て着陸までを可能とする超音速機の実現をめざしています。この研究プロジェクトにおいて、いままでに進めてきたサブシステム実験フェーズの成果を踏まえ、昨年度から小型無人超音速機（オオワシ）の 1 / 3 スケールの機体製作、および滑走試験を実施しています。滑走試験に引き続いて、実機システムとして飛行実証を進めていく計画です。

当センターの取り組みとして、2018 年度から新たなプロジェクト研究を推進しています。超小型人工衛星「ひろがり」による宇宙での実証実験です。宇宙により大きなものを運ぶため、小さく畳んで打上げて宇宙で大きく広げる“展開構造”の技術を実環境で実証することをめざしています。この超小型衛星実験の達成の先には、クリーンで無尽蔵のエネルギー資源である宇宙太陽光発電システムの実現があります。この研究プロジェクトにおいてクラウドファンディングを実施いたしましたところ、多大なご支援とご声援を賜りました。ご支援いただいた皆様が抱いてくださいました夢と希望の現れと受け止めるとともに、そのご期待の大きさに身が引き締まる思いです。今後、JAXA 基幹ロケットで打上げて国際宇宙ステーション日本実験棟“きぼう”へ輸送されます。その後、「ひろがり」を宇宙空間へ放出して衛星運用を開始し、展開ミッションや計測ミッションを実施して取得したデータの解析を進めていく計画です。

詳細は、<https://readyfor.jp/projects/muroran-hirogari> をご参照ください。

また、室蘭市では航空機産業参入に向けた取組みを行っており、その活動に対して当研究センターも積極的に支援・協力をおこなっています。2018 年 11 月 20 日に航空機産業フォーラム「飛び立て！北海道のものづくり」が開催されました。基調講演やパネルディスカッションを通じて、航空機産業の現状、産学官連携の動向、当センターにおける航空宇宙に関する研究と教育など、先進的な取組みを紹介しました。

今後も他大学や産業界との連携を強化・促進し、多面的な活動を通じて、社会の要請に応えられる機関となるよう、当センターの教員一同努めていきます。

当センターの研究開発の進捗や試験設備等の詳細については、当センターのホームページをご参照いただければ幸いです。（<http://www.muroran-it.ac.jp/aprec/>）

今後ともどうぞよろしくお願い申し上げます。

2018 年度年次報告書の目次

目 次

巻頭言 ― 地の利を活かした総合工学研究の推進と新たな展開

目次

連携・共同研究	1
啓蒙活動・見学者	3

研究成果の概要

[推進関連]

GG-ATR エンジン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	6
GG-ATR エンジンの内部循環流れに関する考察	11
GG-ATR エンジン軸系の振動低減のための検討	16
GG-ATR エンジン用ガスジェネレータの推進薬供給系の圧損特性	20
高速走行軌道実験設備	25
ATR-GG 推進薬供給系の検討	29
超臨界エタノール熱分解特性	33
GG-ATR エンジン用エアインテーク風洞試験	36
GG 単体燃焼試験結果について	40

[空力関連]

小型超音速飛行実験機の遷音速抗力低減の試みと評価(中胴バルジ, 後胴延長, およびインテークの効果)	44
小型超音速飛行実験機の姿勢変化レートによる動的空力特性の風洞試験	48
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	51
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環境の整備	53
小型超音速飛行実験機の車載走行試験による全機空力の評価	56
小型超音速飛行実験機の車載走行試験および CFD 解析による舵面空力の評価	58

[構造関連]

ドラッグシュート実証試験	61
単結晶形状記憶合金の超弾性特性を利用したエンジンマウント振動減衰器の試作と振動試験	67

[誘導制御・通信]

920 MHz 帯データ伝送用無線システムの評価	72
VHF 帯を用いたデータ伝送無線システムの開発	77
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研究	81
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提案と飛行実証	85
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飛行実証	89
UAV からの伝送位置情報を用いた追尾アンテナ制御性能の評価	94

発表論文一覧	99
--------	----

連携および共同研究

内海 政春(航空宇宙機システム研究センター長・教授)

○中田 大将(航空宇宙機システム研究センター 助教)

溝端 一秀(航空宇宙システム工学ユニット 准教授)

樋口 健(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

勝又 暢久(航空宇宙システム工学ユニット 助教)

1. 大阪府立大学との共同研究 2U サイズ超小型衛星「ひろがり」

大阪府立大学と共同で 2U サイズ超小型衛星「ひろがり」の開発を進めている。大阪府立大がバス機器を、室蘭工大がミッション部の開発を担当する。クラウドファンディングを実施し、製作資金を調達した。



図1 超小型衛星「ひろがり」

2. JAXA/名古屋大学との共同研究

名古屋大学で研究されている Rotating Detonation Engine および Pulse Detonation Engine を JAXA/ISAS の観測ロケットに搭載し、飛行試験を令和 2 年度に実施予定である。フライトモデル相当の統合推進システムを白老実験場にて実証した。

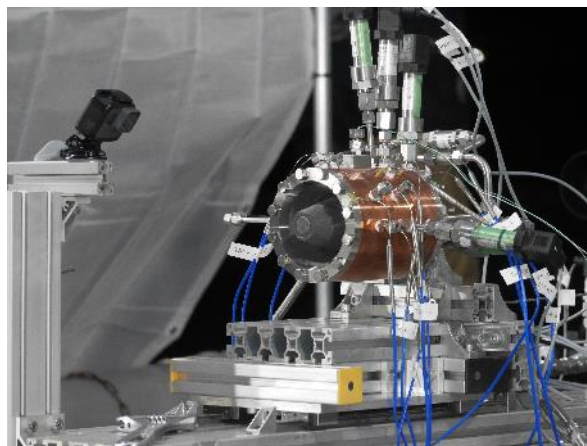


図2 Rotating Detonation Engine の燃焼実験

3. JAXA との共同研究「RBCC の機体統合型設計技術の研究」

Rocket-Based Combination Cycle(RBCC)エンジンを搭載したスペースプレーンの実現のために必要なエンジン・機体統合の空力設計技術の指針を獲得することを狙って、機体形状を提案し、機体模型を試作して、室蘭工大低速風洞および JAXA/ISAS 遷音速風洞において風洞試験を実施した。

4. 静岡大学との共同研究「航空機着氷抑制技術のフィールド実証」

過冷却液滴が翼面に衝突する際の着氷の挙動を冬季の白老実験場において観察した。試験時の気温は-10℃～-5℃で過冷却着氷が起こりやすい環境である。特殊コーティングを施した金属面では氷粒の接触角が小さくなり、剥がれやすくなることを確認した。

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

ロケットスレッドに用いているハイブリッドロケットは亜酸化窒素を酸化剤とし、その蒸気圧で供給している。本方式は小型ロケットの分野で近年広く用いられている方式である。亜酸化窒素の蒸気圧は温度依存性が大きく、その流動様式を的確に把握することは一般に難しい。室蘭工大と東京都市大で実験および数値計算をそれぞれ担当し、タンク内の温度変化について論じた。

啓蒙活動の概要および見学者

○内海 政春(航空宇宙機システム研究センター 教授)

中田 大将(航空宇宙機システム研究センター 助教)

航空宇宙機システム研究センターには、報道機関の取材、国外の大学関係者、中学・高校の教諭が見学のため来訪されます。見学の対象は主に超音速風洞設備、オオワシ2号機モックアップ、反転ファン試験設備、フライトシミュレーター、高速走行軌道実験設備、白老エンジン実験場です。平成30年度に訪問された学外の見学者を表1に示します。

表1 航空宇宙機システム研究センターを訪問された見学者

室蘭市経済部	平成30年5月10日	3	宮崎主幹, 佐々木主査, 岩倉主任
室蘭市経済部	平成30年5月24日	5	宮崎主幹, 岩倉主任, テクノセンター 小笠原次長, 後藤コーディネーター, 今野課長
IHI	平成30年6月1日	1	技術開発本部 出田武臣主任研究員
日本工営(株)札幌支店	平成30年6月14日	2	空港 Gr 藤生課長補佐, 萩原様
IHI	平成30年6月22日	2	中川部長, 岡崎様
九工大	平成30年6月26日	1	小澤先生
イーグル工業	平成30年6月28日	4	航空宇宙技術部 河野部長, 弘松課長, 佐々木様, 札幌出張所 中臺様
文部科学省 研究振興局	平成30年6月29日	2	磯谷局長, 斎藤参事官
室蘭市	平成30年7月2日	3	岩倉主任, 小林様, 桐光クリエイティブ 角田様
HBC, STV, 北海道新聞, 室蘭民報社, 苫小牧民報社, 白老町役場, 室蘭市役所 室蘭テクノセンター	平成30年7月25日	多数	*高速軌道実験報道公開
文部科学省	平成30年8月3日		

JAXA	平成 30 年 8 月 7 日	1	高田主幹研究員
桐光クリエイティブ	平成 30 年 8 月 8 日	2	角田様他 1 名
北海道経済部産業振興局 北海道機械工業会	平成 30 年 9 月 7 日	4	地域経済部 製造産業課 佐藤友樹課長補佐，南川謙介調査官， 吉田忠 北海道航空ビジネス検討会プロジェクトマネージャー，長尾信一 企業間連携マネージャー
群馬大学	平成 30 年 9 月 14 日	5	荒木准教授 他 4 名
JAXA JAST	平成 30 年 9 月 14 日	2	高田様 高野様
早稲田大学	平成 30 年 9 月 21 日	5	内藤教授 他 4 名
函館高専	平成 30 年 9 月 28 日	5	教員 1 名，生徒 4 名
白老町の小学生	平成 30 年 10 月 14 日	16	白老町小学生および引率者 14 名，苫小牧民報記者 1 名，群馬大 荒木幹也 准教授
室蘭市役所	平成 30 年 10 月 16 日	1	岩倉主任
千歳工業クラブ	平成 30 年 11 月 7 日	30	千歳工業クラブ 30 名（千歳副市長ほか）
みずほ総研 会員事業部	平成 30 年 11 月 12 日	2	次長高宇知 敏彦様，計良一春様（カメラマン）
九州大学 熊本高専 東京工業大学	平成 30 年 11 月 28 日	3	渡邊聡教授 田中教授 伊藤優助教
NHK 札幌放送局	平成 30 年 12 月 11 日	1	伊澤ディレクター
室蘭信用金庫	平成 30 年 12 月 18 日	1	産業振興室長 高木様
千葉工業大学	平成 31 年 1 月 8 日	6	和田准教授 学生 5 名
室蘭民報	平成 31 年 1 月 8 日	1	北川誠様

インターステラテクノロジズ	平成 31 年 1 月 24 日	4	上村様，他 3 名
モンゴル工業技術大学（IET）	平成 31 年 1 月 30 日	3	教員 1 名，学生 2 名
防衛装備庁千歳試験場	平成 31 年 2 月 8 日	3	場長 渡辺芳人様， 副場長 廣瀬末人様， 第 2 試験班主任研究官 小高雄介様
インターステラテクノロジズ	平成 31 年 3 月 5 日	1	上村様
内閣衛星情報センター	平成 31 年 3 月 15 日	2	技術部長 内丸幸喜様， 技術部管制課総括 小寺様
内閣衛星情報センター北 受信管制局	平成 31 年 3 月 15 日	2	井上浩之様，正見純様

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

○鈴木 竜司（航空宇宙総合工学コース 博士前期 2 年）

中田 大将（航空宇宙機システム研究センター 助教）

湊 亮二郎（航空宇宙システム工学ユニット 助教）

内海 政春（航空宇宙機システム研究センター 教授）

1. はじめに

本学では次世代宇宙輸送の基盤技術実証に向けて小型無人超音速機(通称:オオワシ)の研究開発が行われている。そのエンジンは GG-ATR エンジンであり、図 1 に概要を示す。このエンジンはエタノールと液体酸素を燃料過剰状態で燃焼させ、その燃焼ガスによりタービンを駆動させるため、エンジン性能は飛行高度の影響を受けにくいという利点がある。一方、オオワシの飛行環境は時々刻々と変化するため、地上試験で性能や特性を把握することが重要である。これまでに不活性ガス駆動による冷走試験を実施し、エンジンの性能評価を進めてきた。冷走試験における典型的なタービン性能を図 2 に示す。エンジンのロータ系が定常回転している状況においてタービン性能が秒時と共に上昇している。これまでのエンジンサイクル検討におけるタービン効率は、定常回転中は一定として扱っており、この非定常性は考慮できていない。そこで本研究では、冷走試験におけるタービン効率の非定常性について検討した。

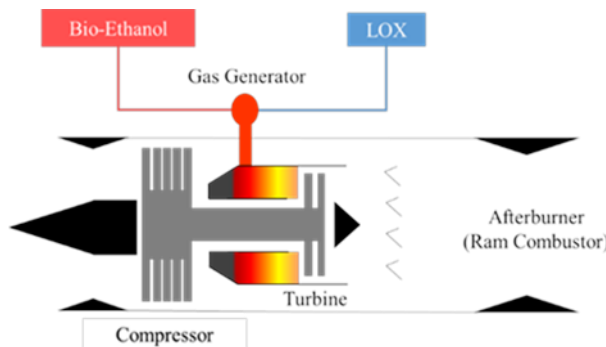


図 1 GG-ATR エンジンの概要図

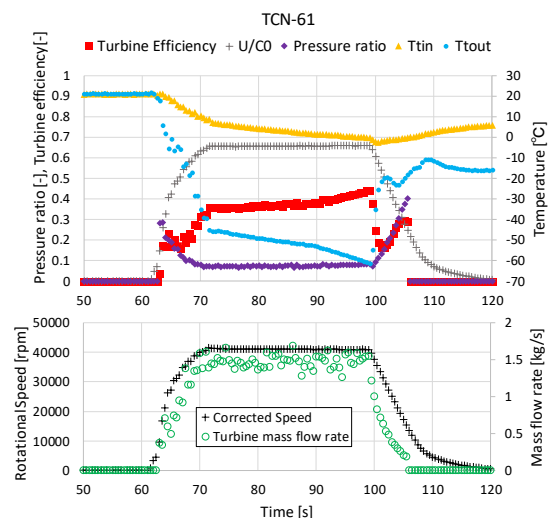


図 2 GG-ATR エンジン冷走試験におけるタービン性能

2. 研究目的

タービン断熱効率 $\eta_{t,s}$ は式(1)で定義され、式(2)で表されるタービン仕事 W_t およびタービン速度比 U/C_0 と相関がある。図 2 より、冷走試験では定常回転中にタービン入口ガス温度 T_{tin} とタービン出口ガス温度 T_{tout} が低下している。また、タービン圧力比 π および駆動ガス流量 $\dot{m}_t$ が一定であるにも関わらず $\eta_{t,s}$ は上昇傾向を示している。ここで、 κ は比熱比、 c_{pt} は駆動ガスの定圧比熱で

ある．本研究はエンジンの定常回転中に $\eta_{t,s}$ が上昇する原因とそれらの $\eta_{t,s}$ への影響を明らかにすることを目的としている．

$$\eta_{t,s} = \frac{1 - \frac{T_{tout}}{T_{tin}}}{1 - \pi^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \quad (1)$$

$$W_t = \dot{m}_t c_{pt} \eta_t T_{tin} \left(1 - \pi^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}\right) \quad (2)$$

GG-ATR エンジンと同様に作動環境が変化するターボ機械にロケット用ターボポンプ (TP) がある．TP の不活性ガス駆動 (冷走) と燃焼ガス駆動 (熱走) の違いに関する既往研究として，Kinefuchi らによる LE-7A ロケットエンジンの液体水素ターボポンプ性能試験[1]がある．この研究では熱走試験よりも冷走試験の方が 3 %高いタービン断熱効率を示すことが確認されており，その原因は熱走試験におけるタービンガス温度と外気温との差による放熱と考察されている．そこで GG-ATR エンジン冷走試験におけるタービン駆動ガスと外気との温度差によるタービン断熱効率への影響を検討する．

3. 冷走試験の概要

図 3 にタービンの 3DCAD モデルを示す．GG-ATR エンジンのタービンは二段衝動型タービンであり，左から HPT ノズル，HPT ブリスク，LPT ノズル，LPT ブリスクとなっている．タービンの諸元を表 1 に示す．

GG-ATR エンジンの冷走試験はこれまでに計 69 回行った．GN₂ を用いた際の最大回転数は約 41000[rpm]，GHe を用いた際の最大回転数は 58000[rpm]であった．図 4 に試験装置の概要図を示す．3 台のカードルから流出した不活性ガスをドームレギュレータで調圧し，タービンの回転数を制御している．また，タービン出口は大気開放となっており燃焼器は装着していない．圧縮機出口はオリフィスにより流路を絞っている．タービン性能の評価には，差圧式流量計とタービンの上流と下流に一組ずつ設置した圧力計および熱電対を用いている．

冷走試験では大流量の駆動ガスが必要であり，タービン入口ガス温度はカードル内で生じる断熱膨張により低下する．ガス温度が大きく低下すると，外気と接する供給設備からガスへの伝熱があると考えられる．また，低温なタービン駆動ガスによりエンジンが冷やされて，タービンのチップクリアランスが縮小している可能性がある．本研究では，以上の 2 点がタービン断熱効率へ及ぼす影響を検討した．

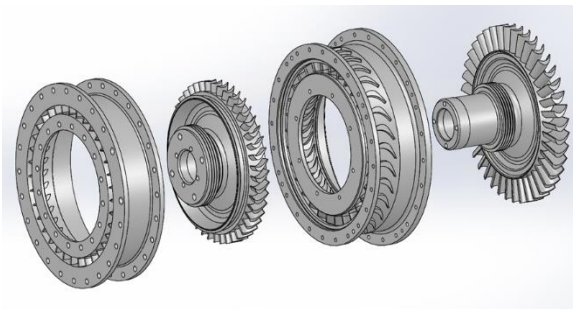


図 3 タービンの 3DCAD モデル

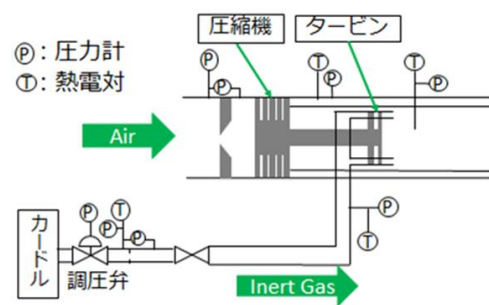


図 4 冷走試験概要図

表1 タービンの諸元

	高圧タービン(HPT)	低圧タービン(LPT)
ブリスク直径[mm]	99.715	108.876
動翼長さ[mm]	5.8905	14.878
チップクリアランス[mm]	0.4715	0.434
静翼枚数	35	31
動翼枚数	44	40
シュラウドの材料	Inconel 718	Inconel 718
ブリスクの材料	Inconel 713C	Inconel 713C

4. 駆動ガス供給系における入熱の検討

タービン入口ガス温度の変化 ΔT_{tin} には、断熱膨張によるガス温度の低下 ΔT_{exp} と入熱によるガス温度の変化 ΔT_{in} が含まれている。その関係を式(3)に示す。 n はタイムステップであり、1ステップは0.5秒である。

$$\begin{aligned}\Delta T_{tin,n} &= T_{tin,n} - T_{tin,n-1} \\ &= \Delta T_{exp,n} + \Delta T_{in,n}\end{aligned}\quad (3)$$

入熱の影響を考慮するためには断熱膨張による温度変化を検討する必要がある。そこで、各カードルの残圧 P_{curdle} から、カードルのガス残量 m_{curdle} を導出し、タイムステップ毎のカードル残圧を算出する。さらに、断熱の関係式よりタイムステップ毎のカードルガス温度 T_{curdle} を求め、式(4)よりタイムステップ毎の断熱膨張によるガス温度の変化を導出する。

$$\Delta T_{exp,n} = T_{curdle,n} - T_{curdle,n-1}\quad (4)$$

検討結果を図5に示す。 $T_{tin}(\text{adiabatic})$ は、式(3)および式(4)より算出した入熱によるガス温度の変化 ΔT_{in} を用いて、従来のタービン入口ガス温度 T_{tin} から入熱の影響を取り除いた場合のタービン入口ガス温度である。従来のタービン入口ガス温度はロータが定常回転している75.5秒から99秒の間に5℃低下するが、入熱の影響を取り除いた場合は15℃低下することがわかる。次に、タービン入口ガス温度 T_{tin} から ΔT_{in} を差し引いたタービン断熱効率と従来の計算手法による断熱効率を比較した結果を図6に示す。従来の断熱効率はロータの定常回転中に8.0%上昇するのに対して、本研究で用いたタービン断熱効率は3.6%の上昇となっており、外気からの入熱により4.4%の効率上昇があることがわかる。

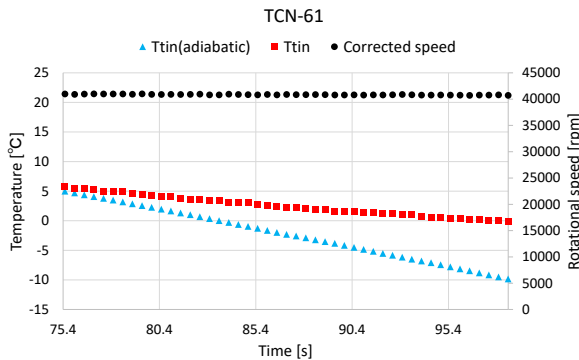


図5 入熱による駆動ガス温度への影響

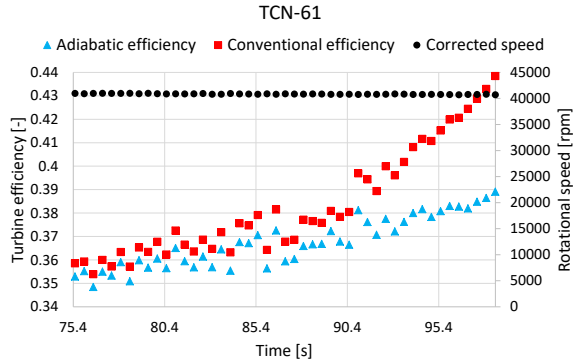


図6 タービン効率の比較

5. チップクリアランス変化の検討

タービン動翼のチップクリアランスが大きくなると、流路の上流から下流にかけて動翼に仕事を与えない流れや、翼腹面から翼背面へ逆流しタービン仕事を減らす流れが増加する。さらに、翼長さ l とチップクリアランス δ の比（クリアランス比 δ/l ）に比例して、二次流れによる損失の影響が増加する[2]。このことから、流れや二次流れによる損失が増加するとタービン効率は大きく低下することが明らかになっている。GG-ATR エンジンの冷走試験においてチップクリアランスが縮小していた場合、タービン断熱効率に影響を及ぼしていると考えられる。

冷走試験におけるチップクリアランス変化は遠心力と熱収縮により生じるものとする。冷走試験（試験番号 TCN-61）においてタービンは 41000 rpm で定常回転している。タービン動翼は遠心力によって半径方向に変位するため、FEM 静解析を用いて HPT と LPT の半径方向の変位を算出する。また、有効直径 L のタービンブリスが温度変化 ΔT によって熱収縮する際の半径方向変位 ΔL は、熱線膨張係数 α を用いて式(5)で求める。

$$\Delta L = \alpha L \Delta T \quad (5)$$

チップクリアランス変化による $\eta_{t,s}$ への影響は、図 7 の衝動型タービンの実験結果[2]、および図 8 の AMDC+KO モデルを用いた CFD 解析結果[3]を用いて検討する。“AMDC+KO モデル”は、式(6)で表されるタービンの代表的な一次元損失モデルである。損失 K_r は、プロファイル損失 K_p 、2 次流れ損失 K_s 、後縁損失 K_{TE} 、チップクリアランス損失 K_{crl} で構成されている。

$$K_r = K_p(1 + 60(M - 1)^2)f_{Re} + K_s + K_{TE} + K_{clr} \quad (6)$$

遠心力と熱収縮によるチップクリアランスの変化をまとめたものを表 2 に示す。タービンの温度は試験日の外気温である 20 °C を基準温度として、定常回転開始時のタービン出口ガス温度 -48 °C、定常回転終了時のタービン出口ガス温度 -60 °C の 3 点を考慮した。

タービンの効率変化が図 7 および図 8 にそれぞれ準ずるとし、表 2 の結果からタービン温度が基準温度 20 °C から -48 °C および -60 °C に変化した場合の断熱効率の変化を表 3 および表 4 に示す。表 3 の結果より、タービン温度が定常回転中の変化である -48 °C から -60 °C に変化した際の断熱効率の上昇は 0.05 ~ 0.1 % ということがわかる。また、同様に表 4 の結果から、タービン断熱効率の上昇は 0.02 ~ 0.05 % にすぎないということがわかる。このことから、遠心力と熱収縮によるチップクリアランス変化に対するタービン断熱効率への影響は前項に比べてわずかであると結論づけられる。

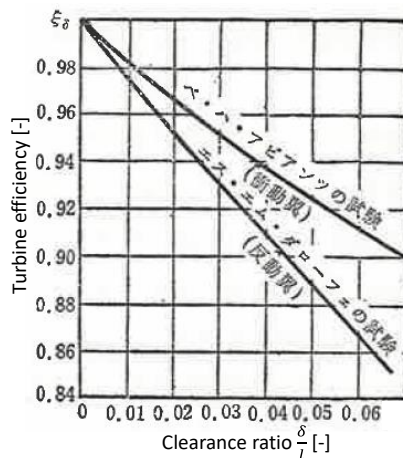


図 7 衝動型タービンの効率とクリアランス比の関係例

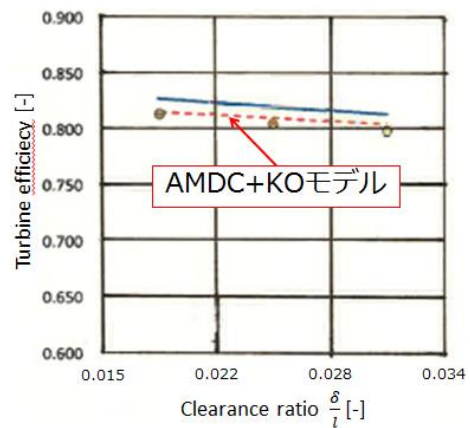


図 8 AMDC+KO モデルにおけるタービン効率とクリアランス比の関係

表 2 各温度でのチップクリアランス

		HPT	LPT
Reduced value [mm]	20°C	44.63×10^{-2}	40.42×10^{-2}
	-48°C	42.48×10^{-2}	38.18×10^{-2}
	-60°C	42.41×10^{-2}	38.14×10^{-2}

表 3 図 7 に準じた場合の断熱効率の変化

		HPT	LPT
Efficiency difference [%]	-48°C	+ 0.51	+ 0.21
	-60°C	+ 0.61	+ 0.26

表 4 図 8 に準じた場合の断熱効率の変化

		HPT	LPT
Efficiency difference [%]	-48°C	+ 0.27	+ 0.11
	-60°C	+ 0.32	+ 0.13

6. まとめ

本研究では、冷走試験におけるタービン効率の非定常性について検討した。タービン駆動ガス供給系の断熱膨張時における外気からの入熱によるタービン効率への影響を評価した。また、遠心力と熱収縮によるチップクリアランス変化のタービン断熱効率への影響についても評価をおこなった。これらの結果から以下の知見を得た。

(1) タービン駆動ガス供給系における入熱は、タービン断熱効率に有意な影響を与える。本研究の冷走試験では 4.4 %であった。

(2) 遠心力と熱収縮によるチップクリアランス変化がタービン断熱効率に与える影響は上記(1)の影響に比べてわずかである。

今後は、タービン断熱効率上昇の他の要因を明らかにする必要がある。冷走試験における計測項目の充実化や軸振動によるクリアランス変化の影響などを評価する予定である。

参考文献

- [1] Kinefuchi K, Uchiumi M. and Inoue M., LE-7A FTP Full Load Cold Run, AJCPP2005-22033, Kitakyushu, Japan, 2005.
- [2] ベ・エス・ステーチキン(濱島操 訳), ジェットエンジン理論-ターボ機械-第 11 刷, コロナ社, (1972), p.354.
- [3] 瀧田純也, ロケットターボポンプ用タービンの最適設計に関する研究, 岩手大学大学院 工学研究科 機械・社会環境システム工学専攻 博士論文, (2013).

GG-ATR エンジンの内部循環流れに関する考察

○高澤 諒太（航空宇宙総合工学コース 博士前期1年）

中田 大将（航空宇宙機システム研究センター 助教）

湊 亮二郎（航空宇宙システム工学ユニット 助教）

内海 政春（航空宇宙機システム研究センター 教授）

1. はじめに

本学航空宇宙機システム研究センターでは、小型超音速無人実験機の研究開発を実施している。そのエンジンとして Gas Generator Cycle Air Turbo Ramjet Engine（以下、“GG-ATR エンジン”という）を採用し、コールドガスでタービンを駆動させる冷走試験を実施してきた[1], [2]。冷走試験にてエンジン内部の圧力や温度を取得しているが、計測できる点は極めて限定されている。エンジン内部において設計意図に反して逆流が生じると、エンジンに異常や損傷を引き起こす原因となる。しかし、実際の内部循環の状態は詳細にはまだ考察・検証されていない。そこで本研究では、冷走試験で得られた圧力や温度データを活用して解析的に内部循環流れを把握することを試みる。また既報[1]のとおり、Fig. 1 のように冷走試験において 40,000 rpm 付近から後側軸受温度が急低下する現象が確認されており、その現象解明を試みた結果を報告する。

2. 試験設備および GG-ATR エンジン

GG-ATR エンジンの冷走試験は、本学白老エンジン実験場で実施した。冷走試験における系統図は参考文献[1]を参照されたい。エンジン定格回転数は 58,000 rpm であるが、冷走試験では安全を鑑みて燃焼ガスの代わりに、窒素ガスもしくはヘリウムガスを用いてタービンを駆動させる。エンジン断面図を Fig. 2 に示す。圧縮機とタービンを分離するためにセグメントシールが装備されており、そのシールパージとして窒素ガスを流入させている。設計時に想定した内部フローパスは Fig. 2 の矢印で示したとおりである。

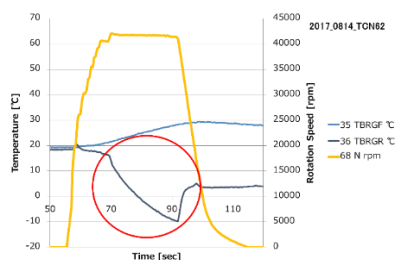


Fig. 1 Bearing Temperatures in Cold Flow Test.

TBRGF: Front bearing Temp., TBRGR: Rear bearing Temp.

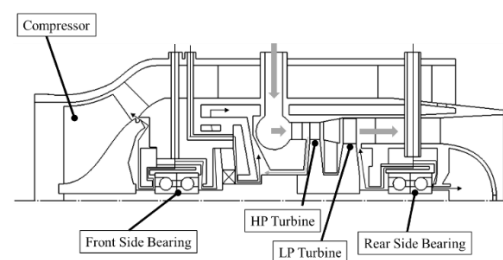


Fig. 2 Cross-sectional View of the GG-ATR Engine.

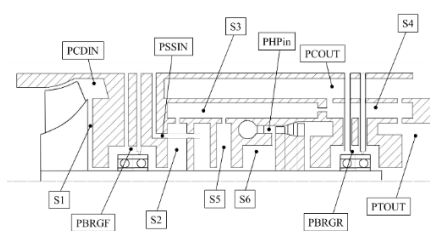


Fig. 3 Node Points of Modeling for the Engine.

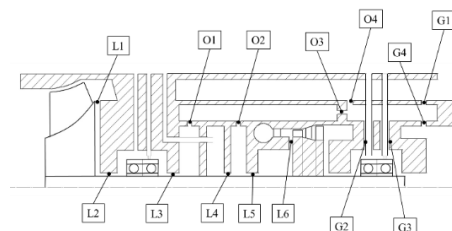


Fig. 4 Link Points of Modeling for the Engine.

3. 内部フローネットワークの構築方法

内部フローネットワークの構築においては、質量保存則、および圧縮性を考慮した定常流に対するエネルギー保存則を用いる。解析モデルではノードとリンクを組み合わせでエンジン内のフローネットワークをモデル化している。ノードではその空間内における圧力や温度を算出し、リンクではその部分を通過する流量を算出している。本検討にて設定したノード各点を Fig. 3 に示す。図中において例えばPCDINのようにPで始まるノードは冷走試験の圧力計測点であり、S1などのSで始まるノードは解析上で設定した計算点である。冷走試験における圧力計測点の項目名と計測場所を Table 1 に示す。これらのデータは、内部フローネットワークにおける解析上の境界条件として使用している。解析モデルにおけるリンクを Fig. 4 に示す。リンクではラビリンスシール、オリフィス、間隙の3種類の流路をモデル化しており、図中ではL1などのようにそれぞれをL、O、Gで表記している。本解析モデルでは流体や熱の流れを一次元的に扱い、各ノードやリンクにおける剥離や渦の影響などの詳細な流れの状態は考慮していない。空間の前後の圧力を比較することで流れの方向を判別している。また、前後の圧力比を算出することでチョークと非チョークの判定をおこなっており、解析モデルでは場合分けして扱っている。

3-1. 質量保存

内部フローネットワークにおける質量保存の式は、式(3.1)から式(3.6)で表される。リンクとその流量との関係を Table 2 に示す。ここでの m は各リンクでの質量流量である。

$$-m1 + m2 = 0 \quad (3.1) \quad +m3 - m7 = 0 \quad (3.2) \quad +m6 - m5 = 0 \quad (3.3)$$

$$+m4 + m5 - m8 = 0 \quad (3.4) \quad +m7 + m8 - m9 = 0 \quad (3.5) \quad \begin{matrix} +m9 - m10 - m11 + m12 \\ +m13 - m14 = 0 \end{matrix} \quad (3.6)$$

Table 1 Pressure Measurement Points

項目	計測場所
PCDIN	圧縮機ディフューザ入口静圧
PSSIN	セグメントシールパージ静圧
PBRGF	前側軸受冷却ガス静圧
PHPin	高圧タービン入口全圧
PBRGR	後側軸受冷却ガス静圧
PCOUT	圧縮機出口静圧
PTOUT	タービン出口静圧

Table 2 Relationship Between Link and Flow Rate

Mass flow rate	Link point	Mass flow rate	Link point
m1	L1	m8	O2
m2	L2	m9	O3
m3	L3	m10	G1
m4	L4	m11	O4
m5	L5	m12	G2
m6	L6	m13	G3
m7	O1	m14	G4

3-2. ラビリンスシール部の流量

ラビリンスシール部の流量は、式(3.7) [4]および式(3.8) [5]で表される。

$$m = \alpha F \phi v \sqrt{\frac{P_U}{v_U}} \quad (3.7) \quad \phi = \frac{\sqrt{1 - \lambda^2}}{n^{2/5}} \quad (3.8)$$

ここで, m :質量流量 g/s, α :流量係数, F :流路断面積 m^2 , ϕ :理想ラビリンス係数, v :吹き抜け係数, P :圧力 Pa, v :比体積 m^3/kg , λ :圧力比(P_{out}/P_{in}), n :フィン数であり, サブスクリプトの U はラビリンスシール入口を意味している.

式(3.7)と式(3.8)から, ラビリンスシール部の流量は以下のように定式化される. 式(3.9)は設計どおりに流れる場合であり, 式(3.10)は設計とは逆向きに流れている場合である.

$$m = \frac{\alpha A v}{n_L^{2/5} \sqrt{RT_{in}}} \left(P_{in} \sqrt{1 - \left(\frac{P_{out}}{P_{in}} \right)^2} \right) \quad (3.9) \quad m = \frac{\alpha A v}{n_L^{2/5} \sqrt{RT_{in}}} \left(-P_{out} \sqrt{1 - \left(\frac{P_{in}}{P_{out}} \right)^2} \right) \quad (3.10)$$

$: P_{in} > P_{out} \quad \quad \quad : P_{in} \leq P_{out}$

P_{in} , P_{out} は Fig. 2 の流れに沿った入口部と出口部の各圧力である. 流量係数 α は 0.7 とする. また, 回転周速度 250 m/s 以上となる流量 $L1$ では 15 %の流量減少を考慮している[8].

3-3. オリフィスおよび間隙の流量

圧縮性を考慮したときのオリフィスおよび間隙を通過する流量は以下の式で求められる.

$$m = \frac{\alpha A}{\sqrt{RT_{in}}} \left(P_{in} \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} \left\{ \left(\frac{P_{out}}{P_{in}} \right)^{\frac{2}{\kappa}} - \left(\frac{P_{out}}{P_{in}} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa}} \right\}} \right) \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} < \left(\frac{P_{out}}{P_{in}} \right), \quad P_{in} > P_{out} \quad (3.11)$$

$$m = \frac{\alpha A}{\sqrt{RT_{in}}} \left(P_{in} \sqrt{\kappa \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}}} \right) \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \geq \left(\frac{P_{out}}{P_{in}} \right), \quad P_{in} > P_{out} \quad (3.12)$$

$$m = \frac{\alpha A}{\sqrt{RT_{in}}} \left(-P_{out} \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} \left\{ \left(\frac{P_{in}}{P_{out}} \right)^{\frac{2}{\kappa}} - \left(\frac{P_{in}}{P_{out}} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa}} \right\}} \right) \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} < \left(\frac{P_{in}}{P_{out}} \right), \quad P_{in} \leq P_{out} \quad (3.13)$$

$$m = \frac{\alpha A}{\sqrt{RT_{in}}} \left(-P_{out} \sqrt{\kappa \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}}} \right) \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \geq \left(\frac{P_{in}}{P_{out}} \right), \quad P_{in} \leq P_{out} \quad (3.14)$$

オリフィスと間隙の流量係数 α は 0.7 とする. 設計時と同方向の流量は式(3.11)もしくは式(3.12)となり, 設計と逆向きの流量は式(3.13)もしくは式(3.14)となるように定式化した. また, 式(3.12)と式(3.14)はチョーク流として定式化した.

本検討では断熱過程の解析を行い, 合流する異なる温度の気体の混合による温度の変化と圧力等の影響を考慮した. 断熱変化の流体温度は式(3.15)および式(3.16)により算出した.

$$T_2 = \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} T_1 \quad (3.15)$$

$$T = \frac{\sum \dot{m}_i C_{pi} T_i}{\sum \dot{m}_i C_{pi}} \quad (3.16)$$

ここで, T :混合後の気体温度 K, C_p :比熱 J/KgK, κ :比熱比である.

4. 断熱条件解析結果と考察

構築したエンジン内部のフローネットワークを Fig. 5 に示す[9]. 図中の矢印は, 設計時の流路方向を表している. 次項以降に示す流量の解析結果が負になっている場合は, この矢印と逆方

向へ流れていること、すなわち逆流を意味する。断熱変化を仮定したときの各部を流れる流量の推定結果を Fig. 6 に示す。この結果より L3, O1, G2, G3 の 4 か所において流量が負となっており、Fig. 7 の赤い矢印で示した部分で逆流が発生していることがわかる。

次に、合流部の温度解析結果を Fig. 8 に示す。TS3, TS4, TS5 はそれぞれノード S3, S4, S5 の温度を表している。各部の温度は、S5→S3→S4 と流れの順に低下していくが、S3→S4 の温度低下が顕著である。G2 および G3 で逆流が生じていることから、S4 からこの低温となったガスが後側軸受部に流入していることを意味している。この低温ガスの流入経路は、O1 が逆流していることから L4 もしくは L5 (=L6) と特定される。L4 はシールパージ用の常温の GN2 である。また、Fig. 6 から L4 と L5 の流量を比較すると L5 のほうが多い。このことから後側軸受部への低温ガスは、高圧タービン部からのタービン駆動ガスの流入の影響が大きいと結論付けられる。Figure. 1 では高速回転時に後側軸受部温度(TBRGR)が急低下する現象が見られている。以上の考察より、この急低下の原因は高速回転によりタービン駆動ガス流量が増加し、断熱膨張により温度が低下したタービン駆動ガスが後側軸受部に流入したものと推定される。

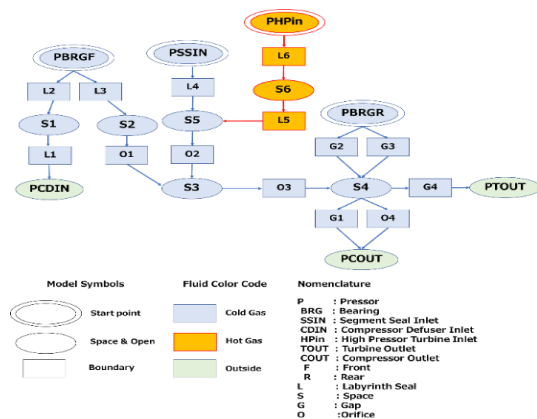


Fig. 5 Overall Internal Flow Network Model

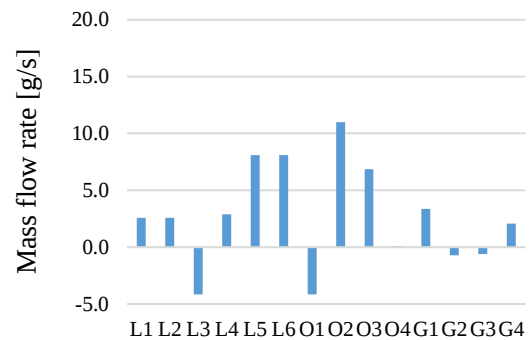


Fig. 6 Mass Flow Rate of Each Node

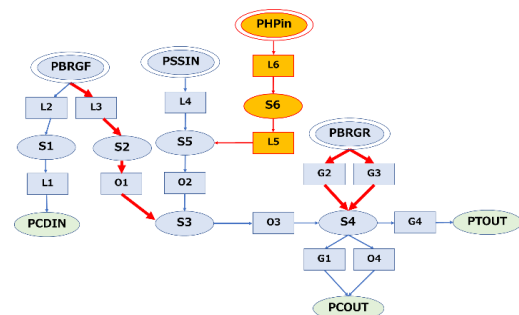


Fig. 7 Flow Paths Between Each Nodes

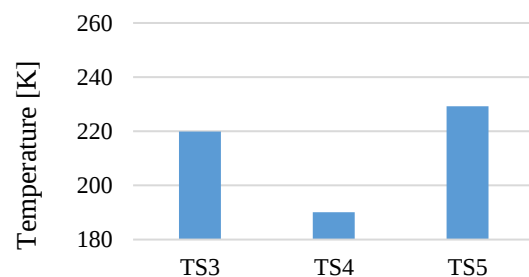


Fig. 8 Temperature of Nodes

5. 内部循環流れにおける逆方向流れの解消

内部フローネットワークを用いて、4 か所発生している逆方向流れを解消するための方策を検討した。実験を実施した時の前側軸受室パージガス圧力は 0.18 MPaA, 後側は 0.15 MPaA である。軸受室圧力を高めることにより、タービン駆動ガスの軸受部への流れ込みが解消できると考えられるため、前側と後側の軸受室パージガス圧力を変化させて解析をおこなった。軸受室パージガス圧力を 0.4 MPaA まで高くした結果、後側軸受部 G1, G2, G3 の流量増加に加えて、前側軸受室 L3 と O1 で発生していた逆方向流れも解消される結果が得られた。一方、軸受室圧力を高

めたことによりセグメントシール部 L4 のパージ機能が働かなくなっている．そこで，シールパージ圧力の内部流れへの影響を調べるために，軸受室圧力を 0.4 MPaA に固定し，シールパージ圧力だけを変化させて解析を行った．シールパージ圧力を 0.3 MPaA から 0.5 MPaA に高めると L3, O1 が減少し，L4, O2 が増加する結果となった．この結果は軸受室圧力を 0.2 MPaA に固定して解析を実施しても同様であった．このことはシールパージ圧力を高めると S3 の圧力が高くなり，前側軸受室との差圧が小さくなることで L3 と O1 の流量が減少したことを意味する．

L4 の逆方向流れを解消するには，シールパージ圧力を増加させることが効果的と考えられるため，シールパージ圧を 0.5 MPaA まで増加させた上で，そのときに内部循環流れ全体が適切な方向の流れになるような軸受室圧力を調べた結果を Fig. 9 に示す．図をみると L3 と O1 はほぼ流れがない状態である．前側軸受室圧力とタービン入口部から漏れ流れによって形成される圧力がバランスしている状態となっているためである．このときの内部温度の解析結果を Fig. 10 に示す．この結果を Fig. 8 と比較すると，各部で温度上昇があることがわかる．常温のパージガス圧力を高めたことにより，パージガスが内部に適切に循環するようになったためである．このことは，タービン入口部から漏れ流れってくる低温ガスの流れを抑制していることを示している．

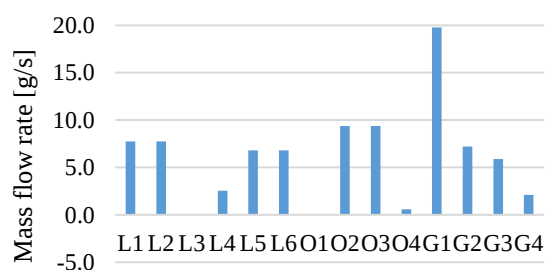


Fig. 9 Mass Flow Rate of Each Node
(PBRGF&PBRGR 0.42 MPaA PSSIN 0.5 MPaA)

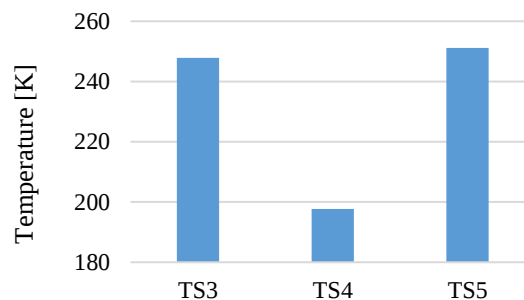


Fig. 10 Temperature of Nodes
(PBRGF&PBRGR 0.42 MPaA PSSIN 0.5 MPaA)

参考文献

- [1] 高澤諒太，向江洋人，湊亮二郎，中田大将，内海政春，小型超音速機用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，2018 年 5 月，東京大学．
- [2] 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，第 78 回ターボ機械協会富山講演会，2017 年 9 月，富山大学．
- [3] 石原眞優，向江洋人，湊亮二郎，中田大将，東野和幸，内海政春，小型超音速機用エンジンの高速回転試験，第 78 回ターボ機械協会富山講演会，2017 年 9 月，富山大学．
- [4] K. Komotori, and Mori, H., Proc. 5th Int. Conf. Fluid Sealing, (1971), E-4.
- [5] 小茂鳥，機論，21-105(1955), pp.377-382.
- [6] K. Komotori, and Mori, H., Proc. 5th Int. Conf. Fluid Sealing, (1971), E-4, pp.45-63.
- [7] 小茂鳥，機論，23-133(1955), pp.627-623.
- [8] 島田行太他，リング付き低圧軸流ファン用直通型ラビリンスシールの特性，東海大学紀要工学部，Vol.42, No.1, 2002, pp.57-62.
- [9] Katherine, V. H. and John, B. and Alok, M.: Numerical prediction of transient axial thrust and internal flows in a rocket engine turbo pump, AIAA, June 1999.

GG-ATR エンジン軸系の振動低減のための検討

○池田 圭佑（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）

橋本 啓吾（航空宇宙総合工学コース 博士前期 1 年）

内海 政春（航空宇宙機システム研究センター 教授）

1. はじめに

本学の航空宇宙機システム研究センターでは、次世代の超音速輸送機の基盤技術の確立および飛行実証を目的として、小型無人超音速実験機の研究開発が進められている。同実験機の推進エンジンには GG-ATR エンジンが搭載される。先行研究の軸振動解析より、GG-ATR エンジンは 1 次、2 次危険速度を乗り越えて作動し、2 次危険速度通過時に後側軸支持部で大きな共振振幅が生じることが判明している。現状、後側軸支持部にはダンパが設置されていないため、ダンパ追加による共振振幅の低減を目指す。また、エンジン分解点検の結果、前側軸支持部に設置されていたハネナイトダンパ(ゴムダンパ)が損傷しており、GG-ATR エンジン環境に耐えられないことが判明した。そのため、前後軸支持部のダンパをあらたに開発する必要がある。今年度はダンパ設計の前段階として、実験計画法(DoE)に基づいて軸振動解析を実施し、GG-ATR エンジンのロータの安定作動に必要なダンパ剛性と減衰を検討、評価したので、その概要について報告する。

2. 解析手法

有限要素法により GG-ATR エンジンの軸系をモデリングおよび離散化し、軸振動解析（複素固有値解析、周波数応答解析）を行った。運動方程式は以下のようにあらわされる。

$$M\ddot{Z} + (C_r + C_m + \omega G)\dot{Z} + (K_r + K_m)Z = F$$

ここで、 M ：質量行列、 Z ：変位ベクトル、 C_r ：軸減衰行列、 C_m ：軸支持部減衰行列、 ω ：回転速度、 G ：ジャイロ行列、 K_r ：軸剛性行列、 K_m ：軸支持部剛性行列、 F ：力ベクトル である。軸振動解析で使用した GG-ATR エンジンの有限要素モデルを図 1 に示す。

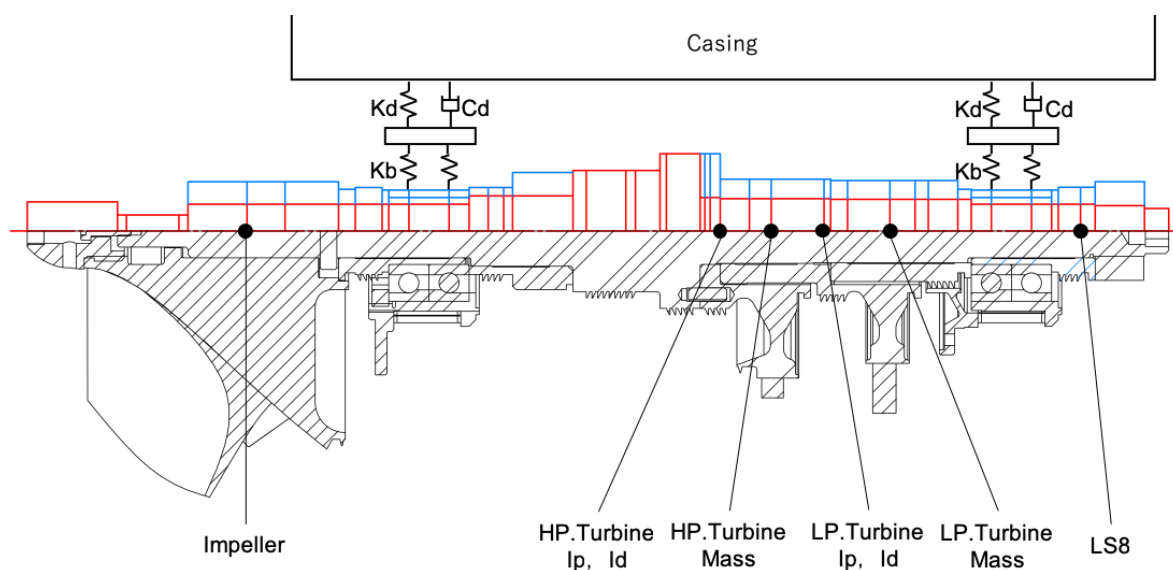


図 1 GG-ATR 有限要素モデルの概観

DoE を利用し、ダンパに必要な剛性，減衰の検討を行うにあたって，制御因子と水準は表 1 のように設定した．因子を L18 直交表($2^1 \times 3^7$)に割り付け，Impeller, HP.Turbine Mass, LP.Turbine Mass 位置の位相 0 deg に 1 gcm の不釣り合い量を付与し，周波数応答解析を行った．先行研究の固有値解析より，1 次モードでは Impeller 側が大きく振れ，2 次モードでは LS8(最後端ラビリンスシール)側が大きく振れることが判明している．そこで，1 次の危険速度，共振振幅を Impeller の周波数応答曲線の 1 次のピークから読み取り，2 次の危険速度，共振振幅を LS8 の周波数応答曲線の 2 次のピークから読み取った．また，周波数応答曲線からピークが読み取れない場合には，キャンベル線図から減衰固有振動数を求め，その振動数における周波数応答曲線の振幅を共振振幅とした．

表 1 制御因子とその水準

因子番号	制御因子	水準 1	水準 2	水準 3
1	-	1	2	-
2	前側軸受剛性 Kbf	75 kN/mm	120 kN/mm	180 kN/mm
3	前側ダンパ剛性 Kdf	12 kN/mm	14 kN/mm	16 kN/mm
4	後側軸受剛性 Kbr	75 kN/mm	120 kN/mm	180 kN/mm
5	後側ダンパ剛性 Kdr	4 kN/mm	6 kN/mm	8 kN/mm
6	前側ダンパ減衰 Cdf	500 Ns/m	1500 Ns/m	2500 Ns/m
7	後側ダンパ減衰 Cdr	500 Ns/m	1500 Ns/m	2500 Ns/m
8	-	1	2	3

3. 解析結果

図 2 (a)~(d)に要因効果図を示す．横軸は制御因子とその水準で，縦軸は水準平均と総平均の差である．要因効果図は，各制御因子の各水準が危険速度，共振振幅に与える影響を示している．要因効果図から水準を選択する際の要件は，エンジン冷走試験の実績から，次のように設定した．

(1) 1 次，2 次共振振幅：80 $\mu\text{mP-P}$ 以下

(2) 1 次危険速度：15000~16000 rpm，2 次危険速度：18000~21000 rpm 程度

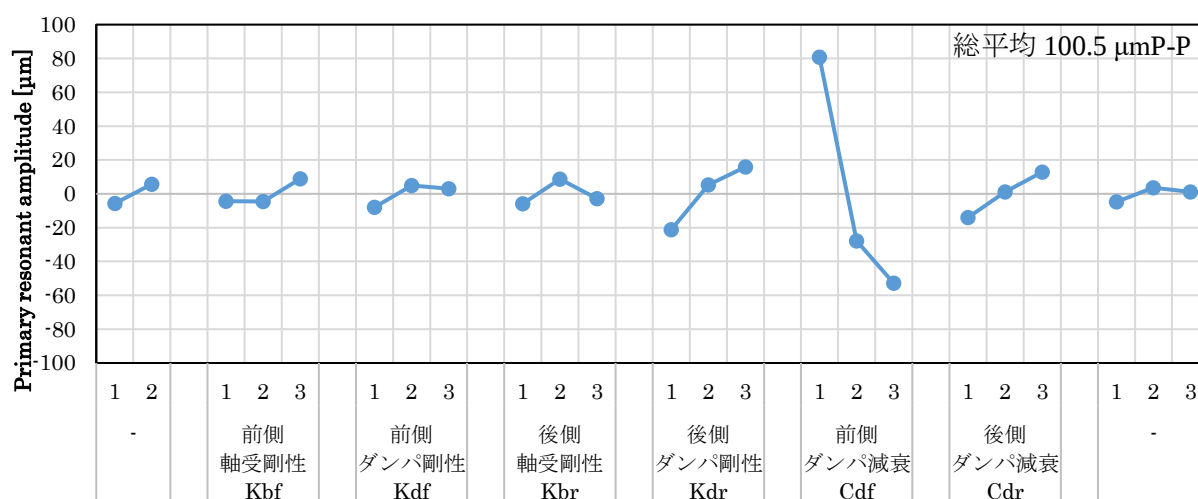


図 2 (a) 1 次共振振幅

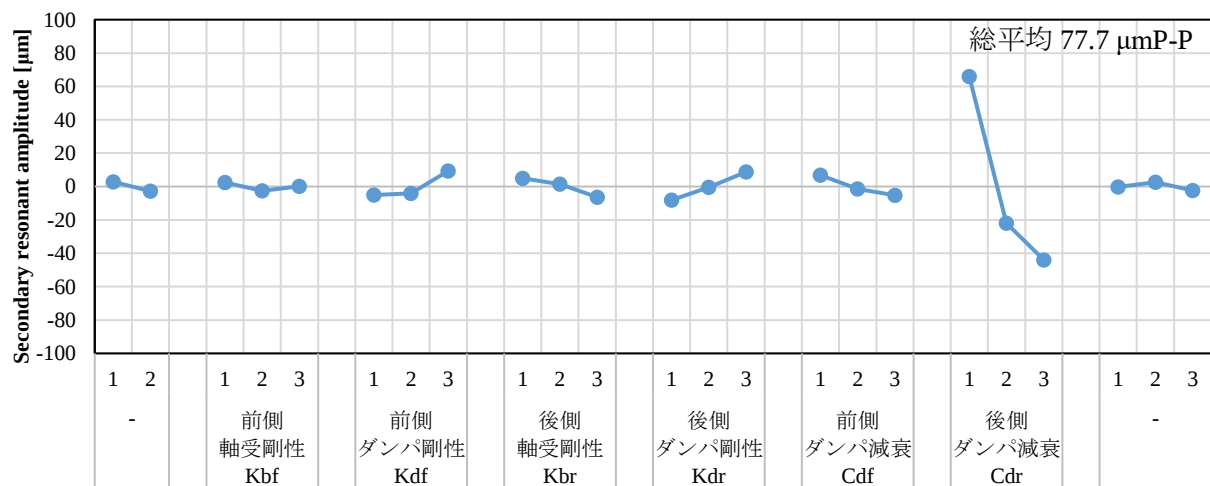


図 2 (b) 2 次共振振幅

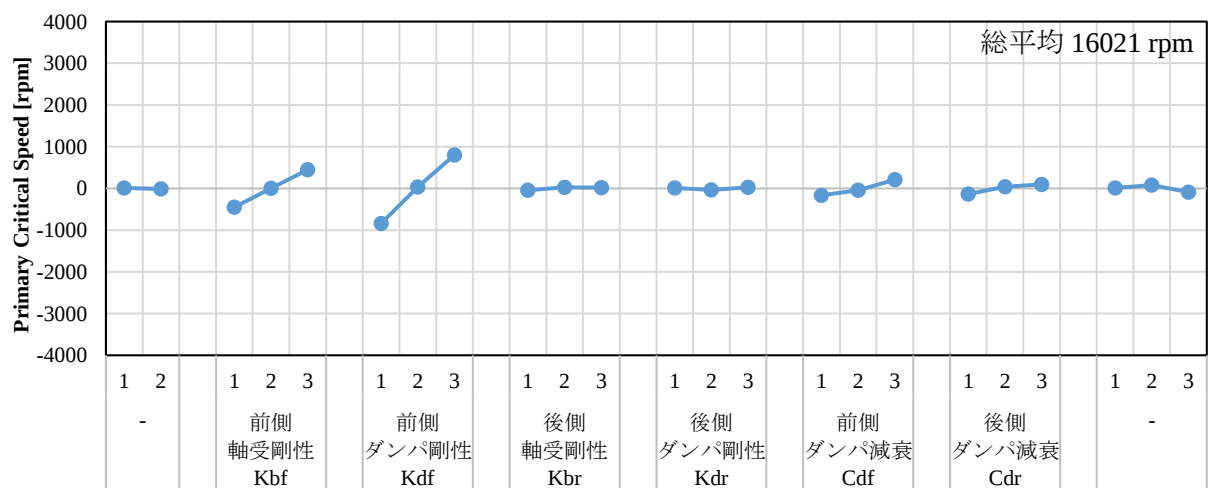


図 2 (c) 1 次危険速度

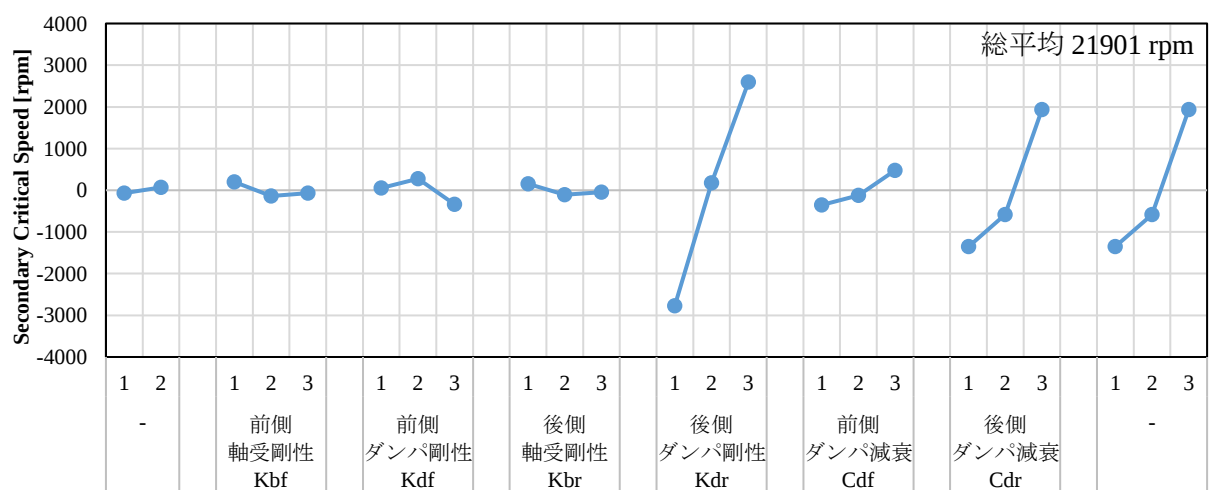


図 2 (d) 2 次危険速度

要因効果図から選択した水準を表 2 に示す．ここで，前側ダンパ減衰 Cdf と後側ダンパ減衰 Cdr は一意に決定することが困難であったため，表 2 に示した 4 つのモデルを再設定し，パラメータ設計を行った．このパラメータ設計では，不釣り合い位相を 0 deg と 180 deg に割り付けて周波数応答解析を行った．

表 2 モデルの選定

No.	前側軸受剛性 Kbf [kN/mm]	前側ダンパ剛性 Kdf [kN/mm]	後側軸受剛性 Kbr [kN/mm]	後側ダンパ剛性 Kdr [kN/mm]	前側ダンパ減衰 Cdf [Ns/m]	後側ダンパ減衰 Cdr [Ns/m]
1	水準 2 120	水準 1 12	水準 3 180	水準 1 4	1500	1500
2					1500	2500
3					2500	1500
4					2500	2500

周波数応答解析の結果，前後軸支持部に追加するダンパの減衰が 1500 Ns/m 以上あれば改修要件を満たすことがわかった．今後は，本検討で得られた結果をもとにダンパの設計を行っていく．

参考文献

- [1] 池田圭佑，GG-ATR エンジン軸系の振動低減に関する基礎的研究，室蘭工業大学平成 30 年度卒業論文，2018
- [2] 航空宇宙機システム研究センター 会議資料，GG-ATR エンジン軸系 改修検討 軸支持部剛性・減衰の水準設定，2018
- [3] 航空宇宙機システム研究センター 会議資料，GG-ATR エンジン軸系 改修検討 軸支持部剛性・減衰の水準設定 詳細検討，2019
- [4] 橋本啓吾，GG-ATR エンジンの軸系モデリングとその挙動に関する研究，室蘭工業大学平成 29 年度卒業論文，2017

GG-ATR エンジン用ガスジェネレータの推進薬供給系の圧損特性

○有松 昂輝（航空宇宙システム工学コース 学部4年）

中田 大将（航空宇宙機システム研究センター 助教）

湊 亮二郎（航空宇宙システム工学ユニット 助教）

吉川 稲穂（航空宇宙総合工学コース 博士前期2年）

八木橋 央光（航空宇宙総合工学コース 博士前期1年）

内海 政春（航空宇宙機システム研究センター 教授）

1. はじめに

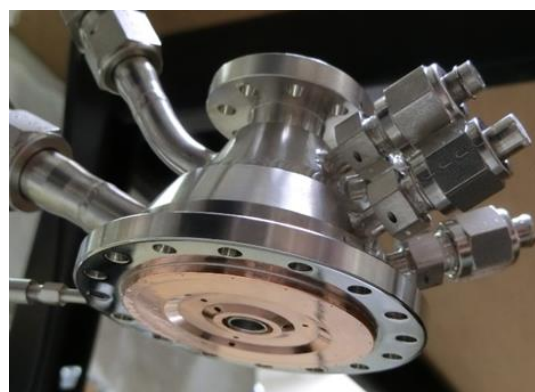
近年、室蘭工業大学においては、航空宇宙機システム研究センターがとりまとめとなり、革新的な航空宇宙輸送基盤技術を飛行実証するためのフライングテストベッドとして、オオワシ2の研究開発が進められている。また、オオワシ2の推進エンジンにはGG-ATRエンジンが搭載されることとなっている。GGは燃料にエタノール、酸化剤に液体酸素(LOX)でタービン駆動ガスを生成する。2018年度までにGGは、白老エンジン試験場にて、単体燃焼試験に必要な推進薬供給特性の把握を行った。本稿では、定格燃焼試験に向けた正確な流量予測のための供給系の圧力損失特性についての報告を行う。

2. GG 緒言

図1にGG-ATRエンジン用GGの概観を示す。また、表1にGGの設計緒言を示す。



(a) GG 用燃焼器



(b) GG 用インジェクタ

図1 ガスジェネレータの概観

表1 GG 設計緒言

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

3. 推進薬流し試験

図 1, 2 に燃料供給系および酸化剤供給系の概観図を示す。推進薬は、ランタンク上流から不活性ガスである窒素をレギュレータにて任意の圧力に調圧して加圧することによってインジェクタから噴射される。この際、配管を通過することにより摩擦や剥離による圧力損失が生じる。よって、表 1 に示した定格流量を狙うためには実験から圧力損失を正確に把握し、モデル化を行い、流量予測を行う必要がある。

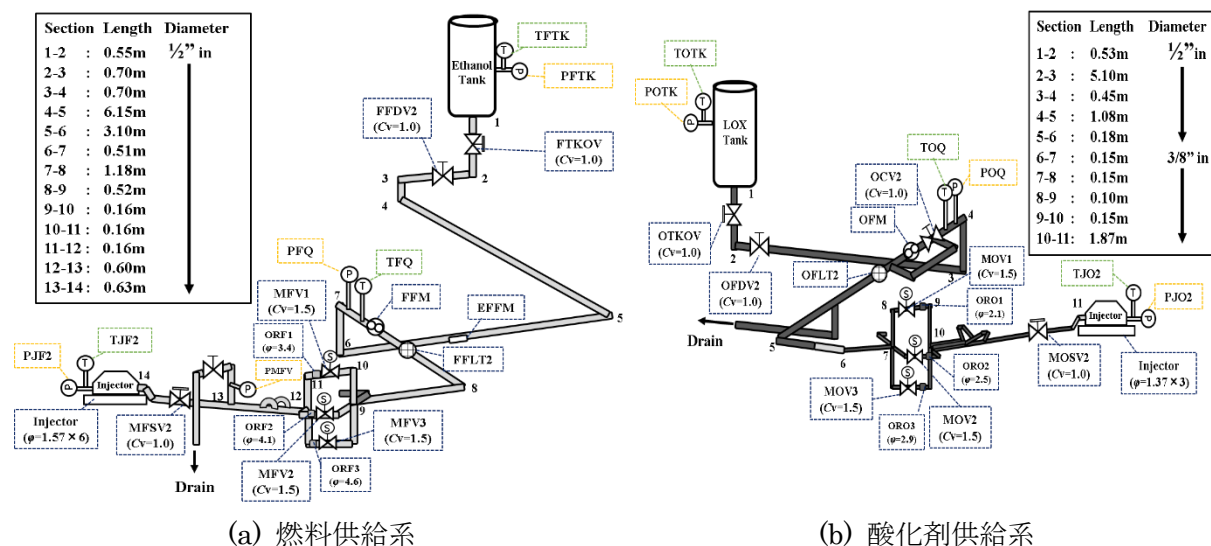


図 2 推進薬供給系の概観図

3-1. エタノール流し試験

図 2 (a) に示す燃料供給系にて行ったエタノール流し試験から得られた試験結果を表 2 に示す。

表 2 エタノール流し試験

項目	試験番号			
	FLOW33	FLOW35	FLOW36	FLOW37
バルブ開度	MFV1, 2, 3 開	MFV1 開	MFV2 開	MFV3 開
PFTK [MPaA]	1.05	1.09	1.05	1.03
PFQ [MPaA]	0.717	0.888	0.804	0.758
PMFV [MPaA]	0.587	0.336	0.417	0.463
PJF2 [MPaA]	0.555	0.350	0.430	0.469
$\dot{m}$ [kg/s]	0.246	0.189	0.211	0.221

3-2. LOX 流し試験

図 2 (b) に示す酸化剤供給系にて行った LOX 流し試験から得られた試験結果を表 3 に示す。

表 3 LOX 流し試験

項目	試験番号			
	FLOW28	FLOW29	FLOW30	FLOW31
バルブ開度	MOV1, 2, 3 開	MOV1 開	MOV2 開	MOV3 開
POTK [MPaA]	2.58	2.58	2.58	2.59
POQ [MPaA]	2.47	2.51	2.49	2.49
PJO2 [MPaA]	2.14	1.52	1.75	1.79
$\dot{m}$ [kg/s]	0.169	0.128	0.144	0.146

また、タンク加圧圧力を変化させて実施した LOX 流し試験にて得られた結果を図 3 に示す。

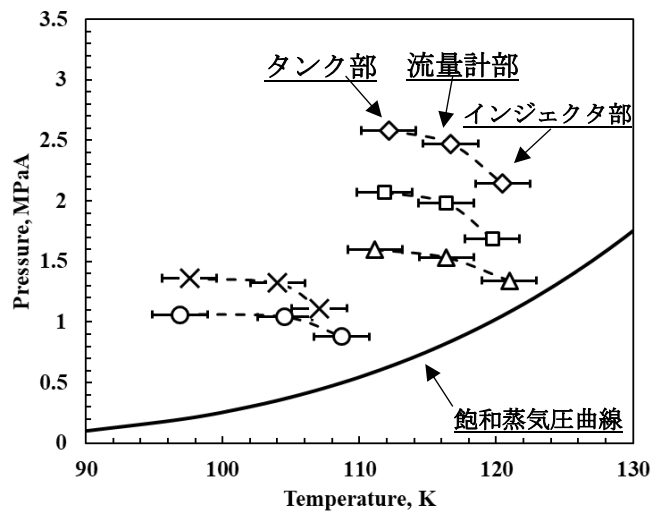


図 3 様々な加圧圧力にて実施した LOX 流し試験結果

図 3 において、いずれの試験においてもタンク部からインジェクタ部にかけて圧力損失および系外からの入熱による温度上昇があることがわかる。

4. 圧力損失計算

圧力損失解析に用いる式を式(1)～(3)にそれぞれ示す。

$$\Delta p_l = \lambda_{GG} \frac{l}{d} \frac{\rho v^2}{2} \quad (\text{配管および継手}) \quad (1)$$

$$\Delta p_r = \zeta_{GG} \frac{\rho v^2}{2} \quad (\text{急拡大・急縮小管, ベンド}) \quad (2)$$

$$\Delta p_v = \frac{1}{\left(\frac{C_v}{0.366 Q_L} \right)^2} \cdot G_L \quad (\text{バルブ}) \quad (3)$$

上記に示した式を用いて配管系統を配管、ベンド、流量計、オリフィスなどに細かく分割して構築したモデルに適用し、実験値との比較を行うことでモデルの妥当性を評価する。

図 4, 5 に FLOW33(エタノール)および FLOW28(LOX)実験値と解析結果の比較のみを示す。

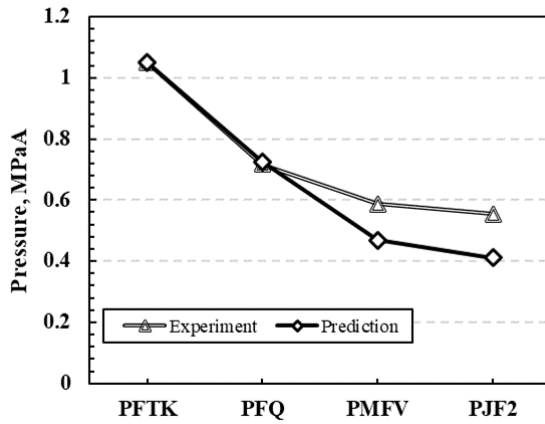


図 4 エタノール供給系解析結果

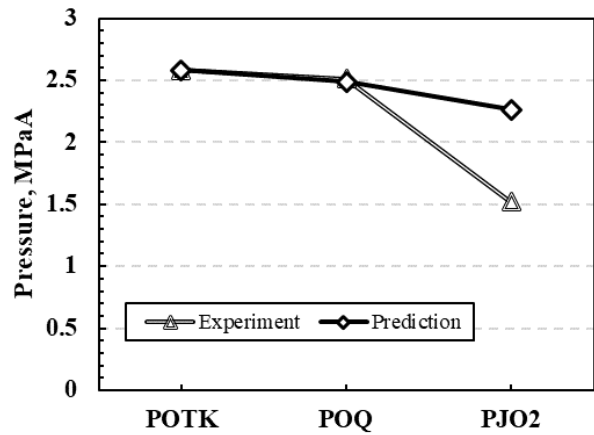


図 5 LOX 供給系解析結果

これらの解析において、PFQ-PMFV 間にあるオリフィスの Cd 値は、0.8~0.9 の範囲で計算している。また、図 4 に示した解析結果より、PFTK-PFQ 間で実験値と解析値は概ね一致しているといえる。さらに、MFV1~3 全開にして実施した流し試験における管路抵抗(レジスタンス)は、MFV をそれぞれ一つずつ開けた場合に比べて小さくなる。そこで、MFV やオリフィスのある流路のレジスタンスを合成し、そこからライン圧損を計算した。この計算にて用いたレジスタンスの定義式および合成レジスタンスの式を式(4)、(5)に示す。

$$R = \frac{\rho \Delta p}{\dot{m}^2} \quad (4)$$

$$\frac{1}{R_s} = \frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} + \dots + \frac{1}{R_n} \quad (5)$$

また、LOX 供給系の圧損解析において、POTK-POQ, POQ-PJO2 間の温度変化は、それぞれの区間で入熱量を線形補間し、均一に温度変化が起きると仮定して算出した。なお、線形補間は、POTK-POQ 間、POQ-PJO2 間の分割要素の個数でこれらの区間で生じる温度差を割って、均一に入熱があるものとした。

図 4, 5 に示した解析結果より、PFTK-PFQ 間および POTK-POQ 間において実験値と解析値は概ね一致しているといえる。また、LOX 側でのオリフィスの Cd 値は 0.6 としているが、エタノール側と同様に POQ-PJO2 間にて誤差が大きくなっていることがわかる。この理由として、オリフィスの Cd 値を過大評価していることが考えられる。また、MOV 近傍の複雑な管路系にて大きな圧力損失が生じ、LOX が液相のまま供給されずに、局所的に気液二相流として供給されていることも一因であると考えられる。

エタノール供給系および LOX 供給系ともに圧力計の計測誤差による影響は無視できるほど小さく、誤差範囲を考慮しても下流側では実験値と解析値の開きが大きくなっている。よって、この値の開きを小さくしていくことが今後の課題である。

参考文献

- (1) 有松昂輝, GG-ATR エンジン用ガスジェネレータの推進薬供給系の圧損特性に関する研究, 卒業研究論文, (2018).
- (2) 八木橋央光, GG-ATR エンジン搭載用ガスジェネレータの推進剤供給系に関する研究, 卒業研究論文, (2017).
- (3) 日本機械学会, 技術資料 管路・ダクトの流体抵抗, (1979)
- (4) 棚次亘弘他, 液水/液酸ターボポンプ用ガスジェネレータの研究開発, 東京大学 宇宙航空研究所報告, (1980)
- (5) 橋本亮平他, 液体ロケットエンジン用液酸・ケロシンガス発生器の実験, 航空宇宙技術研究所報告 NAL-TR642, (1980)
- (6) 森下海怜他, 分岐管を用いたフィルムクーリング型水素点火器の性能評価, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 3H11, 2017.10 新潟市
- (7) 鈴木弘一, ロケットエンジン, P.55, (2011)

高速走行軌道実験設備

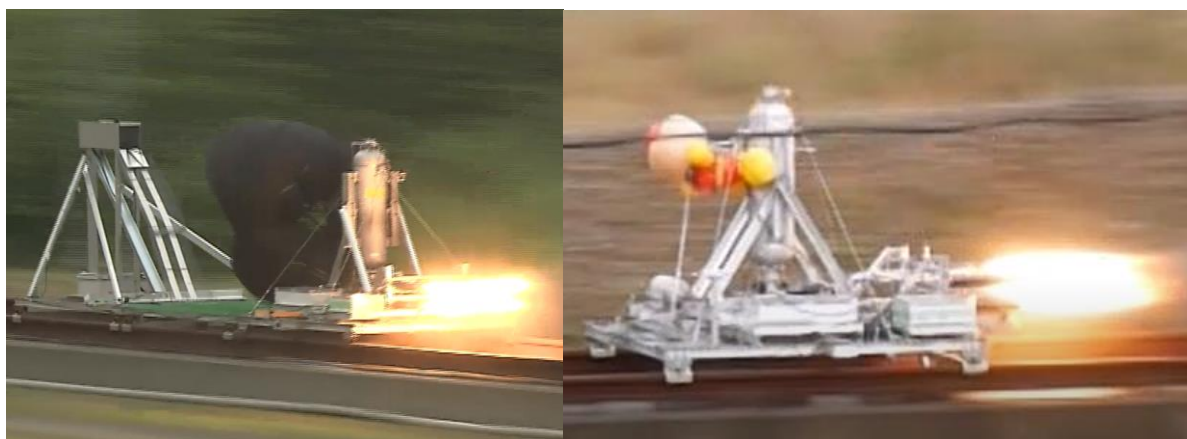
○渡部 晃広（航空宇宙総合工学コース 博士前期1年）

中田 大将（航空宇宙機システム研究センター 助教）

内海 政春（航空宇宙機システム研究センター 教授）

1. はじめに

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターでは地上で高速度・高加速度環境を実現し、各種実証研究を実施出来る「高速走行軌道実験設備」の基盤研究を進めている[1-3]。高速走行軌道実験設備（通称ロケットスレッド）とはレール上に置かれた台車（スレッド）に供試体を乗せ、ロケットによって推進力を得て地上滑走させる装置である。今年度は昨年度に引き続きオオワシ用ドラッグシュートの開傘試験（図1左）を二度行い、一般公開としてスレッド1台での走行試験（図1右）も実施した。



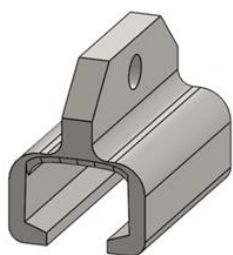
(a) ドラッグシュート開傘試験

(b) 小中学生向け一般公開走行試験

図1 走行試験

2. マルチボディダイナミクス（MBD）による摩擦挙動解析

ロケットスレッドは走行中に脱線や離陸をしないようにスリッパと呼ばれるしゅう動部材でレールに保持されている。図2にスリッパの外観図及び図面を示す。しかし、レールとスリッパ間での摩擦力は走行状態によって時々刻々と変化し、その特性は未だ解明されていない。



(a) 外観図



(b) 正面図面および接触径

図2 スリッパ概要

そこで，マルチボディダイナミクス（MBD）による剛体の相互作用をモデル化しシミュレーションを行うことにより，接触部での摩擦挙動を解明することを目的とする．マルチボディダイナミクスとは，様々な拘束条件下における複数の剛体の動力学や運動学を解く力学である．

しゅう動部の動的挙動の解析ソルバーには，MSC ソフトウェア社の機構解析ソフトウェア Adams を使用する．図 3 に MBD によるシミュレーションで用いるアセンブリモデルを示す．

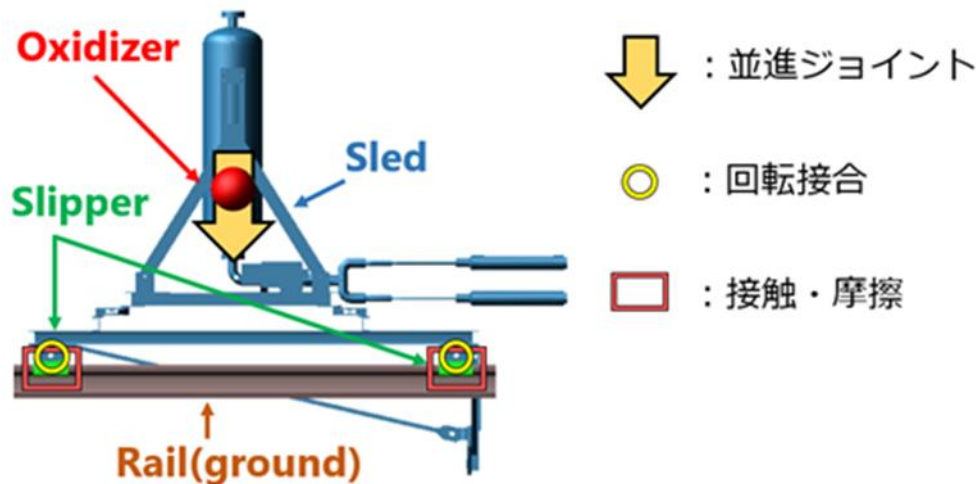


図 3 剛体モデル

ロケットスレッドは多数のパーツで構成されているが，完全拘束されているものに関しては一つのパーツとしてモデル化した．スレッド，酸化剤（ N_2O ），スリッパ（4 か所），レールの 4 種類でモデリングを行った．スレッドとスリッパは回転接合，スリッパとレールでは法線力を定義する接触と接線力を定義する摩擦を定義した．式(1)に接触モデルの Impact 関数，式(2)に摩擦モデルを示す．

$$F_{Impact} = K\delta^e - C\dot{\delta} \quad \dots (1)$$

$$F_{coulomb} = \mu F_{Impact} \quad \dots (2)$$

Where

K : 接触剛性 [N/mm ^{3/2}]	C : 減衰係数 [Ns/mm]
δ : 貫入量 [mm]	μ : 摩擦係数 [-]
e : 剛性指数 [-]	

これらの拘束条件のほかに外力モデルとして，推力・空気抵抗・水制動力をモデル化している．推力モデルは推力計測をおこなっている非走行時の燃焼試験結果を用いてモデル化する．本検討では燃焼器 6 本のクラスタリング時の推力をノズルスロート部に設定する．空気抵抗のモデルは，走行中の速度を変数とする関数を定義している．水制動とは，2 本のレール間に敷設した水路に水を溜め，制動板が水路に突入した際の抵抗反力を利用して減速するものであ

る．水路の液面高さは図4のように減速過渡中の速度を勘案して階段状に設定している．そのため，水制動力も空気抵抗と同様に，速度を変数とする関数を定義している．

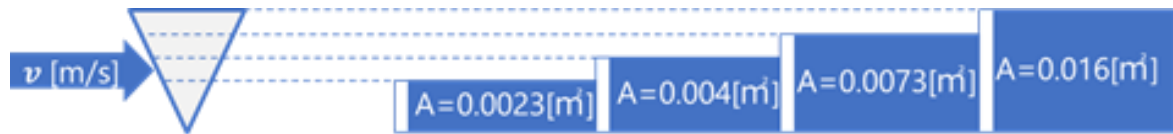


図4 水制動液面高さに対する制動板取水面積

また，ロケットスレッドは走行中に推進剤を消費するため，酸化剤である亜酸化窒素と燃焼器材料であるグレインの重量変化が生じる．グレインの消費重量は酸化剤の消費量に比べて僅少なため無視し，酸化剤の重量変化をモデリングする．重心位置は酸化剤のアセンブリモデルに並進ジョイントを設定し，強制変位で移動させる．重量変化については，実際にモデルの重量を変化させるのではなく，重力加速度方向とは逆方向に消費重量分の外力を設定している．

3. 解析結果・考察

図5，6に走行試験結果とMBDシミュレーション結果の加速度・速度履歴を示す．これらの結果よりMBD解析に用いたモデルや設定パラメータの妥当性が確認され，スリッパの接触部に発生する接触力を推定することができた．

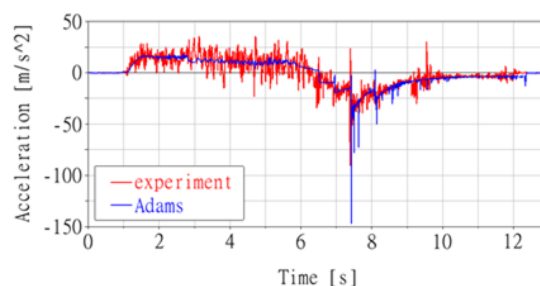


図5 走行中の加速度履歴

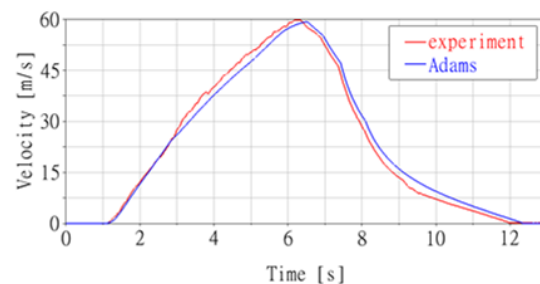


図6 走行中の速度履歴

次に，ロケットモーターを用いず，車による低速牽引試験で取得したスレッドのストライベック曲線を図7に示す．また，図8には左側スリッパの接触位置における軸受け特性数の時間履歴を示す．凡例は左側スリッパのそれぞれの接触位置を示している．

軸受け特性数は以下に示す式で示される．

$$G = \frac{\eta v}{w \cdot 2b} \quad \dots (3)$$

η : 潤滑剤粘度

w : 接触荷重

v : 摺動速度

b : 接触半幅

図7に示す実験結果から，軸受け特性数 1×10^{-9} を潤滑状態の境目とする．そこで図8に潤滑状態の境界を描くことで，走行中の接触位置の潤滑状態を把握することができた．

また、現行スリッパでは降雨による湿潤状態のとき、潤滑面は加速中に一部混合潤滑にあることがわかった。また、水ブレーキの作動時は、前回りのモーメントが発生するため後側のスリッパの接触力が低下し、レールとスリッパがいったん離れる状態になることが示唆された。スレッドの速度が低下したあと、前側と後側の接触力が逆位相で変動する様子が観測されたが、接触力の平均値としてみれば乾燥状態と同様の境界潤滑状態であることがわかった。

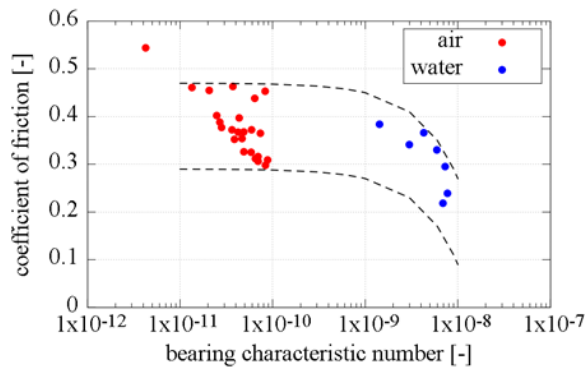


図7 ストライベック曲線

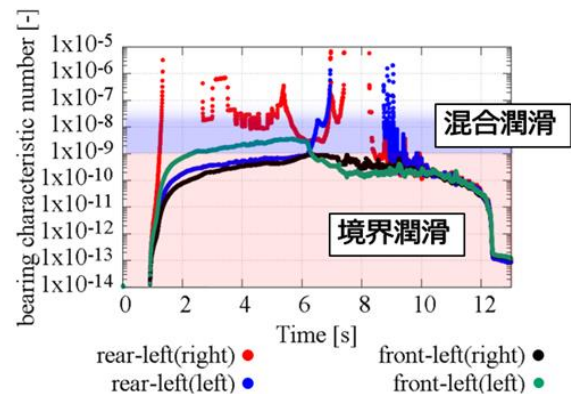


図8 走行中の軸受け特性数履歴

参考文献

- [1] D. Nakata, A. Kozu, S. Yajima, N. Nishine, K. Higashino and N. Tanatsugu, “Predicted and Experimented Acceleration Profile of the Rocket Sled,” Transactions of the Japan Society for Aeronautics and Space Sciences Aerospace Technology Japan, Vol. 10, No. ists28, 2012, pp. Ta_1-Ta_5.
- [2] D. Nakata, K. Nishine, K. Tateoke, K. Higashino, N. Tanatsugu, “Aerodynamic Measurement on the High Speed Test Track,” Transactions of the Japan Society for Aeronautics and Space Sciences Aerospace Technology Japan, Vol.12, No. ists29, 2014, pp. Tg 5-Tg 10.
- [3] D. Nakata, N. Tanatsugu, K. Higashino, K. Higuchi, T. Tsuchiya T. Himeno, “Rocket Sled Track Facility as a Test Platform and a Launch Assist of Space Planes” Ground Based Space Facility Symposium, Jun. 2013, Paris.

○佐藤 侑也（航空宇宙総合工学コース 博士前期 1 年）

石川 航（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）

今井 良二（航空宇宙システム工学ユニット 教授）

中田 大将（航空宇宙機システム研究センター 助教）

内海 政春（航空宇宙機システム研究センター 教授）

1. はじめに

小型無人超音速実験機オオワシⅡの推進剤供給システム開発の一環として、昨年度までに(1)高速軌道を利用した高加速度環境下サブスケールタンク内スロッシング特性試験、(2)タンク製造方法の検討、(3)バイオエタノールタンクの実寸大モデルによる液体排出特性の計測、可視化、(4)バイオエタノールタンクの液排出特性の解析、検証実験[1]、(5) LOX タンクにおける液排出時の熱流動解析を実施した[2]。本年度はこれに引き続き、バイオエタノールタンク用推薬捕捉機構の試作、検証試験および LOX タンクにおける液排出時の熱流動解析を実施した。

2. 内容

2-1. バイオエタノールタンク用推薬補足機構の試作、検証試験

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

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

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

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

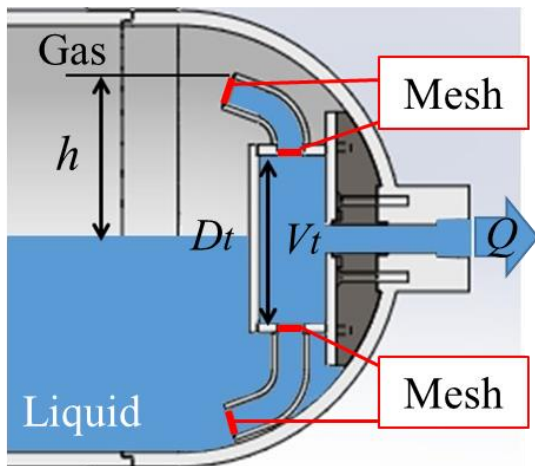


図1 内部デバイスの構造

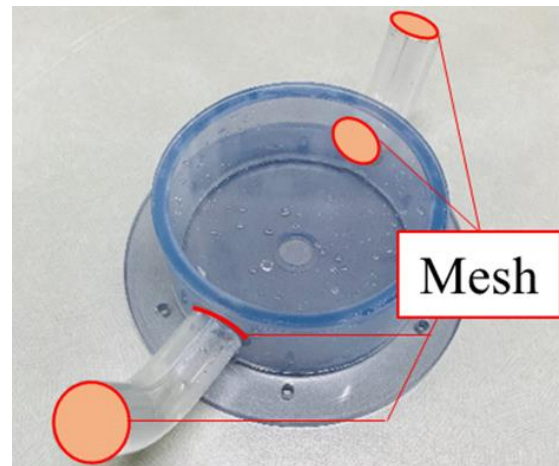


図2 試作内部デバイス

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

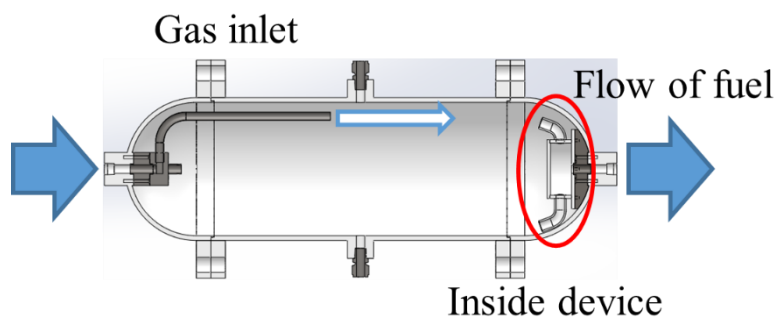


図3 可視化用模擬タンク

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

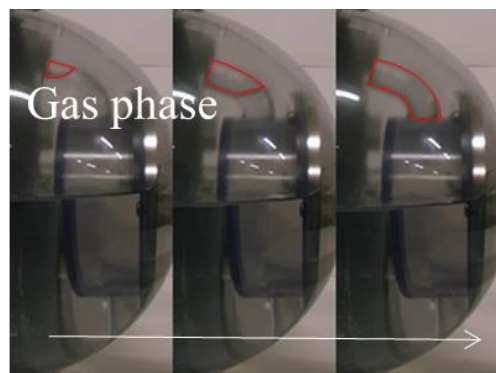


図4 内部デバイス内気相

2-2. LOXタンク内熱流動挙動解析

オオワシ2号機実フライト時の加速度の時間変化を考慮した場合の、タンク内熱流動挙動を数値解析により求めた。本解析では気液とタンク壁面の熱交換による影響を確認するため、タンク固体壁を考慮する条件と考慮しない条件で解析を実施した。なお、タンク固体壁はあらかじめ十分に予冷されているものとする。機体に作用する加速度の時間変化及び飛行経路を図5に示す。また、図6に解析で得られたタンク内部温度分布を示す。図6より温度分布に関しては固体壁を考慮しない場合に比べ固体壁を考慮する場合はタンク壁面周辺の気相領域がタンク壁面に冷却されるため温度が低いことがわかる。なお、本解析結果の検証にあたっては、液体窒素等の極低温液体を用いた検証試験が必要である。本検証試験は、次年度以降実施する予定である。

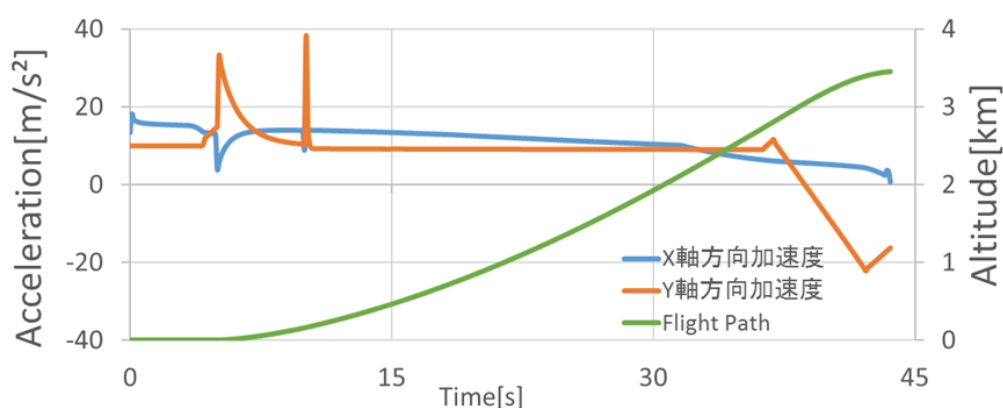


図5 実機相当の飛行加速度及び飛行経路

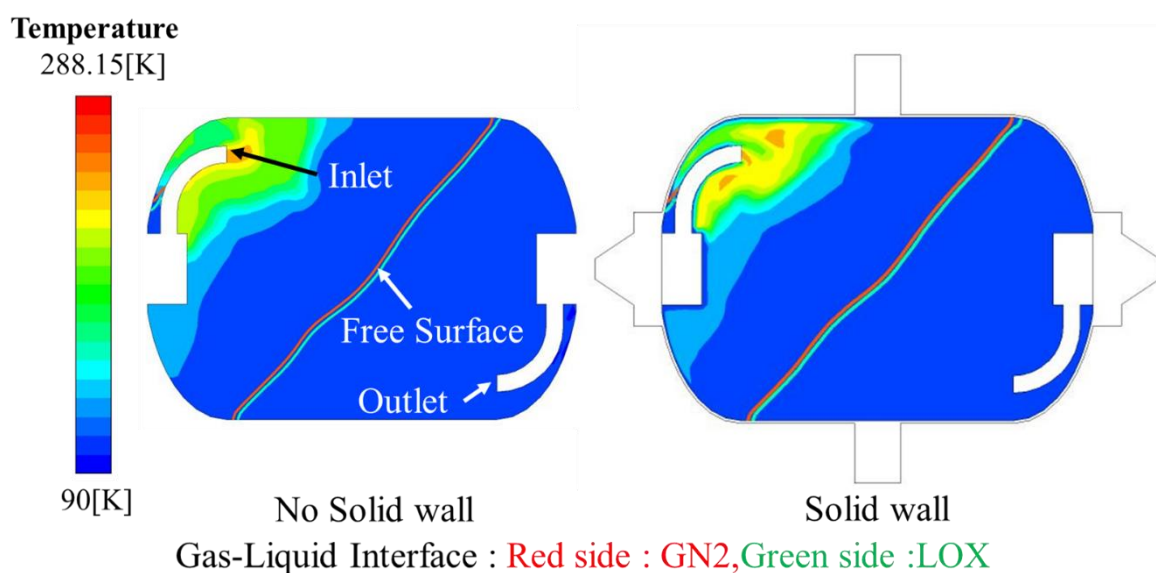


図6 タンク内温度分布（推葉排出後20s）

2-3. 液体窒素を用いた検証試験装置の試作

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

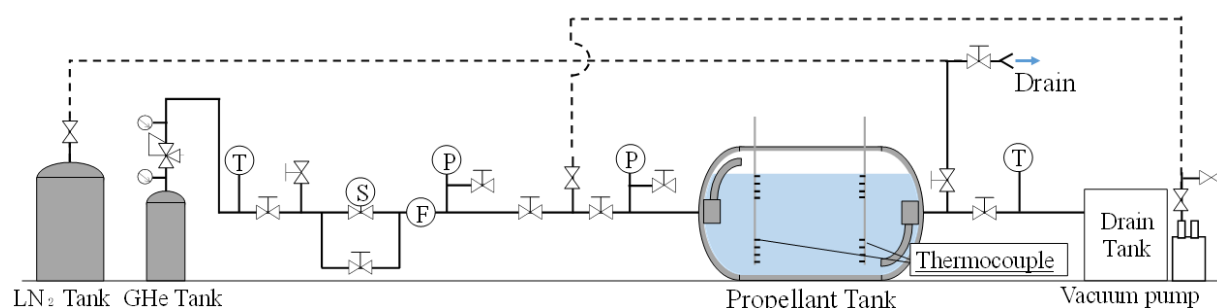


図7 試験装置系統図

参考文献

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

○飯島 明日香（航空宇宙総合工学コース 博士後期3年）

今井 良二（航空宇宙システム工学ユニット 教授）

中田 大将（航空宇宙機システム研究センター 助教）

1. はじめに

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

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

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

そこで本研究では、臨界圧力以上の高圧のエタノールを対象として、熱分解特性について明らかにするため、エタノール加熱流通実験装置の製作を行った。

2. 超臨界エタノール熱分解特性計測実験装置の製作

2-1. 装置概要

製作した実験装置の系統図を図1に示す。本装置は、温度上限が900 K、圧力上限が10 MPaとなっている。エタノールの臨界温度が514 K、臨界圧力は6.14 MPaであるので、超臨界流体のエタノールを流通させることが可能である。ポンプを用いて供試流体であるエタノールを昇圧し、装置内を流通させる。ニードルバルブ（V2, V3）の開度を調整し、装置内圧力を一定に保たせる。電気炉にて目標温度まで昇温し、冷却ののちサンプリングポートより反応後供試流体を採取し、ガスクロマトグラフィーを用いて成分分析を行う。

実験装置の写真を図2, 3に示す。図2がポンプ・電気炉コントローラー、図3が供試流体のメイン流通部である。

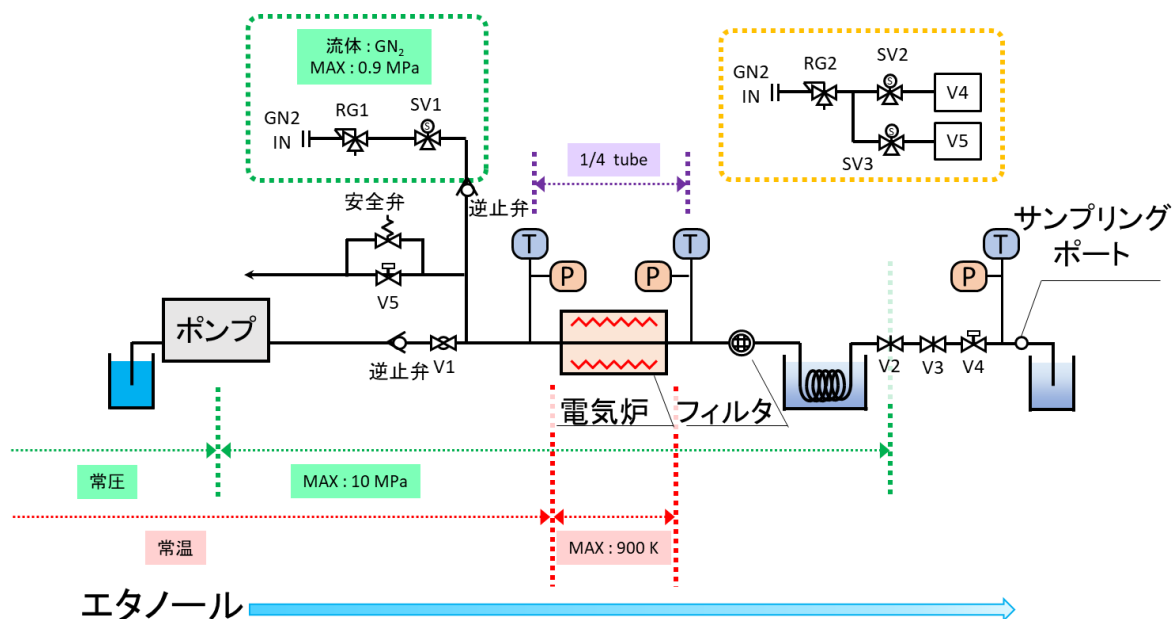


図1 実験装置系統図



図2 実験装置（コントローラー類）

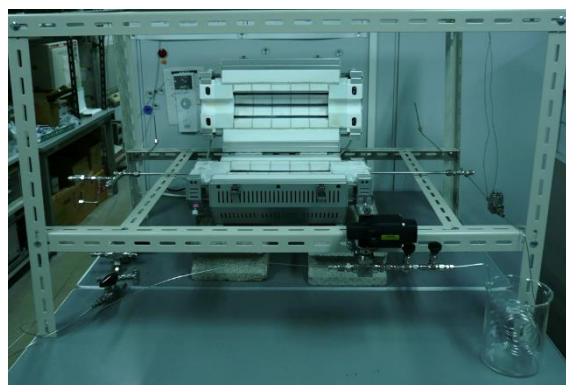


図3 実験装置（メインライン）

2-2. 超臨界エタノール熱分解特性計測試験結果

製作した装置の性能の確認と実験手順の確立のため、ポンプ設定圧力を 7 MPa 定圧圧送モード、電気炉設定温度を 900 K としてエタノールを流通させる実験を実施した。実験を行う際は、まず供試流体であるエタノールをポンプで昇圧し流通させ、目標圧力に達したのち電気炉の設定温度を徐々に昇温し加熱を行った。

実験時の温度・圧力推移を図4に、電気炉の設定温度が 900 K に到達してからの温度・圧力推移を図5に示す。図4より、エタノール液温が臨界温度に到達した付近から、圧力・温度の脈動が激しくなっている。温度の脈動は圧力の脈動に依存しており、圧力の脈動は定圧圧送モードに設定したポンプの制御が不安定だったことに起因する。この対策として、ポンプを定流量モードに設定し、流量は圧力を確認しながらマニュアルで設定することを検討している。図5より、電気炉の設定温度が目標の 900 K に到達してからは、温度・圧力ともに臨界点以上で流通させることができ、超臨界流体のエタノールの流通に成功した。

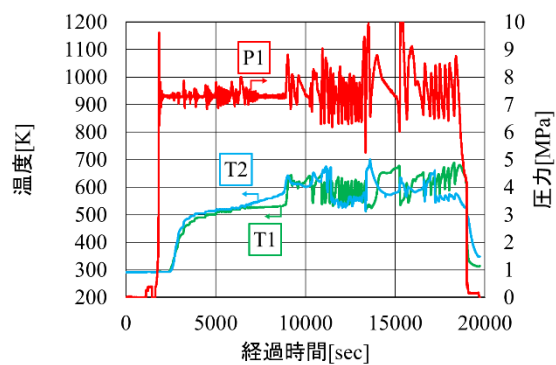


図4 温度・圧力推移

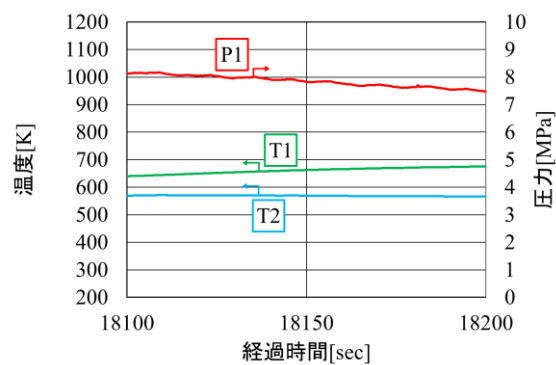


図5 温度・圧力推移 (900 K)

3. まとめ

超臨界流体のエタノールの熱分解特性を把握するための実験装置の製作を実施した。試運転の結果、実験手順の改良は必要ではあるが、エタノールを超臨界流体の状態で流通させることに成功した。

今後の方針として、圧力を安定して流通可能にしたのち、温度・圧力をパラメータとして反応後供試流体の成分分析を実施し、超臨界流体のエタノールの熱分解特性を明らかにしていく。

GG-ATR エンジン用エアインテーク風洞試験

○湊 亮二郎（航空宇宙システム工学ユニット 助教）

山口 凱（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開発が進められている小型無人超音速機オオワシ II 号機には、ガスジェネレータサイクル・エアターボラムジェット（Gas Generator Cycle Air Turbo Ramjet, GG-ATR）エンジンを搭載することが考えられており、このエンジンには超音速エアインテークが取り付けられる。オオワシ II の超音速飛行実現には、遷音速域での機体の外部抗力の低減と、安定したエンジン性能が重要となる。超音速インテークはその両性能に係る重要要素である。そのため本研究では機体の抗力低減を目的にオオワシ II のインテークにダイバータレスインテークを検討する。ダイバータレス化によって抗力低減効果が期待できるが、境界層の流入と剥離によりインテーク性能の低下が見込まれる。そこで、遷音速域での空力性能とインテーク性能を実験的に評価する事で、ダイバータレスインテークの特性を明らかにする事を目的として、その空力性能を JAXA/ISAS の超音速・遷音速風洞における風洞試験で計測し、更に CFD による空力性能評価を行った。

2. JAXA/ISAS 高速気流総合試験設備における風洞試験

風洞試験は、JAXA/ISAS 高速気流総合試験設備にて行った。風洞供試体は、実機 4 分の 1 スケールである。2018 年度は内部流動評価を行ったが、その時の風洞供試体を図 1 に示す。

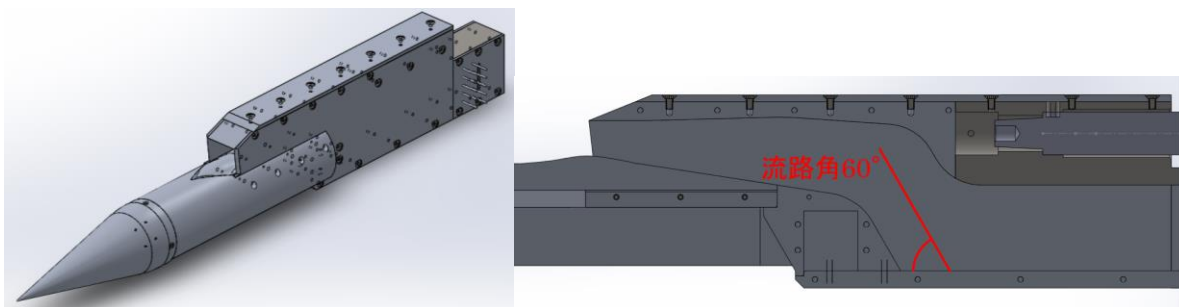


図 1 内部流動評価用ダイバータレスエアインテーク模型

インテークダクト内部は先行研究のダイバータ付きインテークのインテーク・ダクトの形状を基にインテーク・ダクトを設計した。流路形状は拡大流路となっており、亜音速でダクト内部を流れる気流を減速させ、静圧を上昇させるようになっている。

図 2 に内部流動性能の試験で設計した 2 種類のダイバータレスインテークのランプ形状を示す。ダイバータレスインテークではランプ側にコブ状の形状を設けて、機体表面に発達した境界層をエンジンに直接流入しないようにしている。本研究では、2 種類のランプ形状を試験し、空力性能の変化について、試験・評価を行った。

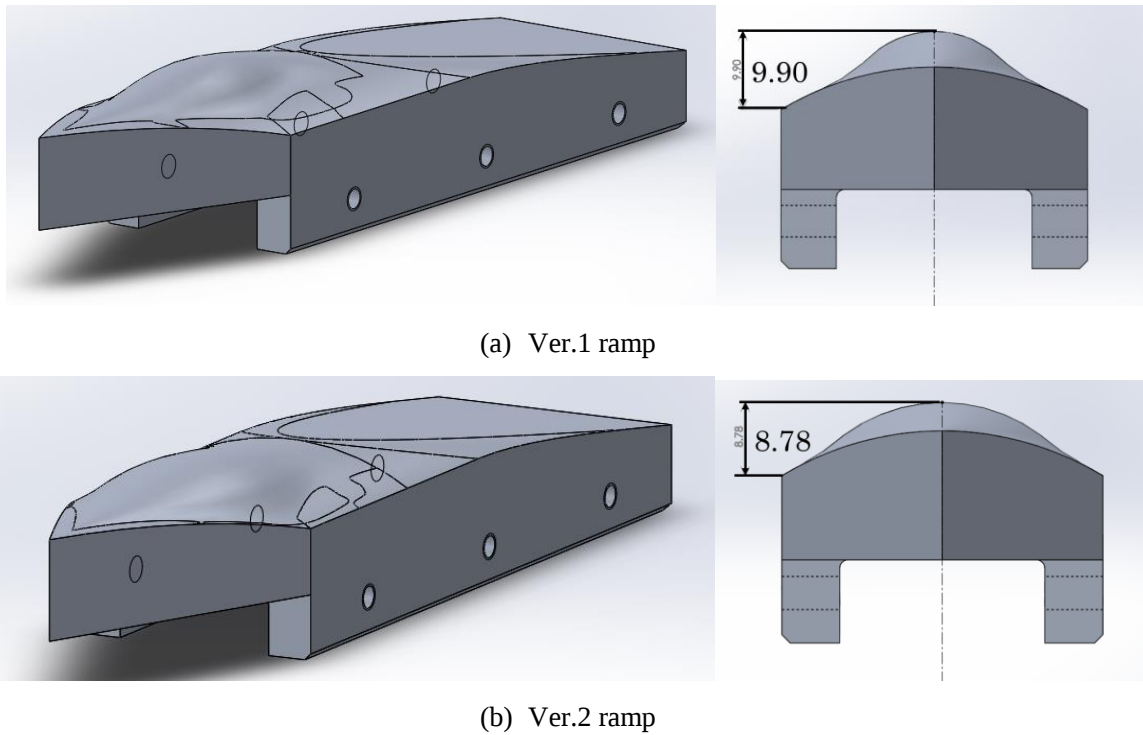


図2 ダイバータレスインテーク用ランプ形状

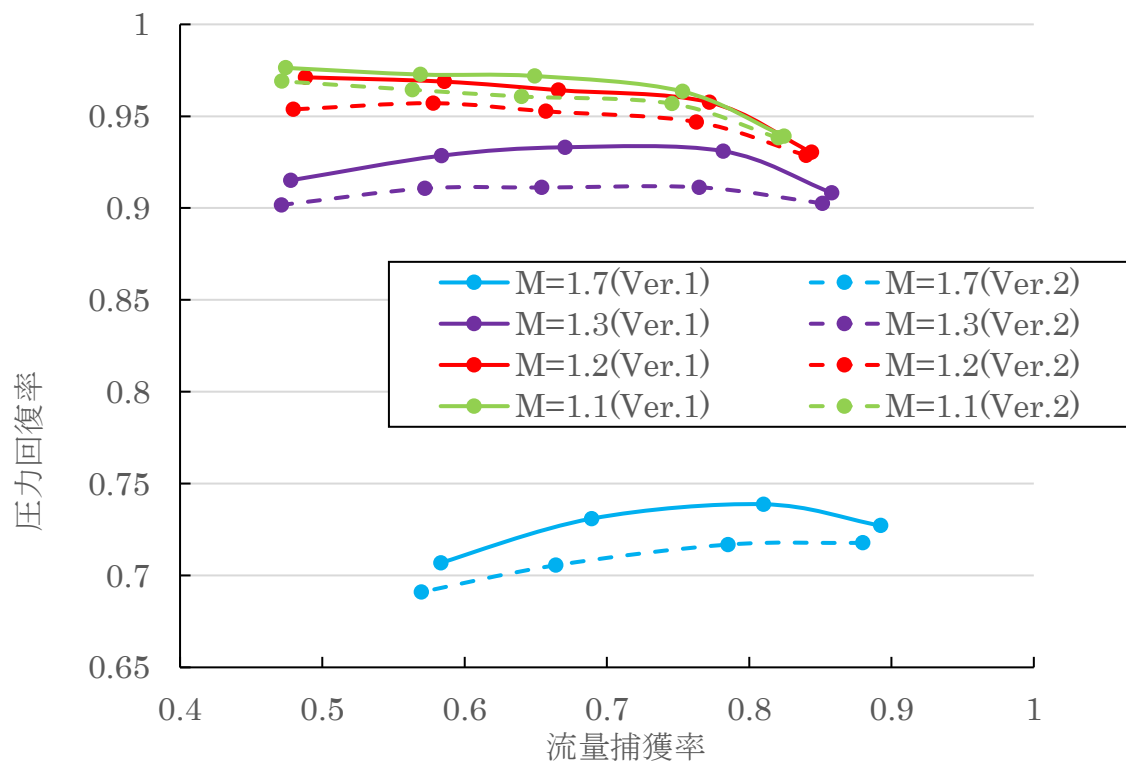


図3 風洞試験によるダイバータレスエアインテークの空力性能

これらの風洞模型について風洞試験を行った結果を図3に示す。この図は横軸に流量捕獲率，縦軸に圧力回復率を示したものである。これらの結果からダイバータレスインテークでは，マッ

マッハ 1.3 以下の遷音速では割と良好な空力性能を示したが、マッハ 1.7 の超音速条件になると圧力回復率が大きく低下することが分かった。また図 4 に風洞試験で得られたシュリーレン画像を示しておく。

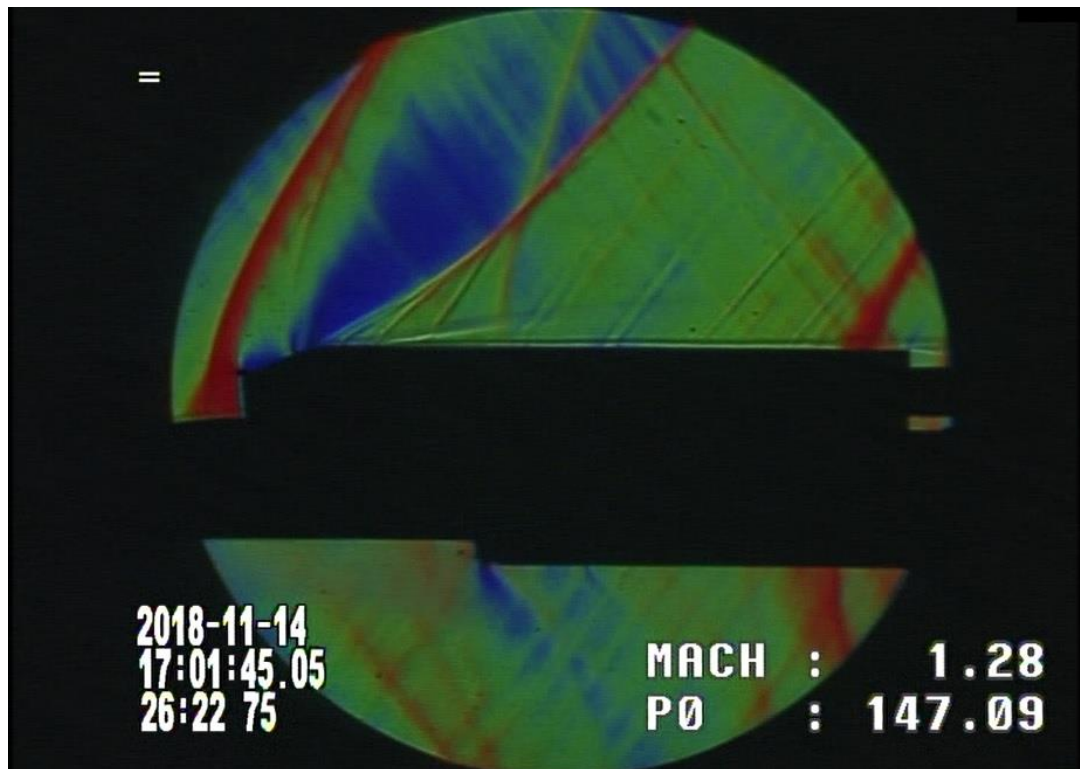
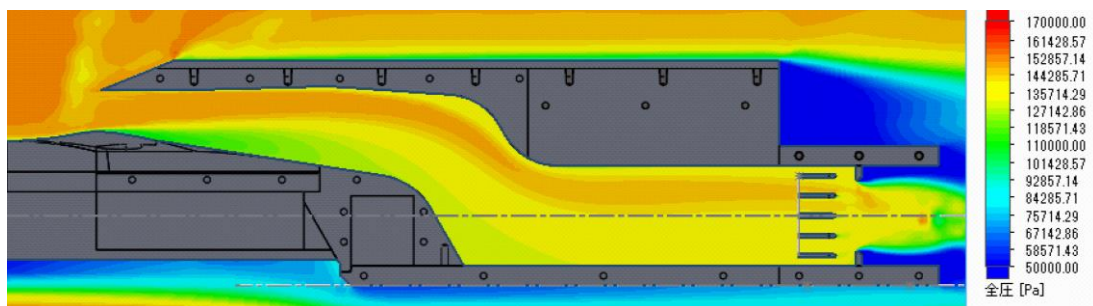
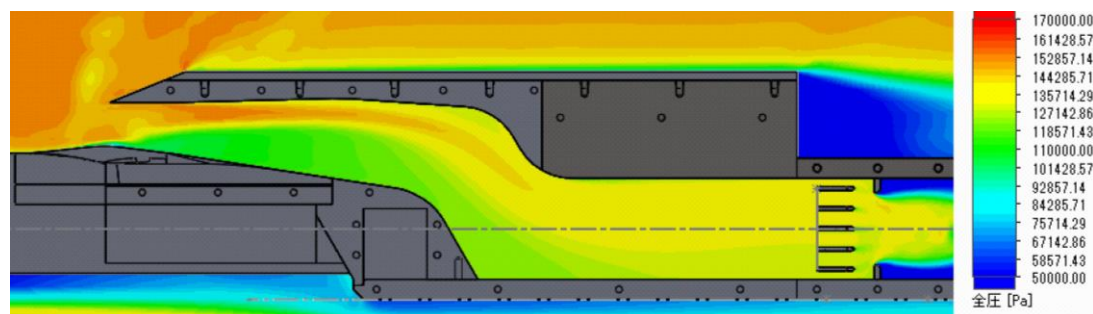


図 4 風洞試験によるダイバータレスエアインテークの空力性能



(a) Ver.1 ramp



(b) Ver.2 ramp

図 5 ダイバータレスエアインテークの CFD 解析例

3. CFD 解析

これらの風洞試験結果について，CFD による空力性能予測も行った．計算格子の生成の容易さから，解析ソフトには 3DCAD ソフト Solidworks の流体解析ツール Flow Simulation を使用した．図 5 にマッハ 1.3 の時のダクト内部の全圧分布図を示す．これらの結果は，2 つのランプ形状の違いによる，空力性能の差異を定性的に捉えることが出来た．

参考文献

- [1] 山口 凱 湊 亮二郎 伊藤 大貴「小型無人超音速機用エアインテークの設計と外部抗力の評価」宇宙輸送シンポジウム 2017 年
- [2] 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」宇宙輸送シンポジウム 2018 年

GG 単体燃焼試験結果について

○湊 亮二郎（航空宇宙システム工学ユニット 助教）

吉川 稲穂（航空宇宙総合工学コース 博士前期 2 年）

八木橋 央光（航空宇宙総合工学コース 博士前期 1 年）

有松 昂輝（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）

中田 大将（航空宇宙機システム研究センター 助教）

内海 政春（航空宇宙機システム研究センター 教授）

1. はじめに

小型無人超音速実験機オオワシⅡに搭載される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）の地上燃焼試験を行うには、ガスジェネレータ（GG）単体での確実な着火燃焼が要求される。GG 燃焼ガスはタービン駆動に用いられるが、燃焼ガスに極端な温度分布があるとタービン翼に過大な熱応力を生じさせる恐れがある。以上の背景から、その第一歩として 2018 年度は確実な着火が達成することを目標に、短秒時での GG 単体燃焼試験を実施した。

2. GG 単体燃焼試験設備

図 1 に GG 単体燃焼試験設備の概観を示す。図 1 において中央部に GG 燃焼器及び噴射器を設置し、写真左側の配管系は液体酸素（LOX）が供給され、右側の配管系から燃料であるエタノールが供給される。本研究で扱う GG は、エンジンの推力スロットリングを実現させるため、GG 燃焼器に 2 つの噴射器を備えている。現時点ではまだ 1 つの噴射器と燃焼チャンバーしか備わっていないが、この形態で着火・燃焼試験を実施した。

図 2 に GG 単体燃焼試験設備の配管系統図を示す。燃料側と酸化剤側にそれぞれ流量が異なる 4 つのスロットリングバルブ（図中 MOV1~4 及び MFV1~4）を並列に設置し、推力を 15 段階にコントロールできるようにしている。

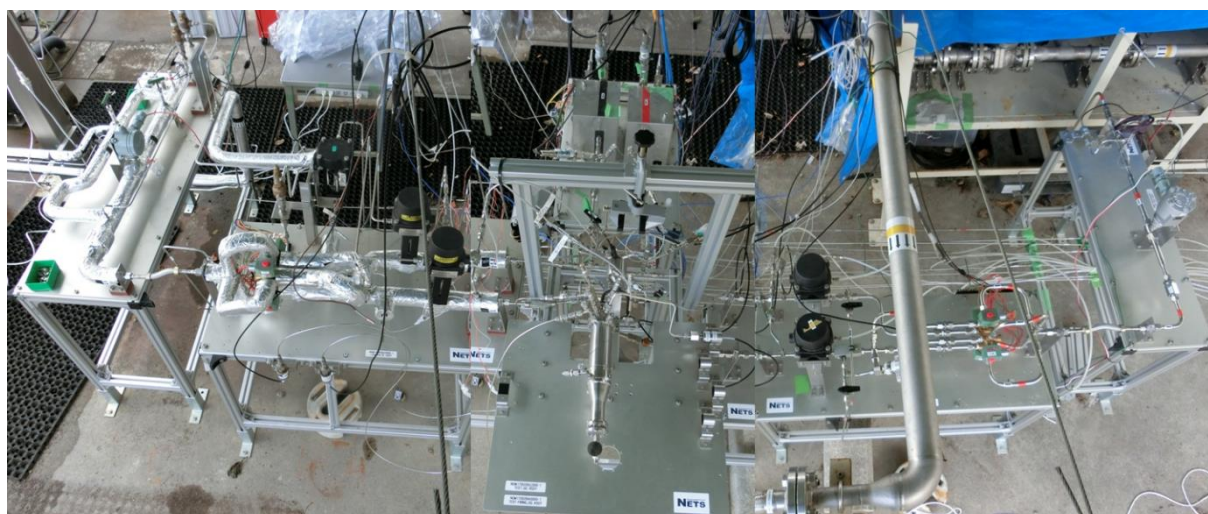


図 1 GG 単体燃焼試験設備

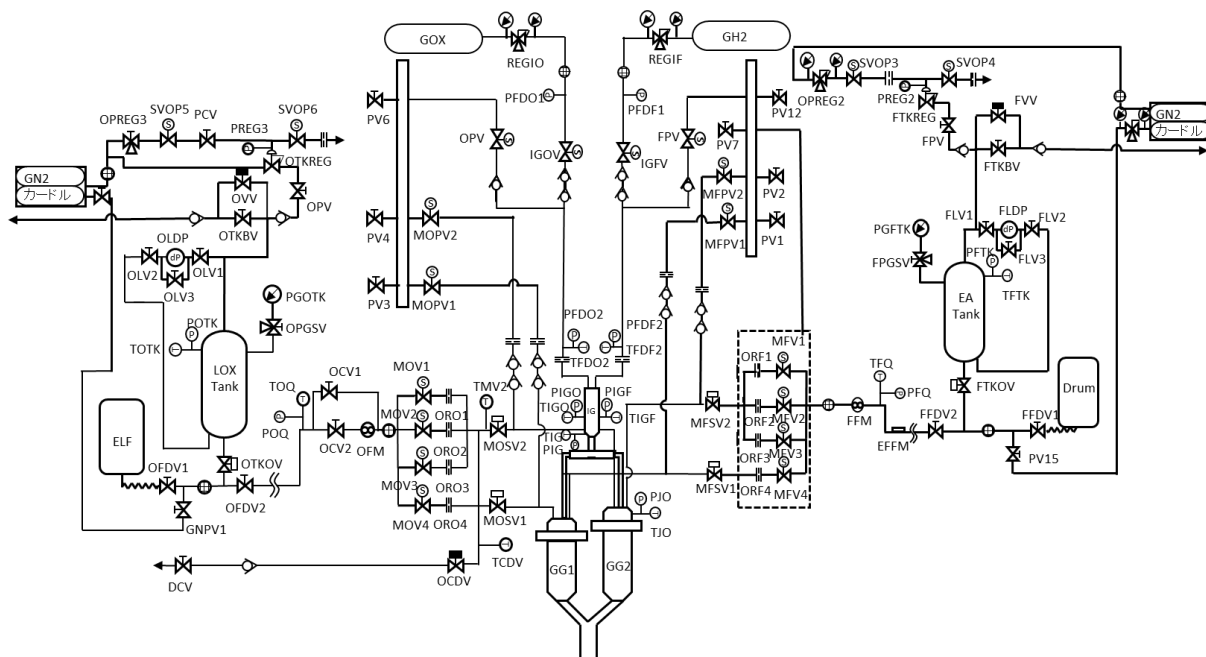


図 2 GG 単体燃焼試験設備系統図

GG の定格燃焼圧力と温度はそれぞれ、1.35 MPaA と 1100 K である。また推進剤流量は 700 g/sec で、O/F 比は 0.454 である。スロットリング中は O/F は常に一定になるようにオリフィスを入れて流量を調整している。

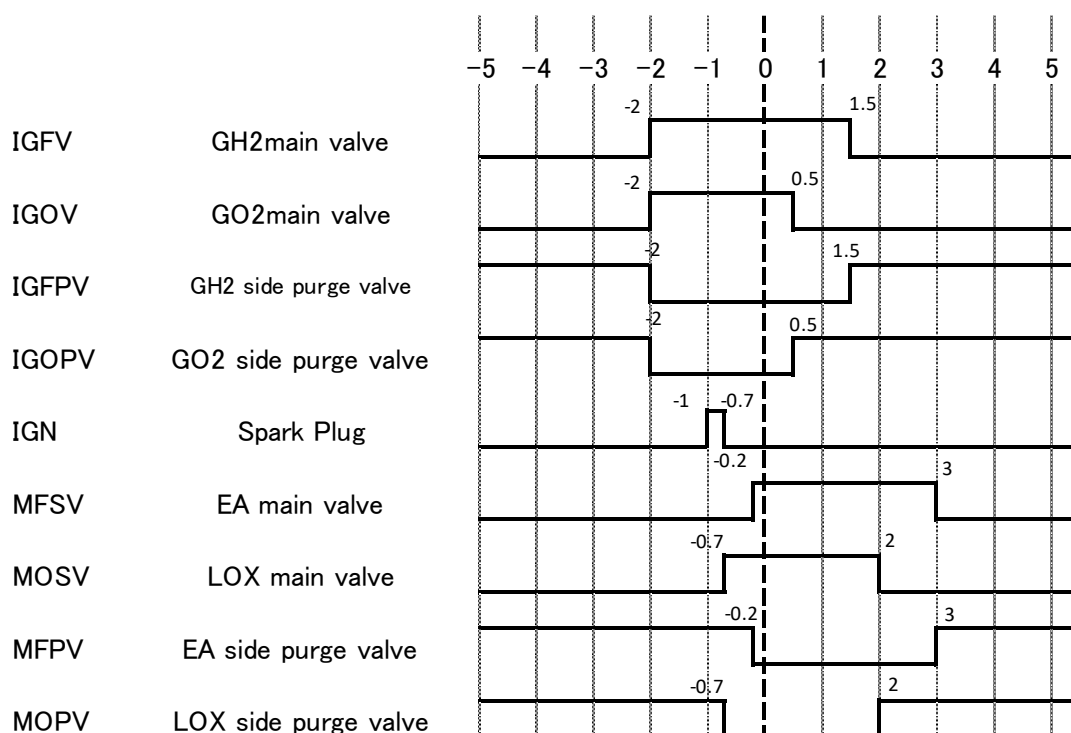


図 3 GG 単体燃焼試験バルブ操作シーケンス

図 3 に GG 単体燃焼試験でのバルブ操作シーケンスを示す。噴射器に LOX とエタノールを供給するバルブはそれぞれ MOSV と MFSV であり、着火時には LOX を先に供給し、カットオフ時

には LOX から先にカットオフする．点火器及び噴射器ともに，燃料や酸化剤をカットオフした後は，パージ用窒素ガスを流すようにしている．

3. 試験結果

試験結果を以下に示す．図 4 は点火器 (TIG)，噴射器プレート (TGG2-1)，燃焼器壁面 (TGG2-5) の各部での温度履歴を示す．噴射器プレートでの温度は 1000 K であり，燃焼器壁面での温度は 400 K 程である．壁面での温度が低いのは，壁面をエタノールでフィルム冷却を行っているためと考えられる．

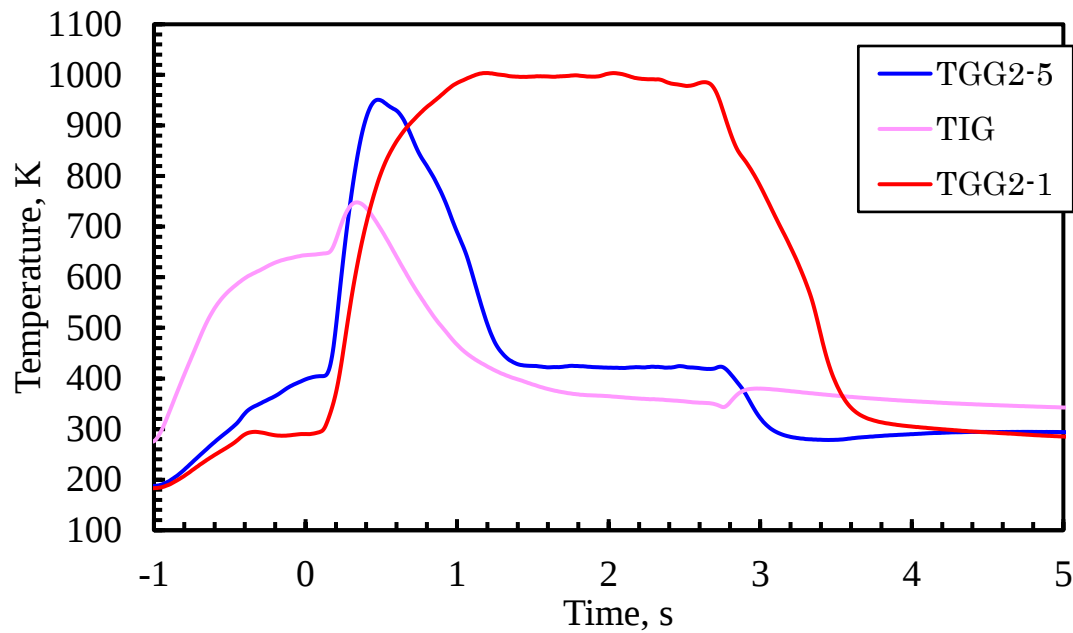


図 4 GG 単体燃焼試験温度履歴

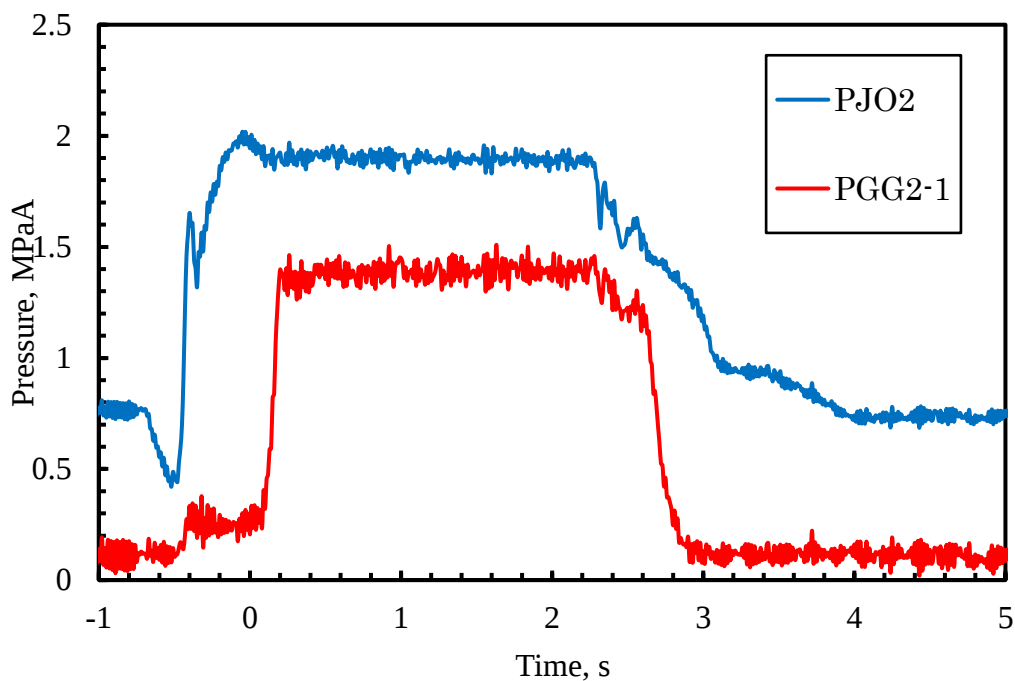


図 5 GG 単体燃焼試験圧力履歴

図5はGG燃焼器内の圧力（PGG2-1）と，LOX噴射器マニフォールド（PJO2）圧力の時間履歴である．燃焼圧力は定格の1.35 MPaAに近い値が得られている．今後，これらのデータをより詳細に検証し，確実かつ安定的な着火，燃焼の実現を図る予定である．

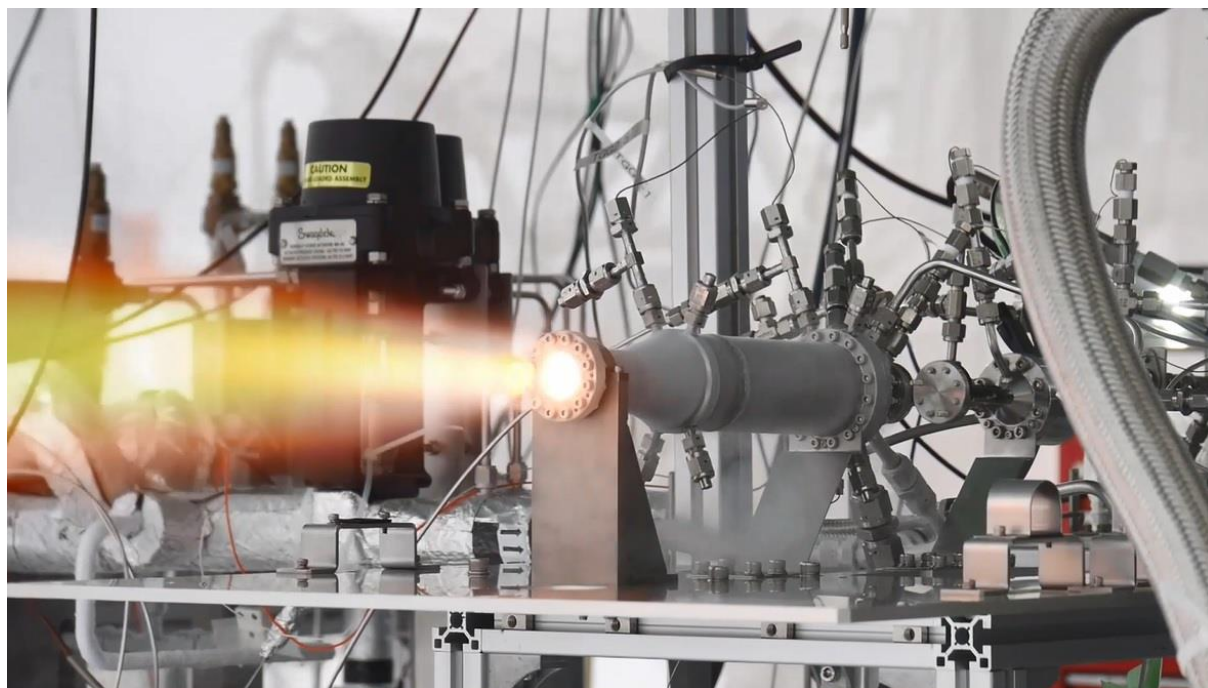


図6 GG単体燃焼試験の様子

最後に短秒時のGG単体燃焼試験の様子を図6に示す．燃焼の様子は安定しており，今後はより長秒時の燃焼試験やスロットリングの操作を試験する予定である．

参考文献

[1] 橋本亮平他，液体ロケットエンジン用液酸・ケロシンガス発生器の実験，航空宇宙技術研究所報告 NAL-TR642, (1980)

小型超音速飛行実験機の遷音速抗力低減の試みと評価（中胴バルジ、後胴延長、およびインテークの効果）

○三尾 太一（航空宇宙総合工学コース 博士前期 1 年）

宮本 勝也（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）

溝端 一秀（航空宇宙システム工学ユニット 准教授）

1. はじめに

これまでの風洞試験とエンジンの熱サイクル解析によれば、M2011 空力形状（図 1）とガスジェネレータサイクルエアターボラムジェット（GG-ATR）エンジンの組み合わせにおける推力余裕（推力ー抗力）は、遷音速域で不足するものと予測されている（図 2）。その改善策として、遷音速抗力低減のためのエアリアルール（Area Rule）に基づく形状修正が提案された[1]。これまでの形状修正では空力設計簡略化のためインテーク及びエンジンマウント等を考慮していなかった。本研究では、M2011 空力形状のさらなる推力余裕改善を目指し遷音速抗力低減が見込まれる形状を提案しつつ、インテークおよびエンジンマウントを含んだ機体形状の抗力特性を CFD 解析，風洞試験，および造波抗力推算によって明らかにする。

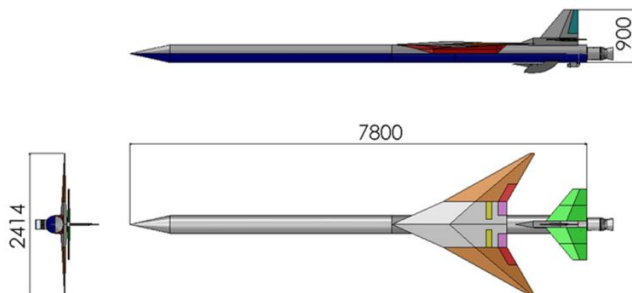


図 1 M2011 基本形状

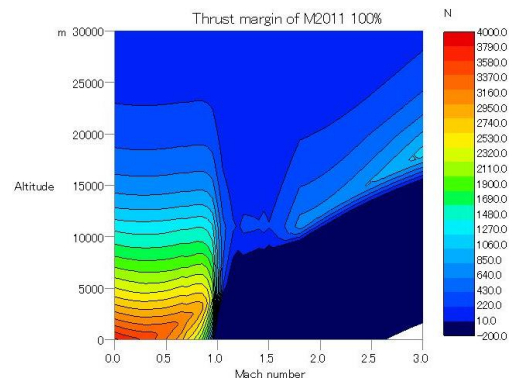


図 2 M2011 基本形状の推力余裕マップ

2. エアリアルール準拠形状と実機飛行形状

エアリアルールは 1952 年に R.T.Whitcomb によって実験的に発見され、「マッハ 1.0 における造波抗力を低減するには機軸に垂直な面で機体を切った断面積の機軸方向の分布を滑らかにすべき」という内容である[2,3]。このエアリアルールは非粘性圧縮性流れの微小擾乱近似の一類型である細長物体理論 Slender Body Theory により理論的に証明されている。しかし、実際の有翼機体周りの流れ場では、必ずしも隅々まで微小擾乱近似が成立する訳ではなく、往々にして圧縮波集積によって衝撃波が発生しこれによる強い造波抗力や剥離による粘性抗力が発生する。そこで、遷音速抗力低減には、エアリアルールに従って断面積分布を滑らかにするだけでなく、機体各部で圧縮波が集積しないようにすることが肝要である。先行研究[1]において、この立場から、エアリアルールを参考にしつつも造波抗力推算・CFD 解析を設計の指針とし、機体各部の圧縮波集積を低減できるエアリアルール準拠形状を提案した。

一方、これらエアリアルール準拠形状ではエンジンやインテーク等の推進機器の存在は考慮されていない。実際の機体には GG-ATR エンジン一基がエンジンマウントによって胴体後端に設置される。さらに、エアインテーク及びガスジェネレータ・点火器が後胴部腹面に突出して設置され、インテークと一続きの外殻（カバー）が被せられる予定である。

これらを考慮して、本年度は、実機飛行形状を模した風試模型の設計製作とエアリアルール準拠形状の更なる修正を行った。製作した部品名とその概要を表 1 に示す。

表 1 エアリアルール及び実機飛行形状に基づく形状修正

設計項目	パーツ名	形状
胴体形状	インテーク	➤ M2011 形状の後胴部腹面に設置される予定の GG-ATR エンジン用空気取入口を模した形状。 ➤ 空気取入口の後方に設置される点火器及びガスジェネレータを保護するカバーを想定し、空気取入口と一体の形状とする。
	後胴部延長	➤ M2011 形状の胴体後端に設置される予定の GG-ATR エンジン及びエンジンマウントを模した形状。 ➤ 風洞試験設備の制約からエンジンマウントアーム後端までを模型で再現。
	Bulge7SN	➤ 昨年度設計製作された Bulge7S（Bottleneck7 用スプライン型 Bulge）を改良した形状。 ➤ スプライン曲線の特性を生かし、接続点の曲率変化を厳密に設定し抗力低減を目指す。

3. 風洞試験

エアリアルール準拠形状の空力特性データを取得するために JAXA/ISAS 風遷音速風洞を用いて風洞試験を実施する。六分力内装天秤によって空気力を測定し、抗力係数を推算する。今年度は風洞設備の健全性の制約から、ピッチ角を固定した状態でマッハスイープ試験（一回の通風の間にマッハ数を連続的に変化させる試験）を実施する。マッハスイープ範囲は 0.7～1.3 である。

風洞試験模型は縮小比 7/60 で設計・製作されている。エアリアルール準拠形状では中胴部を Bottleneck としていることから後胴部に天秤インターフェースを設けている。模型の遷音速風洞への設置状況を図 3 に示す。



図 3 風試模型の遷音速風洞への設置状況

4. 結果と考察

4-1. 風洞試験

マッハスイープ通風によって計測された抗力係数 C_D を図4に示す。M2011基本形状と比較して、マッハ1.0以上において抗力が低減されており、昨年度とほぼ同等の傾向であるものの、昨年度のゼロ揚力抗力係数より若干大きな値が計測されており、マッハスイープ通風により厳密なゼロ揚力抗力が計測できていない可能性がある。

実機飛行形状を想定した形状修正については、エンジンマウントを想定した後胴部延長によって、これまでのエリアルール準拠形状から約8.1%の抗力低減が見られる。また、インテーク搭載によって大幅な抗力増加が見られ、これまでのエリアルール準拠形状及び後胴部延長による抗力低減効果が相殺されている。

4-2. WAVEDRAG 解析

造波抗力推算プログラム WAVEDRAG (NASA Langley Program D2500) [4]を用いて造波抗力を推算した。対象形状は、M2011基本形状、昨年度のエリアルール準拠形状、および実機飛行形状を含む6通りである。その結果を図5に示す。

風洞試験と同様に、インテーク搭載による大幅な造波抗力増加が予測されている。インテーク付近の後胴部に第二のBottleneckを設置する等によって、インテークによる断面積の増分を相殺する必要がある。また、風洞試験でみられた胴体後部延長による抗力低減がWAVEDRAG解析では捉えられていない。このことから、胴体後部延長による抗力低減の発生原因は、細長物体理論に基づくWAVEDRAG解析では扱えない粘性効果、すなわち剥離による底面抗力であると推察される。

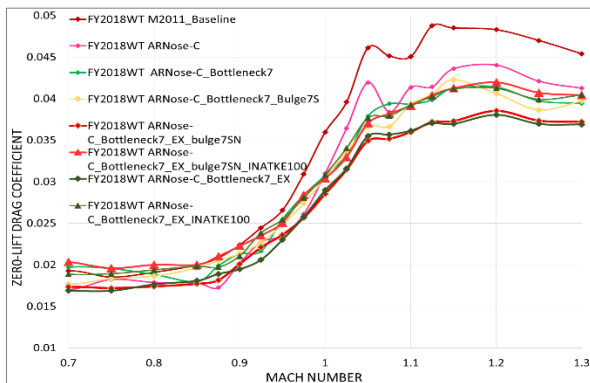


図4 風洞試験結果

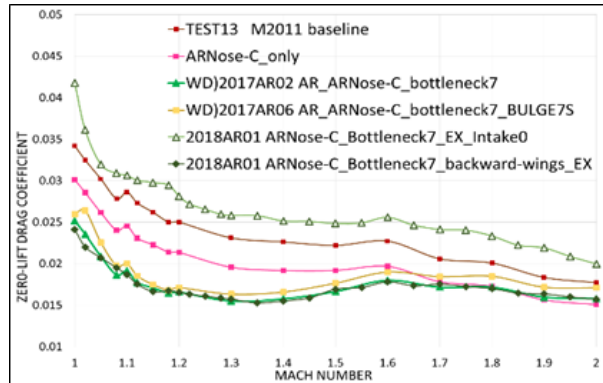


図5 WAVEDRAG 解析結果

4-3. CFD 解析

風洞試験で見られた胴体後部延長による抗力低減のメカニズムを調べるため、CFD解析を実施した。圧力分布の推算結果例を図6に示す。角台（尾翼根の固定部品）後面の負圧が胴体延長によって緩和されていることがわかる。胴体延長に伴って角台後面と胴体底面が離れたことによって剥離流れが変化し、底面抗力が低減されたと考えられる。

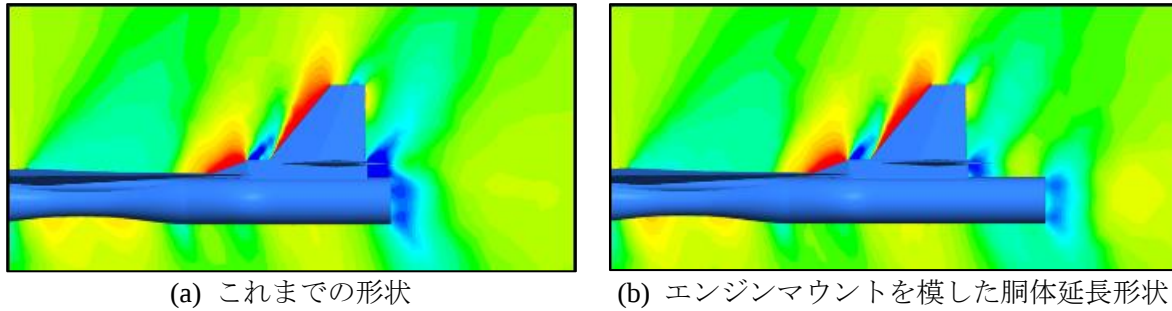


図6 CFD解析による圧力分布の推算結果

5. 今後の展望

今回判明した抗力低減のための着眼点として底面抗力の扱いが重要であり、角台形状の修正が必要であると考えられる。また、実機では胴体後方にエンジンが設置され、エンジン排気による流れ場の変化や、エンジン排気からの圧力波の胴体後端への伝播の効果が表れるものと推測される。これら进行评估するためにエンジン排気流れを含む CFD 解析が必要である。

参考文献

- [1] 山崎優樹, 「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」, 室蘭工業大学修士論文, 2018 年 2 月.
- [2] Whitcomb, R. T., “A Study of the Zero-lift Drag-Rise Characteristics of Wing-Body Configurations Near the Speed of Sound,” NACA Rep. 1273, 1956. (Supersedes NACA RM L52H08)
- [3] Jones, R. T., “Theory of Wing-Body Drag at Supersonic Speeds,” NACA Rep. 1284, 1956. (Supersedes NACA RM A53H18a)
- [4] Craidon, C. B., User’s Guide for a Computer Program for Calculating the Zero-Lift Wave Drag of Complex Aircraft Configurations, NASA Technical Memorandum 85670, 1983.

小型超音速飛行実験機の姿勢変化レートによる動的空力特性の風洞試験

○溝端 一秀（航空宇宙システム工学ユニット 准教授）

白方 洸次（航空宇宙総合工学コース 博士前期 2 年）

本田 敦也（航空宇宙システム工学コース 4 年）

1. はじめに

小型超音速飛行実験機（オオワシ）の六自由度飛行経路解析[1]や自律的誘導制御系設計のために必須の姿勢変化角速度に起因する動的空力微係数について、前年度に引き続き亜音速風試によって評価を進める。飛行マッハ数範囲に応じた所要搭載推薬量に対応して、亜音速飛行用の Nose-A、マッハ 1 到達用の Nose-B、超音速飛行用の Nose-C の 3 種類のノーズ長が提案されていることから、ノーズ長による動的空力特性の差異を明らかにする。さらに、亜音速飛行用および 1/3 スケール縮小機体搭載の Nose-A 形態には離着陸用の脚が搭載されることから、脚出しによる動的空力特性の変化を明らかにする。風洞試験装置、試験方法、およびデータ解析手法は、従前 [2,3] と同等である。

2. 試験結果および考察

2-1. ロールレートを伴う動的風試から得られた静的空力微係数： $C_{l\beta}$, $C_{n\beta}$

ロールレートを伴う動的風試のデータ解析においては、空力係数と横滑り角との関係がヒステリシス曲線となり、その平均勾配から静的微係数が、ヒステリシス曲線の幅から動的微係数が得られる。得られた静的微係数を図 1 および図 2 に示す。

$C_{l\beta}$ は、ノーズが長くなるほど負側に大きくなり、上反角効果が大きくなることが判る。ピッチ角に対する依存性は小さい。 $C_{n\beta}$ は、ノーズが長くなるほど、またピッチ角が大きくなるほど小さくなり、Nose-B 形態ではピッチ角 18 度以上で、Nose-C では 13 度以上で風見不安定となる。これらのことから、Nose-C 形態では 13 度以上の高迎角でロールリバーサルの発生が懸念される。

2-2. ロールレートによる動的空力微係数： C_{lp} , C_{np}

得られた動的微係数を図 3 および図 4 に示す。 C_{lp} は全体的に負の値でありロール動安定すなわちロールダンピングがあることがわかる。ピッチ角が大きいほどロールダンピングが弱くなる傾向があるが、ノーズ長に対する依存性は小さい。 C_{np} は、Nose-A、B 形態と Nose-C 形態で大きく異なる傾向を示しており、ノーズ長によって流れの様相が大きく異なることが推察される。

3-3. ピッチおよびヨーレートによる動的空力微係数： C_{mq} , C_{nr}

ピッチレートおよびヨーレートを伴う動的風試においてもヒステリシス解析から静的および動的微係数が得られる。得られた動的空力微係数を図 5～8 に示す。図 5, 6 はノーズ長の違いによる結果の比較であり、図 7, 8 は脚の有無による結果の比較である。 C_{mq} については、Nose-B 形態で正すなわちピッチング動不安定（負のピッチダンピング）となるようなピッチレート範囲がある。 C_{nr} については、概ね全体として負すなわちヨー動安定（ヨーダンピング）であるが、Nose-A、B 形態で正（負のヨーダンピング）となるヨーレート範囲がある。また、Nose-C 形態はピッチダンピングおよびヨーダンピングが大きい。また、脚の有無によってピッチダンピングおよびヨーダンピングは殆ど変わらないことが判る。

4. まとめ

小型超音速飛行実験機（オオワシ）の姿勢変化角速度に起因する動的空力微係数について、ノーズ長および脚の有無による違いを明らかにするために、前年度に引き続き、亜音速風試を実施した。その結果、以下のことが分かった。

- (1) ノーズが長くなるほど上反角効果が大きくなる。
- (2) 風見安定性は、ノーズが長くなるほど、またピッチ角が大きくなるほど小さくなり、Nose-B形態ではピッチ角 18 度以上で、Nose-C では 13 度以上で風見不安定となる。
- (3) 全体的にロールダンピングがあるが、ピッチ角が大きいほどロールダンピングが弱くなる傾向がある。ロールダンピングのノーズ長に対する依存性は小さい。
- (4) C_{np} は、Nose-A, B 形態と Nose-C 形態で大きく異なる傾向を示し、ノーズ長によって流れの様相が大きく異なることが推察される。流れの可視化によってメカニズムを解明する必要がある。
- (5) Nose-B形態ではピッチダンピングおよびヨーダンピングが劣化するレート範囲が存在する。流れの可視化によってメカニズムを解明する必要がある。
- (6) Nose-C 形態はピッチダンピングおよびヨーダンピングが大きい。
- (7) 脚の有無によってピッチダンピングおよびヨーダンピングはほとんど変化しない。

参考文献

- [1] 小林悠二, 溝端一秀, 「小型超音速飛行実験機の六自由度飛行シミュレーション環境の整備」, 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書 2018.
- [2] 塩野経介, 白方洗次, 溝端一秀, 「小型超音速飛行実験機のピッチおよびヨーレートによる動的空力特性」, 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書 2017.
- [3] 白方洗次, 塩野経介, 溝端一秀, 「小型超音速飛行実験機のロールレートによる動的空力特性」, 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書 2017.

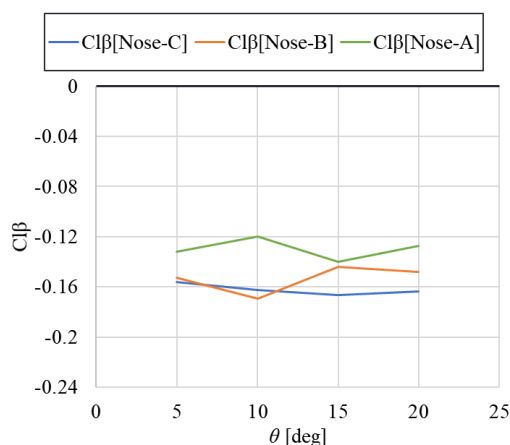


図 1 $C_{l\beta}$ vs θ

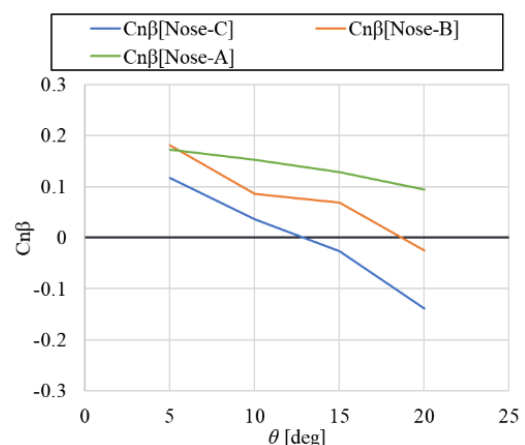


図 2 $C_{n\beta}$ vs θ

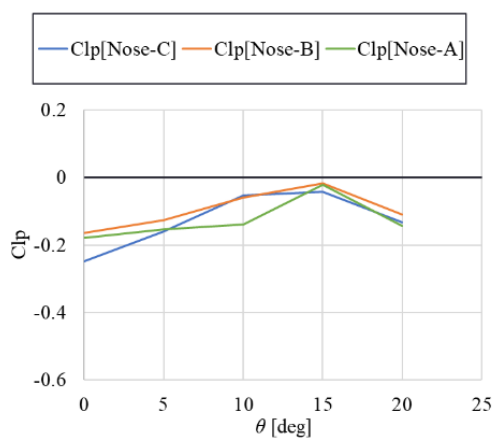


図 3 C_{lp} vs θ

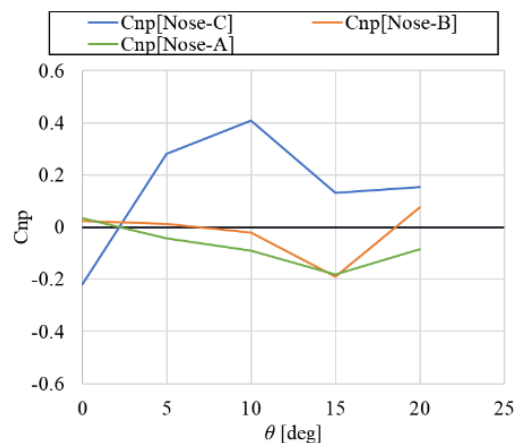


図 4 C_{np} vs θ

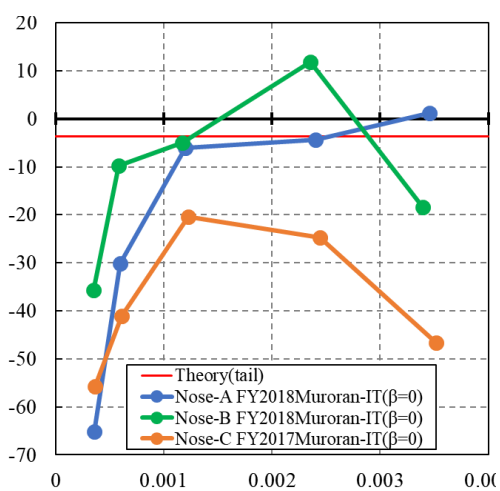


図 5 C_{mq} vs $\hat{q}$

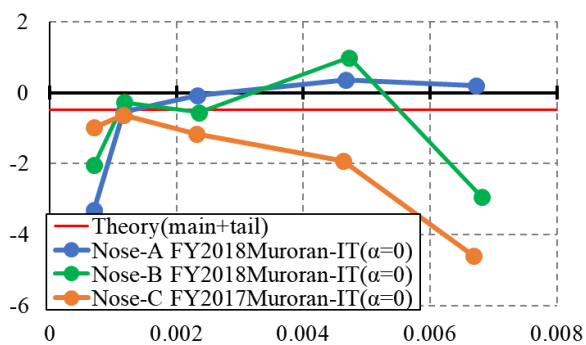


図 6 C_{nr} vs $\hat{r}$

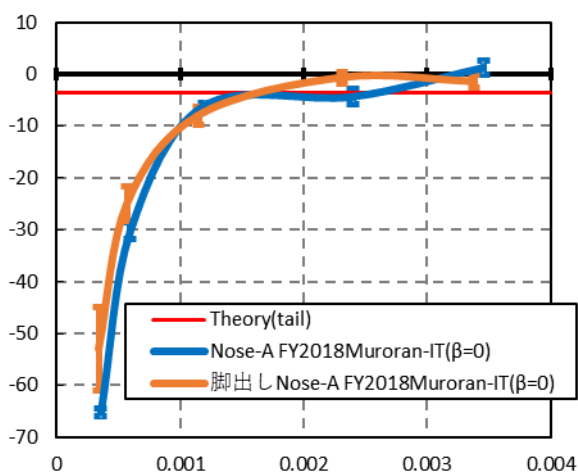


図 7 C_{mq} vs $\hat{q}$, 脚の有無

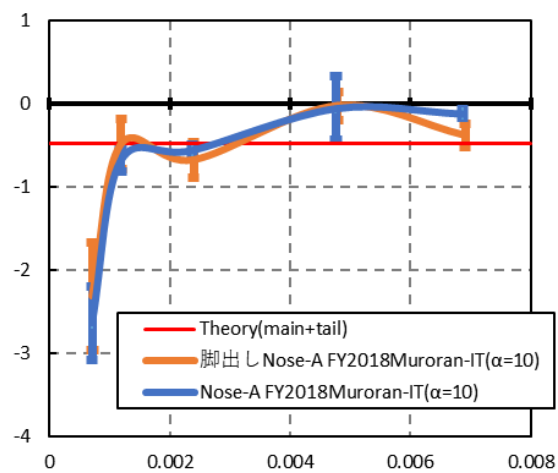


図 8 C_{nr} vs $\hat{r}$, 脚の有無

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

○西田 明寛（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

これまでに第二世代オオワシの M2011NoseC 空力形状について、CFD（数値解析）[1]およびEFD（風洞試験）[2]によって姿勢変化レートによる動的空力特性が評価されてきた。しかし、CFD と EFD では得られた動的空力微係数の一致度はまちまちであったことから、空力微係数の生成メカニズムにまで立ち入った詳細な解析の必要が生じた。そこで、本研究ではロールレートを与えた場合の CFD 解析結果について、流れ場および圧力分布の可視化を実施し、流体力学的メカニズムの観点から動的空力微係数 C_{lp} （ロールダンピング）および C_{np} （アドバースヨー）を評価することを狙う。解析手法は従前[1]と概ね同等である。

2. 解析

2-1. ロールダンピングの動的空力微係数 C_{lp}

ピッチ角 $\theta=5, 10$ deg での C_{lp} の解析結果を図 1 に、右ロール運動中の左エレボン付近の流れを図 2 に示す。 C_{lp} は負であれば動安定（ロールダンピング）である。EFD において $\theta=5$ deg より $\theta=10$ deg の方が C_{lp} の絶対値が小さくなっている。この要因としては、 $\theta=10$ deg のときは $\theta=5$ deg に比べて主翼による吹き下ろしが強く、さらに右ロール中は左主翼よりも右主翼による吹き下ろしが強いことからエレボンに右ロールモーメントがはたらき、これが主翼におけるロールダンピングを一部相殺したものと推測される。また、 $\theta=10$ deg での CFD と EFD との差異については、CFD ではテトラ（四面体）メッシュを用いており境界層内の速度勾配分解能が十分ではなく、迎角増大に伴う剥離現象を正確に捉えていない可能性がある。境界層メッシュの改良が必要である。

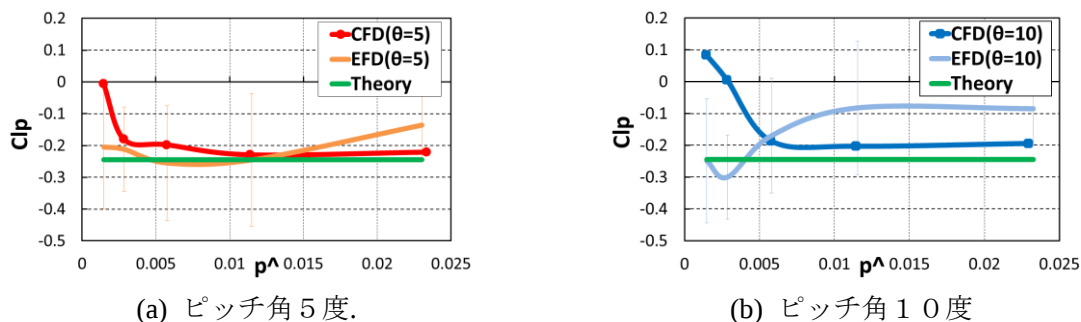


図 1 C_{lp} vs $\hat{p}$.



図 2 左エレボン近傍における主翼吹き下ろし流れの様子

2-2. アドバースヨーの動的空力微係数 C_{np}

ピッチ角 $\theta=5, 10 \text{ deg}$ での C_{np} の解析結果を図3に、右ロール運動中の垂直尾翼の圧力分布を図4に示す。 C_{np} は一般的に負（アドバースヨー）とされているが、図3のようにCFDとEFDいずれにおいても正となるケースが存在している。この要因としては、機体が右ロール運動すると垂直尾翼の左右表面圧力に差が生ずる。これによって垂直尾翼に左横力がはたらき、これが全機右ヨーイングモーメントを生んで、主翼によるアドバースヨー（負の C_{np} ）を打ち消しているものと考えられる。

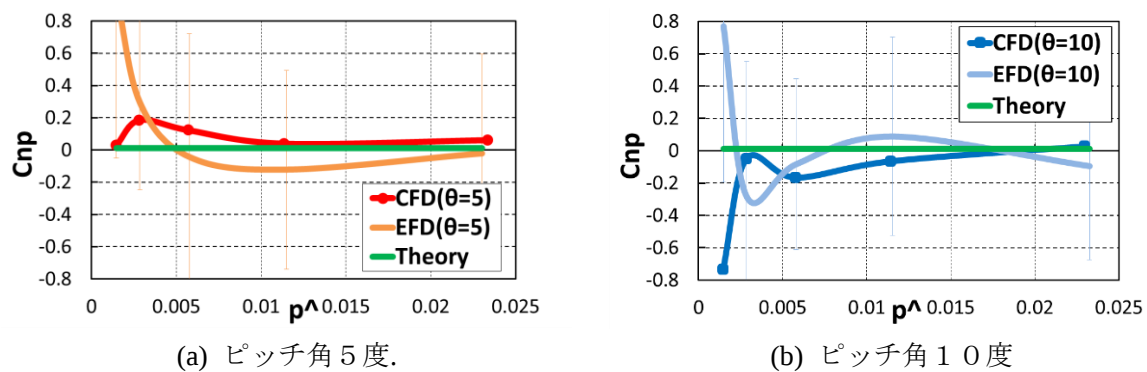


図3 C_{np} vs $\hat{p}$.

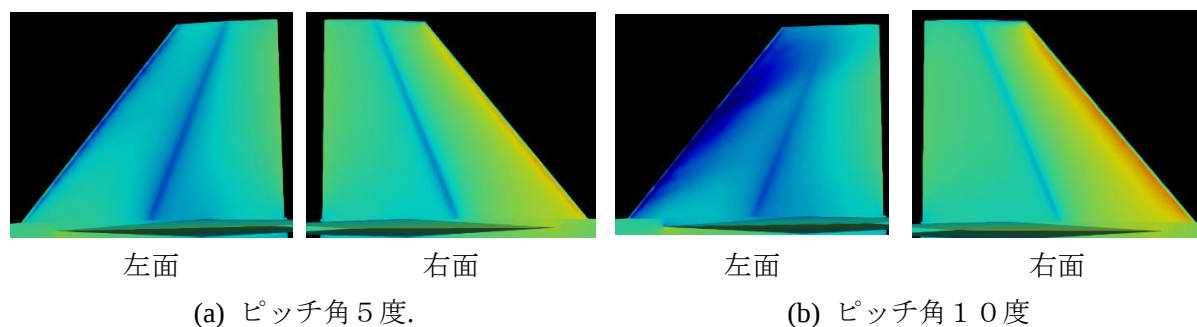


図4 垂直尾翼表面の圧力分布

3. まとめ

第二世代オオワシの M2011NoseC 空力形状にロールレートを与えて CFD 解析を実施し、流れ場および圧力分布の可視化を行った。その結果、これまでの動的空力微係数の値のみによる CFD と EFD の比較よりも詳細な評価が可能となり、誤差要因の推定に繋がった。今後は、その誤差要因を排除するために、境界層メッシュを現在のテトラメッシュからプリズムメッシュに改良し、境界層剥離現象が動的空力微係数に与える影響について調査する必要がある。また、CFDEFD の結果の一致度が迎角にどう依存するかを明らかにするために、一層の高迎角条件において CFD 解析を実施する。

参考文献

- [1] 三浦壮晃, 「室蘭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」, 室蘭工業大学修士論文 (2017 年 1 月).
- [2] 白方洸次, 「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」, 室蘭工業大学修士論文 (2019 年 1 月).

1. はじめに

第二世代小型超音速飛行実験機（第二世代オオワシ）の M2011 空力形状について、風試によって得られた静的空力係数、および理論解析より予測された動的空力微係数に基づいて三自由度および六自由度の飛行解析が行われ、遷音速突破の可能性、離陸点までの帰還飛行の可能性、離陸滑走距離、等の飛行特性が予備的に予測された[1]。また、高迎角条件においてエルロン効きが損なわれる「ロールリバーサル (Roll reversal)」の発生可能性が、風試による静的空力係数を用いて予測されてきた[2]。

ロールリバーサルの発生メカニズムの中核は横すべりによる上反角効果であり、その応答が遅いことから、適切な操舵によってロールリバーサルを抑えることが可能と推察される。また、ロールリバーサルの評価指標である AADP (aileron alone departure parameter) および LCDP (lateral control departure parameter) は静的空力微係数のみから構成されるが、姿勢変化角速度に依存する空力特性すなわち動的空力特性がロールリバーサルのメカニズムに寄与する可能性もある。動的空力特性に掛かる微係数は、姿勢変化角速度を伴う動的風試[3]および動的 CFD 解析[4]によって近年定量的に評価されている。そこで本研究では、上記二項目の可能性を明らかにするために、静的風試による静的空力微係数と動的風試による動的空力微係数を利用して、姿勢変化を含む六自由度の飛行解析を定量的に実施できるよう、シミュレーション環境を整備している。

2. ロールリバーサル

有翼飛行体の各舵面は、それぞれが司る方向以外にも副次的にモーメントを発生させる[5, 6]。例えば、エルロンやエレボンはローリングだけでなくヨーイングモーメント、ラダーはヨーイングだけでなくローリングモーメントを発生させる。これらが複合的に作用する結果として、大迎角でロール制御を行う場合に機体全体としてロール応答が反転する現象が起こり得る。この現象はロールリバーサル (roll reversal) あるいは横制御発散 (Lateral control departure) と呼ばれ、その発生可能性は AADP (Aileron alone departure parameter) ないしは LCDP (Lateral control departure parameter) によって評価される。これらの定義は以下の通りである：

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

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

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

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

3. 飛行解析の手法

3-1. 運動方程式

地球中心を原点とする三次元慣性極座標系における機体重心の三自由度並進運動、機体固定座標系における重心周りの三自由度の姿勢回転運動、および燃料消費による機体質量の変化を微分方程式で記述する。これらの微分方程式を、飛行状態に応じて空気力、推力、および重力を推算しながら数値的に時間積分する。

3-2. プログラム言語

プログラム言語として MATLAB/Simulink を使用する。また、フリーソフト Flightgear の外界表示機能を用いて、解析結果としての機体の位置および姿勢を外界シーナリーの中に機影として表示する。

3-3. 解析の手順

- 1) 入力シーケンス： 操縦桿、ラダーペダル、およびスロットルレバーをリアルタイムで人力操作しつつ飛行解析プログラムを実行する。このマンマシンインターフェースの概観を図1に示す。
- 2) 出力データ： 外界シーナリー中に機影が目視できるとともに、重心位置・速度・加速度、重心周りの姿勢角、角速度・角加速度、等が数値データとして記録される。また、Google map の地形データに飛行経路を表示する。定常水平飛行の解を表示した例を図2に示す。

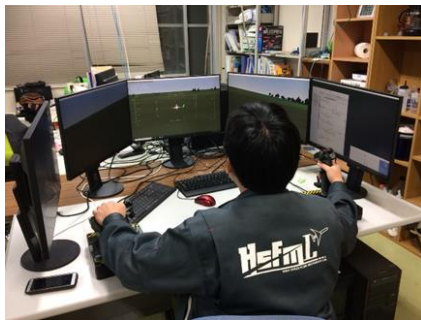


図1 マンマシンインターフェースの概観

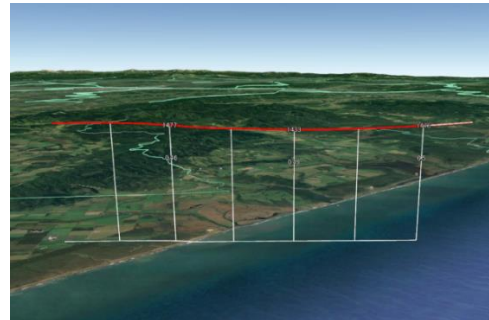


図2 定常水平飛行の記録

4. 試計算の結果

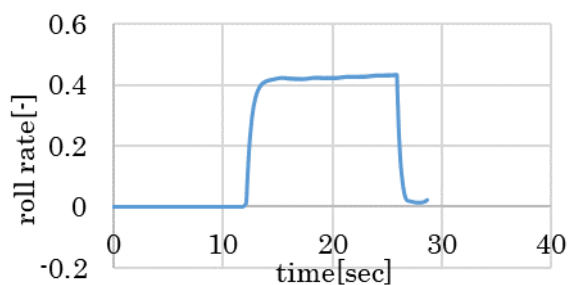
静的・動的風洞試験で実測された静的・動的空力特性データを六自由度飛行解析プログラムに実装した。試計算として、定常水平飛行中のエルロン操舵によるロール運動の過渡応答を解いた。その解の一例を図3に示す。時刻 12 sec においてエルロン舵角を 0 度から概ねステップ状に約 15 度に変化させたところ、ロール角速度が増し、短時間の後に一定の終端値に落ち着いている。こ

の終端値は、エルロン操舵によるローリングモーメントとロールダンピング効果による逆方向のローリングモーメントが釣り合う事によって発生する．このとき主翼端が描く螺旋角 $pb/2V$ は飛行機のロール性能の指標として知られており[6]，これは無次元ロール角速度と同一である．これらは以下の式 (3) (4) で記述される．

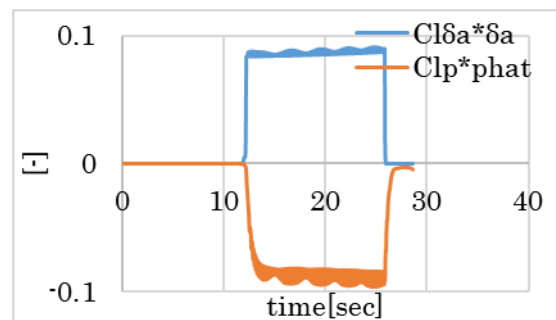
$$\text{主翼端が描く螺旋角（無次元ロール角速度）} \quad \hat{p} = \frac{pb}{2V} \quad (3)$$

$$\text{ロール運動の終端状態（ローリングモーメントの釣り合い）} \quad C_{l_{\delta a}} \cdot \delta a \cong C_{l_p} \cdot \hat{p} \quad (4)$$

ここで， p はロール角速度[rad/s]， b は翼幅[m]， V は対気速度[m/s]である． $C_{l_{\delta a}}$ はエルロン舵角 δa によるローリングモーメント係数の変化を表す微係数であり， C_{l_p} はロール角速度によるローリングモーメントの変化を表す微係数である．



(a) ロールレートの経時履歴



(b) エルロンによるローリングモーメントとロールダンピングモーメントの経時履歴

図3 エルロン操舵によるロール応答の例

5. まとめ

小型超音速飛行実験機の高迎角時のロールリバーサルの発生可能性および制御可能性を定量的に検証することを目標として，六自由度飛行シミュレーション環境を整備している．風洞試験による静的・動的空力特性データの実測値を実装し，定常水平飛行中のロール運動について試解析を実施したところ，概ね良好な結果を得た．今後，高迎角条件で各種操舵によるロール運動の過渡応答を詳細に調べ，ロールリバーサルの発生可能性および制御可能性を定量的に評価する．

6. 参考文献

- [1] 近藤賢，溝端一秀，「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 2014.
- [2] 鈴木祥弘，「室工大小型超音速飛行実験機（オオワシ）の空力特性の解明」，室蘭工業大学修士学位論文，2015 年 1 月．
- [3] 溝端一秀，白方洗次，本田敦也，「小型超音速飛行実験機の姿勢変化レートによる動的空力特性の風洞試験」，室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書 2018.
- [4] 西田明寛，溝端一秀，「小型超音速飛行実験機の姿勢変化レートによる動的空力特性の CFD 解析」，室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書 2018.
- [5] 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，2009.
- [6] Courtland D. Perkins and Robert E. Hage, Airplane Performance, Stability and Control, John Wiley & Sons, 1949.

小型超音速飛行実験機の車載走行試験による空力評価

○久保田 穂（航空宇宙総合工学コース 博士前期1年）

春日 綜（航空宇宙システム工学コース 学部4年）

溝端 一秀（航空宇宙システム工学ユニット 准教授）

1. はじめに

第二世代小型超音速飛行実験機（M2011 形状）の研究開発において，風洞試験で取得した空力データは風洞壁の影響や Re 数の違いなどにより，実飛行環境とは条件が異なる．先行研究[1]において，高速走行軌道装置に 1/3 スケール縮小機体を搭載し走行させることによって，実飛行環境に近い状態での空力データの取得を試みた．しかし，諸般の事情により年に数 RUN しか試験が実施できず，また水ブレーキによる六分力天秤へのダメージが懸念されることから全機空力計測は困難であった．そこで本研究では，乗用車の屋根上に縮小機体を搭載して走行する簡易な「車載走行試験」を提案し，種々の迎角に対しての全機空力データの取得を試みる．

2. 試験手法

図1の六分力天秤を図2のように縮小機体の胴体内部に搭載する．天秤後端は SUS 製スティングで支持される．スティングは全長約 2m の FRP 管によって図3の通り車上の櫓に任意のピッチ角で取り付けられる．空気流に対する機体迎角は，ノーズ先端に搭載された五孔ピトー管により計測される．走行中に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評価できる．



図1 六分力天秤

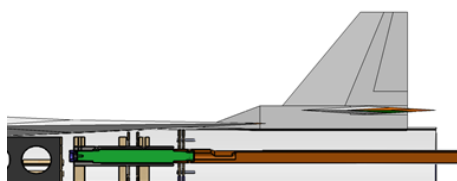


図2 六分力天秤搭載図



図3 走行試験機材の全景

(2018 年 11 月，大樹町航空宇宙実験場において)

3. 試験結果

車載走行試験は 2018 年 11 月 28 日～12 月 2 日に大樹町航空宇宙実験場で実施された．各 RUN の走行距離は約 1 km，最大速度は約 110 km/hr である．取得した全機空力データと 2014 年の ISAS 風試結果[2]の比較を図4に示す．脚無し形態での抗力係数 C_D は風試結果と概ね良く一致している．脚無し形態での揚力係数 C_L およびピッチングモーメント係数 C_m は，迎角 11 度以上では良く一致しているが，迎角の小さい範囲においては一致していない．車載走行試験においては車体を避けるような吹き上げ流が車体前方に発生しており，ピッチ角の小さい場合には機体がこの吹き上げ流の中に入っていて機首と主翼・尾翼近辺で一樣流迎角が異なっている可能性がある．脚無

し形態については、脚出し形態と比べて、 C_L は減少、 C_D は増加、 C_m はプラス側へ平行移動する傾向にある。

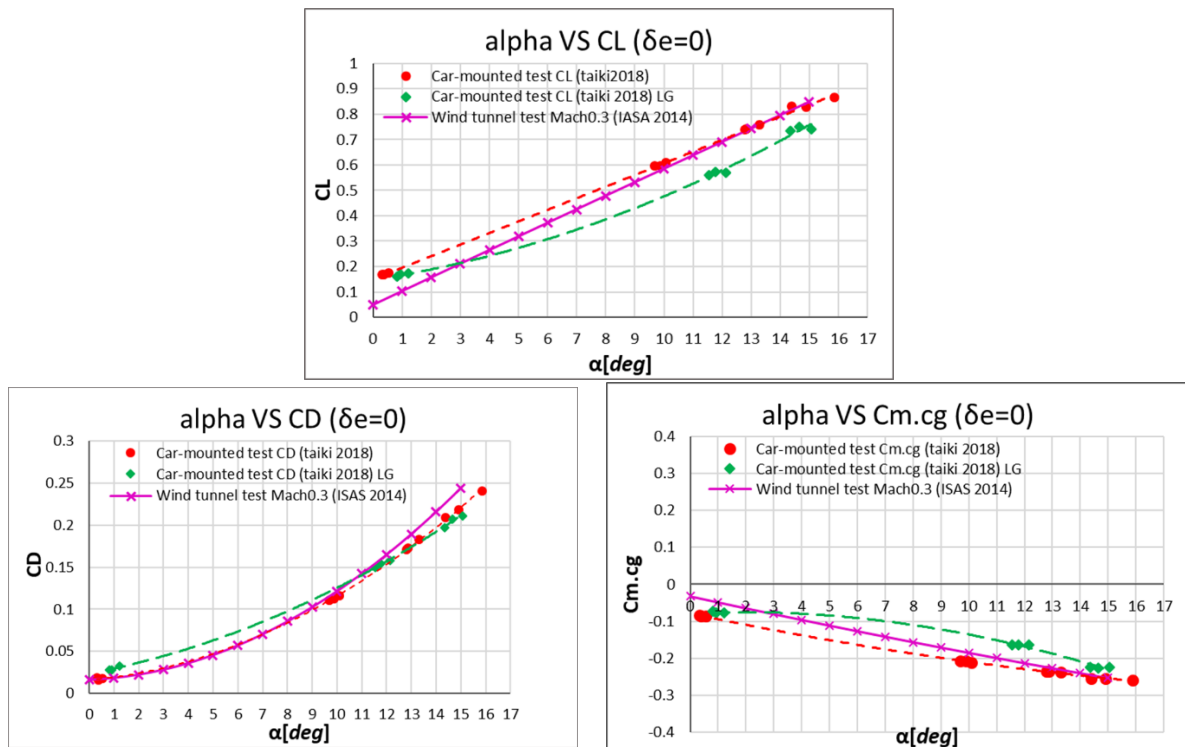


図4 迎角と各空力係数の関係

4. まとめと今後の展望

第二世代小型超音速飛行実験機（M2011 形状）の全機空力特性を評価するために、簡便かつ反復的な「車載走行試験」の手法を利用し、1/3 スケール縮小機体に六分力天秤を内装して、走行試験を実施した。その結果以下のことが分かった。

- (1) 離陸迎角 11° における空力係数は風洞試験と一致した。今後さらに試験回数を重ねデータの信頼性を高める必要がある。
- (2) 小迎角において C_L および C_m が一致しないのは、空気流が車体を避けるために吹き上げられ、機首と主翼・尾翼近傍で迎角が異なっている推察される。機体各所での迎角の計測と取得データの補正が必要である。

今後、地面効果による全機空力の評価を狙って、機体の設置方法を改良する。なお、紙面の都合により割愛しているが、従前から実施されていた舵面空力計測[3]については、今回の大樹町での走行試験によって概ね最終結論を得た[3]。

5. 参考文献

- [1] 田井翔一郎, 「室蘭工大小型超音速飛行実験機の舵面空力の計測」, 室蘭工業大学卒業論文 (2017 年 1 月)。
- [2] 鈴木祥弘, 「室蘭工大小型超音速飛行実験機（オオワシ）空力特性の解明」, 室蘭工業大学修士論文 (2015 年 1 月)。
- [3] 春日綜, 「室蘭工大小型超音速飛行実験機車載走行試験による舵面空力評価」, 室蘭工業大学卒業論文 (2018 年 1 月)。

小型超音速飛行実験機の車載走行試験および CFD 解析による舵面空力評価

○溝端 一秀（航空宇宙システム工学ユニット 准教授）

久保田 穂（航空宇宙総合工学コース 博士前期 1 年）

春日 綜（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）

石黒 晃弘（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）

1. はじめに

第二世代超音速実験機（M2011 形状）の翼構造設計及び舵面制御アクチュエータ選定のために舵面ヒンジモーメントの推定が必要とされ、そのために車載走行試験[1]の手法が提案された。車載走行試験では、舵面にはたらくヒンジモーメントが直接的に計測されるが、振動などによる外乱を免れることができないため、得られた空力データを慎重に評価する必要がある。そこで本研究では、車載走行試験を実施すると共に同条件で CFD 解析を実施し、双方の結果を比較することによって M2011 空力形状における舵面ヒンジモーメントの特性を評価する。

2. 手法

車載走行試験の手法は従前と同等である[1,2]。CFD 解析の手法は以下の通りである。

解析領域は直径 10 m の球状とし、その領域の中央に機体を配置する。メッシュの生成には Pointwise を使用し、舵面空力を推算するために機体本体とは別個に舵面のみのメッシュを生成する。解析コードには ANSYS FLUENT を用いる。車載走行試験と同等の大気条件（大気圧、気温）と速度条件で流れ場を解き、その結果から舵面ヒンジライン周りの空力モーメント H を算出し、式(1)によってヒンジモーメント係数 C_h を算出する。なお、CFD 解析では車体の存在を考慮していない。

$$C_h = \frac{H}{qS_e C_e} \quad (1)$$

3. 結果

車載走行試験は 2018 年 11 月 28 日～12 月 2 日に大樹町航空宇宙実験場で実施された。その結果と CFD 解析結果を、共に図 1～4 に示す。

内翼フラップ、外翼フラップペロンについては、迎角 11 度において車載走行試験と CFD 結果は良く一致している。しかし、迎角 0° では舵角が大きくなるにつれて CFD では車載走行試験より小さい値が得られている。その原因としては、車体前方では空気流が車体を避けるために吹き上っており、迎角 0 度の場合には機体が吹き上げ流の中にあってその影響が大きいと考えられる。迎角 11 度の場合、機体が車体屋根より十分高い位置にあるため、その付近では空気流の吹き上げが小さいと考えられる。これら吹き上げの影響は、車体を含めた CFD 解析によって検証する必要がある。

ラダーについては、車載走行試験と CFD は良く一致している。舵面およびヒンジラインが鉛直面内にあることから空気流の吹き上げの影響が小さいと考えられる。また、迎角 0° よりも 11° においてヒンジモーメントが小さい原因としては、迎角が大きいと主翼や胴体の付近を通過

して動圧が低減した空気流が垂直尾翼に当たっている可能性や、迎角が大きい場合は空気流に対してラダーの後退角が大きくなることの効果が考えられる。

エレボンについては、ヒンジラインと空力中心が近接していることによってヒンジモーメント係数の値が極めて小さく、計測誤差が相対的に大きくなることから、車載走行試験のデータの相対的な散らばりが大きく、定量的な比較は難しい。

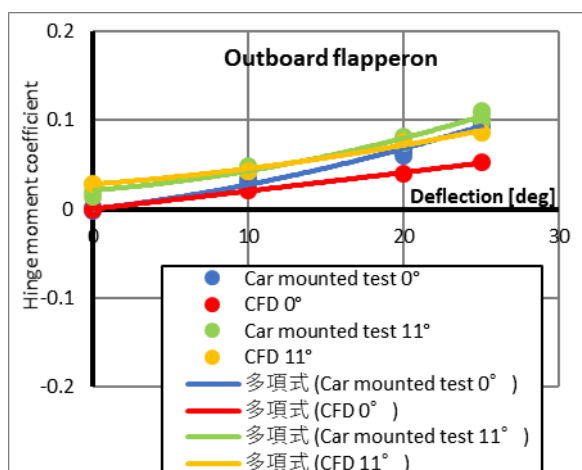


図1 外翼フラッパーロン

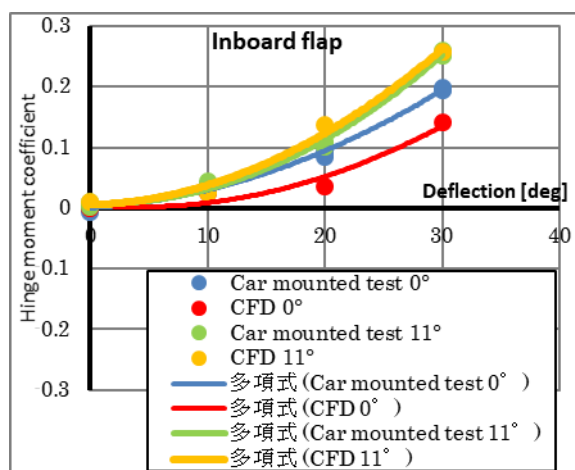


図2 内翼フラップ

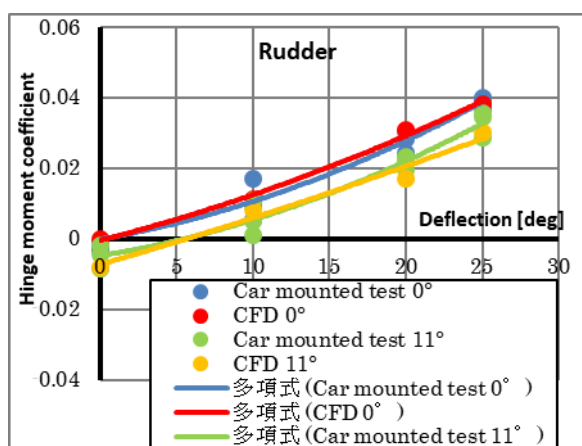


図3 ラダー

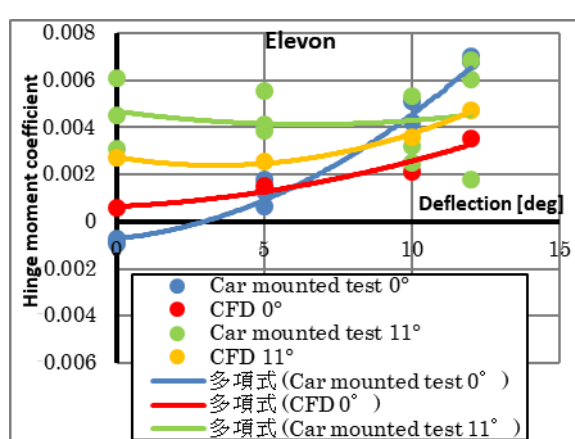


図4 エレボン

4. まとめと今後の展望

本研究では第二世代小型超音速飛行実験機（オオワシ）の舵面ヒンジモーメントの特性を解明するために車載走行試験と CFD 解析を実施し、結果を比較したところ、以下のことが分かった。

- (1) 車載走行試験と CFD 解析の結果は、エレボンを除き、迎角 11° においては概ね良く一致したが、迎角 0° では一致しなかった。車載走行試験では車体を避ける空気流の影響があるためと考えられる。
- (2) エレボンについては、ヒンジモーメント係数の値が極めて小さく、計測誤差が相対的に大きくなることから、定量的な比較は難しい。

これにより、亜音速条件での舵面ヒンジモーメント係数の評価は概ね最終結論を得たと言える。今後は、以下の取り組みが期待される。

(1) 舵面およびその周囲の翼面の構造設計，および舵面制御アクチュエータの選定のためには，ヒンジモーメント係数だけでなくヒンジモーメントの値が必要である．それには，飛行プロファイルにおける舵角と動圧の履歴が必要であり，これらは操舵を含む六自由度飛行解析[3]によって明らかにされるべきである．

(2) 今回の CFD 解析手法を遷音速・超音速域に拡張し，舵面の空力弾性現象の評価に必要な空力データを生成する．

5. 参考文献

[1] 久保田穂，溝端一秀，「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」，室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書 2017.

[2] 春日綜，「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」，室蘭工業大学卒業論文（2018 年 1 月）.

[3] 小林悠二，溝端一秀，「小型超音速飛行実験機の六自由度飛行シミュレーション環境の整備」，室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書 2018.

ドラッグシュート実証試験

○勝又 暢久（航空宇宙システム工学ユニット 助教）
樋口 健（航空宇宙システム工学ユニット 教授）
中田 大将（航空宇宙機システム研究センター 助教）
中尾 拓治（航空宇宙総合工学コース 博士前期2年）
戸松 太暉（航空宇宙システム工学コース 学部4年）
宇宙機構造工学研究室 有志学生

1. はじめに

オオワシ 2 号機は超音速飛行を目標に設計されていることから、一般的な航空機に比べて高迎角・高速度での離着陸が必要となる。そのため、着陸後の減速を車輪ブレーキのみで行った場合、飛行試験を想定している飛行場の滑走路距離では十分に減速できないことが判明した。そこで、スペースシャトルの着陸時にも用いられたドラッグシュートの併用を考案した。ドラッグシュートの抗力係数を仮定して計算した着陸ダイナミクスシミュレーションでは、ドラッグシュートと車輪ブレーキを併用することによって滑走路内で停止できることが確認された。

上記の基礎検討を踏まえ、コストと入手性が優れている自動車のドラッグレース用ドラッグシュートをオオワシ 2 号機の着陸時に用いることが計画されている。このドラッグシュートは自動車レース用に製作されていることから、航空機の着陸用に適用できるか不明であり、また詳細な着陸ダイナミクスシミュレーションや着陸滑走路距離を計算する上では、このドラッグシュートの抗力係数や減速性能を明確にする必要がある。

そこで、当センターが有する高速軌道を用いた車載用ドラッグシュート開傘実証試験を計画し、通算 3 回の実証試験を行った。本稿では、この開傘実証試験の試験方法・結果について概要を報告する。

2. 開傘実証の実験装置

車載用ドラッグシュートは、路面に放出されてから傘本体が開傘するまで、予備パラシュートが路面を引きずられながら使用される。しかし高速軌道で開傘する場合、高速起動のブレーキの役割をする水路を保護する必要があることから、高速軌道内でドラッグシュートを引きずることができない。そのため、図 1 に示す 3 号車編成で台車を設計し、実証実験を行った。

1 号車は、ドラッグシュート収納機能や計測装置が設置されており、実証試験における試験用台車として設計した。2 号車は、開傘したドラッグシュートが推進台車（3 号車）に干渉しないようにするためのスペーサーの役割を果たし、かつ開傘後に萎んだドラッグシュートをネットで捕獲することで、高速軌道のブレーキ用水路に干渉することを防ぐ機能を持たせた。3 号車は、台車全体を加速させて走らせる推進機能を有する推進台車である。

1 号車の約 1.6 m 上方に設置したボックス内には、図 2 のようにドラッグシュート（傘本体）と傘本体を引き出すための予備パラシュートを収納した。また、開傘過程の荷重履歴を計測するため、傘本体をロードセルと接続し、開傘過程や開傘時の衝撃荷重を計測した。ロードセルは、1 号車前方に設置した構造部材に固定することで、荷重計測に影響がないよう構造設計した。

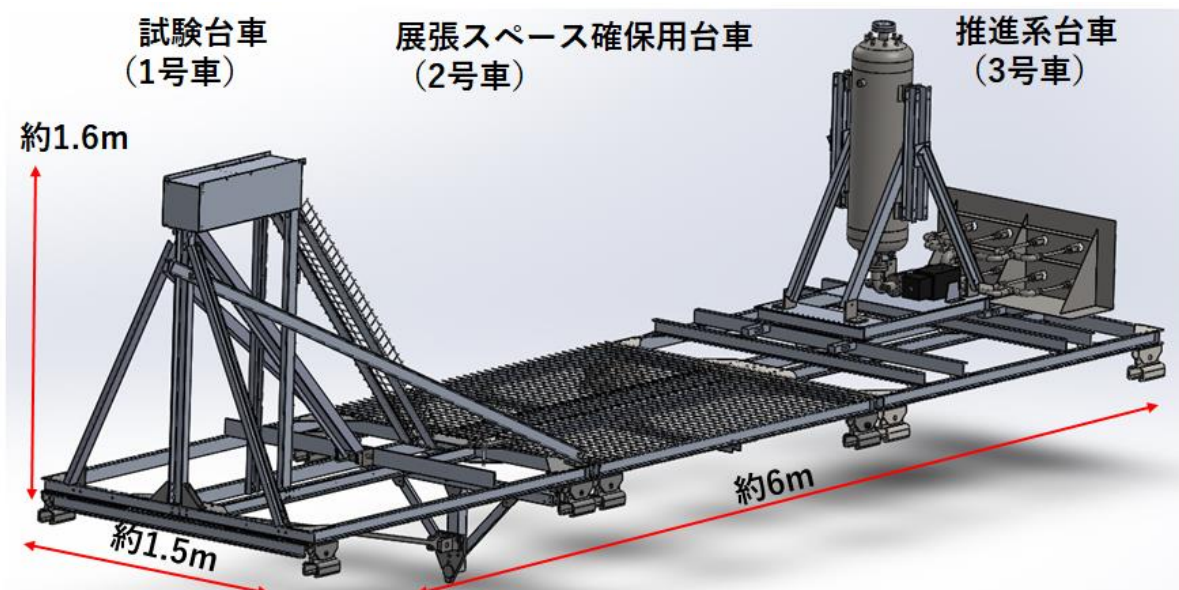


図1 ドラッグシュート開傘試験用台車の概要



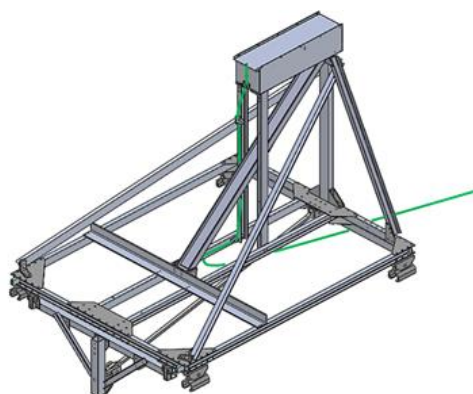
図2 1号車ボックス内のドラッグシュート収納状態

次に、ドラッグシュート収納ボックスは、予備パラシュートのバネが縮められた状態で収納されているので、ストッパーがなければ蓋が開いてしまうように設計した。そのため、図3①のように紐を通すことで蓋を固定し、蓋の展開を固定した。この紐は、図3②のように台車支柱を沿わせて発射位置から約 50 m 前方の地面に固定したアンカーボルトに固定した。そのため、台車が約 100 m 移動することで紐に張力が発生し、蓋のストッパーから抜けることで開傘できるように設計した。

①



②



③

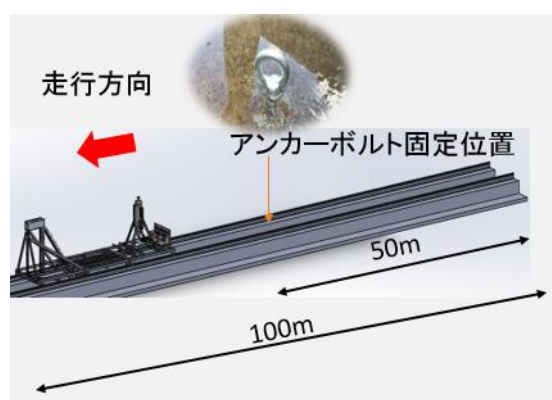


図3 開傘方法

開傘時のドラッグシュートの放出挙動，また放出から開傘完了までの挙動を確認するため，図4のように小型カメラを1号車に設置した．また展開時の衝撃荷重や定常走行時の抗力を計測するため，ドラッグシュートのケーブルはロードセルに接続した．

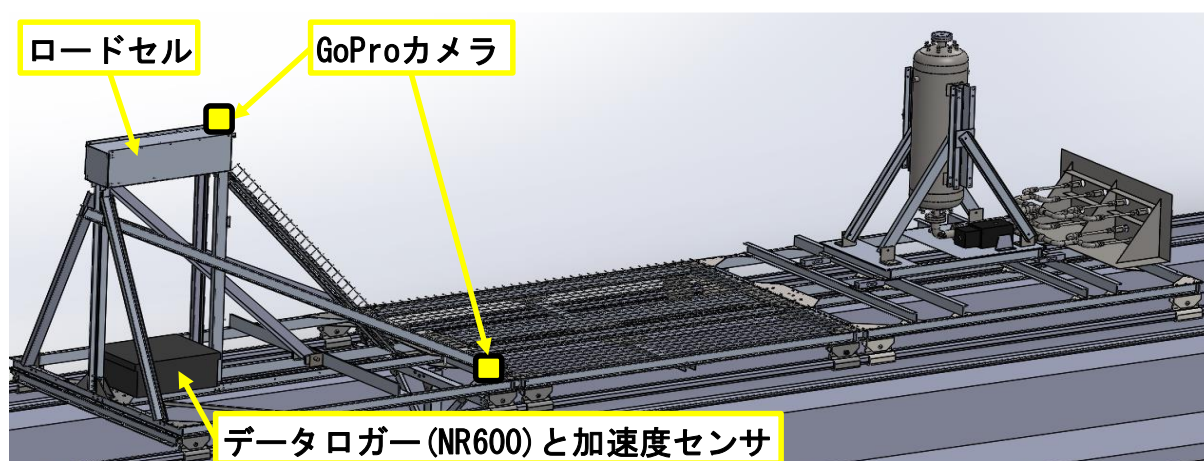


図4 計測機器の概要

図5に、ドラッグシュート開傘実証試験の開傘シーケンスを示す。約100 m 台車が走行すると、①のように収納ボックスの紐が抜けて予備パラシュートがボックス外に飛び出し、②～⑤の過程を経て傘本体が展開する。傘本体の開傘が完了すると、⑥の状態在台車が走行することになる。⑤の状態では傘本体展開直後の衝撃をロードセルで計測することができ、⑥の状態では定常走行時のドラッグシュートの抗力を計測することができる。

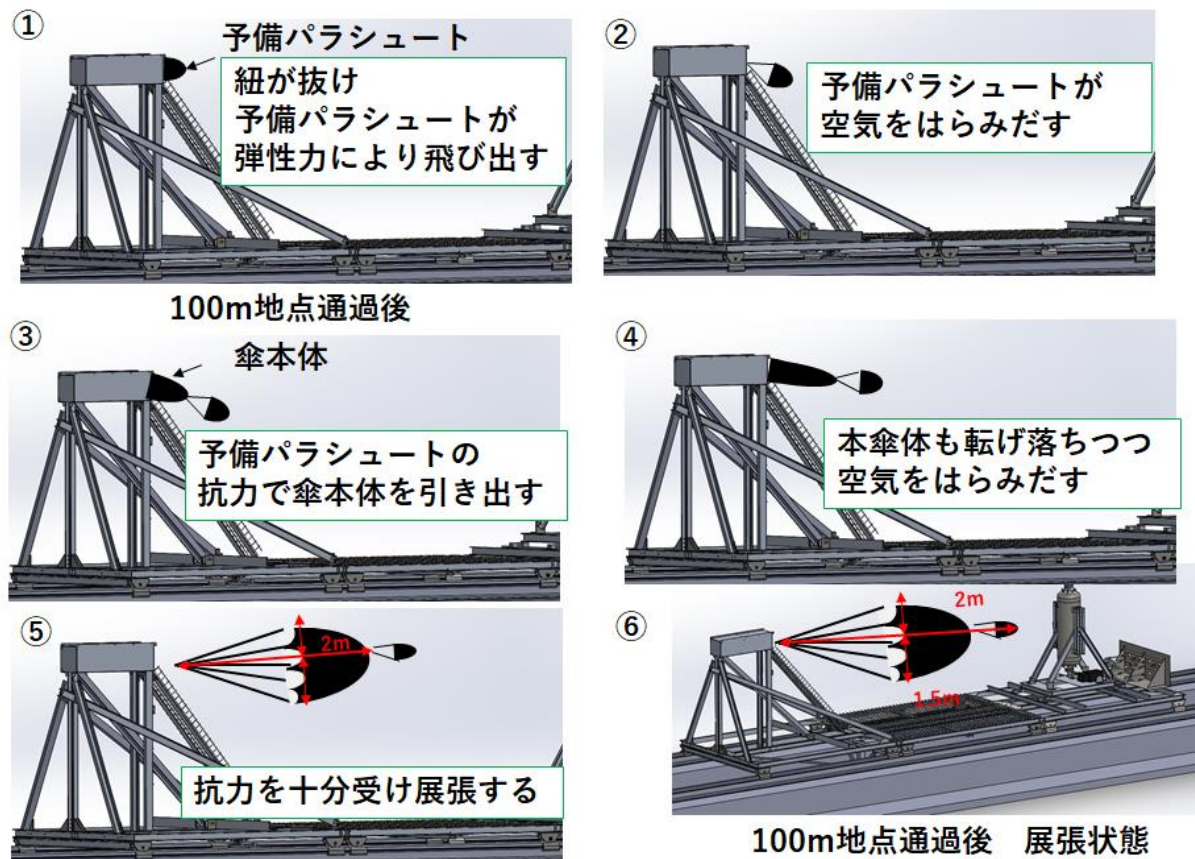


図5 開傘試験の展開シーケンス

3. 開傘試験結果

2017年2月に行われた開傘試験で計測された台車速度と開傘時荷重の時刻歴を図6に、2018年7月に行われた開傘時荷重の時刻歴を図7に示す。

2017年度の開傘試験においては、傘本体開傘時の衝撃荷重は、約2100 Nと計測された。また開傘後走行時(7.8～8.8秒間)の平均抗力は、1160 Nとなった。開傘後走行時(7.8～8.8秒間)の平均速度から計算されるCD値は0.57となり、衝撃荷重と抗力の平均値から計算された衝撃荷重倍数は、1.54となった。2018年度の開傘試験は、衝撃荷重が約2800 N、平均抗力が1500 Nと計測された。台車の走行速度が異なるため2017年度の結果と単純には比較できないが、衝撃荷重倍数は1.86となり、2017年度に類似した結果となった。

これらの計測結果をフルサイズ機体(270 kg)着陸時に置き換えた場合、想定される衝撃荷重は、4020 N(機軸方向の減速加速度: 約1.5 G)となり、フルサイズ機体(270 kg)着陸時に想定される抗力は、2610 N(機軸方向の減速加速度: 約0.9 G)と計算された。

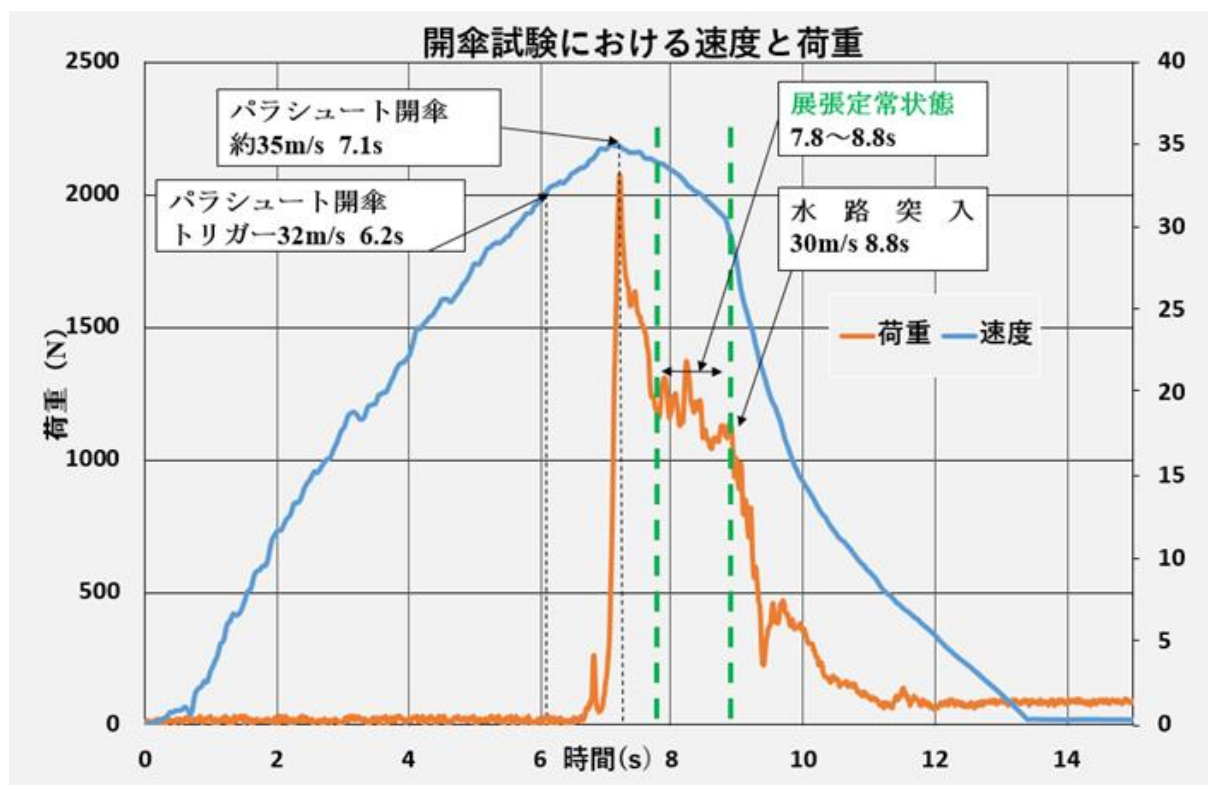


図6 2017年2月の開傘実証試験結果

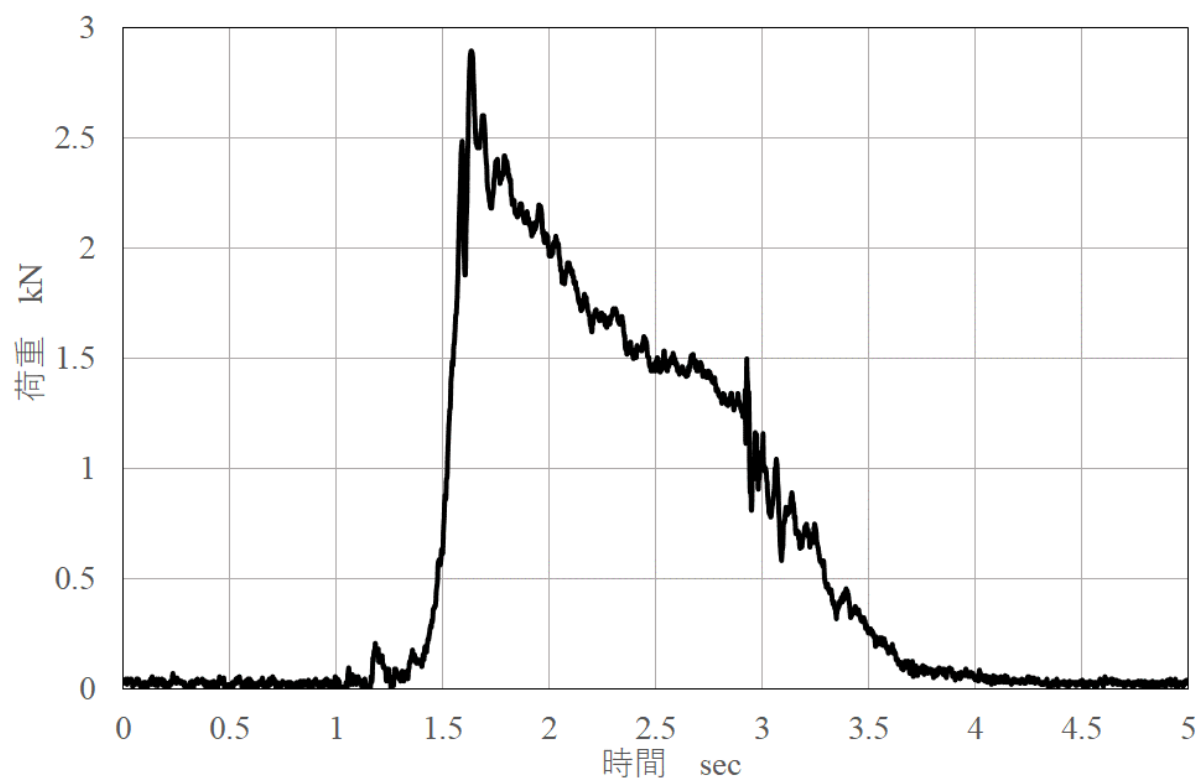


図7 2018年7月の開傘実証試験結果

3. まとめ

高速軌道を用いた車載用ドラッグシュート開傘試験を実施し、各種諸元を計測した。速度 120 km/h 時における開傘所用時間は約 0.9 秒であり、開傘時の衝撃荷重値は 2100 N となった。また計測結果から想定されるフルサイズ機体着陸時の衝撃荷重値は 4020 N（機軸方向加速度：1.5 G に相当）と考えられる。開傘後の定常走行時における空気抵抗力は 1158 N と計測され、その結果から想定されるフルサイズ機体着陸時の空気抵抗力は 2610 N（機軸方向加速度：0.9 G に相当）と見積もられる。今回使用した車載用ドラッグシュートの抗力係数（CD 値）は 0.57 と計算され、衝撃荷重倍数は 1.54～1.86 となった。今回の試験の結果を踏まえ、この実証試験で用いた車載用ドラッグシュートがオオワシ 2 号機の減速にも適用可能と判断した。

単結晶形状記憶合金の超弾性特性を利用したエンジンマウント振動減衰器の試作と振動試験

○樋口 健（航空宇宙システム工学ユニット 教授）

勝又 暢久（航空宇宙システム工学ユニット 助教）

佐藤 伸平（航空宇宙総合工学コース 博士前期2年）

川村 萌（航空宇宙システム工学コース 学部4年）

1. はじめに

小型無人超音速実験機オオワシ2号機に搭載される新開発のGG-ATRエンジンに起因する振動が機体構造や搭載機器へ及ぼす影響を軽減することを検討しておく必要がある。GG-ATRエンジンマウント部は高温になることが予想され、耐熱性のない高分子材料やオイルダンパーは使用しづらいと考えられる。高温部でも使用可能な全金属製の振動減衰器により機体に伝達される振動絶縁装置を試作し振動試験により伝達特性の評価を試みた。ここでは、単結晶形状記憶合金（SCSMA：Single-Crystal Shape Memory Alloy）の超弾性特性を利用した減衰器を用い、減衰性能や振動応答を評価すること、およびオオワシ2号機にSCSMA減衰器を搭載した際に予測される振動応答及び固有振動数を検討し、実機の振動応答を予測することを目的としている。

2. 単結晶形状記憶合金（SCSMA）

SCSMAはCu-Al-Ni系単結晶形状記憶合金であり、相変態による「形状記憶効果」と応力誘起による「超弾性」との2種類の力学的特性を持つ。減衰金属として利用するのは超弾性特性であるので、変態点温度を常温より低く設定してオーステナイト相で利用する。超弾性体が負荷により応力誘起マルテンサイト変態し、変形の際に描くヒステリシスループの閉曲線で囲まれた面積の分だけ1サイクル毎にエネルギーを散逸する。

SCSMAは、工学的によく使われているTi-Ni形状記憶合金に比べ、以下の特徴的な機械的特性を持つ。

- ①マルテンサイト変態開始応力が低い
- ②負荷と除荷のヒステリシスループ応力幅が狭い
- ③ひずみ回復率（超弾性）が高い（約9%）

つまり、小さい応力変化で大きなひずみ量の変化を得ることができ、小さい応力振幅でヒステリシスループを描くことができるため、防振材料として期待できる[1,2]。

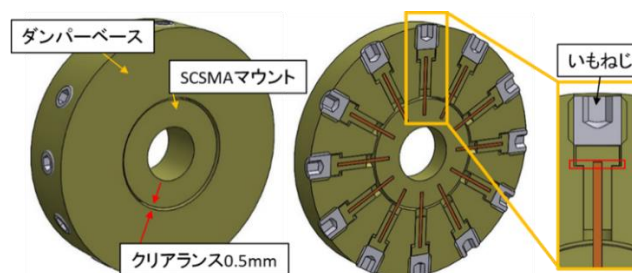


図1 減衰器の構成

この特性を利用した減衰器の構成を図 1 に示す。エンジンから推力と振動を伝えるエンジンサポートピンはドーナツ型の減衰器の中心を通る。SCSMA 減衰器のいもねじを締めることで SCSMA ピンに初期ひずみを与え、全てのクリアランス 0.5 mm に保つことにより初期ひずみがヒステリシスループの真ん中になるように調整する。

オオワシ 2 号機エンジンマウント部では、エンジンから伸びるエンジンサポートピン（図 2）が減衰器中心の穴にささり、エンジンサポートピンが変位すると減衰器内部の SCSMA ピン軸方向の繰り返しひずみが生じて減衰を得る。減衰器内には放射状に 12 本の SCSMA ピンが入っており（図 1）、エンジンマウント部に 90 度位相ごとに取り付けることであらゆる振動方向に対して減衰が可能である（図 2）。

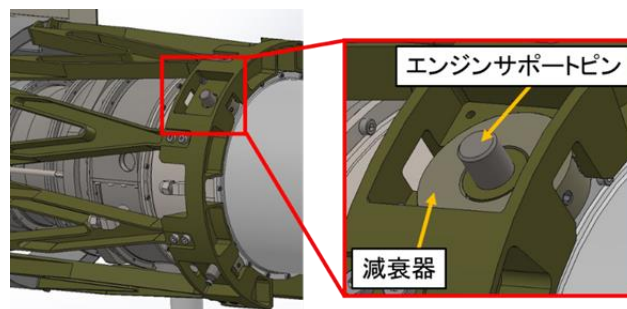


図 2 エンジンサポートピン

3. 加振振動数掃引試験

3-1. 試験方法と加振条件

振動試験機上に設置された試験供試体と加振治具を図 3 に示す。加振方向は垂直方向であり、加振方向に対して減衰器内に SCSMA ピンを上下 1 本ずつ取りつけた状態で使用した。また加振条件を表 1 に示す。

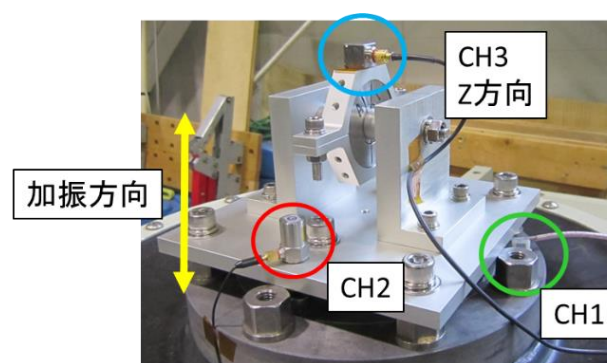


図 3 振動試験機上に設置された試験供試体と加振治具

表 1 加振条件

加振質量[kg]	0.24, 0.34, 0.44
加振レベル[G]	0.5, 1.0, 2.0, 4.0
周波数範囲[Hz]	100~1500
掃引方向	UP, DOWN

3-2. 試験結果

入力レベルを変化させた場合の応答曲線を図4に、加振質量を変化させた場合の応答曲線を図5に示す。図4は加振質量 240 g、掃引速度 1 oct/min の場合の加速度応答倍率である。図5は加速度振幅 0.5 G、掃引速度 1 oct/min の場合の加速度応答倍率である。

同じ加振質量で入力加速度レベルを変化させた場合、応答倍率に入力振幅依存性があることを確認できた。また同じ入力加速度レベルにおいて加振質量を変化させた場合、加速度応答倍率は固有振動数に依存することが確認できた。

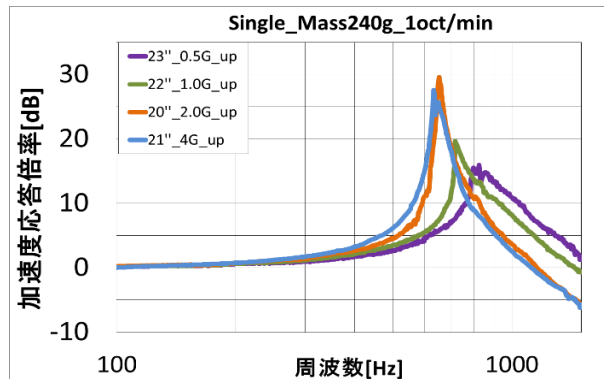


図4 入力加速度変化に対する応答曲線

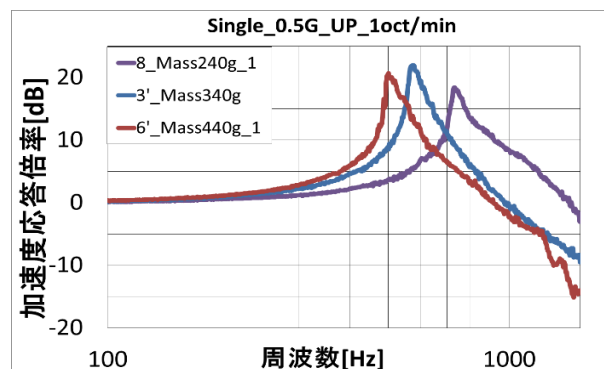


図5 加振質量変化に対する応答曲線

4. オオワシ2号機に搭載した際の減衰予測

振動試験結果を利用して、オオワシ2号機にこのSCSMA減衰器を搭載した際に、振動試験におけるヒステリシスループに対する応力・ひずみ状態が実機エンジン搭載時においても再現すると仮定して、実機で想定される伝達特性を検討した。

振動試験における加振質量 m を実機エンジン質量 M に、振動試験での減衰器剛性 k をオオワシ2号機で使用する減衰器剛性 K に変更する。振動試験での固有振動数を f_0 、実機での共振振動数を f_n とする場合、 f_0 、 f_n はそれぞれ式(1)のように書ける。

$$f_0 = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k}{m}} \quad , \quad f_n = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{K}{M}} \quad (1)$$

さらに m と M の比 (質量比 A) と k と K の比 (剛性比 B) を用いて f_n を書き直すと式(2)となる。

$$A = \frac{M}{m}, \quad B = \frac{K}{k}, \quad f_n = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{K}{M}} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{Bk}{Am}} = \sqrt{\frac{B}{A}} \times f_0 \quad (2)$$

加振質量 m は 240 g, 340 g, 440 g の 3 種類であり, エンジン質量 M を 40 kg と仮定して質量比 A を算出した. 今回の振動試験時の減衰器の SCSMA ピン本数は上下 1 本ずつであり (図 6 左), オオワシ 2 号機に搭載する場合の減衰器の SCSMA ピン本数は 12 本である (図 6 右). これらの換算パラメータを表 2 に示す.

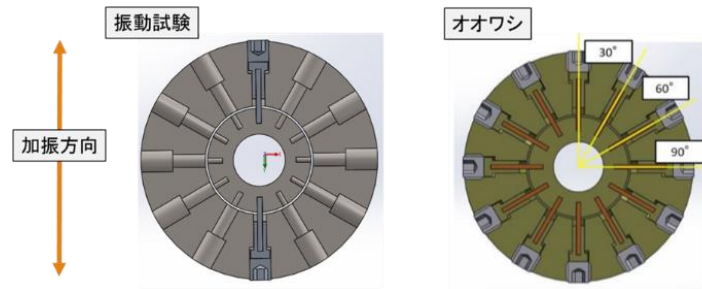


図 6 試験と実機での SCSMA ピン本数の違い

使用した振動試験データを表 3 に, 振動試験結果を実機に換算した固有振動数を表 4 に示す.

表 2 振動試験から実機への換算パラメーター

	加振質量 m [kg]	エンジン質量 M [kg]	質量比 A [-]	剛性比 B [-]
①	0.24	40	166.7	10.0
②	0.34	40	117.6	10.0
③	0.44	40	90.9	10.0

表 3 換算に使用した振動試験データ

振動試験結果 (Single 0.5G Up 1oct/min)			
加振質量 m [kg]	①0.24	②0.34	③0.44
固有振動数 f_0 [Hz]	740	578	505
固有角振動数 ω_0 [rad/s]	4649.6	3631.7	3173.0

表 4 実機エンジンを搭載した場合の減衰器固有振動数

オオワシエンジンの場合の予想			
	固有振動数 f_n [Hz]	固有角振動数 ω_n [rad]	回転数 [rpm]
①	181.3	1138.9	10875.7
②	168.5	1058.8	10110.9
③	167.5	1052.4	10049.4

予想された固有振動数 ($f_n=167.5\sim181.3$ Hz, すなわち 10049~10875 rpm) を冷走試験結果[3]に重ね書きしたものを図 7 に示す. 紫色の曲線は応答倍率[dB], 紺色の縦線は危険回転数と定格回転数, 赤色の横線は応答倍率 0 dB (1 倍) をそれぞれ示している. 応答倍率を表 5 に示す.

表 5 実機搭載状態でのエンジンマウント部応答倍率

オオワシエンジンの場合の予想		
	応答倍率[dB]	応答倍率[倍]
固有振動数	18	7.94
1次危険回転数	13	4.47
2次危険回転数	11	3.55
定格回転数	-3相当	0.7相当

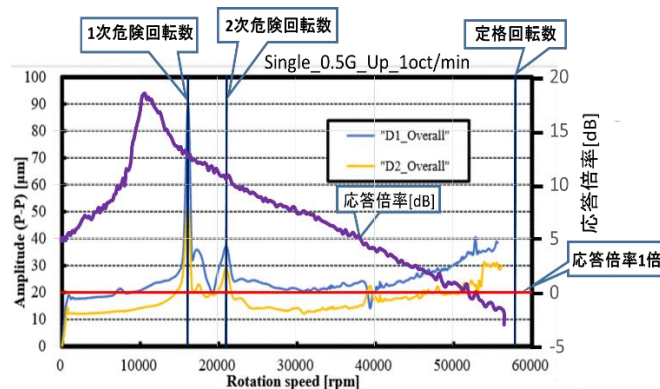


図 7 実機エンジンを搭載した場合の減衰性能予測

図 7 と表 5 より，冷走試験での一次危険回転数（250～266 Hz）とエンジンの固有振動数（167.5～181.3 Hz）とは 50～70 Hz 外れていること，定格回転数では応答倍率が 1 以下になること，危険回転数では応答倍率が 1 以上であることが予想される。

5. まとめ

オオワシ 2 号機に本減衰器をそのまま実機に使用した場合の，固有振動数と減衰性能を加振振動数掃引試験の結果を用いて予測した．エンジン定格回転数においては応答倍率が 1 倍以下であるが，危険回転数通過時の応答倍率は 1 倍を超えることが予想される．SCSMA ピンの本数を減らす，細くする，長くすることなどにより剛性を下げ，固有振動数を下げることにより危険回転数での応答倍率を下げることは可能である．

参考文献

- [1] 倉富剛，渡辺和樹，「Cu-Al-Ni 系単結晶形状記憶合金を用いた制振装置の開発と特性評価」，第 60 回宇宙科学技術連合講演会，1H02，（2016）．
- [2] 吉野香南，「オオワシエンジンマウント部 SCSMA 保持器の振動減衰特性」，平成 29 年度卒業研究論文，（2018.3）．
- [3] 橋本啓吾，「GG-ATR エンジンの軸系モデリングとその挙動に関する研究」，平成 29 年度卒業研究論文，（2018.3）．

920 MHz 帯データ伝送用無線システムの評価

北沢 祥一（航空宇宙システム工学ユニット 教授）

○渡辺 拓哉（航空宇宙システム工学系コース 学部4年）

上羽 正純（航空宇宙システム工学ユニット 教授）

1. はじめに

本研究は複数の無人航空機 (UAV: Unmanned Aerial Vehicle)の飛行制御において重要な位置や姿勢等の情報を複数の UAV 間で通信を中継し、地上局へ伝送することを目的にしたマルチホップ無線システムに関するものであり、920 MHz 帯特定小電力無線機を用い開発を行った。本報告では開発した無線システムを用い取得した 920 MHz 帯の上空-地上間の電波伝搬特性および UAV に搭載する端末を用い位置情報をマルチホップ伝送した実験結果を示す。

本研究は、JKA 補助事業（オートレース補助事業）の「クラスタ無人航空機による長距離位置情報伝送システムの研究」によるものである。

2. 提案システム概要

位置情報データ伝送用マルチホップ無線システムの概要を図1に示す。UAV に搭載するシステムは自律飛行制御回路と慣性航法装置、小型マイコンボード、無線通信モジュールで構成されており、各 UAV が送信する情報は慣性航法装置が出力する GNSS(Global Navigation Satellite System)情報より緯度、経度、高度および時刻情報である。本システムでは通信の効率化のために最終的に3機分の情報を1パケットにまとめて地上局へ送信を行う。先頭の UAV(ST1:Station 1)が時刻および位置情報を送信すると、後続の UAV(ST2)は受信した ST1 の位置および電波強度である RSSI (Received Signal Strength Indication) データに自機の位置情報データを付加し、後続の ST3 へ送信する。ST3 も同様の処理を行い、3機の情報をまとめて地上局へと送信する。地上局は受信した位置情報をもとに指向性アンテナを搭載した二軸ジンバルで ST3 を追尾する。

本システムの目標性能は先頭の ST1 から地上局まで総距離 1.5 km で伝送遅延 1.5 秒以内である。

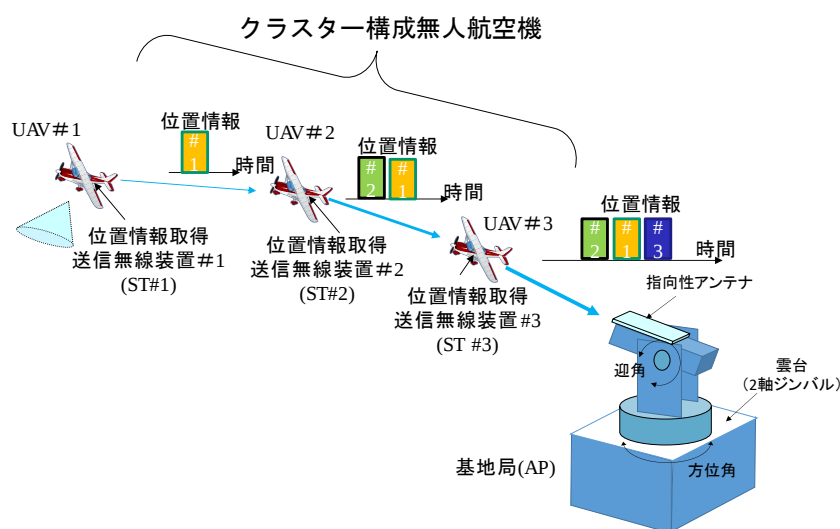


図1 クラスタ無人航空機による長距離位置情報伝送システムイメージ

3. 920 MHz 帯無線システム

3-1. UAV 搭載システム

UAV へ搭載するデータ伝送システムのブロック図を図 2 に示す。慣性航法装置には GNSS による位置情報を加速度、角速度を用い補正し高頻度で出力を行う東京航空計器(株)の CSM-MG200 を使用する。CPU ボードは Raspberry PI 3, 無線モジュールには 920 MHz 帯の技術適合基準を取得しているインタープラン(株)の IM920XT を用いる。この無線モジュールの諸元を表 1 に示す。無線モジュールの送信ペイロード長は最大 64 byte であるため、3 機分の情報を 1 パケットで送信するために一機あたり位置情報は 18 byte にデータを削減し送信を行う。

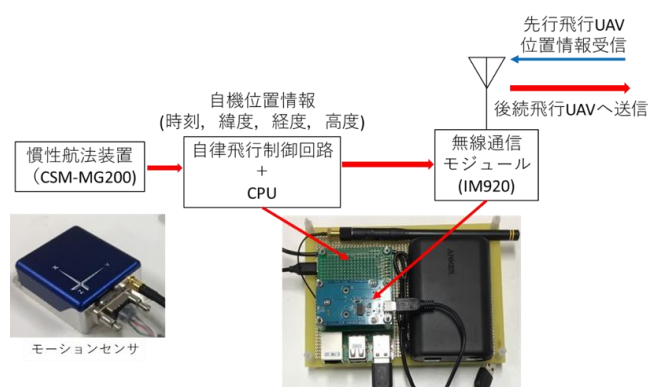


図 2 UAV 搭載システム構成図

表 1 無線通信モジュールの諸元

対応規格	920 MHz 特定小電力無線局 (ARIB STD-T108 準拠)
周波数	920.6~923.4 MHz 0.2 MHz ステップ 15Ch
送信出力	-10 dBm, 0 dBm, 10 dBm
変調方式	FSK
伝送速度	高速モード: 50 kbps 長距離モード: 1.25 kbps
キャリアセンス時間	高速時: 初回 5.2ms 以降 500μsec ± 3.5 % 長距離時: 5.2ms
ペイロード	64 byte
アンテナ利得	最大 1.9 dBi

3-2. 電波伝搬特性の検討

UAV 間の通信は見通し通信であるが、最後尾の ST3 と地上局の通信において大地反射波の影響があるため、920 MHz 帯での上空-地上間での電波伝播特性に関する検討を行った。直接波と大地反射波の干渉を考慮する 2 波モデルを用い電波伝搬特性のシミュレーションを行い、比較のため通信システムを搭載した UAV を白老滑空場にて飛行させ実際の電波伝搬特性の取得を行った。

2 波モデルの算出には電波伝搬特性の取得を行った冬季の地面環境を考慮し、さらにアンテナの放射特性は 3 次元電磁界解析によるアンテナ単体と UAV 搭載時それぞれの解析結果を用いた。また、2 波モデルを用いたシミュレーションにおいて反射波の干渉による受信電力の低下が予想されたため、反射波の抑圧のため八木・宇田アンテナを用いた場合の電波伝搬特性も同時に取得を行った。

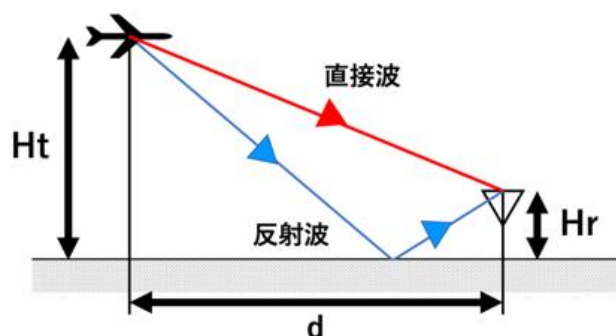


図 3 2 波モデル

電波伝搬特性の取得は、UAV を滑走路横の着陸帯と称す緑地上空を一定の高度で地上局から水平距離 50 m~500 m 間を手動操縦で飛行させ、地上局は UAV から送信された位置情報とその受信電力強度を記録する。無線機の送信出力は 10 dBm に設定し、160 ms 間隔で位置情報の送信を行う。UAV および地上局への無線機設置状況を図 4 に示す。UAV 搭載アンテナは UAV 機首下部に垂直に取り付け、地上局はフレネルゾーンを考慮し高さ 6 m にホイップアンテナを設置、八木・宇田アンテナは仰角を 30 度程度にして高さ 1 m に設置した。



図 4 UAV および地上局への無線機設置状況

図 5 に地上局で受信した UAV の位置情報をプロットした図を示す。飛行は往路と復路で高度を変え、高度 140 m、100 m、50 m、30 m を目安に行った。図より、UAV が送信した位置情報を地上局において正常に受信できていること、また目標とした高度でおおよそ水平飛行していることがわかる。

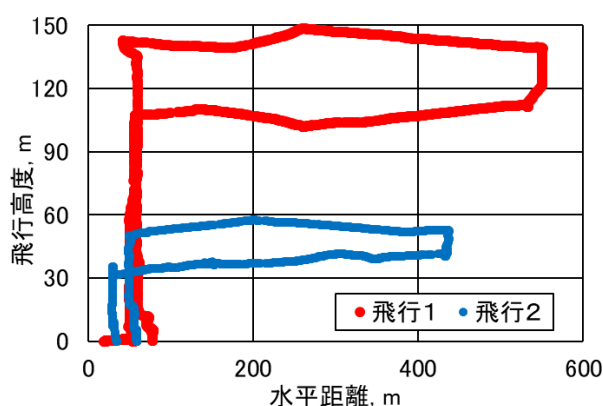


図 5 地上局で受信した UAV の飛行経路

2 波モデルによるシミュレーションと実際に取得した電波伝搬特性の比較を図 6 に示す。実線が 2 波モデルのシミュレーション値、黒マーカーはホイップアンテナの受信電力、青マーカーは八木・宇田アンテナの受信電力である。結果より 2 波モデルとホイップアンテナを用いて取得した受信電力がおおよそ一致していることがわかる。また、八木・宇田アンテナを使用した際は受信電力の全体的な向上とともに 2 波モデルのような受信電力の変動が見られないことから、地面反射波の抑圧が確認できる。

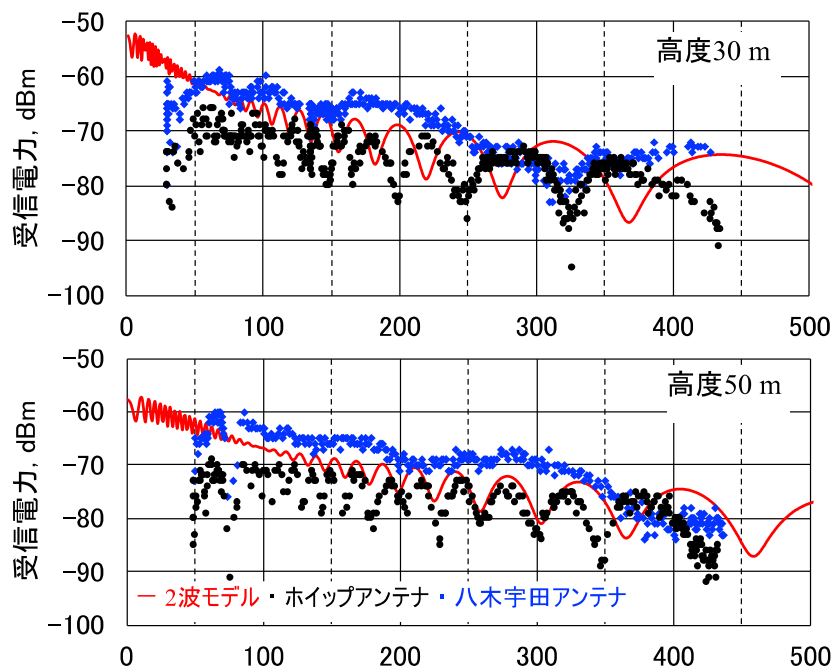


図6 2波モデルと実際の受信電力の比較

4. マルチホップシステムの性能評価

マルチホップシステムの性能評価を行うにあたり、総距離 1.5 km で UAV を複数飛行させる場所の確保は困難であるため、見通しの良い直線を確認できる海岸沿いの実験場所を選定し、地上での通信実験を行った。ST 機器は図 7 に示すようにフレネルゾーンの確保のため伸縮ポールに取り付け、高さ 4~5 m 程度で設置した。また、それぞれの ST を図 8 に示すように約 500 m 間隔で配置し、総延長 1.5 km で通信実験を行った。

実験結果は図 9 に示すように、最も遠い ST1 から最大で 1 秒以内にデータが到達しており、遅延 1.5 秒以内と定めた目標性能を達成した。また、地上局で八木宇田アンテナを使用した際、受信電力が 10 dB 程向上しており ST3 を追尾することでさらなる通信距離の延長を見込める。

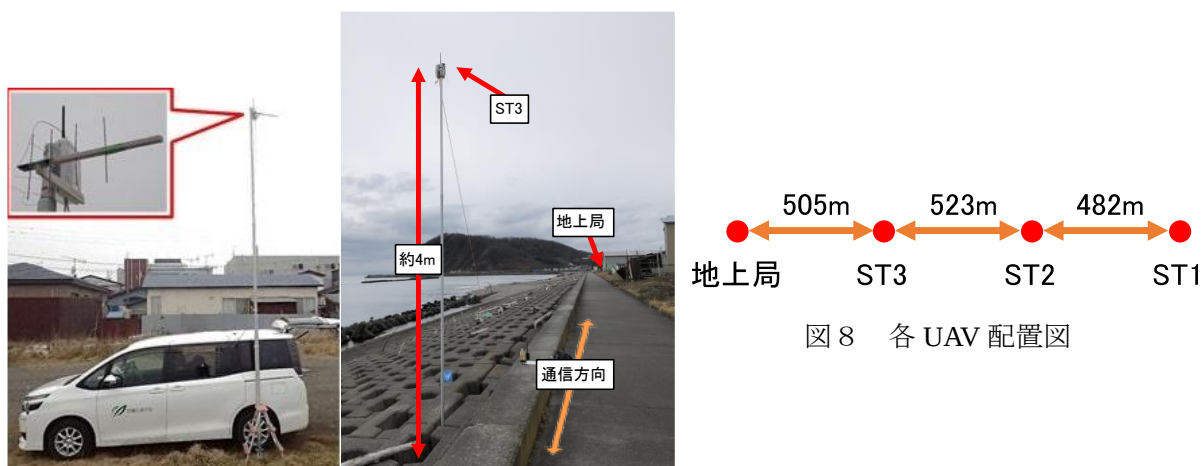


図7 地上局および ST3 設置図

図8 各 UAV 配置図

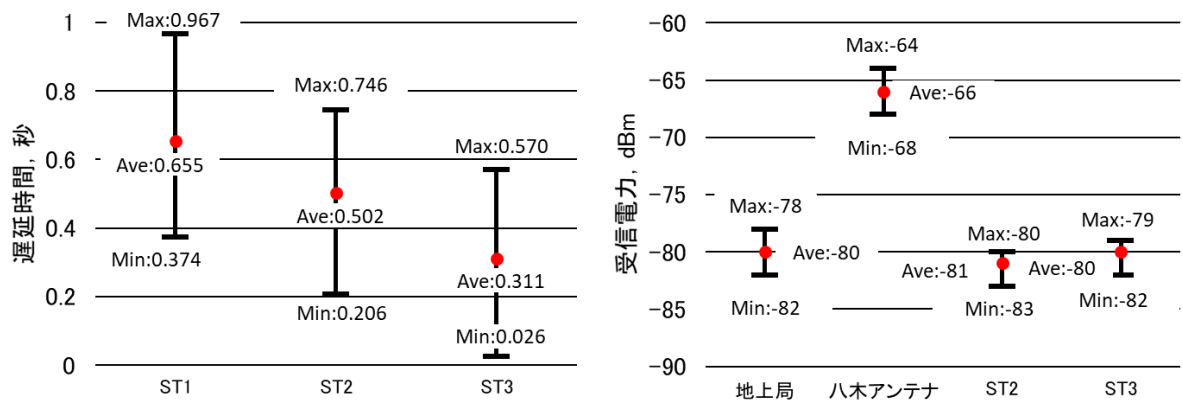


図9 1.5 km 伝送時の遅延時間と受信電力

参考文献

- [1] 北沢 祥一, 渡辺 拓哉, 上羽 正純, 無人航空機用の 920 MHz 帯データ伝送用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, 2019 年 1 月 24-25 日, 長崎市.
- [2] 渡辺 拓哉, 北沢 祥一, 上羽 正純, 無人航空機用通信における 920 MHz 帯の伝搬特性の検討, 電子情報通信学会総合大会, B-2-9, 2019 年 3 月 19-22 日, 東京都.
- [3] 渡辺拓哉, 920MHz 帯を用いた無人航空機遠隔監視用位置情報データ伝送無線システムの研究, 室蘭工業大学卒業論文, 2019 年 3 月.

VHF 帯を用いたデータ伝送無線システムの開発

○北沢 祥一（航空宇宙システム工学ユニット 教授）

矢田 光（航空宇宙システム工学系コース 学部 4 年）

上羽 正純（航空宇宙システム工学ユニット 教授）

1. はじめに

昨年度, 1 km 程度での通信が可能で他の無線システムからの干渉の少ない 169 MHz 帯を用いたテレメトリ・コマンド無線システムの基礎検討について述べた. 今回は, 昨年の検討結果を踏まえ 169 MHz 帯無線モジュールを製作し, 評価を行ったのでその結果について報告する. 本報告は総務省 SCOPE で研究を実施している「広大な農地の短時間観測を可能とする固定翼自律 UAV を用いた映像伝送技術の研究開発」[1] によるものである.

2. システム概要

本研究開発では固定翼無人航空機 (UAV: Unmanned Aerial Vehicle) に搭載したカメラで農地の生育状況を短時間に観測することを目標としている. 映像は 5.7 GHz 帯を用いて最大 10 Mbps で地上に伝送し, UAV の飛行状態は 169 MHz 帯で地上に伝送すると共に, 地上からのコマンドを受信するように送受信を切り替える双方向通信を行う. システムのイメージを図 1 に, 無線系のシステムのブロック図を図 2 に示す. ここで地上局側の 5.7 GHz アンテナ

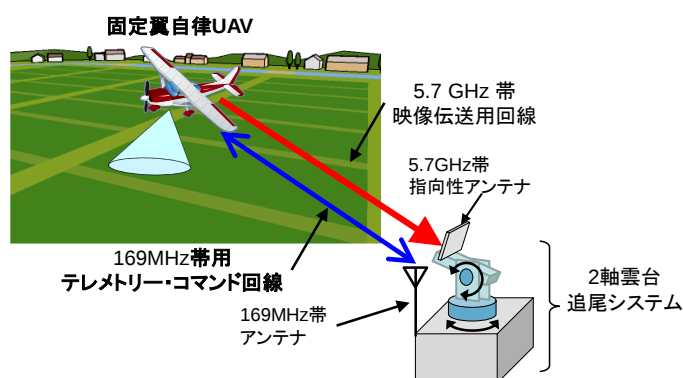


図1 追尾システムイメージ

は 2 軸雲台に搭載しており, 機上局から送信している位置情報を基に UAV を追尾する.

本報告ではこの 169 MHz 帯無線部分についての検討結果および, UAV に搭載する 169 MHz アンテナの評価結果について述べる.

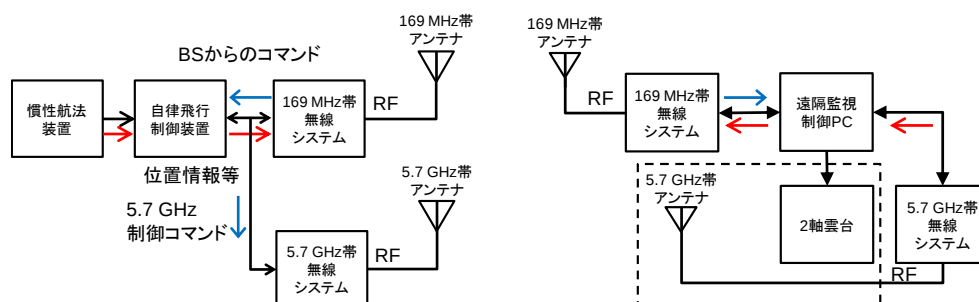


図2 無線系のブロック図

3. 169 MHz 帯無線機

169 MHz 帯の遠隔監視制御用無線通信装置は、昨年度選定した RF トランシーバ用 IC の Texas Instruments 社の CC1120 を用い、無線基板はサイズが 35 mm×55 mm、重量は 8.4 g、電源はモバイルバッテリー（重量 240 g）で供給し、アンテナを含め総重量は 300 g 以下である。基板の概観を図 3、諸元を表 1 に示す。周波数は 169 MHz 帯で、送信出力は上空使用の場合 10 dBm が上限 [2] のため、その最大値としている。変調方式は情報伝送用の 4 値 GFSK と、試験用の無変調の N0N としており、情報伝送時は半二重通信である。

情報伝送時の機上局および地上局の packets 構成を図 4 に示す。今年度は 169 MHz 帯無線機に長田電機株式会社の慣性航法装置 Tiny Feather NA-30 を接続することを想定して緯度、経度等の合計 76 Byte を地上局に送る仕様とした。また地上局側からは、将来の機体制御等のコマンド用に 6 Byte を確保しており、受信したコマンドは機上局から折り返すこととした。

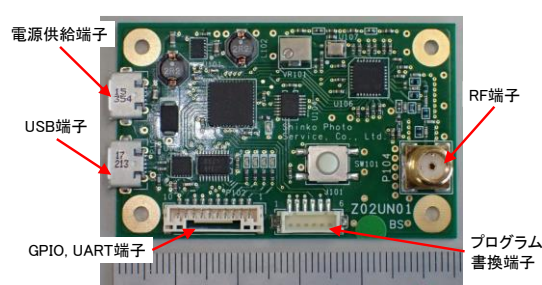
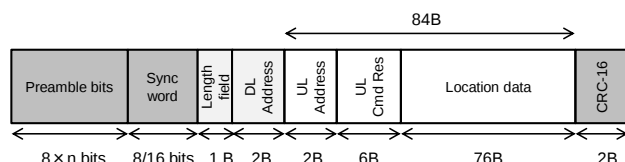


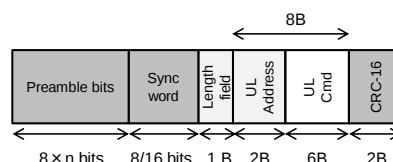
図 3 169 MHz 帯無線機の概観

表 1 無線機の諸元

周波数	169 MHz 帯
送信出力	10 dBm Max.
変調方式	4 値 GFSK, N0N
通信方式	半二重
サイズ	35 mm×55 mm



(a) ダウンリンク側



(b) アップリンク側

図 4 packets 構成

表 2 各伝送速度での 99 % 占有帯域幅

伝送速度 kbps	占有帯域幅 kHz
50	180
100	202
150	227
200	235

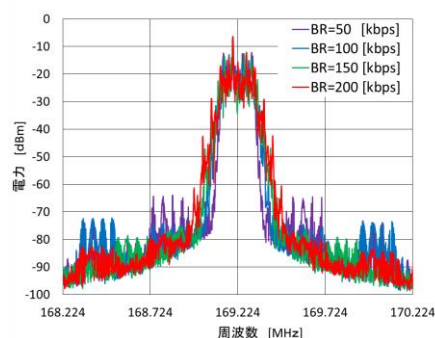


図 5 送信スペクトル波形

製作した無線機は実験試験局の免許申請に向けて、占有帯域幅、帯域外、スプリアス領域の不要輻射レベルを評価した。伝送速度を 50, 100, 150, 200 kbps とした場合の 99 % 占有帯域幅の

結果を表 2 に、送信スペクトルの波形を図 5 に示す。実験試験局では 99 % 占有帯域幅が 300 kHz 以下であることから、今回の測定結果は基準値以下で問題ないことを確認した。

4. アンテナの検討

UAV 搭載用の 169 MHz 帯アンテナについて本年度検討を行った。今回実験に使用する機体は、京商の模型飛行機 カルマート α 60 であり、機体全長は 1600 mm、主翼の翼幅は 1800 mm、水平尾翼の翼幅は 670 mm である。この機体に 169 MHz 帯のアンテナを搭載する場合、1 波長が 1770 mm となるためアンテナサイズが大きく、装着できる場所が限られる。今回、主翼に半波長ダイポールアンテナを装着すると主翼の素材が影響するためか、アンテナが共振しなかった。そこで半波長ダイポールアンテナを水平尾翼に図 6 に示すように折り曲げたベント型ダイポールアンテナにして装着した。この状態で電波暗室にて放射特性を、機体を水平、横倒し、垂直の 3 方向に向きを変えて評価した。結果を図 7 に示す。この放射特性は各向きでの最大値を 0 dB とした相対値で示している。放射特性は、主翼や機体の影響を受け、機体の前方、後方や上方、下方などで偏差があるが、実際の飛行での地上局との角度を考えると、ヌル点や偏差は回線設計上の問題はないと判断した。

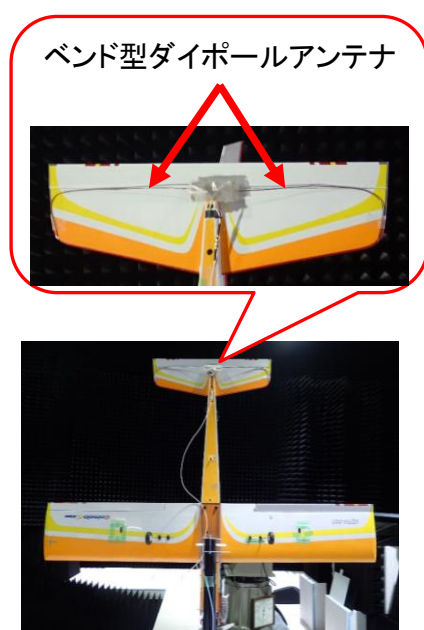
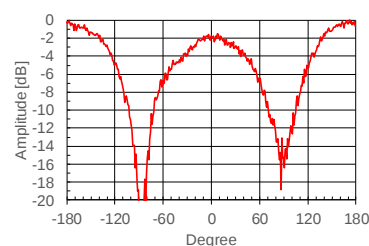


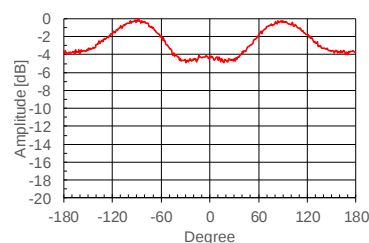
図 6 アンテナの装着位置



水平



横倒し



垂直

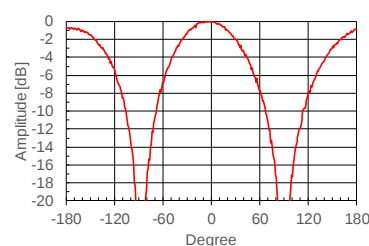


図 7 放射特性

参考文献

[1] 総務省, ” 広大な農地の短時間観測を可能とする固定翼自律 UAV を用いた映像伝送技術の研究開発,” www.soumu.go.jp/main_content/000530691.pdf, 参照 2019 年 1 月

- [2] 総務省, “電波法施行規則の一部を改正する省令案等に係る意見募集—ロボットにおける電波利用の高度化及び特定小電力無線局の高度化に係る技術基準の導入-,” 2016 年 7 月 13 日,
http://www.soumu.go.jp/menu_news/s-news/01kiban14_02000267.html
- [3] 北沢祥一, 矢田光, 上羽正純, “無人航空機用 169 MHz 帯データ伝送無線システムの開発,
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 (鹿児島県熊毛郡南種子町)
(2019 年 2 月 14 日)

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研究

上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

○前田 庸佑(航空宇宙総合工学コース 修士2年)

1. はじめに

本学航空宇宙機システム研究センターでは大気中を高速・高高度で飛行するための基盤技術の研究が行われており、そのテストベッドとして小型無人超音速機の開発が進められている。無人航空機を目視外飛行の場合には、あらかじめ設定した複数のウェイポイントからなる飛行経路を忠実に飛行するための誘導制御技術が必要となる。そこで、ウェイポイント通過及び飛行経路を高精度に飛行する飛行制御技術をシミュレーションにより検証し、電動模型飛行機を用いた飛行実験により検証を行った。ウェイポイント通過判断では、従来の方法より汎用性が高い方法を採用し、飛行制御技術では ADS(Air Data Sensor)で計測した横滑り角をゼロにする旋回飛行により高精度化を図った。これら技術及び飛行実証試験結果を述べる。

2. ウェイポイント通過と制御系の高精度化

2-1. ウェイポイント通過

飛行経路は一般的にウェイポイントを決定後、そのウェイポイントを直線及び曲線で結ぶことで生成される。その飛行経路を実現するためには新たなウェイポイントの通過判断方法が必要となる。ウェイポイント通過判断には、ウェイポイント中心の半径 r の円を用いる。従来の方法では、例えば図1に示すように滑走路に設定した座標系の x 軸方向距離のみで通過判断を行っていたため、 y 軸方向距離は一定ではなく、さらに滑走路に平行な経路以外対応できないため、汎用性が低い。図2に示すように円を用いた通過判断の場合、どの飛行経路に対しても対応でき、汎用性が高い。桃色区間に入るとウェイポイント通過と判断される。

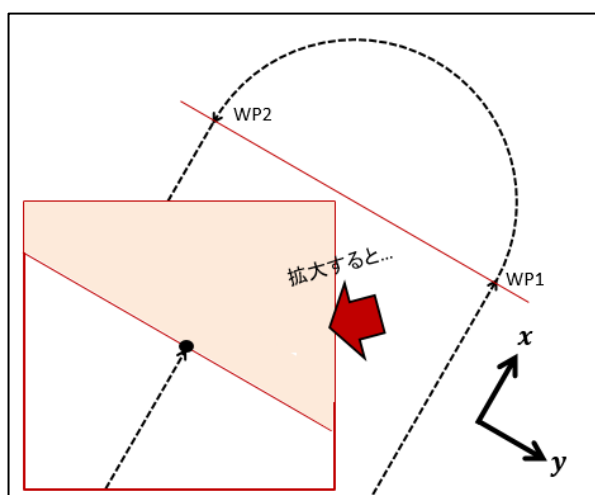


図1 従来のウェイポイント通過判断方法

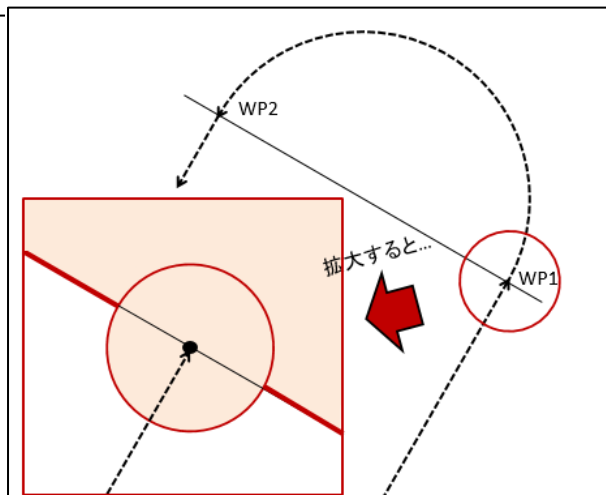


図2 新たなウェイポイント通過判断方法

2-2. 制御系の高精度化

本報告では、旋回経路制御とターンコーディネーションにより、旋回経路を高精度に追従飛行させる。従来の旋回制御では、事前に目標とする旋回半径と目標速度（20 m/s）からロール角を算出し、そのロール角を一定に制御している。航空機は一般的に対気速度を速度制御で用いるため、対気速度と対地速度に差異が生じる場合（風環境下）には、対地速度変化により標経路と実飛行経路にずれが生じる。本報告で提案する旋回経路制御では、対地速度と旋回半径からロール角コマンドを算出し制御することで、風環境下においても目標とする旋回経路に沿った飛行を可能とする。

また、飛行経路誤差の要因として考えられる横滑り角増大による縦・横方向の連成運動を横滑り角 β とその時間微分 $\dot{\beta}$ をラダー δ_r にフェードバックし、横滑り角を零に制御することで防止する。横滑り角がない状態で旋回（ターンコーディネーション）することで、スムーズな旋回を実現できるため高精度な追従飛行を実現できる。さらに、風成分を考慮した横滑り角の計測のため、実験用電動模型飛行機にADS(Air Data Sensor)を実装する。ADSは5孔ピトー管と差圧センサーから構成され、差圧センサー出力にはローパスフィルターを適用し高周波ノイズを通減している。図3にターンコーディネーションのブロック線図を示す。 δ_r/δ_{rc} はラダーへの伝達関数、 $\dot{\beta}/\delta_r$ はラダーから横滑り角の変化率への伝達関数を表す。

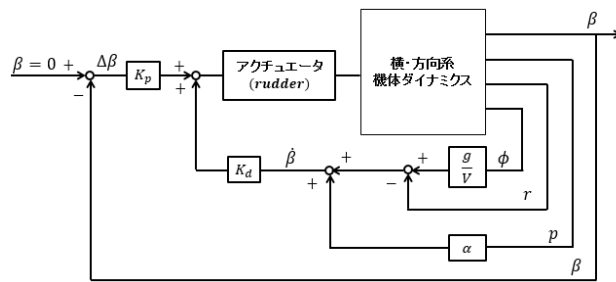


図3 ターンコーディネーションのブロック線図

3. 飛行実証試験

提案したウェイポイント通過判断方法の妥当性及び旋回経路制御とターンコーディネーションを組み合わせた旋回制御系の性能確認を目的に飛行試験実施した。本飛行試験は、電動模型飛行機を用いて、白老滑空場の全長 800 m、幅 30 m の滑走路にて実施した。

3-1. 実験機器構成

図4に実験機器の構成を示す。テレメトリは地上のPCで記録する。

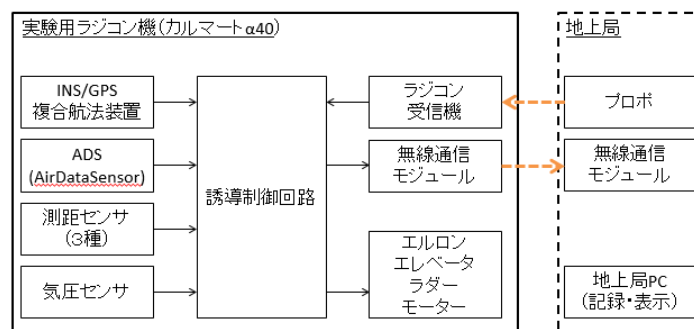


図4 実験機器構成

3-2. 実験用電動模型飛行機

図5に使用する電動模型飛行機を示す。全長 1.3 m, 横幅 1.6 m であり (表 1), 誘導制御系ハードウェアを含めて総重量 3 kg である。



図5 実験用電動模型飛行機

表 1 実験用ラジコン機の諸元

質量	3.03 kg
翼幅	1.580 m
翼面積	0.4266 m ²
重心位置	30~33 %MAC
静止推力	15 N (実験結果より推定)
最低飛行速度	15 m/s (実験結果より推定)

3-3. 目標性能及び目標経路

固定翼航空機を対象とした飛行実証の例が殆どないため、制御系設計のための目標性能やその指針が不明確となっている。そのため、搭載センサー性能及び使用滑走幅より、ウェイポイント通過に使用する円の半径 r を 15 m, 目標旋回経路から 6 m 以内を飛行することを目標とする。

本試験では、図6に示すようにウェイポイント (WP) を配置する。WP①から WP②までが直線飛行区間、WP②から WP③までが旋回飛行区間である。飛行条件及びウェイポイント配置を表2に示す。妥当性及び制御系性能は飛行軌跡及び飛行データより評価する。

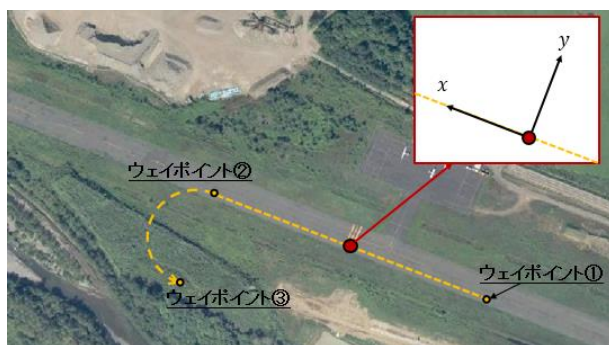


図6 目標飛行経路

表 2 飛行条件及びウェイポイント配置

目標高度	初期高度を維持
目標速度	20 m/s
ウェイポイント① (x, y)	(-150,0)
ウェイポイント② (x, y)	(150,0)
ウェイポイント③ (x, y)	(150,-100)
ウェイポイント通過判断に使用する円の半径 r	15 m

3-4. 結果

まず手動で離陸し各種センサー出力を確認した後、滑走中央付近で自動飛行を開始した。滑走路中心線に平行な位置から直線飛行させ滑走路中心線に沿うように飛行制御させたのち、目標ウェイポイントを通過、旋回飛行に移行させた。旋回飛行においては前述の制御系を使用するとともに、旋回終了点を規定するウェアポイントに到達を確認し、飛行制御を終了させた。飛行軌跡を図7に示す。全制御時間は 35 s 程度で、旋回経路制御区間は 11 s 程度であった。高度は自動飛行開始高度 112 m を保つように制御する。飛行軌跡は制御されている区間を抽出したものであり、白線部が直線飛行区間、赤線部が旋回飛行区間である。黒点線の円がウェイポイント通過判

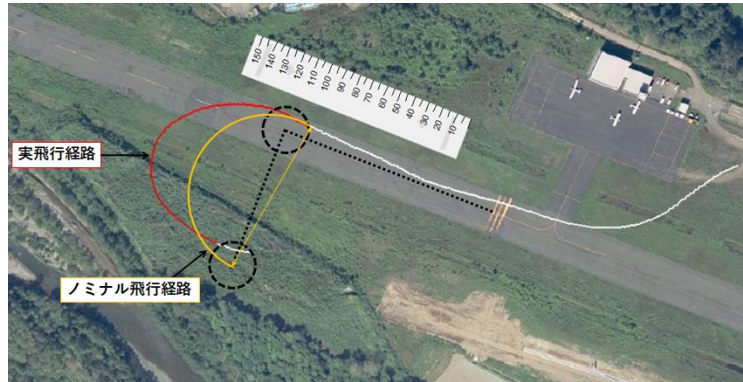


図7 飛行軌跡

断円であり，この円の内側に進入した場合に次の飛行フェーズに移行する．飛行軌跡から円に進入後，旋回飛行へ移行していることが確認できる．また，黄色で示した旋回経路は，赤線で示す目標旋回経路からずれてしまったことが確認できる．最終的な誤差は6 m 程度であるが，旋回飛行区間中の最大誤差は27 m となった．

4 . まとめ

ウェイポイント通過判断と高精度化を目指す旋回制御系について模型飛行機を用いて飛行実証実験を行った．この結果，安定した速度・姿勢角を維持しつつ旋回を達成，問題なく設定ウェイポイントを通過できたものの，旋回飛行区間では目標経路とずれが生じた．今後，このずれの要因を明確化し，対策を講じる予定である．

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提案と飛行実証

上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

○植村 拓也(航空宇宙総合工学コース 博士前期1年)

小貴 徳貴(航空宇宙システム工学コース 学部4年)

1. はじめに

近年, 無人航空機(以下, UAV)を用いた多くのミッションに関する研究が盛んに行われている. UAV は安全利用のため, 飛行中にミッション機器もしくは機体に不測の事態が発生した場合は迅速に帰還する必要がある.

UAV における最短時間かつ最小運動の経路生成はこれまでいくつか報告されている. しかしながら, これら経路生成手法は繰り返し計算のため計算量が多く, 機上でのリアルタイム導出は困難である. これを解決するため本研究では帰還経路を直線と円弧のみで生成することにより計算を簡易化し, 機上でのリアルタイム導出可能なアルゴリズムを考案, 飛行実証によりその有用性を確認した結果を報告する.

2. 帰還経路の設定

設定した帰還経路を図1に, 図1において構成される Flight phase の内容を表1に示す.

本研究において帰還経路は直線と円弧のみで構成する. この場合, 飛行運動として直線は水平飛行, 円弧は水平旋回にて実現する. 滑走路中心線上の指定点に向けて帰還することを想定する.

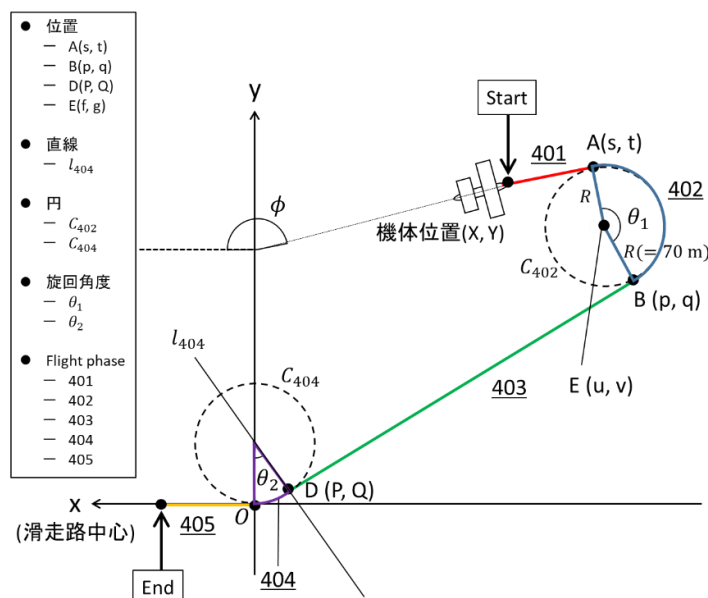


図1 設定した帰還経路

表1 Flight phase の内容

Flight phase	説明
401	水平飛行 (速度, 高度 ^{注1} 一定)
402	水平旋回 (速度, 高度 ^{注1} , ロール角 30° 一定)
403	水平飛行 (速度, 高度 ^{注1} 一定)
404	水平旋回 (速度, 高度 ^{注1} , ロール角 30° 一定)
405	水平飛行 (速度, 高度 ^{注1} 一定)

注1)

速度制御目標値は 20 m/s 一定,
高度制御目標値は 60 m 一定.

3. 帰還経路生成アルゴリズム

図1に示した経路で帰還するためには、適切な Flight phase の切替を実施しなければならない。ここでは、その切替に必要な計算の一部を紹介する。

3-1. Flight phase 402における旋回角度 θ_1 の導出

旋回中心 $E(u, v)$ は 402 開始時点における位置 $A(s, t)$ と方位角 ϕ により次式となる。 R は旋回半径である。

$$u = (s + R \cos \phi) \quad (1)$$

$$v = (t - R \sin \phi) \quad (2)$$

円 C_{402} と円 C_{404} との共通接線の方程式を考えることにより、位置 $B(p, q)$, $D(P, Q)$ を得る。

$$p = \frac{-(R - v)R\sqrt{u^2 + (R - v)^2}}{u^2 + (R - v)^2} + u \quad (3)$$

$$q = \frac{(-u)R\sqrt{u^2 + (R - v)^2}}{u^2 + (R - v)^2} + v \quad (4)$$

$$P = \frac{(v - R)R\sqrt{u^2 + (v - R)^2}}{u^2 + (v - R)^2} \quad (5)$$

$$Q = \frac{-uR\sqrt{u^2 + (v - R)^2}}{u^2 + (v - R)^2} + R \quad (6)$$

余弦定理により、 θ_1 は次式で決定される。

$$\theta_1 = \cos^{-1} \left\{ \frac{2R^2 - (p - u)^2 - (v - q)^2}{2R^2} \right\} \quad (7)$$

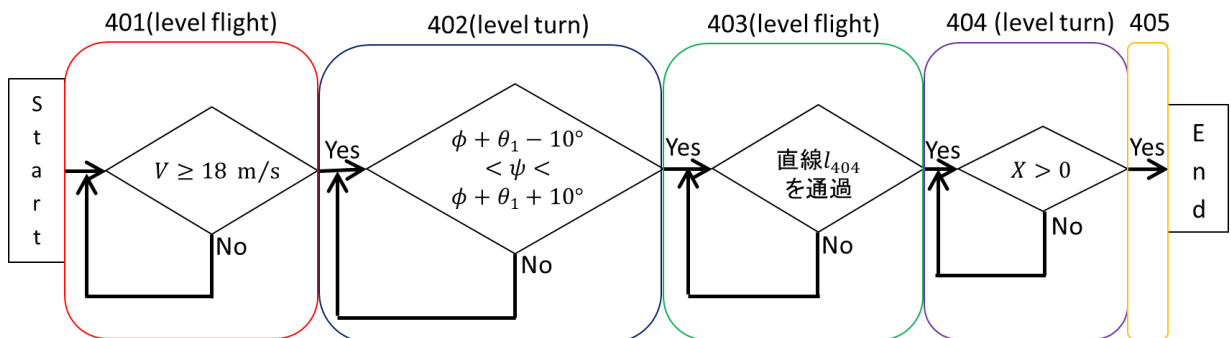
3-2. 直線 l_{404} の式の導出

直線 l_{404} は式(5)及び(6)より、次式となる。

$$l_{404}: y = \frac{Q - R}{P} x + R \quad (8)$$

3-3. 飛行実証に使用した Flight phase 切替の概要

飛行実証に使用した Flight phase の切替を図2に示す。



V は対気速度, h は高度, ψ は機体の現在方位, X は機体現在位置のx座標。

図2 Flight phase の切替

自動飛行が開始すると、Flight phase 401 が実行される。401 は水平飛行である。速度制御により対気速度 V は 20 m/s 一定に、高度 h は 60 m 一定となるように制御がはたらく。これら速度並びに高度の制御は自動飛行終了まで継続される。

V が 18 m/s を超えると、Flight phase 402 のロール角 30° 一定水平旋回へ移行する。このとき、402 に移行した時刻における位置及び方位角 ϕ を取得することにより、旋回角度 θ_1 が計算される。現在方位 ψ が $(\phi + \theta_1) \pm 10^\circ$ の範囲に収まると、Flight phase は 403 へ移行する。

403 は再び水平飛行である。直線 l_{404} を通過すると、Flight phase は 404 へ移行する。

404 はロール角 30° 一定水平旋回である。機体位置の x 成分である X が滑走路座標 y 軸を超える、即ち $X > 0$ を満たすと Flight phase は 405 へ移行する。

405 への移行確認後、自動飛行は終了し、手動操縦に切り替える。

4. 飛行実証

本帰還経路生成アルゴリズムの技術的確立のため、電動模型飛行機（京商カルマート $\alpha 40$ ）を実機として飛行実証を行った。Flight phase 405 に移行したときの y 方向偏差を評価することにより、本帰還アルゴリズムの有用性を確認する。

4-1. 飛行実証の結果

飛行実証により得られた飛行軌跡を図 3，ロール角・速度・方位角・気圧高度の時間履歴を図 4 に示す。図 3 より、Flight phase 405 に移行したときの滑走路中心線からの y 方向偏差はおよそ 18 m であった。

4-2. 考察

本アルゴリズムにおけるロール角制御の目標値は設定した経路に相当する理論的な値を入力しているに過ぎない。例として旋回半径を 70 m，速度制御目標値を 20 m/s と設定した場合は旋回半径の公式から得られるロール角 30° を目標値として入力している。したがって、ロール角応答の動特性が経路の偏差にそのまま影響している。これを解決するためには、設定した経路に追従する制御系を取り入れる必要がある。

5. まとめ

機上でのリアルタイム導出が可能な緊急時帰還アルゴリズムを考案し、飛行実証によりその有用性を確認したところ、目標とする滑走路中心線上指定点からの位置偏差が発生することを確認した。今後は、この位置偏差が 3 m 以内（暫定目標）となるように設定した経路を追従する制御を取り入れる必要がある。また、自動飛行開始時の方位角によっては左旋回の方が帰還に必要な時間が短くて済む。これら課題を解決し、より実用性の高い帰還アルゴリズムの確立を目指す。

6. 参考文献

- 1) 弥生陸斗，上羽正純，

風向きを考慮した無人航空機のための最適帰還経路の生成及び誘導技術の研究，
室蘭工業大学工学部卒業論文，2018.

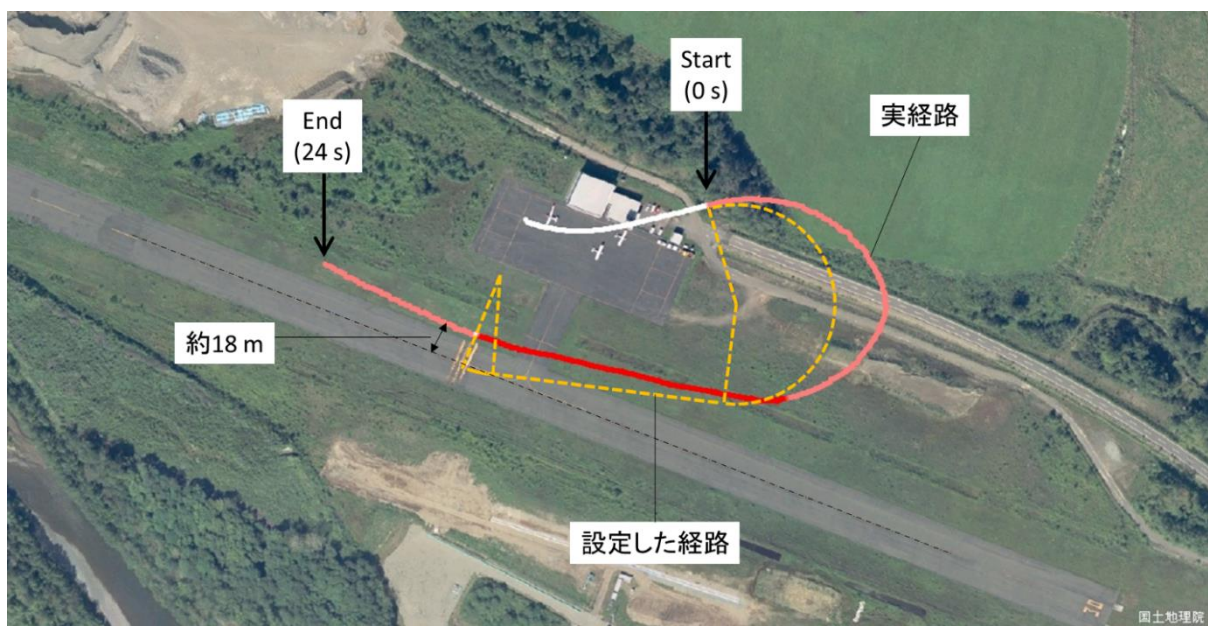


図3 飛行軌跡

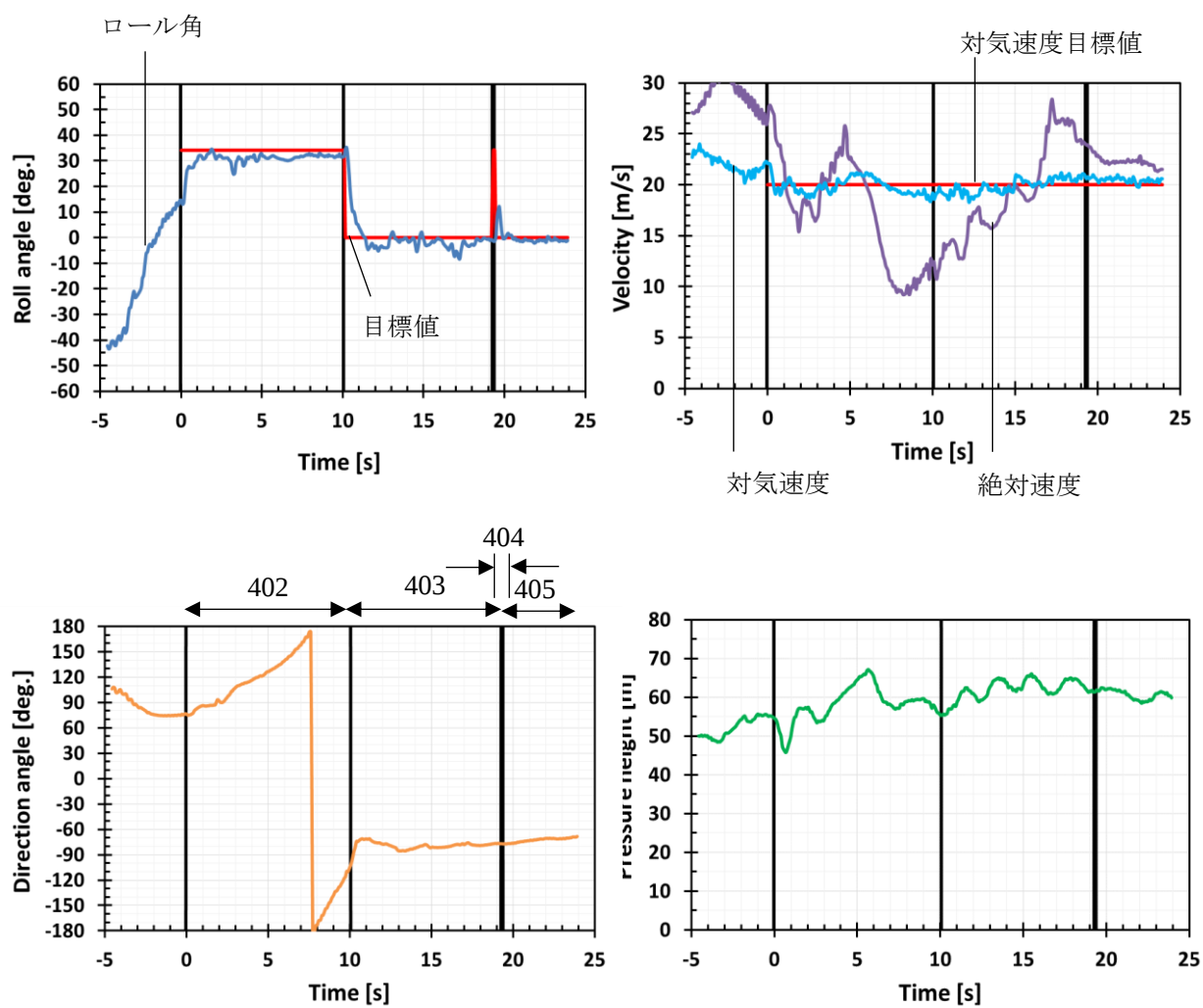


図4 ロール角・速度・方位角・気圧高度の時間履歴

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飛行実証

上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

○植村 拓也(航空宇宙総合工学コース 博士前期1年)

1. はじめに

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターでは、大気中を高速・高高度で飛行するための基盤技術の研究が行われており、そのテストベッドとして小型無人超音速実験機の開発が進められている。その基盤技術の一つとして、離陸から着陸までの完全自律飛行に関する誘導制御技術の研究が進められており、その前段階として電動模型飛行機を用いた技術実証が進んでいる。本超音速実験機は、着陸に必要な距離が大きくなると予想されるため、その距離を低減することが重要である。

本着陸距離低減のため、通常のグライドスロープ角 $2.5 \sim 3^\circ$ より大きなグライドスロープ角にて着陸することを検討する。しかしながら、この大きなグライドスロープ角での着陸ではフレア制御開始時の降下率は上昇し、接地時降下率も上昇することとなる。このためフレア制御の制御帯域を高くし、応答性の高い機首引き上げを実行することにより従来の接地時降下率である 1 m/s 以下を維持する。

本手法を用いて、電動模型飛行機を対象にグライドスロープ角 25° でシミュレーションを行った結果、高度 30 m 地点から接地までの距離は 101 m 程度短縮可能であることを確認した。さらに、本条件にて電動模型飛行機による飛行実証を行い、本手法の問題及び妥当性を確認した結果を報告する。

2. 着陸距離低減化手法

一般に、着陸では縦方向の制御として図1に示す経路が設定され、経路に応じてグライドスロープ制御とフレア制御が実行される。フレア制御時の経路を指数関数近似した場合、高度 30 m から接地までの水平距離 $L_g + L_f$ は次の(2.1)式で定義される。この $L_g + L_f$ が本検討における着陸距離である。

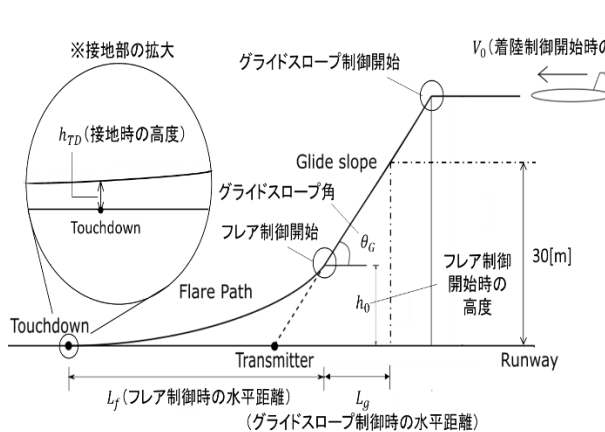


図1 着陸経路

$$L_g + L_f = \frac{(k-1)\tau V_0 \sin \theta_G + 30}{\tan \theta_G} \quad (\because k = \ln \frac{\tau V_0 \sin \theta_G}{h_{TD}} > 1) \quad (2.1)$$

$$\text{このとき } \tau > 0, \quad 0^\circ < \theta_G < 90^\circ.$$

$$\frac{\partial(L_g + L_f)}{\partial \tau} = (k-1)V_0 \cos \theta_G > 0$$

$$\frac{\partial(L_g + L_f)}{\partial \theta_G} = -\frac{(k-1)\tau V_0 \sin \theta_G + 30}{\sin^2 \theta_G} < 0$$

(2.2)

(2.1)式は，着陸制御開始時の速度 V_0 及び接地時の高度 h_{TD} を一定とすれば，フレア時定数 τ とグライドスロープ角 θ_G の関数となる．本式を τ と θ_G で偏微分すると，(2.2)式ようになる．(2.2)式において， θ_G の増大および τ の減少に対して $L_g + L_f$ は小さくなることがわかる．

3. フレア制御の高帯域化による降下率低減化手法

前述のように， θ_G を大きくすることにより，着陸距離を短くすることが可能であるが，一方，フレア制御開始時の高度 h_0 における降下率は大きくなる．これを解決するには，着陸進入速度を小さくすること，あるいはフレア制御にて応答性の高い機首引き上げによる上向きの加速度を発生し，下向きの速度を相殺する方法が考えられる．着陸速度を一定とした場合は必然的に後者の手法となる．上向きの加速度を可能な限り大きくすることにより，少なくとも従来と同程度の接地時降下率での自動着陸を実現させる．

応答性の高い機首引き上げを実行するためには，フレア制御の制御帯域を高くすることが必要である．

図2に等価変換後のフレア制御系を示す．

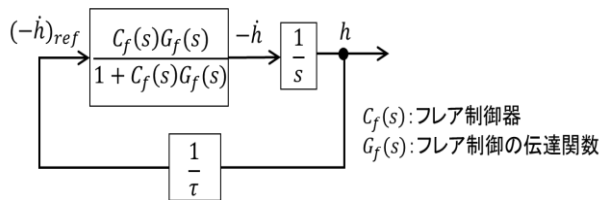


図2 等価変換後のフレア制御系

$$W(s) = \frac{1}{\tau s} \frac{C_f(s)G_f(s)}{1 + C_f(s)G_f(s)} \quad (3.1)$$

$$|W(s)| = \frac{1}{\tau} \left| \frac{1}{s} \frac{C_f(s)G_f(s)}{1 + C_f(s)G_f(s)} \right| \quad (3.2)$$

$$\propto \frac{1}{\tau}$$

(3.1)式は図2より得られるフレア制御系の一巡伝達関数 $W(s)$ ，(3.2)式はその一巡伝達関数のゲイン $|W(s)|$ である． τ の減少によって $|W(s)|$ は大きくなり，ゲイン交差周波数 ω_{gc} は大きくなることがわかる．結果として，フレア制御の帯域を高くし，応答性の高い機首引き上げを可能にする．

4. シミュレーション

4-1. シミュレーション用制御設計

電動模型飛行機（京商カルマートα40）を対象に制御系設計及びシミュレーションを行う．グライドスロープ制御開始時の高度は40 m とする． $V_0 = 20$ m/s, $\theta_G = 25^\circ$, $h_{TD} = 0.1$ m と設定した着陸経路に対して，フレア制御について τ を2.0 s, 1.5 s, 1.4 s, 1.3 s と小さくしていき，制御帯域（ゲイン交差周波数 ω_{gc} ）を高くし，同程度の安定余裕を確保する．具体的には，表1に示すCase2のときの安定余裕をノミナル値とし，このノミナル値からゲイン余裕は3 dB，位相余裕は 5° の偏差内に収まるようにPIDパラメータで調整する．

表1はシミュレーションに使用した θ_G と τ に対応する制御器と安定余裕及びゲイン交差周波数をまとめたものである． $\tau = 2.5$ sに対応する項目は既存の着陸シミュレーションで使用された値であり，ゲイン余裕は14 dB程高く，位相余裕はほぼ同じである．

表1 使用した θ_G と τ に対応するフレア制御器・ゲイン余裕 Gm・位相余裕 Pm・ゲイン交差周波数 ω_{gc}

Case	θ_G [°]	τ [s]	フレア制御器 $C_f(s)$	Gm[dB]	Pm[deg.]	ω_{gc} [Hz]
1(既存)	10	2.5	$(\pi/180)\{1 + (2/s) + 0.4s\}$	39.7	68.5	0.0507
2	25	2.0	$(3.4\pi/180)\{1 + (1/s) + 0.75s\}$	25.8	75.6	0.0648
3	25	1.5	$(3\pi/180)\{1 + (1/s) + 0.65s\}$	25.4	72.5	0.0803
4	25	1.4	$(3\pi/180)\{1 + (1/s) + 0.65s\}$	24.8	72.1	0.0848
5	25	1.3	$(3\pi/180)\{1 + (2/s) + 0.65s\}$	24.3	74.1	0.109

4-2. シミュレーション結果

比較基準となる既存の着陸シミュレーション結果として表1のCase1における高度及び降下率の時間履歴を図3に、本研究の着陸シミュレーション結果の一例として表1のCase5における高度及び降下率の時間履歴を図4に示す。

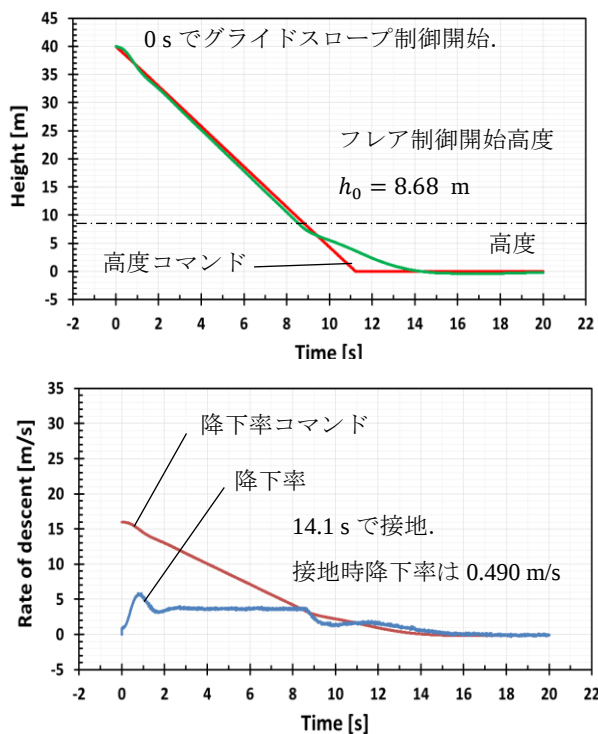


図3 既存のシミュレーション結果

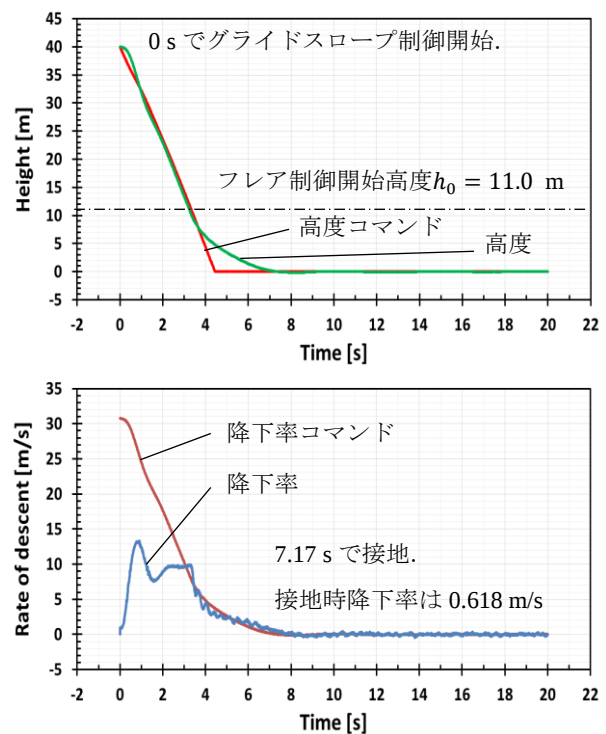


図4 本研究のシミュレーション結果

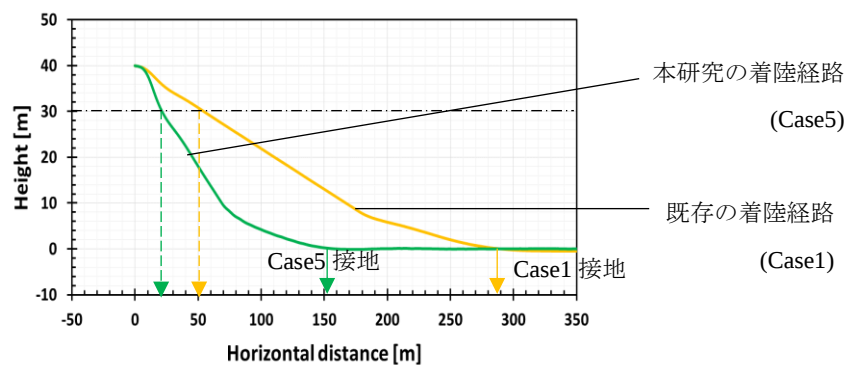


図5 シミュレーションによる着陸経路の比較

高グライドスロープ角による降下と高帯域のフレア制御により，従来と同程度の接地時降下率を維持しつつ，グライドスロープ制御開始から接地までの水平距離は減少するという結果がシミュレーションから得られた．接地時降下率については表 1 の全ての Case において 1.0 m/s を上回ることがなかった．そのため，本シミュレーション条件に対して τ は 1.3 s まで小さくしてフレア制御の制御帯域を高くできることが分かっている．

着陸距離の短縮について，既存（表 1 の Case1 のとき）の高度 30 m 地点から接地までの水平距離は 233 m である一方，本研究（表 1 の Case5 のとき）では 132 m であった．およそ 101 m 程度の短縮がなされていることを確認した．図 5 は，グライドスロープ制御開始地点を同じにしたときの既存の着陸経路と本研究で得られた着陸経路を比較したものである．

5. 実証実験

本研究の技術的確立を目的とし，電動模型飛行機（京商カルマート $\alpha 40$ ）を実機として実証実験を実施した．最初から実滑走路に向けて短距離着陸を実施した場合，本研究手法の観点から，機体の滑走路面への衝突が懸念される．そのため，前段階として高度 20 m の仮想地上を設け，その仮想地上に向けて着陸を行う．仮想地上到達時点の降下率並びに高度 50 m 地点から仮想地上到達地点までの水平距離を評価する．

5-1. 実験条件

$V_0 = 20$ m/s とし， θ_g を従来の 7° から 25° に大きくして実験を実施した．採用した制御器を表 2 に示す．グライドスロープ制御則は PD 要素を，フレア制御則は PID 要素より構成した．それぞれの PID パラメータはこれまでの対象電動模型飛行機の着陸制御で使った値を用いた．

表 2 実験で使った制御器

	Glide slope	Flare
	$C(s) = K(1 + \tau_i/s + \tau_d s)$	
比例ゲイン K	1	1
積分時間 τ_i	0	2
微分時間 τ_d	0.3	0.4
フレア時定数 τ	-	2.5 s
位相余裕 Gm	106°	68.5°
ゲイン余裕 Pm	30.2 dB	39.7 dB
ゲイン交差 周波数 ω_{gc}	0.0527 Hz	0.0507 Hz

5-2. 実験結果

本実験で得られた飛行軌跡及び高度・降下率の時間履歴をそれぞれ図 6 及び図 7 に示す．まず，表 2 の制御器を使用した場合，グライドスロープ制御区間では高度コマンドに対して 2 s 程度の応答遅れかつ，高度差 10~20 m 程度が発生している．

次に，フレア制御区間では機首引き上げにより 24.4 s 辺りで降下率は 0.25 m/s まで減少したが，その後上昇し，仮想地上 20 m に達したときには 2.73 m/s であった．

着陸距離について，高度 50 m 地点から仮想地上到達地点までの水平距離は 115 m 程度であった．

5-3. 実験結果のまとめ

本実験条件を実滑走路に向けた着陸にそのまま適用した場合，接地時降下率が 2.7 m/s 程度ではハードランディングとなる．したがって，これを防ぐため，フレア制御区間において，コマン

ドに対する降下率応答のオーバーシュートが発生しないようフレア制御器の PID パラメータの再調整を行う必要がある。

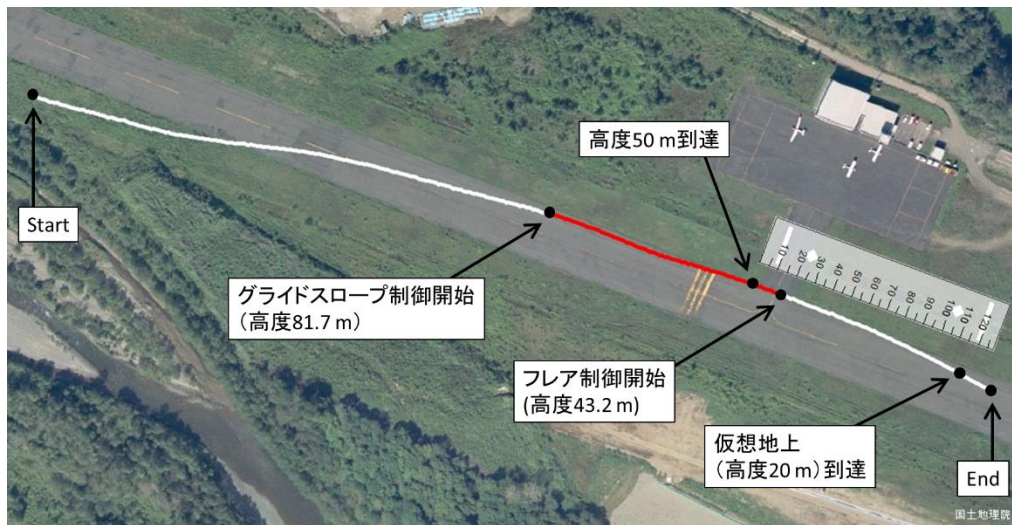


図6 本実証実験で得られた飛行軌跡

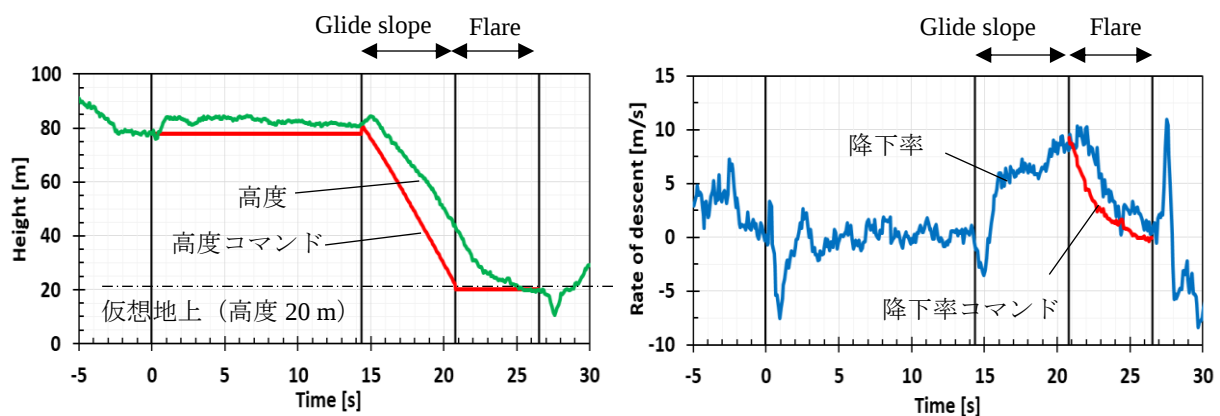


図7 高度・降下率の時間履歴

6. まとめ

着陸時、大きな θ_G による降下に加え、フレア制御時の制御帯域を高くする手法は、接地時降下率を維持しながら着陸距離の短縮に有効であることをシミュレーションで確認した。今後は実証実験において、フレア制御器の再調整を行ったのち、実滑走路に向けた短距離着陸制御実証実験を実行する予定である。

7. 参考文献

- 1) 山名正夫・中口博, 「飛行機設計論」, 養賢堂, 1974.
- 2) 吉川康夫, 航空の世紀, 技術堂出版, 1996.
- 3) 加藤寛一郎, 大屋昭男, 柄沢研治, 航空機力学入門, 東京大学出版会, 2012.
- 4) 片柳亮二, 航空機の飛行力学と制御, 森北出版, 2007.
- 5) 片柳亮二, 航空機の飛行制御の実際, 森北出版, 2011.
- 6) 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.

UAV からの伝送位置情報を用いた追尾アンテナ制御性能の評価

上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

○遠藤 将人(航空宇宙システム工学コース 学部 4 年)

1. はじめに

一般に無人航空機 (UAV : Unmanned Air Vehicle) は, 高速で長距離を飛行する. この場合, UAV の位置を確実に把握することが必須である. このため, UAV から送信される位置情報を含む電波の送信電力を可能な限り微弱にならないようにする, あるいは微弱であっても受信をできるようにすることが必要である. 前者の手段として, 無線通信装置の送信電力を増加させる, あるいは複数の UAV でマルチホップさせる. 後者の手段としては, 利得の高いアンテナを用いて UAV を追尾することが考えられる.

本研究では, 上記手法のうち, 送信電力を増加させる手法を除いた 2 つの手段を統合し, 図 1 に示すクラスタ UAV による長距離位置情報伝送システムを提案し, 構成技術のうち高速飛行する UAV を地上局の追尾アンテナでの高精度に追尾制御技術について, 実証実験により制御性能を評価した結果を報告する.

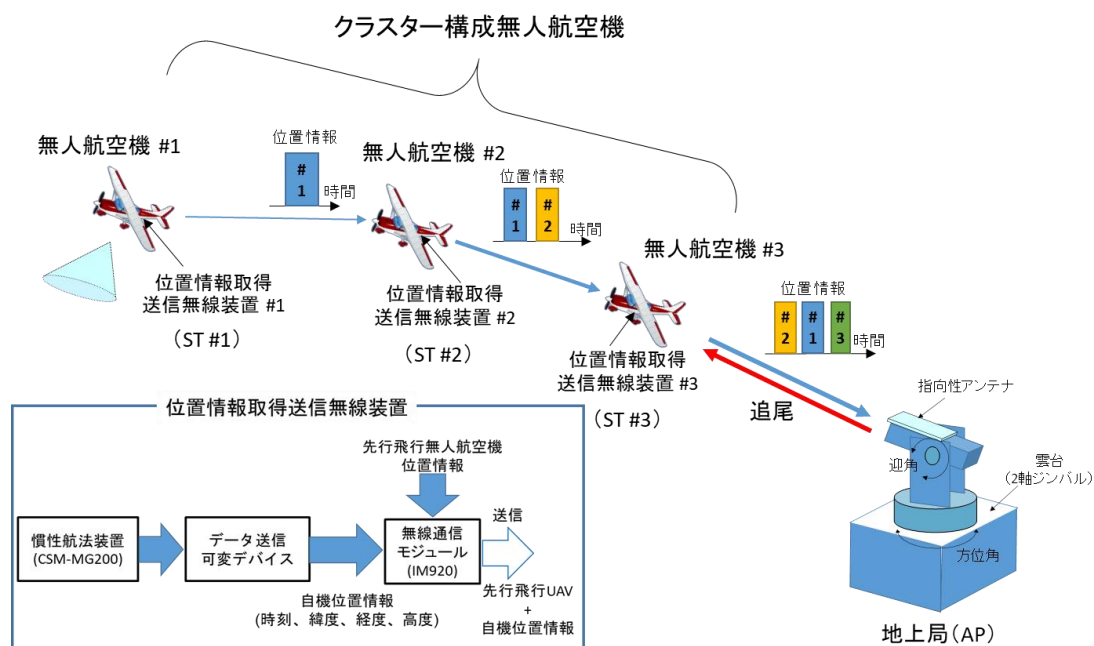


図 1 クラスタ無人航空機による長距離位置情報伝送システムイメージ

2. システムの概要

図 1 に示すシステムでは, 各 UAV は, 位置情報取得送信無線装置を搭載している. 位置情報取得送信無線装置は, 慣性航法装置, データ送信可変デバイス, 無線通信モジュールより構成される. 特に無線通信モジュールは, 低出力の 920 MHz 帯の市販無線通信モジュール (インタープラン社製 IM920) を使用した. 位置情報はチェーン状に配置した複数 UAV をマルチホップさせる

本マルチホップ伝送によりすべての UAV の位置情報を地上局まで伝達する過程では、

- 1) UAV #3 においては、UAV #1, #2 の位置情報がすべてそろった時点で送信されること
- 2) 920 MHz 帯の無線通信モジュールは、時間 10 % のみの送信しか許されていないこと

により、地上局の追尾アンテナに最も近い UAV #3 であっても追尾対象に時間遅れが発生し、これが追尾アンテナによる飛翔体の指向方向精度を劣化させてしまう。

3. 提案追尾アンテナ制御系

前述の問題点である遅延時間を解決するために、図 2 に示す地上局追尾アンテナ制御系が提案されている。

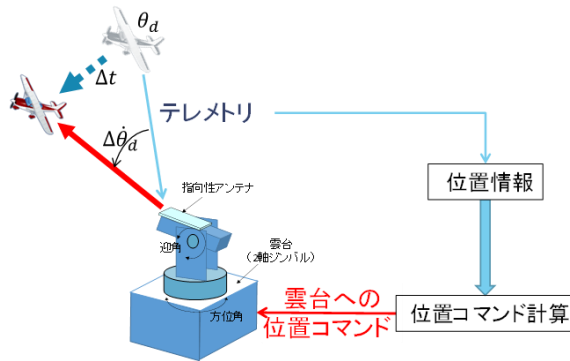


図2 追尾アンテナ制御系

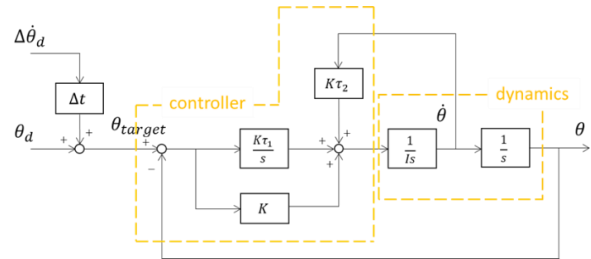


図3 追従制御系ブロック図

この提案追尾アンテナ制御系は、UAV からテレメトリデータとして送信されている位置や速度、姿勢角、飛行モードのうち、位置情報を用いる。同時に追尾アンテナで角速度情報を用いる。これらのデータを用いて、時間遅れを考慮した角度コマンドを算出し、追尾アンテナ制御系に用いる。すなわち、予測した目標角度 θ_{target} 、目標角度 θ_d 、角速度 $\Delta\theta_d$ 、遅延時間 Δt において、予測した目標角度 θ_{target} を(1)式で発生させている。本(1)式を図3に示す θ_{target} に使用する。

$$\theta_{target} = \theta_d + \Delta\theta_d \Delta t \quad (1)$$

4. 実証実験

4-1. 追尾アンテナ単体性能確認実験

追尾アンテナ制御システム（雲台）単体の追尾制御性能を評価する。この実験においては、電動模型飛行機（図4）に搭載する位置情報取得送信無線装置の無線通信モジュールを時間遅れの生じない 2.4 GHz 帯の無線装置モジュール（TWE-Strong）に置き換えた。さらに、ハイブリッド慣性航法装置（Tiny Feather）で計測される位置情報のうち、高度は精度が悪いため、気圧高度センサ（MS5607）を用いて計測した高度と置き換えて、無線通信モジュールより送信することとした。この置き換えは、PSoC を用いて行っている。本構成にて追尾制御を実施し、機体を追尾させることにより追従制御性能を確認する。機体の搭載機器や実験構成の概略図を図5に示す。



図4 電動模型飛行機

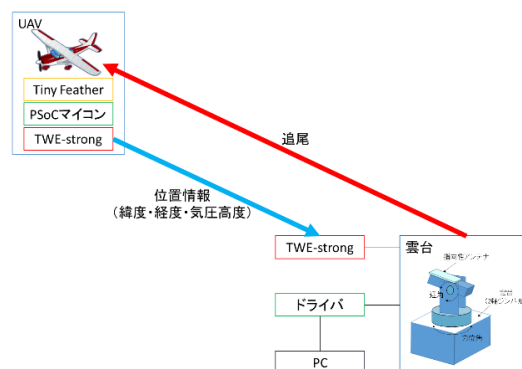


図5 実験構成概略図

4-2. 時間遅れがある場合の追尾性能評価実験（総合実証実験）

マルチホップにより時間遅れが生じた場合の追尾制御性能を、雲台を制御するソフトウェアにて(1)式で示されるコマンドを実装し評価する。本実験では、図6に示すハイブリッド慣性航法装置（CSM-MG200）及びデータ送信可変デバイス、920 MHz 帯無線通信モジュール（IM920）からなる位置情報取得送信無線装置（ST #3）を搭載した電動模型飛行機を飛行させる。機体の搭載機器や実験構成の概略図を図7に示す。なお、ST #1, #2 は地上の固定点に設置した。

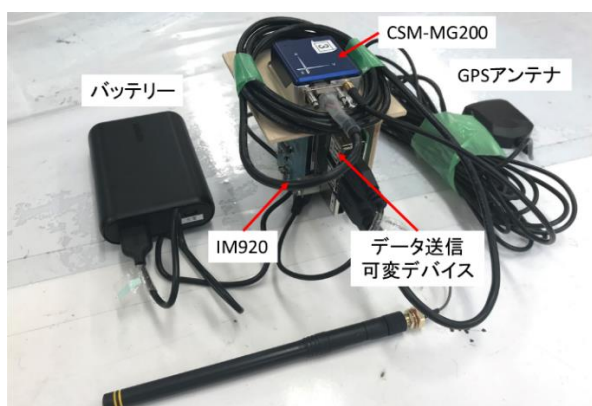


図6 機体搭載機器

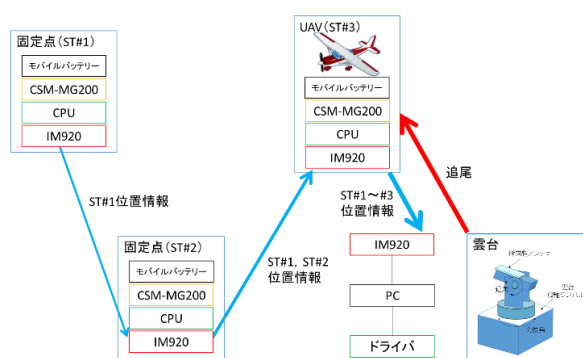


図7 実験構成概略図

5. 実験結果

5-1. 追尾アンテナ単体性能確認実験

4-1. の構成にて、白老滑空場で行った実験の飛行軌跡を図8、追尾アンテナ制御システムを構成する雲台の設置状況を図9に示す。図8に示す赤線が電動模型飛行機の飛行軌跡である。追尾制御時の方位角、仰角履歴及び角度誤差を図10に示す。方位角・仰角ともにコマンドに追従し、指向方向誤差としては方位角で最大約 5° 、仰角で最大約 6° であった。機体が飛行中の角速度が大きくなるにつれて、指向方向誤差が大きいくこと。さらに、データが欠落し、雲台が急回転することがあり、この場合指向方向誤差がさらに大きくなることを確認した。

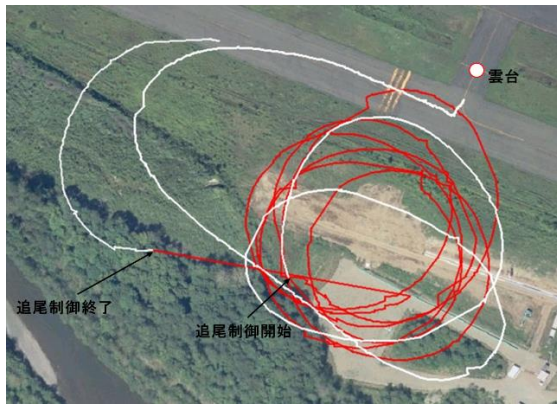


図 8 電動模型飛行機飛行軌跡

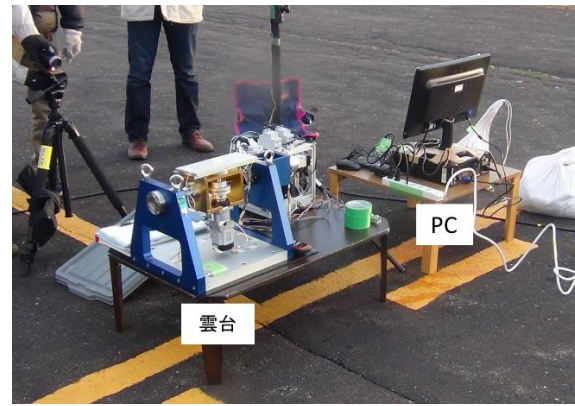
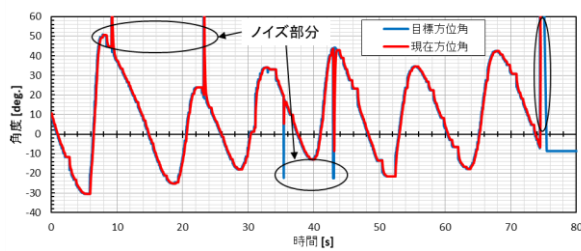
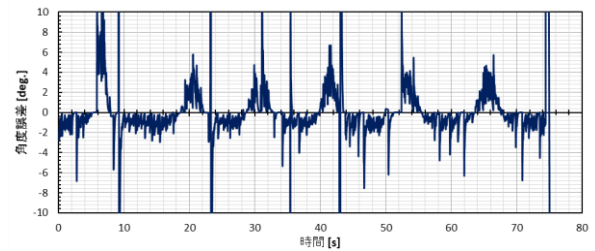


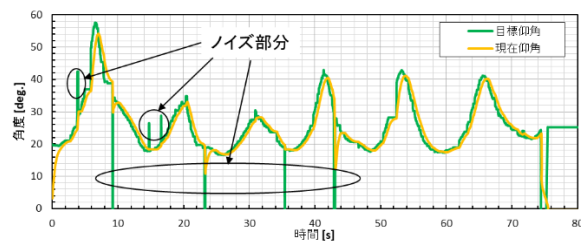
図 9 雲台設置状況



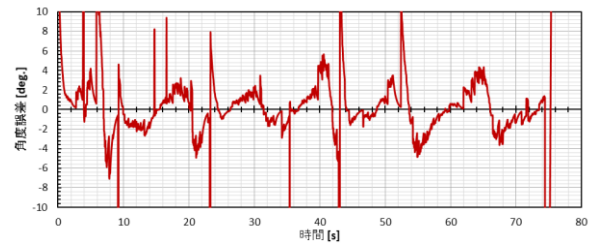
(A) 方位角追尾結果



(B) 方位角誤差



(C) 仰角追尾結果



(D) 仰角誤差

図 10 追尾性能確認実験結果

5-2. 時間遅れがある場合の追尾性能評価実験（総合実証実験）

4-2. の構成にて、白老滑空場での ST #1, ST #3, AP 等の配置を図 11, 飛行実験による UAV #3 の飛行軌跡を図 12 に示す。実験においては、ST #2 の不具合が発生したため、これを使用せず、ST #1→ST #3 (UAV #3) →雲台 (AP) へと位置がマルチホップで伝送される系を構築した。

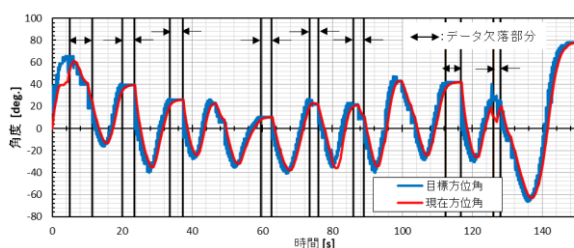
追尾制御時の方位角、仰角履歴及び角度誤差を図 13 に示す。方位角・仰角ともにコマンドに追従しているが、指向方向誤差は方位角で最大 30° 、仰角で最大 8° となった。指向方向誤差が大きくなった要因の一つは、データの欠落が多く発生したためである。これは、電動模型飛行機が旋回した際の主翼などによる電波のブロッキングなどが原因と考えられる。



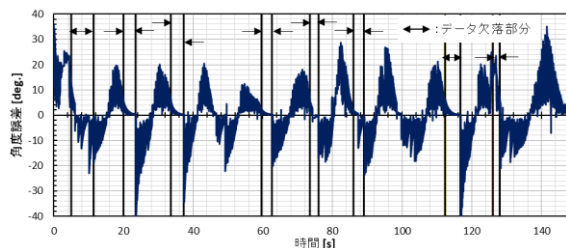
図 1.1 実験配置



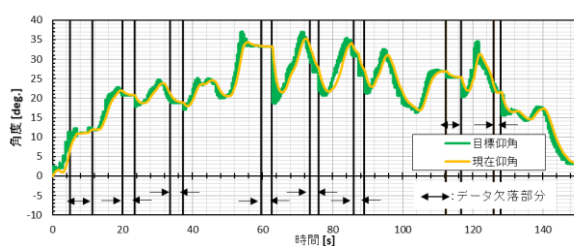
図 1.2 電動模型飛行機飛行軌跡



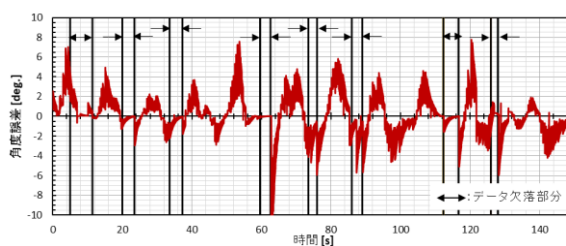
(A) 方位角追尾結果



(B) 方位角誤差



(C) 仰角追尾結果



(D) 仰角誤差

図 1.3 総合実証実験結果

6. まとめ

実証実験において、受信データに基づいて雲台が追尾可能であることを確認した。ただし、データ欠落時には指向方向誤差の大幅な劣化が発生した。今後は、データ欠落の原因を解明し、対策を講じる。

参考文献

[1]北沢祥一，嶋田民生，上羽正純，無人航空機の位置情報データ伝送用マルチホップ無線システムの検討，電子情報通信学会，SANE2017-104，2018年1月

発表論文

2018 年度

査読付き学術誌

- [1] 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
- [2] 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.
- [3] 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
- [4] 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.
- [5] 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
- [6] 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
- [7] 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.
- [8] 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.
- [9] 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.

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

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] 山崎健次, 樋口 健, 勝又暢久, 岸本直子, 岩佐貴史, 藤垣元治, “高精度アンテナシステム構築のための主鏡変形計測手法,” 日本航空宇宙学会・日本機械学会・宇宙航空研究開発機構, 第 60 回構造強度に関する講演会, 3B11, JSASS-2018-3092, pp.262-264, (2018.8.3), 徳島.
- [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、1O01, 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進供給システムに関する研究 (LOX 供給特性に関する検討), 第 62 回宇宙科学技術講演会, P18, 久留米市, 2018.10. 24-26
- [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、山崎優樹、宮本勝也、溝端一秀、室蘭工大小型超音速飛行実験機のエアリアル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] 久保田穩、春日綜、溝端一秀、室蘭工大小型超音速飛行実験機の車載走行試験による舵面空力評価、第 56 回飛行機シンポジウム、1E12、山形、2018.11.14-16
- [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ワ 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、小木曾望、南部陽介、樋口 健、勝又暢久、“超小型衛星「ひろがり」の開発,” 日本航空宇宙学会中部関西支部合同秋期大会、2018.11.24、名古屋.

- [43] 山崎健次, 樋口 健, 勝又暢久, 岩佐貴史, 岸本直子, 藤垣元治, “高精度アンテナシステム構築のための主鏡変形計測,” 第 34 回宇宙構造・材料シンポジウム, 2018.12.14, 相模原.
- [44] 田中宏明, 小木曾望, 池田忠繁, 石村康生, 藤垣元治, 後藤優太, 田川雅人, 岩田 稔, 樋口 健, 勝又暢久, 岩佐貴史, 坂本 啓, 岸本直子, 波多英寛, 仙場淳彦, “ExHAM による圧電素子の宇宙環境曝露試験計画,” 第 34 回宇宙構造・材料シンポジウム, 2018.12.14, 相模原.
- [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, 小木曾望, 南部陽介, “2U サイズ超小型衛星「ひろがり」の研究・開発状況,” 日本機械学会, 第 27 回スペース・エンジニアリング・コンファレンス, (2018.12.20-21), 高知.
- [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, 小木曾望, 南部陽介, 木村公洋, 樋口 健, 勝又暢久, 岩佐貴史, 坂本 啓, 池田忠繁, 角田博明, 小川雄樹, 岸本直子, 藤垣元治, 波多英寛, 篠原主勲, 河野裕介, 上田政人, 横関智弘, 岩田 稔, 米山 聡, 大谷章夫, 向後保雄, 井上 遼, 小山昌志, 仲井朝美, 坂井健宣, “高性能科学観測にむけた高精度構造・材料の研究開発,” 第 19 回宇宙科学シンポジウム, 2019 年 1 月 9 日, 相模原.
- [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素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, 宇宙機用推進剤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, 山崎優樹, 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ア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・院), 中田大将(室工大), 安田一貴(室工大・院), 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・学), 荒木幹也 (群大), 岡田空悟 (室工大・院), 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・院), 横尾颯也(名大・院), 金周回 (名大・学), 佐藤朋之(名大・学), 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・院), 八木橋央光(室蘭工大・院), 有松昂輝(室蘭工大・学), 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・院), 八木橋央光(室工大・院), 有松昂輝(室工大・学), 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・院), 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 detonation 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・院)、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), 荻田丈士, 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

2014～2017 年度

査読付き学術誌

- [1] 石川温士, 今井良二, 田中貴博, SF6-水を用いた水平管群まわりの気液二相流計測 : 高温
高圧の PWR/SG 二次冷却水側の気液二相流を常圧で模擬, 配管技術, 56(1), P.28-34, 2014.
- [2] Jun KOYANAGI, Akihito WATANABE, Nobuyoshi KAWABATA, Tsuyoshi OZAKI, Ken
HIGUCHI, Kosei ISHIMURA and Yasumasa KASABA, "Long-term durability of tri-axial woven
CFRP tube structure extended along the spin axis of spinning platforms for the SCOPE mission, "
Advanced Composite Materials, Vol.23, No.2, pp.115–128, 2014.
- [3] Ken HIGUCHI, Yasuyuki MIYAZAKI, Kosei ISHIMURA, Hiroshi FURUYA, Hiroaki
TSUNODA, Kei SENDA, Akihito WATANABE, Nobuyoshi KAWABATA, Takeshi
KURATOMI, and SIMPLE Project Team, "Initial Operation and Deployment Experiment of
Inflatable Extension Mast in SIMPLE on JEM Exposure Platform in ISS, " Trans. JSASS Aerospace
Tech. Japan, Vol.12, No.ists29, pp.Pc_1-Pc_7, 2014.
- [4] Daisuke Nakata, Kenji Nishine, Kaoru Tateoke, Kazuyuki Higashino, Nobuhiro Tanatsugu,
"Aerodynamic Measurement on the High Speed Test Track, ", Transactions of the Japan Society
for Aeronautics and Space Sciences Aerospace Technology Japan, , Vol.12, No.ists29, pp.
Tg 5-Tg 10, 2014.
- [5] Kazuyuki Higashino, Masatoshi Sugioka, Shuntaro Izumi, Toshiyuki Terada, Noboyuki
Azuma, Teiu Kobayashi, "Study on Material Compatibility for Bioethanol Fueled Rocket Engine, "
Aerospace Technology Japan, Vol.12, No.ists29, pp. Pa 41-Pa 46, 2014.
- [6] Kazuhide MIZOBATA, Ryojiro MINATO, Ken HIGUCHI, Masazumi UEBA, Syohei TAKAGI,
Daisuke NAKATA, Kazuyuki HIGASHINO, and Nobuhiro TANATSUGU, "Development of a
Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle as a Flying Test Bed for Future Space
Transportation Research, " Transactions of JSASS, Aerospace Technology Japan, Vol.12,
No.ists29, pp. Po 3 1-Po3 10, 2014.
- [7] 塚野 徹, 棚次亘弘, 杉岡正敏, 東野和幸 「白金触媒を用いた熱分解吸熱性燃料の吸熱量
の測定と評価」. 日本航空宇宙学会論文.第 62 巻 5 号, pp.149-156, 2014.
- [8] 高木正平, 上村卓也, 平田裕, 高田晃輔「超音速流特性に及ぼす湿度効果について」, . 日
本航空宇宙学会論文集. 第 62 巻, 4 号, pp.136-142, 2014.
- [9] Daisuke Nakata, Kiyoshi Kinefuchi, Satoshi Hosoda, Masahiro Kinoshita and Hitoshi Kuninaka
"Technical Challengers for Advanced Arcjets, ", Transactions of the Japan Society for Aeronautics
and Space Sciences Aerospace Technology Japan, Vol.12, No.ists29, pp.To_1_1-To_1_5, Nov.
2014
- [10] 高木正平, 「Kutta の条件を満たした翼周りの流線の可視化 –電界場の等電位線とポテンシ
ャル流の流線とのアナログを利用して-」, .可視化情報学会論文集. 第 34 巻, 9 号, pp29-34,
2014.
- [11] Takagi, S., Yamaya, N. and Itoh, N.: Frequency control of unstable disturbances in
two-dimensional jet by artificial acoustic loop, Transactions of the Japan Society for Aeronautics
and Space Sciences. Vol.57, No.5, 2014, pp.255-262.
- [12] Nobuhisa Katsumata, Kaimori Masaaki, Masanobu Yamasaki, Ken Higuchi, Michihiro Natori,
Hiroshi Yamakawa: Deployment Characteristics of Braid Coated Bi-Convex Tape and Bi-SMA

- Convex Tape Booms for Deployable Membrane Structures, *Journal of Mechanics Engineering and Automation*, Vol.4, No.1, 52-62, 2014.
- [13] Nobuhisa Katsumata, M.C. Natori, Hiroshi Yamakawa: Analysis of dynamic behaviour of inflatable booms in zigzag and modified zigzag folding patterns, *Acta Astronautica*, 93, 45-54, 2014.
- [14] Takagi, S., Sakaue, Y., Uemura, T. and Takada, K., "Observation of cross-flow instability mode in yawed cylinder boundary layer at Mach 2," *AIAA Journal*, Vol. 53, No. 1 (2015), pp. 260-265.
- [15] M. C. NATORI, Hiraku SAKAMOTO, Nobuhisa KATSUMATA, Hiroshi YAMAKAWA and Naoko KISHIMOTO: Conceptual model study using origami for membrane space structures – a perspective of origami-based engineering, *Mechanical Engineering Reviews*, Vol.2, No.1 (2015)
- [16] S. YODA, W. CHO, R. IMAI: Aerodynamic levitator for large-sized glassy material production, *Review of Scientific Instruments*, Vol.86, No.9 (2015), pp. 093906-1 - 093906-5, <http://dx.doi.org/10.1063/1.4930008>.
- [17] 岩佐貴史, 岸本直子, 樋口 健, 藤垣元治, 小木曾望: 面計測と点計測を統合した大型宇宙構造物の高精度形状計測法の提案, *航空宇宙技術(AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN, THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES)*, Vol.14, pp.95-103, (2015.4.22). [<http://doi.org/10.2322/astj.14.95>]
- [18] R. IMAI, K. SUZUKI, H. KAWASAKI, H. OHTA, Y. SHINMOTO, H. ASANO, O. KAWANAMI, S. MATSUMOTO, T. KURIMOTO, H. TAKAOKA, M. SAKAMOTO, K. USUKU, K. SAWADA, Development of Boiling and Two-phase Flow Experiments on board ISS (Condensation Section) , *Int.J. Microgravity Sci. Appl.* , 2016p330103 , (2016.1.31)DOI:10.15011/ijmsa.33.330103
- [19] H. OHTA, H. ASANO, O. KAWANAMI, K. SUZUKI, R. IMAI, Y. SHINMOTO, S. MATSUMOTO, T. KURIMOTO, H. TAKAOKA, K. FUJII, M. SAKAMOTO, K. SAWADA, H. KAWASAKI, A. OKAMOTO, K. KOGURE, T. OKA, K. USUKU, T. TOMOBE and M. TAKAYANAGI, Development of Boiling and Two-Phase Flow Experiments on Board ISS (Research Objectives and Concept of Experimental Setup), *Int. J. Microgravity Sci. Appl.* 2016p330102, (2016.1.31), DOI:10.15011/ijmsa.33.330102
- [20] T. GOMYO, H. ASANO, H. OHTA, Y. SHINMOTO, O. KAWANAMI, K. SUZUKI, R. IMAI, T. OKA, T. TOMOBE, K. USUKU, M. SHIMADA, S. MATSUMOTO, T. KURIMOTO, H. TAKAOKA, M. SAKAMOTO, H. KAWASAKI and K. SAWADA, Development of Boiling and Two-Phase Flow Experiments on Board ISS (Void Fraction Characteristics in the Observation Section just at the Downstream of the Heating Section), *Int. J. Microgravity Sci. Appl.* 2016p330104 (2016.1.31), DOI:10.15011/ijmsa.33.330104.
- [21] T. HIROKAWA, D. YAMAMOTO, D. YAMAMOTO, Y. SHINMOTO, H. OHTA, H. ASANO, O. KAWANAMI, K. SUZUKI, R. IMAI, M. TAKAYANAGI, S. MATSUMOTO, Takashi KURIMOTO, H. TAKAOKA, M. SAKAMOTO, K. SAWADA, H. KAWASAKI, K. FUJII, A. OKAMOTO, K. KOGURE, T. OKA, T. TOMOBE and K. USUSKU, Development of Boiling and Two-Phase Flow Experiments on Board ISS (Investigation on Performance of Ground Model) , *Int. J. Microgravity Sci. Appl.* 2016p330105 , (2016.1.31) , DOI:10.15011/ijmsa.33.330105
- [22] K. SAWADA, T. KURIMOTO, A. OKAMOTO, S. MATSUMOTO, H. TAKAOKA, H. KAWASAKI, M. TAKAYANAGI, Y. SHINMOTO, H. ASANO, O. KAWANAMI, K. SUZUKI, R. IMAI and H. OHTA, Development of Boiling and Two-Phase Flow Experiments on

- Board ISS (Dissolved Air Effects on Subcooled Flow Boiling Characteristics), *Int. J. Microgravity Sci. Appl.* 2016p330106, (2016.1.31), DOI:10.15011/jasma.33.330106
- [23] O. KAWANAMI, M. OKUBO, K. NAKAMOTO, H. ASANO, H. OHTA, Y. SHINMOTO, K. SUZUKI, R. IMAI, S. MATSUMOTO, T. KURIMOTO, H. TAKAOKA, K. SAWADA, A. OKAMOTO, H. KAWASAKI, M. TAKAYANAGI and K. FUJII, Development of Boiling and Two-Phase Flow Experiments on Board ISS (Temperature Data Derivation and Image Analysis of a Transparent Heated Short Tube in the Glass Heated Section), *Int. J. Microgravity Sci. Appl.* 2016p330107, (2016.1.31), DOI:10.15011/jasma.33.330107
- [24] Minato, R., "Advantage of Ethanol Fuels for Gas Generator Cycle Air Turbo Ramjet Engine" *Aerospace Science and Technology* Vol.50, (2016) pp.161-172.
- [25] M. C. NATORI, Hiraku SAKAMOTO, Nobuhisa KATSUMATA, Hiroshi YAMAKAWA and Naoko KISHIMOTO, "Conceptual model study using origami for membrane space structures – a perspective of origami-based engineering", *Mechanical Engineering Reviews (JSME)*, Vol.2, No.1, 1-15, 2015.
- [26] Asuka Iijima, Daisuke Nakata, Masatoshi Sugioka, Nobuyuki Tanatsugu, Kazuyuki Higashino, Shinji Ishimoto, and Nobuyuki Azuma, "Rocket Engine Feasibility Study for the JAXA Future Transportation Reference System," *Transactions of JSASS, Aerospace Technology Japan*, Vol.14, No. ists30, pp. Po_1_17-Po_1_23, 2016.
- [27] Masazumi UEBA, Kouhei SUZAKI, and Takatoshi SUGIYAMA, "Study on Hybrid Satellite-tracking Antenna Control System Using Torque Compensation Methods for Small Vessels", *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan*, Vol. 14, No. ists30, pp. Pj_7-Pj_12, 2016.
- [28] 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.
- [29] Ken HIGUCHI, Hiroshi FURUYA, Yasuyuki MIYAZAKI, Takahira AOKI, Choji YOSHIDA, Akihito WATANABE, Kazuki WATANABE and SIMPLE Project Team, "Achievement of Long-term On-orbit Operation of the SIMPLE Inflatable Extension Mast," *Trans. JSASS, Aerospace Tech. Japan*, Vol.14, No. ists30, pp. Pc_13-Pc_17, (2016).
- [30] 大竹 伸英, 井上 剛志, 坂口 智也, 内海 政春, ロケットエンジン用液体水素ターボポンプの玉軸受の非線形モデリングと軸振動解析による回転非同期成分の考察, *航空宇宙技術*, 15 巻, pp.1-8, 日本航空宇宙学会, 2016 年 1 月.
- [31] 平木 博道, 内海 政春, 川崎 聡, 井上 剛志, 動特性を考慮したターボポンプのバランスピストン設計についての考察, *ターボ機械*, 44 巻, 4 号, pp. 231-241. 2016 年 4 月.
- [32] Yuichiro Tokunaga, Hideyuki Inoue, Jun Hiromatsu, Tetsuya Iguchi, Yasuhiro Kuroki, Masaharu Uchiumi, Rotordynamic Characteristics of Floating Ring Seals in Rocket Turbopump, *International Journal of Fluid Machinery and Systems*, Vol. 9, No. 3, pp.194-204, July 2016.
- [33] Hiroyuki Ohta, Yomoya Sakaguchi, Masaharu Uchiumi, Load-Displacement Relationship of a Ball Bearing With Axial, Radial, and Angular Displacements for Both the Inner and Outer Rings, *J. Tribology*, Vol. 139, No. 1, 011103, July 2016.
- [34] 川崎聡, 島垣満, 内海政春, 安達和彦, 要素の配置配列をパラメータとしたロケット用ター

- ボポンプの形態設計, 日本機械学会論文集, 82 巻, 842 号, 16-00134, 2016 年 8 月.
- [35] 香川修作, 渡邊裕輔, 渡邊啓悦, 後藤彰, 内海政春, 島垣満, 川崎聡, 産業用立軸ポンプの形態最適化設計に関する研究, ターボ機械, 第 45 巻, 第 3 号, pp.165-173, 2017 年 3 月.
- [36] 塚野 徹, 前田大輔, 笹山容資 (室蘭工業大学大学院), 中田大将, 杉岡正敏, 棚次亘弘, 東野和幸 (室蘭工業大学) 「再生冷却システムに用いる熱分解吸熱性燃料に対するニッケルおよびプラチナ触媒の効果」. 日本航空宇宙学会論文. 第 65 巻 2 号, pp.41-49, (2017)
- [37] Masazumi Ueba, Akihiro Miyasaka, Yoshinori Suzuki, Fumihiro Yamashita, Progress in and prospects of on-board communication equipment technologies for communications satellites in Japan, IEICE Transactions on Communications Vol.E100-B,No.9, pp.1633-1643, 2017. IF:0.314 Q4
- [38] Ryoji IMAI and Mori MICHIHARA, Study on Dynamic Wetting Behavior in Microgravity Condition Targeted for Propellant Tank, International Journal of Microgravity Science and Application, Vol.34, No.3, pp. 340306-1- 340306-11, (2017) DOI: 10.15011/jasma.34.340306.
- [39] Kawasaki, S., Shimura, T., Uchiumi, M., and Iga, Y., “One-dimensional Analysis Method for Cavitation Instabilities of a Rotating Machinery”, 021113, Vol. 140, No. 2, J. Fluid Engineering, ASME. February 2018. IF:1.437 Q2
- [40] Ryoji Imai, Takuya Imamura, Masatoshi Sugioka, Kazuyuki Higashino, Research on Liquid Management Technology in Water Tank and Reactor for Propulsion System with Hydrogen Production System Utilizing Aluminum and Water Reaction, Microgravity Science and Technology, online first, (2017) <https://doi.org/10.1007/s12217-017-9566-5>. IF:1.188 Q2
- [41] Daisuke Nakata, Kazuki, Yasuda, Kugo Okada, Kazuyuki Higashino and Rikio Watanabe, “N2O Flow History Prediction in an Oxidizer Feed Line of Hybrid Rockets,” Transaction of JSASS, Aerospace Technology Japan, Volume 16 (2018) Issue 1 Pages 81-87, DOI: 10.2322/tastj.16.81
- [42] Nagao, N., Nagaura, K., Tamura, T., Hasegawa, S., and Uchiumi, M., “Rotordynamic Forces Acting on a Two-Stage Inducer”, J. Fluid Engineering, FE-16-1588, 021112, Vol. 140, No. 2, ASME, February 2018. IF:1.437 Q2
- [43] Deployment behavior control using cables and bi-shape memory alloy convex tape booms
Katsumata Nobuhisa, Kume Masaru, Higuchi Ken
- [44] ADVANCES IN MECHANICAL ENGINEERING, 9 巻, 7 号, Article Number:1687814017707909, 2017 年 07 月 Q3, IF 0.827
- [45] Kobayashi, H., Hagiwara, R., Kawasaki, S., Uchiumi, M., Yada, K., and Iga, Y., “Numerical Analysis of Suppression Effect of Asymmetric Slit on Cavitation Instabilities in Cascade”, J. Fluid Engineering, FE-16-1670, 021302, Vol. 140, No. 2, ASME, February 2018. IF:1.437 Q2
- [46] Imamura, T., Sugioka, M., Higashino, K., Imai, R., “Study on Liquid Management Technology in Water Tank for Propulsion System Utilizing Aluminum and Water Reaction (Improvement of Liquid Acquisition Performance by Hydrophilic Coating in Metallic Tank) Int. J. Microgravity Sci. Appl. Vol. 35, No. 1, p350103-1-6 (2018) DOI:10.15011/jasma.35.350103.

国際会議発表論文

- [1] Kazuhide Mizobata, Ryojiro Minato, Ken Higuchi, Masazumi Ueba, Syohei Takagi, Daisuke Nakata, Nobuhisa Katsumata, Kazuyuki Higashino, and Nobuhiro Tanatsugu, “DEVELOPMENT OF A SMALL-SCALE SUPERSONIC FLIGHT EXPERIMENT VEHICLE AS A FLYING TEST BED, ” 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, St. Petersburg, Russia, September 2014.
- [2] Satoshi Kondo, Yoshihiro Suzuki, Muhammad Hanan, Kazuhide Mizobata, Ryojiro Minato, Kazuyuki Higashino, and Nobuhiro Tanatsugu, “Aerodynamic Characteristics and Flight Capability Prediction of the Small-scale Flight Experiment Vehicle Being Developed at Muroran Institute of Technology, Japan, ” 2014 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Shanghai, China, September 2014.
- [3] Yoshiro Suzuki, Sakae Oishi, Kazuhide Mizobata, Nobuhiro Tanatsugu and Takakage Arai, “Control surface characteristics of the small-scale supersonic flight experiment vehicle (OWASHI) of Murotan-IT, ” 2014 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Shanghai, China, September 2014.
- [4] Takashi Kurimoto, Satoshi Matsumoto, Haruo Kawasaki, Kenichiro Sawada, Hitoshi Asano, Osamu Kawanami, Koichi Suzuki, Ryoji Imai, Yasuhisa Shinmoto, Haruhiko Ohta, Introduction and Status of Hardware and Development for Boiling and Two Phase Experiment onboard ISS/Kibo, The 9th International Conference on TWO-PHASE SYSTEMS FOR GROUND AND SPACE APPLICATIONS, Baltimore, MD, USA September 22-26, 2014.
- [5] Shohei Takagi, Yusuke Fushikida, Tsutomu Saito, Shigeru Obayashi, Yasufumi Konishi, Manipulation of 3-D boundary-layer transition on a swept NLF wing, The 11th International Conference on Flow Dynamics (ICFD 2014), Oct. 8-10, Sendai, 2014.
- [6] Natori, M.C., Nagasawa, M., Yamada, J., Okuno, A., Yamakawa, H., Higuchi, K. and Kishimoto, N., “A Basic Construction Concept for Space Structure Systems Using Active Connecting Elements , ” AIAA-2015-0683 , 2nd AIAA Spacecraft Structures Conf. , (SciTech2015), Kissimmee, FL., USA, (2015.1).
- [7] Kazuhide MIZOBATA, Yoshihiro Suzuki, Sakae Ooishi, Satoshi Kondoh, Tsubasa Toguchi, Yukiya Ishigami, Masaaki Miura, Takakage Arai, and Kazuyuki Higashino, “Aerodynamics and Flight Capability of a Supersonic Flight Experiment Vehicle”, 2015-g-31, 30th International Symposium on Space Technology and Science, Kobe, Japan, July 4-10, 2015.
- [8] Koichi Suzuki, Kazuhisa Yuki, Shinichi Satake, Ryoji Imai, Yasuhisa Shinmoto, Haruhiko Ohta, “Subcooled Boiling of Fluorochemical Liquid with Poor Wetting Heating Surface” , 17IT-PB-5, The Joint Conference of 6th International Symposium on Physical Sciences in Space and 10th International Conference on Two-Phase Systems for Space and Ground Applications, Kyoto, Japan, Sep. 15-18, 2015.
- [9] Asuka Iijima, Daisuke Nakata, Kazuyuki Higashino, Nobuhiro Tanatsugu, Shinji Ishimoto, and Nobuyuki Azuma, “Rocket Engine Feasibility Study for the JAXA Future Transportation Reference System” , 2015-o-1-02, 30th International Symposium on Space Technology and Science, Kobe, Japan, July 4-10, 2015.
- [10] Daisuke Nakata, Shuhei Horio, Kazuyuki Higashino, Nobuhiro Tanatsugu “Fundamental Study on Clustered Hybrid Rockets for Rocket Sled Propulsion System” , 2015-a-18, 30th International Symposium on Space Technology and Science, Kobe, Japan, July 4-10, 2015.

- [11] Ryota Goto, Ren Fuchizawa, Nobuhisa Katsumata, and Ken HIGUCHI, "Coating Pressure Effects on Bending and Torsional Stiffness for Braid Coated Bi-Convex Tape Boom, " 30th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS2015), 2015-c-14, (2015.7.4-10), Kobe.
- [12] Yasutaka Satou, Akihiro Doi, Kosei Ishimura, Hiroaki Tanaka, Yoshiro Ogi, Ken Higuchi, Yusuke Kono, Kimihiro Kimura, "Development of High Precision Reflector for Balloon-Borne Radio Telescope, " 30th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS2015), 2015-c-47, (2015.7.4-10), Kobe.
- [13] Ken Higuchi, Hiroshi Furuya, Yasuyuki Miyazaki, Takahira Aoki, Choji Yoshida, Akihito Watanabe, Kazuki Watanabe, SIMPLE Project Team, "Achievement of Long-Term On-Orbit Operation of SIMPLE Inflatable Extension Mast, " 30th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS2015), 2015-c-31, (2015.7.4-10), Kobe.
- [14] Nobuhisa Katsumata, Masaeu Kume, Ken Higuchi, "Deployment Behavior Control using Cables and Bi-SMA-Convex Tape Booms, " 26th International Conference on Adaptive Structures and Technologies (ICAST2015), P-14, (2015.10.14-16), Kobe.
- [15] Daisuke Nakata, Development of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle and its Prototype, The 3rd Symposium on Flight Tests for the Innovative Aerospace Transportation Systems, Muroran, 9.18, Japan.
- [16] Masazumi Ueba, Tomoya Yamashita, "Study on real-time dynamics identification for a small-scale unmanned supersonic airplane during its flight", 30th International Symposium on Space Technology and Science, 2015-d-12, 2015 July 4-10, Kobe
- [17] Shoichi Kitazawa, Masazumi Ueba, "Study on Beam Switched Telemetry Communication Antenna for Small-Scale Unmanned Supersonic Airplane ", 30th International Symposium on Space Technology and Science, 2015-t-21, 2015 July 4-10, Kobe
- [18] Masazumi Ueba, Kouhei Suzuki, Takatoshi Sugiyama, "Study on hybrid satellite tracking antenna control system using torque compensation methods for small-vessels " 30th International Symposium on Space Technology and Science, 2015-j-09, 2015 July 4-10, Kobe
- [19] Koichi Suzuki, Kazuhisa Yuki, Shinichi Satake, Ryoji Imai, Yasuhisa Shinmoto, Haruhiko Ohta, " Subcooled Boiling of Fluorochemical Liquid with Poor Wetting Heating Surface", The Joint Conference of 6th International Symposium on Physical Sciences in Space and 10th International Conference on Two-Phase Systems for Space and Ground Applications, 2015 September 15-17, Kyoto.
- [20] Ryoji Imai, Yuji Amanom and Sho Goto, "Study for numerical calculation of dynamic wetting in spacecraft propellant tank", proceeding of AJCPP2016, 2016 March 16-19, Takamatsu, 2016.
- [21] R. Goto, R. Fuchizawa, N. Katsumata and K. Higuchi, "Coating Pressure Effects on Bending and Torsional Stiffness for Braid Coated Bi-Convex Tape Boom", 30th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS2015), July, 2015.
- [22] H. Asahara, M. Ueda, A. Todoroki, Y. Hirano, R. Matsuzaki and N. Katsumata, "Fused deposition modeling of unidirectional carbon fiber reinforced thermoplastic polymer using in-nozzle impregnation technique", 2nd Turkey-Japan Workshop on Polymeric Composite Materials, Turkey, May, 2015.
- [23] Nobuhisa Katsumata, Masaru Kume, and Ken Higuchi, "Deployment Behavior Control using

- Cables and Bi-SMA-Convex Tape Booms” , 26th International Conference on Adaptive Structures and Technologies (ICAST2015), Oct. 2015.
- [24] Ryoji Imai, “Numerical calculation and reduced gravity experiment for dynamic wetting behavior in liquid container”, AIAA-2016-4588, Propulsion and Energy Forum and Exposition 2016 July 25-27, Salt Lake City USA.
 - [25] Daisuke Nakada, Kazuki Yasuda, Shuhei Horio, Kazuyuki Higashino., “A Fundamental Study on the Hybrid Clustering for the Rocket Sled Propulsion System”, AIAA-2016-4868, Propulsion Energy 2016, July 25-27, Salt Lake City, Utah.
 - [26] Nobuyuki Azuma, Tetsuo Hiraiwa, Asuka Iijima, Kazuyuki Higashino.Mitsuharu Ogawa, M.Oguma, ”Material Compatibility of Bio-Ethanol Fuel with Rocket Engine Combustion Chamber Cooling Channels”, AIAA-2016-5088, Propulsion Energy 2016, July 25-27, Salt Lake City, Utah.
 - [27] Asuka Iijima, Daisuke Nakada, Kazuyuki Higashino., Study on the Thermal Deomposition of Bioetanol as a High-Pressure Rocket Propellant”, AIAA-2016-5093, Propulsion Energy 2016 July 25-27, Salt Lake City, Utah.
 - [28] Yukiya Ishigami, Masaaki Miura, Kazuhide Mizobata, Kazuyuki Higashino, and Takakage Arai, “Aerodynamics Caused by Rolling Motion of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle, ” The 2016 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Oct. 25-27, 2016, Toyama, Japan.
 - [29] Kazuhide MIZOBATA, Yukiya ISHIGAMI, Masaaki MIURA, Keisuke SHIONO, Yuki YAMAZAKI, Kazuyuki HIGASHINO, and Takakage ARAI, “Some Recent Aerodynamic Treatments for a Supersonic Flight Experiment Vehicle with a Cranked-arrow Main Wing Being Developed at Muroran Institute of Technology”, The 2016 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Oct. 25-27, 2016, Toyama, Japan.
 - [30] Satoshi Matsumoto, Ohta Haruhiko, Hitoshi Asano, Osamu Kawanami, Koichi Suzuki, Ryoji Imai, Yasuhisa Shinmoto, “Significance of Boiling Two-Phase Flow Experiment onboard International Space Station”, 28HF-1K, 11th Asian Microgravity Symposium, October 25 to 29, 2016, Sapporo.
 - [31] Ryoji Imai, Sho Goto, Takuya Imamura, Masayuki Saito, Hideyuki Onodera, Masatoshi Sugioaka, Kazuyuki Higashino, Research on Liquid Management Technology in Water Tank and Reactor for Propulsion System with Hydrogen Production System Utilizing Aluminum and Water Reaction, 28HF-4, 11th Asian Microgravity Symposium, October 25 to 29, 2016, Sapporo.
 - [32] Ryoji Imai, Yuji Amano, Shuhei Yuze, Study on Dynamic Wetting Behavior in Microgravity Condition Targeted for Propellant Tank, 28HF-6, 11th Asian Microgravity Symposium, October 25 to 29, 2016, Sapporo.
 - [33] Kotaro Nakamoto, Mizuki Semba, Osamu Kawanami, Haruhiko Ohta, Hitoshi Asano, Yasuhisa Shinmoto, Ryoji Imai, Koichi Suzuki, Satoshi Matsumoto, Takashi Kurimoto, Michito Sakamoto, Hidemitsu Takaoka, Kenichiro Sawada, Atsushi Okamoto, Masahiro Takayanagi, Results of Performance Test of a Glass Heated Section Installed in the Pre-Flight Model on Board ISS, 26SP-B-5, 11th Asian Microgravity Symposium, October 25 to 29, 2016, Sapporo.
 - [34] Ryosuke Ukena, Taisaku Gomyo, Hitoshi Asano, Haruhiko Ohta, Yasuhisa Shinmoto, Osamu Kawanami, Koichi Suzuki, Ryoji Imai, Satoshi Matsumoto, Takashi Kurimoto, Kenichiro

- Sawada, Haruo Kawasaki, “Evaluation of Flow Development of Vertically Upward One-Component Gas-Liquid Two-Phase Flow based on Void Fraction Characteristics (Preliminary Experiment for Boiling and Two-Phase Flow Experiments on Board ISS)”, 26SP-B-5, 11th Asian Microgravity Symposium, October 25 to 29, 2016, Sapporo.
- [35] Kazuhiro Ishihara, Junpei Nishimura, Keisuke Goto, Soma Nakagami, Ken Matsuoka, and Jiro Kasahara(Nagoya University) , Akiko Matsuo(Keio University) , Ikkoh Funaki(JAXA), Hideki Moriai(MHI), Hiroto Mukae, Kazuki Yasuda, Daisuke Nakata, and Kazuyuki Higashino(Muroran Institute of Technology), “Study on a Long-time Operation Towards Rotating Detonation Rocket Engine Flight Demonstration”, AIAA Scitech Forum 2017, 9-13, January 2017, Gayload Texan, Grapevine, Texas.
- [36] Ryoji Imai, Sho Goto, Takuya Imamura, Masayuki Saito, Masatoshi Sugioka, Kazuyuki Higashino, Basic research for liquid acquisition device and reactor in thrust system utilizing hydrogen production by aluminum and water reaction, AIAA Paper, AIAA 2017-4762, Propulsion and Energy Forum and Exposition 2017 July 10-12, Atlanta USA.
- [37] Daisuke Nakata, Kazuki, Yasuda, Kugo Okada, Kazuyuki Higashino and Rikio Watanabe, “N₂O Flow History Prediction in an Oxidizer Feed Line of Hybrid Rockets”, 31st International Symposium on Space Technology and Science, June 3-9, 2017, Matsuyama, Japan.
- [38] Suwa, N., Kimura, T., Kawasaki, S., Goto, K., and Uchiumi, M., “Effect of Axial Oscillation Amplitude on Unsteady on Fluid Forces Acting on an Open Impeller”, 31st International Symposium on Space Technology and Science, 2017-a-12, June 3-9, 2017, Matsuyama, Japan.
- [39] Yamada, K., Ikemoto, A., Uchiumi, M., and Inoue, T., “Nonlinear Theoretical Analysis of RD Fluid Force of the Annular Plain Seal” 17th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery, December 16-21, 2017, Maui, USA.
- [40] Ryojiro Minato, Ryoji Imai, Kazuyuki Higashino, Daisuke Nakata, and Mayu Ishihara “Analytical and Experimental Study of Compressor Performance for Gas Generator Cycle Air Turbo Ramjet Engine”, , ISABE 2017 Conference, ISABE-2017-22624, 2017
- [41] Kazuyuki Higashino, Daisuke Nakata, Ryojiro Minato, Ryoji Imai, Nobuhiro Tanatsugu, Yuta Yashima, and Hiroto Mukae “Sea Level Static Tests of Gas Generator Cycle Air Turbo Ramjet Engine for Supersonic UAV”, , ISABE 2017 Conference, ISABE-2017-22623, 2017
- [42] Keisuke Goto, Junpei Nishimura, Junichi Higashi, Haruna Taki, Takato Ukai, Yuki Hayamizu, Hiroyuki Kikuchi, Taihei Yamada, Shun Watanabe, Koutaro Hotta, Tomoya Inakawa, Yuya Kubota, Masato Yamaguchi, Toshiki Daicho, Akira Kawasaki, Ken Matsuoka, Jiro Kasahara, Akiko Matsuo, Ikkoh Funaki, Kazuki Yasuda, Kenta Mori, Hiromitsu Yagihashi, Daisuke Nakata, Masaharu Uchiumi, Kazuyuki Higashino, “Preliminary Experiments on Rotating Detonation Rocket Engine for Flight Demonstration Using Sounding Rocket,” AIAA Scitech 2018, 8-12 January 2018, Gaylord Palms, Kissimmee, Florida
- [43] Kasahara et. al, Research and Development of Rotating Detonation Engines for the Sounding Rocket Flight Experiment IWDP 2017
- [44] Ryojiro Akiba, Ken Higuchi, Ryuichi Mitsuhashi, Riho Hiramoto and Jun'ya Sasaki, "Weightless Construction of High Tower to the Stratosphere," 31st International Symposium on Space Technology and Science (ISTS2017), 2017-c-20, (2017.6.3-9), Matsuyama.

- [45] Naoko KISHIMOTO, Takashi IWASA, and Ken Higuchi, "Surface Shape Measuring Method for Space Structures based on Images in Ultra Violet Range," 31st International Symposium on Space Technology and Science (ISTS2017), 2017-c-59, (2017.6.3-9), Matsuyama.
- [46] Kazuhide Mizobata, Yukiya Ishigami, Masaaki Miura, Kazuyuki Higashino, and Takakage Arai, "Aerodynamics Caused by Rolling Rates of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle Being Developed at Muroran Institute of Technology," 2017-g-01, 31st International Symposium on Space Technology and Science, June 3-9, Matsuyama, Japan.
- [47] Yuki Yamazaki, Kazuhide Mizobata, and Kazuyuki Higashino, "Drag Reduction on the Basis of the Area Rule of the Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle Being Developed at Muroran Institute of Technology," 2017-g-02, 31st International Symposium on Space Technology and Science, June 3-9, Matsuyama, Japan.
- [48] Keisuke Shiono, Koji Shirakata, Yukiya Ishigami, Masaaki Miura, Kazuhide Mizobata, Kazuyuki Higashino, and Takakage Arai, "Aerodynamic Derivatives with Respect to Pitching and Yawing Rates of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle," 2017-g-03, 31st International Symposium on Space Technology and Science, June 3-9, Matsuyama, Japan.
- [49] Kanenori Kato, Kohichi Takasaki, Kouichiro Tani, Susumu Hasegawa, Kazuhide Mizobata, and Takeshi Kanda, "Coupled Aerodynamic Characteristics of Airframe and Engine of Space Plane," 31st International Symposium on Space Technology and Science, 2017-a-41, June 3-9, Matsuyama, Japan.
- [50] Masazumi Ueba, Yuuichi Takaku, Shoichi Kitazawa, Ken Higuchi, "Study on Highly Accurate and Responsive Tracking Antenna Control System for Simultaneous Observations by Unmanned Air Vehicles," 31st International Symposium on Space Technology and Science, 2017-t-15, June 3-9, Matsuyama, Japan.
- [51] Masazumi Ueba, Yuuichi Takaku, Kouhei Takahashi, Tomohiro Kamata, "Design and Experiment of Guidance and Control System for autonomous Flight toward a Small-scale Unmanned Supersonic Airplane," 31st International Symposium on Space Technology and Science, 2017-g-04, June 3-9, Matsuyama, Japan.

国内学会発表論文

- [1] 石川温士, 今井良二, 「水平管群まわりの鉛直上昇気液二相流に関する研究」, 混相流シンポジウム 2014, 札幌市, 2014 年 7 月 28-30 日.
- [2] 河南治, 今井智敬, 大久保正基, 浅野等, 新本康久, 大田治彦, 今井良二, 栗本卓, 松本聡, 「加熱部が短い円管での沸騰熱伝達と気液挙動について」, 混相流シンポジウム 2014, 札幌市, 2014 年 7 月 28-30 日.
- [3] 溝端一秀, 大石栄, 鈴木祥弘, 近藤賢, 渡口翼, 東野和幸, 棚次亘弘, 湊亮二郎, 「室蘭工大の小型超音速飛行実験機の空力設計および空力特性評価」, 第 52 回飛行機シンポジウム, 長崎, 2014 年 10 月.
- [4] 勝又暢久, 貝森政明, 樋口健: 形状記憶合金を用いた組紐被覆コンベックステープブームの展開実証, 第 56 回構造強度に関する講演会, JSASS-2014-3020, pp.51-53, (2014), 浜松.

- [5] 大加瀬容平, 阿部尚大, 樋口 健, 勝又暢久, 渡邊秋人: 二重薄肉開断面伸展梁(Bi-STEM)の接触解析による形状取得と力学特性, 第 56 回構造強度に関する講演会, 2A01, JSASS-2014-3038, pp.105-107, (2014.8), 浜松.
- [6] 土居明広, 河野裕介, 木村公洋, 佐藤泰貴, 小山友明, 山下一芳, 松本尚子, 金口政弘, 鈴木駿策, 岡田 望, 本間希樹, 秋山和徳, 上原顕太, 中原聡美, 福家英之, 坂東信尚, 莊司泰弘, 石村康生, 田中宏明, 坂本 啓, 樋口 健, 荻 芳郎, 岸本直子, 岩佐貴史, 村田泰宏, 小川英夫: Balloon-borne VLBI, 第 14 回大気球シンポジウム, 相模原, (2014.11).
- [7] 樋口 健, 古谷 寛, 宮崎康行, 青木隆平, 吉田長治, 渡邊秋人, 渡辺和樹, 蒔田愛道: SIMPLE インフレータブル伸展マストの軌道上長期運用実験経過, JSASS-2014-4133, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 1G04, 長崎, (2014.11).
- [8] 岸本直子, 樋口 健, 藤垣元治, 岩佐貴史: 格子投影法を用いた可搬型計測装置による 3 次元形状計測, JSASS-2014-4145, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 1G16, 長崎, (2014.11).
- [9] 岩佐貴史, 岸本直子, 樋口 健, 藤垣元治, 小木曾望: レーザートラッカーと格子投影法を利用した全視野形状計測について, JSASS-2014-4591, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 3B07, 長崎, (2014.11).
- [10] 笹木 康平, 飯島 明日香, 中田大將, 湊 亮二郎, 杉岡 正敏, 棚次 亘弘, 東野 和幸, 石本真二, 東 伸幸: JAXA リファレンスシステムの推進系に関する基礎検討, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 1J01, 長崎, (2014.11.12-14).
- [11] 小野寺英之, 杉岡 正敏, 今井良二, 東野 和幸, 増田井出夫: アルミ-水反応の衛星推進系への適用, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 1J11, 長崎, (2014.11.12-14).
- [12] 中田大將, 堀尾宗平, 東野 和幸, 棚次亘弘, 廣田光智: ハイブリッドロケットの着火時間に関する実験的研究, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 2J06, 長崎, (2014.11.12-14).
- [13] 樋口 健(室蘭工業大学), 古谷 寛(東工大), 宮崎康行(日大), 青木隆平(東大), 吉田長治(JAXA), 渡邊秋人(サカセ・アドテック), 渡辺和樹(ウェルリサーチ), 蒔田愛道(室工大大学院): SIMPLE インフレータブル伸展マストの軌道上長期運用実験経過, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 1G04, 長崎, (2014.11.12-14).
- [14] 今井良二(室工大), 容器内動的濡れ挙の CFD 解析, 日本マイクログラビティ応用学会第 28 回学術講演会, 26A04, 姫路, (2014.11.28-28)).
- [15] 今井良二(室蘭工大), 鈴木康一(山口東理大), 川崎春夫(JAXA), 大田治彦, 新本康久(九大), 浅野等(神戸大), 河南治(兵庫県大), 岡利春, 友部俊之, 宇宿功史郎, 島田雅喜(IHI エアロスペース), 松本聡, 栗本卓, 高岡秀充, 坂本道人, 澤田健一郎(JAXA), ISS 利用 TPF 沸騰二相流実験 その 5. 凝縮器の開発, 日本マイクログラビティ応用学会第 28 回学術講演会, 27A05, 姫路, (2014.11.28-28)).
- [16] 大田治彦, 新本康久, 廣川智己(九大), 浅野等(神戸大), 河南治(兵庫県大), 鈴木康一(山口東理大), 今井良二(室蘭工大), 岡利春, 友部俊之, 宇宿功史郎, 島田雅喜(IHI エアロスペース), 松本聡, 栗本卓, 高岡秀充, 坂本道人, 川崎春夫, 澤田健一郎(JAXA), ISS 利用 TPF 沸騰二相流実験その 1. 概要, 日本マイクログラビティ応用学会第 28 回学術講演会, 27A01, 姫路, (2014.11.28-28)).
- [17] 高岡秀充, 松本聡, 栗本卓, 坂本道人, 澤田健一郎, 川崎春夫(JAXA) 大田治彦, 新本康久, (九大), 鈴木康一(山口東理大), 浅野等(神戸大), 河南治(兵庫県大), 今井良二(室蘭工大), 岡利春, 友部俊之, 宇宿功史郎, 島田雅喜(IHI エアロスペース), ISS 利用 TPF 沸騰二相流実験その 2. 実験装置の開発, 日本マイクログラビティ応用学会第 28 回学術

講演会, 27A02, 姫路, (2014.11.28-28)).

- [18] 河南治, 今井智敬, 大久保 正基 (兵庫県大), 大田治彦, 新本康久, 廣川智己 (九大), 浅野等 (神戸大), 鈴木康一 (山口東理大), 今井良二 (室蘭工大), 岡利春, 友部俊之, 宇宿功史郎, 島田雅喜 (IHI エアロスペース), 松本聡, 栗本卓, 高岡秀充, 坂本道人, 川崎春夫, 澤田健一郎, (JAXA) ISS 利用 TPF 沸騰二相流実験その 3. 蒸発部の開発, 日本マイクログラビティ応用学会第 28 回学術講演会, 27A03, 姫路, (2014.11.28-28)).
- [19] 浅野等, 五明泰作 (神戸大), 大田治彦, 新本康久 (九大), 河南治 (兵庫県大), 鈴木康一 (山口東理大), 今井良二 (室蘭工大), 岡利春, 友部俊之, 宇宿功史郎, 島田雅喜 (IHI エアロスペース), 松本聡, 栗本卓, 高岡秀充, 坂本道人, 川崎春夫, 澤田健一郎, (JAXA) ISS 利用 TPF 沸騰二相流実験その 4. 観察部での気液界面構造の計測, 日本マイクログラビティ応用学会第 28 回学術講演会, 27A03, 姫路, (2014.11.28-28)).
- [20] 今井智敬, 大久保 正基, 河南治 (兵庫県大), 大田治彦, 新本康久 (九大), 浅野等 (神戸大), 今井良二 (室蘭工大), 松本聡, 栗本卓, 高岡秀充, 坂本道人, (JAXA) 沸騰・二相流体ループの加熱円管壁面における気液挙動と熱伝達, 日本マイクログラビティ応用学会第 28 回学術講演会, P32, 姫路, (2014.11.28-28)).
- [21] 山下 智也, 上羽 正純, 「小型無人超音速実験機の飛行時リアルタイムダイナミクス同定手法の検討」, 第 52 回飛行機シンポジウム, 2G08, 2014 年 10 月 8 日～10 日, 長崎市
- [22] 横田 滋弘, 上羽 正純, 「小型無人超音速機の縦系着陸制御系設計と外乱に対する性能評価」, 第 52 回飛行機シンポジウム, 2G09, 2014 年 10 月 8 日～10 日, 長崎市
- [23] 竹内 僚太郎, 上羽 正純, 「ワイヤレス通信による飛行情報を用いた無人航空機向け追尾アンテナ制御技術の研究」, 第 57 回自動制御連合講演会, 1B05-1, 2014 年 11 月 10 日～12 日, 群馬県伊香保町
- [24] 北沢 祥一 (ATR), 上羽 正純 (室蘭工大), 「小型無人超音速実験機テレメトリ用指向性切り替えアンテナに対する考察」, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2014-4641_3E10, 2014 年 11 月 12 日～14 日
- [25] 佐藤泰貴, 土居明広, 石村康生, 田中宏明, 荻芳郎, 樋口 健, 河野裕介, 木村公洋: 気球 VLBI のための高精度大型リフレクタ鏡面の開発, 第 30 回宇宙構造材料シンポジウム, A02, 相模原, (2014.12).
- [26] 伊藤良磨, 相原弘匡, 樋口 健: 格子投影法による相対変位計測, 第 30 回宇宙構造材料シンポジウム, A09, 相模原, (2014.12).
- [27] 田中宏明, 樋口 健, 石村康生, 土居明広, 佐藤泰貴, 坂本 啓, 稲垣章弥, 池田忠繁, 小木曾望, 岩佐貴史, 荻 芳郎, 高精度スマート形状可変鏡開発チーム, “大型高精度光学架台: スマート構造システム,” 第 15 回宇宙科学シンポジウム, P-294, 相模原, (2015.1).
- [28] 矢野 一人, 北沢 祥一, 阿野 進, 有吉 正行, 熊谷 智明 (ATR), 伏水博樹 (日本遠隔制御), 上羽 正純, 樋口 健, 「複数無人航空機による大型建造物監視のためのアンテナ追尾方式」, 電子情報通信学会衛星通信研究会, SAT-2014-51, 那覇市, 2015
- [29] 上羽 正純, 竹内 僚太郎, 樋口 健, 「複数無人航空機による同時観測を可能とする高精度・高応答追尾アンテナ制御技術の検討」, SAT-2014-52, 電子情報通信学会衛星通信研究会, 那覇市, 2015 年 2 月 18-19 日
- [30] 北沢 祥一, 上羽 正純, 「小型無人超音速実験機に搭載する 1.2GHz 帯テレメトリ用アンテナ」, SAT-2014-53, 電子情報通信学会衛星通信研究会, 那覇市, 2015 年 2 月 18-19 日

- [31] 上羽 正純 (室蘭工業大学), 須崎 皓平, 杉山 隆利 (NTT 未来ねっと研究所), 「アンテナ指向方向高精度化に向けた小型船舶搭載衛星追尾アンテナに作用する外乱トルク補償法の検討」, 電子情報通信学会衛星通信研究会, SAT-2014-57, 那覇市, 2015 年 2 月 18-19 日
- [32] 上羽 正純 (室蘭工業大学), 須崎 皓平, 杉山 隆利 (NTT 未来ねっと研究所), 「小型船舶用衛星追尾アンテナにおける指向方向高精度化に向けた外乱トルク補償法の検討」, 電子情報通信学会総合大会, B-3-9, 草津市, 2015 年 3 月 10-13 日
- [33] 東野和幸, 小野寺英之, 今井良二, 杉岡正敏 (室蘭工業大学), 増田井出夫, 畑井啓吾, 「A1/水系反応における水素製造制御法の開発」, 第 15 回北海道エネルギー資源環境研究発表会, 北大, 2015 年 1 月 27 日.
- [34] 東野和幸, 大堀英雄, 小野寺英之, 杉岡正敏 (室蘭工業大学) 「A1/水系反応における水素製造循環に関する開発」, 第 15 回北海道エネルギー資源環境研究発表会, 北大, 2015 年 1 月 27 日.
- [35] 飯島 明日香, 笹木 康平, 湊 亮二郎, 中田大將, 杉岡 正敏, 棚次 亘弘, 東野 和幸(室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター): バイオエタノールの熱吸熱燃料としての特性に関する研究, 日本航空宇宙学会北部支部 2015 年講演会ならびに第 16 回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 能代, 2015 年 3 月 16-17 日.
- [36] 笹木 康平, 飯島 明日香, 湊 亮二郎, 中田大將, 杉岡 正敏, 棚次 亘弘, 東野 和幸(室蘭工業大学), 東 伸幸 (JAXA): バイオエタノールロケットエンジンの冷却特性に関する研究, 日本航空宇宙学会北部支部 2015 年講演会ならびに第 16 回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 能代, 2015 年 3 月 16-17 日.
- [37] 湊 亮二郎, 今井良二, 東野 和幸(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の要素性能に関する研究, 日本航空宇宙学会北部支部 2015 年講演会ならびに第 16 回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 能代, 2015 年 3 月 16-17 日.
- [38] 立桶 薫, 中田大將, 棚次 亘弘, 東野 和幸(室蘭工業大学): 10KW バッテリー駆動反転ファンの基礎実験, 日本航空宇宙学会北部支部 2015 年講演会ならびに第 16 回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 能代, 2015 年 3 月 16-17 日.
- [39] 今井良二 (室工大), 微小重力環境における容器内動的濡れ挙動解析技術に関する研究, 第 12 回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2015 年 2 月 24 日
- [40] 大田治彦, 新本康久, 松本聡, 浅野等, 今井良二, 河南治, 鈴木康一, 藤井清澄, 非共溶性混合媒体の強制流動沸騰を用いた宇宙用排熱システムの極限性能の追及, 第 29 回宇宙環境利用シンポジウム, 相模原市, 2015 年 1 月 25 日
- [41] 川口 秀樹, 上羽 正純 (室蘭工業大学), 松岡 茂登 (大阪大学), “サーバラック電磁シールドメッシュによるミリ波反射・信号ひずみの FDTD 法解析”, 電子情報通信学会 アンテナ・伝搬研究会, A・P 2014-164 松山市, 2015 年 1 月 22-23 日
- [42] 川口 秀樹, 上羽 正純 (室蘭工業大学), 松岡 茂登 (大阪大学), “データサーバラック内でのサーバ間ミリ波通信における反射・干渉伝搬特性の FDTD 法解析”, 電気学会電磁界理論研究会, EMT-15-018, 豊中市, 2015 年 1 月 29-30 日
- [43] 川口 秀樹, 上羽 正純 (室蘭工業大学), 松岡 茂登 (大阪大学), “データセンターにおけるミリ波無線通信化のためのサーバラック背面ドア電磁シールドメッシュの仕様検討”, 電子情報通信学会総合大会, A-B-1-8, 草津市, 2015 年 3 月 10-13 日
- [44] 中田大將, 東野和幸, 棚次亘弘, ロケットスレッド推進系の展開, H26 年度宇宙輸送シンポ

ジウム, 2015 年 1 月 15 日～16 日, 相模原市

- [45] 鈴木祥弘, 大石栄, 及川隼登, 石上幸哉, 三浦壮晃, 溝端一秀, 東野和幸, 新井隆景, 「室蘭工大の小型超音速飛行実験機 (オオワシ) の空力特性評価」, 平成 26 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2015 年 1 月, STCP-2014-053.
- [46] 堀尾宗平, 安田一貴, 中田大将, 東野 和幸(室蘭工業大学): ハイブリッドロケットエンジンのクラスタ化に関する実験的研究, 第59回宇宙科学技術連合講演会, 1A04, 鹿児島, (2015.10.7-9).
- [47] 林祐一郎, 今井良二, 中田大将, 東野 和幸(室蘭工業大学): 小型無人超音速機の推進剤安定供給に関する検討, 第59回宇宙科学技術連合講演会, 1B05, 鹿児島, (2015.10.7-9).
- [48] 飯島明日香, 中田大将, 湊亮二郎, 杉岡正敏, 棚次亘弘, 東野 和幸(室蘭工業大学): 高压でのバイオエタノールの熱分解吸熱特性に関する研究, 第59回宇宙科学技術連合講演会, 1B13, 鹿児島, (2015.10.7-9).
- [49] 小野寺英之, 今井良二, 杉岡正敏, 東野 和幸(室蘭工業大学), 増田井出夫, 畑井啓吾 (JAXA): AI-水高压水素製造と制御および衛星推進系への適用, 2B03, 第59回宇宙科学技術連合講演会, 1A04, 鹿児島, (2015.10.7-9).
- [50] 吉田航己, 中田大将, 國中均: 15kW級DCアークジェットの長寿命化に関する実験的研究, 2C03, 第59回宇宙科学技術連合講演会, 1A04, 鹿児島, (2015)
- [51] 渡邊義昭, 渡辺翔平, 中田大将, 湊亮二郎, 東野 和幸(室蘭工業大学): 超音速エンジン燃焼器系の高温度環境における基礎研究, 第59回宇宙科学技術連合講演会, P02, 鹿児島, (2015.10.7-9).
- [52] 今井良二, 天野裕二, 後藤翔, 宇宙機用推進タンク内における動的濡れ挙動に関する数値解析技術に関する研究, 日本混相流学会混相流シンポジウム2015, 2015年8月3日～5日, 高知市
- [53] 五明泰作, 浅野等 (神戸大), 大田治彦, 新本康弘 (九州大), 河南治 (兵庫県立大), 鈴木康一 (山口東京理科大), 今井良二 (室工大), 松本聡, 栗本卓 (JAXA), 一成分気液二相流のボイド率に及ぼす重力の影響に関する研究, 日本混相流学会混相流シンポジウム2015, 2015年8月3日～5日, 高知市
- [54] 伊藤良磨, 樋口 健, 相原弘匡: 格子投影法2カメラ法による相対変位計測, JSASS-2015-3046, 第57回構造強度に関する講演会, 2A11, pp.125-127, (2015.8.5-7), 岡山.
- [55] 樋口 健, 小山拓人, 勝又暢久: 厚さのある平板の2次元収納方法, JSASS-2015-3064, 第57回構造強度に関する講演会, 3A05, pp.178-180, (2015.8.5-7), 岡山.
- [56] 大加瀬容平, 樋口 健, 勝又暢久: 二重薄肉開断面伸展梁(Bi-STEM)の動特性, JSASS-2015-4581, 第59回宇宙科学技術連合講演会, 3K14, (2015.10.7-9), 鹿児島.
- [57] Shoichi Kitazawa (ATR)・Masazumi Ueba (MurananIT)・Tomoaki Kumagai, 「Effect of vehicle body on beam switched telemetry slot antenna for UAV」電子情報通信学会衛星通信研究会, SAT2015-31, 2015年10月7日～10日.
- [58] 土居明広, 河野裕介, 木村公洋, 馬場満久, 松本尚子, 中原聡美, 村田泰宏, 芝井広, 石村康生, 田中宏明, 坂本 啓, 樋口 健, 小木曾望, 児玉 峻, 鳥阪綾子, 仙場淳彦, 上原顕太, 本間希樹, 鈴木駿策, 小山友明, 秋山和徳, 小山翔子, 坂東信尚, 福家英之, 莊司泰弘, 小川英夫, 本間愛彩, 高田勝太, 長谷川豊, 井上将徳, 藤澤健太, 中村拡, 今村俊哉: 気球VLBI ミッション, 大気球シンポジウム, (2015.11.5-6), 相模原.

- [59] 河野裕介, 土居明広, 木村公洋, 馬場満久, 松本尚子, 中原聡美, 村田泰宏, 芝井 広, 石村康生, 田中宏明, 坂本 啓, 樋口 健, 小木曾望, 児玉 峻, 鳥阪綾子, 仙場淳彦, 上原顕太, 本間希樹, 鈴木駿策, 小山友明, 秋山和徳, 小山翔子, 坂東信尚, 福家英之, 莊司泰弘, 小川英夫, 本間愛彩, 高田勝太, 長谷川豊, 井上将徳, 藤澤健太, 中村 拡, 今村俊哉, 小山翔子, 坂東信尚, 福家英之, 莊司泰弘, 小川英夫, 本間愛彩, 高田勝太, 長谷川豊, 井上将徳, 藤澤健太, 中村 拡, 今村俊哉: 気球VLBI 地上試験, 大気球シンポジウム, (2015.11.5-6), 相模原.
- [60] 上羽 正純, 山下 智也, 「小型無人超音速実験機向けリアルタイムダイナミクス同定手法の飛行試験評価」, 第53回飛行機シンポジウム, 2E01, 2015.年11月11日~13日, 松山市
- [61] 横田滋弘, 上羽 正純, “小型無人超音速実験機の自律飛行に向けた着陸制御系の飛行評価”, 第53回飛行機シンポジウム, 2E04, 2015.年11月11日~13日, 松山市
- [62] 高橋 康平, 上羽 正純, “小型無人超音速実験機向け離陸滑走制御系と性能評価”, 第53回飛行機シンポジウム2E05, 2015.年11月11日~13日, 松山市
- [63] 高久 雄一, 上羽 正純, 樋口 健, 「屋外を飛行する無人航空機の画像処理による高精度指向方向検出法の検討」, 第58回自動制御連合講演会, 2015年11月14日~15日, 神戸市
- [64] 樋口 健, 岸本直子, 岩佐貴史, 勝又暢久: 格子投影法による曲面変位計測 ~格子を投影しない格子投影法~, 第31回宇宙構造材料シンポジウム, A10, 相模原, (2015.12.8).
- [65] 土居明広, 河野裕介, 馬場満久, 木村公洋, 松本尚子, 小山友明, 鈴木駿策, 中原聡美, 坂東信尚, 福家英之, 村田泰宏, 本間希樹, 上原顕太, 秋山和徳, 石村康生, 田中宏明, 坂本 啓, 荻 芳郎, 小木曾望, 児玉 峻, 莊司 泰弘, 亀谷 収, 樋口 健, 萱場綾子 他: 気球VLBIゴンドラシステムの開発の進捗報告, 第16回宇宙科学シンポジウム, P-105, (2016.1.5-6), 相模原.
- [66] 後藤 健, 石村康生, 土居明広, 村田泰宏, 田中宏明, 樋口 健, 池田忠繁, 小木曾望, 坂本 啓, 上田政人, 横関智弘, 米山 聡, 小林訓史, 小山昌志, 向後保雄, 有川秀一, 仲井朝美, 大谷章夫, 岩田 稔, 長 秀雄: 大型高精度光学架台の研究, 第16回宇宙科学シンポジウム, P-203, (2016.1.5-6), 相模原.
- [67] 田中宏明, 樋口健, 勝又暢久, 石村康生, 土居明広, 河野太郎, 馬場満久, 松本康司, 坪井昌人, 村田泰宏, 松永三郎, 荻 芳郎, 川口健一, 岡部洋二, 横関智弘, 斉藤一哉, 池田忠繁, 仙場淳彦, 坂本 啓, 古谷 寛, 岩佐貴史, 小木曾望, 南部陽介, 木村公洋, 岩田 稔, 岸本直子, 波多英寛, 秋田 剛, 鳥阪綾子, 泉田 啓, 篠原主勲, 小柳 潤, 河野裕介, 小山友明: 大型高精度光学架台に関する研究 ~スマートリフレクタの開発~, 第16回宇宙科学シンポジウム, P-204, (2016.1.5-6), 相模原.
- [68] 土居明広, 馬場満久, 田中宏明, 小木曾望, 児玉 峻, 石村康生, 樋口 健, 鳥阪 綾子, 仙場淳彦, 荻芳郎, 佐藤泰貴, 坂本 啓, 岸本 直子, 河野太郎, 坪井昌人, 村田泰宏, 松永三郎, 川口健一, 木村公洋, 宮崎康行, 篠原主勲, 小柳 潤, 河野裕介, 小山友明, 中原聡美: 大型高精度光学架台に関する研究 ~高精度支持構造構築法~, 第16回宇宙科学シンポジウム, P-206, (2016.1.5-6), 相模原.
- [69] 小野寺英之, 今井良二, 杉岡正敏, 東野和幸 (室蘭工業大学) 「Al/水 系反応における水素製造制御法の開発」, 第16回北海道エネルギー資源環境研究発表会, 北大, 2016年1月19日.
- [70] 大堀英雄, 小野寺英之, 杉岡正敏, 今井良二, 東野和幸 (室蘭工業大学) 「Al/水 系反応を利用した水素製造循環に関する開発 (その2)」, 第16回北海道エネルギー資源環境研

究発表会，北大，2016年1月19日．

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

使用型宇宙推進系シンポジウム，北大，2016年3月9日～10日．

- [85] 今井良二，天野裕二，湯瀬秀平，推進薬タンクを対象とした微小重力下容器内動的濡れ挙動に関する研究，日本混相流学会混相流シンポジウム2016， 2016年8月8日～10日，京都市
- [86] 今井良二，後藤翔，今村卓哉， 齋藤真之，小野寺英之，杉岡正敏，東野和幸，AI-水反応を利用した推進系における水タンク液体マネジメントおよび反応槽気液分離技術に関する研究， 日本混相流学会混相流シンポジウム2016， 2016年8月8日～10日，京都市
- [87] 五明 泰作， 浮穴 涼介， 浅野 等，大田 治彦，新本 康久，河南 治，鈴木 康一，今井 良二，栗本 卓，松本 聡，澤田 健一郎，一成分二相流の流れの発達に関する研究，日本混相流学会混相流シンポジウム2016， 2016年8月8日～10日，京都市．
- [88] 東野和幸，中田大将，今井良二，湊亮二郎，杉岡正敏，高久雄一，溝端一秀，樋口 健，勝又暢久，棚次亘弘(室蘭工業大学)：航空宇宙機システム研究センターにおける小型超音速機【オオワシ】の研究開発状況と推進系について，第60回宇宙科学技術連合講演会，3H18，函館，(2016.09.6-9)．
- [89] 岸本直子，樋口 健，岩佐貴史，藤垣元治，勝又暢久：大型宇宙構造物の高速かつ高精度な軌道上形状計測を可能にする画像計測法の研究開発，第60回宇宙科学技術連合講演会，3H14，函館，(2016.09.6-9)
- [90] 秋葉鏖二郎，平元利峰，三橋龍一，樋口 健：大型LTAへの接着剤応用の可能性，第60回宇宙科学技術連合講演会，2B04，函館，(2016.09.6-9)．
- [91] 樋口 健，勝又暢久，植地 矩：厚みのある平板による宇宙大型展開構造物，JSASS-2016-4122，第60回宇宙科学技術連合講演会，1H09，(2016.9.6-9)，函館(函館アリーナ)．
- [92] 笠原 次郎，松岡 健，石原 一輝，後藤 啓介，西村 純平(名大)，松尾 亜紀子(慶応大)，船木 一幸(JAXA)，中田 大将，東野 和幸，棚次 亘弘(室蘭工大)，回転デトネーションエンジンの飛行実証に向けた実験研究，第60回宇宙科学技術連合講演会，3A13，函館，(2016.9.6-9)．
- [93] 安田 一貴，中田 大将，岡田 空悟，東野 和幸，廣田 光智，渡邊 力夫，ハイブリッドロケットのクラスタリングに関する基礎研究，第60回宇宙科学技術連合講演会，4A01，函館，(2016.9.6-9)
- [94] 後藤翔，今村卓哉，齋藤 真之，今井良二，杉岡正敏，東野和幸，AI-水反応を利用した推進系における水タンク液体マネジメントおよび反応槽気液分離技術に関する研究，第60回宇宙科学技術連合講演会，P09，函館，(2016.9.6-9)．
- [95] 天野 裕司，湯瀬 秀平，今井 良二，宇宙機推進薬タンクを対象とした微小重力下動的濡れ挙動の解析技術に関する研究，P13，函館，(2016.9.6-9)．
- [96] 上羽正純，横田滋弘，小型無人超音速実験機の自律飛行に向けた着陸制御系飛行検証，第54回飛行機シンポジウム，2M06，富山，2016.10.24-26
- [97] 高橋康平，上羽正純，小型無人超音速実験機向け離陸制御系の飛行検証，第54回飛行機シンポジウム，2M06，富山，2016.10.24-26
- [98] 塩野経介，石上幸哉，溝端一秀，東野和幸，新井隆景，室蘭工大小型超音速飛行実験機のピッチおよびヨー運動による動的空力特性，第54回飛行機シンポジウム，1F06，富山，2016.10.24-26
- [99] 山崎優樹，溝端一秀，東野和幸，室蘭工大小型超音速飛行実験機のエアリアルールに基づく抗力低減，第54回飛行機シンポジウム，3I07，富山，2016.10.24-26

- [100] 三浦壮晃, 石上幸哉, 塩野経介, 溝端一秀, 東野和幸, 小型超音速飛行実験機のCFD解析による空力評価, 第54回飛行機シンポジウム, 3I08, 富山, 2016.10.24-26
- [101] 岸本直子, 樋口 健, 岩佐貴史, 勝又暢久: SfMを使った構造物の形状計測, JSASS-2016-3022, 第58回構造強度に関する講演会, 1B06, pp.54-56, (2016.8.3-5), 札幌 (北海道大学) .
- [102] 勝又暢久, 片倉寛史, 後藤良太, 樋口 健: 組紐被覆伸展梁の非線形曲げ座屈に関する基礎的検討, JSASS-2016-3056, 第58回構造強度に関する講演会, 2B08, pp.156-158, (2016.8.3-5), 札幌 (北海道大学) .
- [103] 丹治 陸, 樋口 健, 勝又暢久: 小型無人超音速飛行実験機の着陸ダイナミクス解析に基づく主脚構造検討, JSASS-2016-3095, 第58回構造強度に関する講演会, 3B17, pp.268-270, (2016.8.3-5), 札幌 (北海道大学) .
- [104] 伊藤良磨, 樋口健, 勝又暢久, 岩佐貴史, 岸本直子, 藤垣元春: 計測対象表面に2次元格子を貼り付けた表面形状相対変位計測, 第32回宇宙構造・材料シンポジウム, A02, (2016.12.9), 相模原
- [105] 大堀英雄, 中田大将, 杉岡正敏, 今井良二, 東野和幸, AI/水系反応を利用した水素製造循環に関する研究 (その3), 第17回北海道エネルギー資源環境研究発表会, (2017.1.17), 札幌 (北海道大学) .
- [106] 西村 純平, 石原 一輝, 後藤 啓介, 中神 壮馬, 松岡 健, 笠原 次郎, 松尾 亜紀子, 船木一幸, 向江 洋人, 安田 一貴, 中田 大将, 東野 和幸, 耐熱複合材回転デトネーションエンジン内の燃焼および伝熱特性評価, 第54回燃焼シンポジウム, 2016年11月23-25, E32, 仙台
- [107] 溝端一秀, 石上幸哉, 三浦壮晃, 塩野経介, 山崎優樹, 東野和幸, 新井隆景, 「室蘭工大の小型超音速飛行実験機 (オオワシ) の空力に関する最近の取り組みについて」, STCP-2016-032, 平成28年度宇宙輸送シンポジウム, 2017年1月16日, 相模原.
- [108] 笠原次郎, 石原一輝, 西村純平, 中神壮馬, 松岡建, 松尾亜紀子, 船木一幸, 向江洋人, 安田一貴, 中田大将, 東野和幸, C/C複合材回転デトネーションエンジンの伝熱特性及び長秒時地上燃焼実験, 平成28年度宇宙輸送シンポジウム, 2017年1月, 相模原
- [109] 仲野直哉, 高久雄一, 上羽正純, 樋口健, 画像処理による屋外飛行無人航空機における誤検出抑制法の実験的検討, 第49回計測自動制御学会北海道支部講演会, 札幌, 2017年2月22日
- [110] 高久雄一, 阿部祐太郎, 上羽正純, 北沢祥一, 樋口健, 複数無人航空機による同時観測を可能とする高精度・高応答追尾アンテナ制御システムの追尾・切替性能評価実験, 電子情報通信学会衛星通信研究会, SAT2016-66, 勝浦, 2017年2月23日～24日
- [111] 大堀英雄, 中田大将, 杉岡正敏, 今井良二, 東野和幸, AI/水反応における水素製造循環システムに関する研究, 日本航空宇宙学会北部支部創立30周年記念2017年講演会ならびに第18回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 仙台 (東北大学) , 2017.3.16-17.
- [112] 溝端一秀, 石上幸哉, 三浦壮晃, 塩野経介, 山崎優樹, 市川陸, 白方洸次, 田井翔一郎, 東野和幸 (室蘭工大) , 新井隆景 (大阪府立大) 室蘭工大の小型超音速飛行実験機 (オオワシ) の空力設計および空力評価, 北大-JAXA連携企画講演会・第14回HASTIC学術講演会, 北大, 2017年3月7日.
- [113] 白方洸次, 溝端一秀, 石上幸哉, 三浦壮晃, 塩野経介 (室蘭工大) , 新井隆景 (大阪府立大) 室蘭工大の小型超音速飛行実験機 (オオワシ) の姿勢変化レートによる空力特性, 北

大-JAXA連携企画講演会・第14回HASTIC学術講演会，北大，2017年3月7日．

- [114] 勝又暢久，樋口 健，藤井駿，佐藤伸平，中尾拓治，藤田智之，小野寛王，田宮俊（室蘭工大），小型超音速飛行実験機（オオワシ）の構造設計，北大-JAXA連携企画講演会・第14回HASTIC学術講演会，北大，2017年3月7日．
- [115] 上羽正純，高橋康平，鎌田智寛，高久雄一（室蘭工大），小型超音速飛行実験機に向けた自律飛行用誘導制御システムと飛行実証，北大-JAXA連携企画講演会・第14回HASTIC学術講演会，北大，2017年3月7日．
- [116] 石原眞優，湊亮二郎，中田大将，今井良二，東野和幸（室蘭工大）GG-ATRエンジンの性能特性について，北大-JAXA連携企画講演会・第14回HASTIC学術講演会，北大，2017年3月7日．
- [117] 岡田空悟，中田大将，安田一貴，東野和幸（室蘭工大）高速走行軌道実権設備の最近の取り組み，北大-JAXA連携企画講演会・第14回HASTIC学術講演会，北大，2017年3月7日．
- [118] 湊亮二郎，中田大将，東野和幸，今井良二，八島優太，石原眞優，向江洋人，森下海怜（室工大），GG-ATRエンジンG N2冷走試験について，日本航空宇宙学会北部支部創立30周年記念2017年講演会ならびに第18回再使用型宇宙推進系シンポジウム，仙台（東北大学），2017.3.16-17．
- [119] 森下海怜，吉川稲穂，中田大将，湊亮二郎，東野和幸，フィルムクーリング型水素点火器の作動特性，日本航空宇宙学会北部支部創立30周年記念2017年講演会ならびに第18回再使用型宇宙推進系シンポジウム，仙台（東北大学），2017.3.16-17．
- [120] 安田一貴，岡田空悟，中田大将，東野和幸，亜酸化窒素のタンク排出特性に関する実験的研究，日本航空宇宙学会北部支部創立30周年記念2017年講演会ならびに第18回再使用型宇宙推進系シンポジウム，仙台（東北大学），2017.3.16-17．
- [121] 向江洋人，湊亮二郎，中田大将，東野和幸，GG-ATRエンジン用軸受の発熱・冷却特性に関する研究，日本航空宇宙学会北部支部創立30周年記念2017年講演会ならびに第18回再使用型宇宙推進系シンポジウム，仙台（東北大学），2017.3.16-17．
- [122] 今村卓哉，後藤翔，劉思博，今井良二，杉岡正敏，東野和幸，Al/水反応推進系における水タンク内液体マネジメント技術に関する研究，日本航空宇宙学会北部支部創立30周年記念2017年講演会ならびに第18回再使用型宇宙推進系シンポジウム，仙台（東北大学），2017.3.16-17．
- [123] 道原孟里，天野裕司，今井良二，宇宙機推進薬タンクを対象とした微小重力下動的濡れ挙動とスロッシング挙動に関する研究，日本航空宇宙学会北部支部創立30周年記念2017年講演会ならびに第18回再使用型宇宙推進系シンポジウム，仙台（東北大学），2017.3.16-17．
- [124] 東野和幸，今井良二，湊亮二郎，中田大将，小型無人超音速機オオワシの推進系システムの研究開発状況と課題，日本航空宇宙学会第48期年会講演会，東京（東京大学），2017.4.13-14
- [125] 西村 純平，石原 一輝， 後藤 啓介， 中神 壮馬， 松岡 健， 笠原 次郎，松尾 亜紀子，船木 一幸， 向江 洋人， 安田 一貴， 中田 大将， 東野 和幸， 森合 秀樹，耐熱複合材回転デトネーションエンジン内の熱流束測定及び熱伝達特性評価，航空原動機講演会，2B06，2017年3月，沖縄
- [126] 溝端 一秀，石上 幸哉，三浦 壮晃，塩野 経介，山崎優樹，白方 洸次，市川 陸，田井 翔一郎，東野 和幸，新井 隆景，「室蘭工大の小型超音速飛行実験機（オオワシ）の空力設計および空力評価」，1A12，第49回流体力学講演会，2017年6月28－29日，東京．

- [127] 山田航也, 池本篤史, 井上剛志, 内海政春, 円軌道振れ回り時の平行環状シールの動特性に関するバルクフローモデルによる非線形解析, 日本機械学会 Dynamics and Design Conference, 107, 2017 年 8 月, 豊橋
- [128] 池本篤史, 井上剛志, 三宅建次郎, 内海政春, 平行環状シールにおける流体力の差分解析と軸振動の連成解析, 日本機械学会 Dynamics and Design Conference, 106, 2017 年 8 月, 豊橋
- [129] 今井良二, 天野 裕司, 道原 孟里, 推進薬タンクを対象とした微小重力下容器内スロッシング挙動に関する研究, 日本混相流学会 混相流シンポジウム 2017, 2017 年 8 月 19 日, 調布市
- [130] 稲葉 克典, 今井 良二, LNG 貯槽ロールオーバー現象の数値解析技術に関する研究, 日本混相流学会 混相流シンポジウム 2017, 2017 年 8 月 19 日, 調布市
- [131] 今井 良二, 稲葉 克典, 容器内ロールオーバー現象予測技術に関する研究, 日本機械学会 2017 年度年次大会講演論文集, 2017 年 9 月 5 日, さいたま市
- [132] 香川修作, 渡邊裕輔, 渡邊啓悦, 後藤彰, 内海政春, 島垣満, 川崎聡, 産業用立軸多段ポンプにおける形態最適化設計の適用とその有用性評価, ターボ機械協会第 78 回富山講演会, 2017 年 9 月, 富山
- [133] 須和直人, 木村俊哉, 川崎聡, 後藤公成, 内海政春, オープンインペラ前面に作用する軸方向流体力に関する研究, ターボ機械協会第 78 回富山講演会, 2017 年 9 月, 富山
- [134] 三宅建次郎, 池本篤史, 内海政春, 井上剛志, 軸振動と平行環状シールの流体力の連成解析, ターボ機械協会第 78 回富山講演会, 2017 年 9 月, 富山
- [135] 石原眞優, 向江洋人, 湊亮二郎, 中田大将, 東野和幸, 内海政春, 小型超音速機エンジンの高速回転試験, ターボ機械協会第 78 回富山講演会, 2017 年 9 月, 富山
- [136] 向江洋人, 石原眞優, 湊亮二郎, 中田大将, 東野和幸, 内海政春, 小型超音速機エンジン用玉軸受の発熱／冷却特性評価, ターボ機械協会第 78 回富山講演会, 2017 年 9 月, 富山
- [137] 安田 一貴, 中田 大将, 岡田 空悟, 東野 和幸, 内海 政春 (室蘭工業大学), 亜酸化窒素のタンク排出特性解析モデルの実験的検証, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, P29, 2017 年 10 月, 新潟
- [138] 岡田 空悟, 中田 大将, 安田 一貴, 東野 和幸, 内海 政春, ロケットスレッドの騒音に関する実験的研究, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, P30, 2017 年 10 月, 新潟
- [139] 棚次 亘弘 (JAXA 名誉教授), 西村 純 (東大名誉教授), 中田 大将(室蘭工大), 使用済み小型衛星の簡便な軌道減衰装置について, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 2K18, 2017 年 10 月, 新潟
- [140] 森下 海怜, 吉川 稲穂, 八木橋 央光, 中田 大将, 湊 亮二郎, 内海 政春, 東野 和幸 (室蘭工業大学), 分岐管を用いたフィルムクリーニング型水素点火器の性能評価, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 3H11, 2017 年 10 月, 新潟
- [141] 中田 大将(室蘭工業大学), 杵淵 紀世志(JAXA), 3D プリンター造形レジストジェットの熱設計と推力測定実験, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 2E03, 2017 年 10 月, 新潟
- [142] 竹内 三洋, 廣田 光智, 中田 大将 (室蘭工業大学), ハイブリッドロケットの始動過程の促進を狙った可燃性固体上の溝の効果, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, P25, 2017 年 10 月, 新潟

- [143] 森下 海怜, 小川 大輔, 東野 和幸, 中田 大将 (室蘭工業大学), 東 伸幸 (JAXA), バイオエタノール燃料のサルファアタック・コーキングにおける冷却性能評価, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, P28, 2017 年 10 月, 新潟
- [144] 今村卓哉, 今井良二, AI/水反応推進システムにおける, 水タンク及び反応器の基本システム構成の開発, 日本マイクログラビティ応用学会第 29 回学術講演会, 2017 年 10 月, 習志野市.
- [145] 道原孟里, 田村健一郎, 今井良二, 推進薬タンクを対象とした微小重力下動的濡れ及びスロッシング挙動解析技術の向上, 日本マイクログラビティ応用学会第 29 回学術講演会, 2017 年 10 月, 習志野市.
- [146] 中田 大将, 安田 一貴, 森下 海怜, 岡田 空悟, 吉川 稲穂, 八木橋 央光, 内海 政春, 東野 和幸, ロケット燃焼器サーマルイメージの活用, 可視化情報学会全国講演会, 2017 年 11 月 3-4 日, 室蘭工業大学, 室蘭市
- [147] 今村卓哉, 今井良二, 杉岡正敏, 東野和幸, AI/水反応推進システムにおける, 水タンク及び反応器内の微小重力下での液体挙動の観察, 可視化情報学会全国講演会, 2017 年 11 月 3-4 日, 室蘭工業大学, 室蘭市.
- [148] 道原孟里, 田村健一郎, 今井良二, 推進薬タンクを対象とした微小重力下動的濡れ及びスロッシング挙動の観察, 可視化情報学会全国講演会, 2017 年 11 月 3-4 日, 室蘭工業大学, 室蘭市.
- [149] 湊 亮二郎, 溝端一秀, “吸い込み式超音速風洞における小型超音速機関連の空力試験, 可視化情報学会全国講演会, 2017 年 11 月 3-4 日, 室蘭工業大学, 室蘭市.
- [150] 山崎健次, 伊藤良磨, 先崎美由紀, 樋口健, 勝又暢久, “計測対象への二次元格子貼付による簡易型表面形状計測法”, 第 59 回 構造強度に関する講演会, pp.16-18, 20170803
- [151] 橋本真之介, 勝又暢久, 樋口健, “平面構造の板厚を考慮した折りたたみ方法の定式化”, 第 59 回 構造強度に関する講演会, pp.19-21, 20170803
- [152] 岸本直子, 岩佐貴史, 樋口健, 勝又暢久, 黒瀬豊敏, 渡邊秋人, 上土井大助, “CFRP 製パネル構造物の 3 次元形状計測”, 第 59 回 構造強度に関する講演会, pp.25-27, 20170803
- [153] 勝又暢久, 後藤良太, 片倉寛史, 樋口健, “組紐被覆伸展梁の構造モデル化と曲げ座屈解析”, 第 59 回 構造強度に関する講演会, pp.1-3, 20170803
- [154] 岸本 直子, 藤垣 元治, 岩佐 貴史, 樋口 健, 勝又 暢久, “画像による複合材料板の変形・ひずみ計測”, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 3S15, 20171025
- [155] 樋口 健, 勝又 暢久, 山崎 健次, 岸本 直子, 岩佐 貴史, 藤垣 元治, “物体表面の二次元格子を利用した相対変位の光学的計測法”, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 3S16, 20171025
- [156] 勝又 暢久, Muhammad Hafizuddin, 橋本 真之介, 樋口 健, “平面板構造の折りたたみ方法と構造剛性”, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 2F15, 20171025
- [157] 上羽正純, 高橋康平, 鎌田智寛, 固定翼 UAV の離陸から着陸までの完全自律制御飛行実験, 第 60 回自動制御連合講演会, SuI2-4, 東京, 2017.11.10-12
- [158] 塩野経介, 白方洸次, 溝端一秀, 新井隆景, 東野和幸, 「室蘭工大小型超音速飛行実験機のピッチ及びヨー運動による動的空力特性」, 2D11, 第 55 回飛行機シンポジウム, 2017 年 11 月 20-22 日, 松江.

- [159] 山崎優樹，溝端一秀，東野和幸，「室蘭工大小型超音速飛行実験機のエアリアルールに基づく抗力低減」，2D12，第55回飛行機シンポジウム，2017年11月20－22日，松江。
- [160] 白方洸次，塩野経介，溝端一秀，「室蘭工大小型超音速飛行実験機のロール運動による動的空力特性」，3E13，第55回飛行機シンポジウム，2017年11月20－22日，松江。
- [161] 上羽正純，高橋康平，小型無人超音速機向け縦・横方向離陸制御系の飛行検証，第55回飛行機シンポジウム，3E04，島根，2017.11.20-22
- [162] 前田庸佑，鎌田智寛，上羽正純，小型無人超音速機向け飛行経路生成法の検討，第55回飛行機シンポジウム，3E06，島根，2017.11.20-22
- [163] 中島桜子，上羽正純，飛行条件変動を考慮した小型無人超音速機向けロバスト着陸制御法の検討，第55回飛行機シンポジウム，3E07，島根，2017.11.20-22
- [164] 鎌田智寛，高橋康平，上羽正純，小型無人超音速機向け完全自律制御用飛行経路設定手法の提案と飛行検証，第55回飛行機シンポジウム，3E08，島根，2017.11.20-22
- [165] 山崎健次，樋口健，勝又暢久，岸本直子，岩佐貴史，藤垣元治，“アンテナ反射鏡の変形計測手法と装置設計”，第33回宇宙構造・材料シンポジウム，B11，20171208
- [166] 溝端一秀，山崎優樹，三尾太一，東野和幸，「室蘭工大の小型超音速飛行実験機におけるエアリアルールに基づく遷音速抗力低減の試み」，STCP-2017-032，平成29年度宇宙輸送シンポジウム，2018年1月18－19日，相模原。
- [167] 松岡健，瀧春菜，鶴飼貴斗，後藤啓介，西村純平，東純一，速水雄規，川崎央，笠原次郎，安田一貴，森謙太，八木橋央光，中田大將，内海政春，東野和幸，松尾亜紀子，船木一幸，パルスデトネーションスラスタによるロール制御，平成29年度宇宙輸送シンポジウム，2018年1月18－19日，相模原市。
- [168] 後藤啓介，西村純平，東純一，瀧春菜，鶴飼貴斗，速水雄規，川崎央，松岡健，笠原次郎，安田一貴，森謙太，八木橋央光，中田大將，内海政春，東野和幸，松尾亜紀子，船木一幸，三噴流異種衝突型噴射器を有する回転デトネーションエンジンの推進システム実証研究，平成29年度宇宙輸送シンポジウム，2018年1月18－19日，相模原市。
- [169] 安田一貴，中田大將，岡田空悟，内海政春，東野和幸，亜酸化窒素のタンク排出特性解析モデル構築に関する実験的研究，平成29年度宇宙輸送シンポジウム，2018年1月18－19日，相模原市。
- [170] 中田大將，安田一貴，岡田空悟，東野和幸，内海政春，棚次亘弘，3km高速軌道試験設備の設計検討，平成29年度宇宙輸送シンポジウム，2018年1月18－19日，相模原市。
- [171] 北沢祥一，嶋田民生，上羽正純，“無人航空機用の位置情報データ伝送用マルチホップ無線システムの検討”，電子情報通信学会 宇宙・航行エレクトロニクス研究会，SANE2017-104，pp.105-109，20180126
- [172] 上羽正純，前田庸佑，弥生陸斗，北沢祥一，“広大な農地の短時間観測を可能とする固定翼UAVの性能に関する検討”，電子情報通信学会 衛星通信研究会，SAT2017-56，pp.1-6，20180222
- [173] 北沢祥一，工藤怜，上羽正純，“無人航空機用169MHz帯制御無線システムの検討”，電子情報通信学会 衛星通信研究会，SAT2017-63，pp.37-40，20180223
- [174] 森謙太，中田大將，内海政春，東野和幸，後藤啓介，川崎央，松岡健，笠原次郎，無冷却回転デトネーションエンジン燃焼試験における熱流束評価，日本航空宇宙学会北部支部

2018 年講演会ならびに第 19 回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 2018 年 3 月 5-6 日, 東北大学, 仙台市.

- [175] 湊亮二郎, 中田大将, 内海政春, 東野和幸, 向江洋人, 石原真優, ヘリウムガスを用いた GG-ATR エンジン冷走試験について, 日本航空宇宙学会北部支部 2018 年講演会ならびに第 19 回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 2018 年 3 月 5-6 日, 東北大学, 仙台市.
- [176] 中田大将, 森下海怜, 八木橋央光, 吉川稲穂, 湊亮二郎, 内海政春, 東野和幸, 分岐管を用いた酸素/水素点火器の火炎分配, 日本航空宇宙学会北部支部 2018 年講演会ならびに第 19 回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 2018 年 3 月 5-6 日, 東北大学, 仙台市.
- [177] 岡田空悟, 安田一貴, 中田大将, 東野和幸, 内海政春, ロケットスレッド用クラスタードハイブリッドロケットの騒音特性, 日本航空宇宙学会北部支部 2018 年講演会ならびに第 19 回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 2018 年 3 月 5-6 日, 東北大学, 仙台市.
- [178] 溝端一秀, 山崎優樹, 三尾太一, 久保田穂, 東野和幸, 「室蘭工大・小型超音速飛行実験機 (オオワシ) の空力に関する最近の取り組み」, HATIC 学術技術講演会, 2018 年 3 月 7 日, 札幌.
- [179] 今井良二, 今村卓哉, 貝瀬柚子, 杉岡正敏, 東野和幸, アルミ水高圧水素製造反応の宇宙推進システムおよび CO₂ フリー水素製造プラントへの適用に関する研究, 「第 15 回 HASTIC 学術技術講演会」兼「第 27 回短時間無重力利用に関する講演会」, 2018 年 3 月 7 日, 北海道大学, 札幌市.
- [180] 鎌田智寛, 中島桜子, 前田庸佑, 上羽正純, 小型無人超音速機に向けた電動模型飛行機による完全自律制御飛行実証実験, 第 15 回 HASTIC 学術技術講演会, 2018 年 3 月 7 日, 北海道大学, 札幌市.
- [181] 植村拓也, 上羽正純, 高グライドスロープ角及び高帯域フレア制御による固定翼 UAV の着陸距離短縮の検討, 第 15 回 HASTIC 学術技術講演会, 2018 年 3 月 7 日, 北海道大学, 札幌市.
- [182] 安田一貴, 中田大将, 岡田空悟, 内海政春, 東野和幸, 亜酸化窒素の自己加圧タンク排出特性に関する基礎研究, 第 15 回 HASTIC 学術技術講演会, 2018 年 3 月 7 日, 北海道大学, 札幌市.
- [183] 吉川稲穂, 八木橋央光, 中田大将, 湊亮二郎, 内海政春, 東野和幸, LOX/エタノールガスジェネレータ燃焼試験設備の供給特性, 第 15 回 HASTIC 学術技術講演会, 2018 年 3 月 7 日, 北海道大学, 札幌市.
- [184] 笠原次郎, 松岡健, 川崎央, 松尾亜紀子, 船木一幸, 中田大将, 内海政春, 東野和幸, 観測ロケットによるデトネーションエンジン推進飛行実証実験, 平成 29 年度衝撃波シンポジウム, 2018 年 3 月 7-9 日, 東北大学, 仙台市.
- [185] 鵜飼貴斗, 瀧春菜, 後藤啓介, 西村純平, 速水雄規, 東純一, 松岡健, 川崎央, 笠原次郎, 安田一貴, 森謙太, 八木橋央光, 中田大将, 内海政春, 東野和幸, 松尾亜紀子, 船木一幸, 宇宙機ロール制御用 S 型パルスデトネーションスラスタの低背圧推進性能評価, 平成 29 年度衝撃波シンポジウム, 2018 年 3 月 7-9 日, 東北大学, 仙台市.

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, Nakata, D, Higashino, K, Tanatsugu, N, “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, Daisuke Nakata, 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, 中田大將, 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）
- (1) 将来輸送系リファレンスシステムの推進系に関する基礎検討
…………… 笹木 康平, 飯島 明日香, 中田 大將, 湊 亮二郎, 棚次 亘弘,
杉岡 正敏, 東野 和幸, 石本 真二, 東 伸幸
 - (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-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
 - (4) オオワシ 2 号機推進システムに関する研究
…………… 湊 亮二郎, 棚次 亘弘, 東野 和幸
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）
- (6) オオワシ II 構造系開発
…………… 樋口 健, 勝又 暢久
 - (7) 小型超音速飛行実験機（オオワシ）の空力設計，空力評価，および飛行性能予測
…………… 溝端 一秀, 大石 栄, 鈴木 祥弘, 近藤 賢, 渡口 翼
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）
- (8) 高速走行軌道実験設備
…………… 中田 大將, 棚次 亘弘, 東野 和幸, 小倉 達也, 笹尾 鎮矢, 立桶 薫

(9) Humidity effects on unsteady characteristics of supersonic flow

..... 高木 正平, 上村 卓也, 平田 裕, 高田 晃輔

5.オオワシⅡ飛行にむけて並びに関連技術の研究開発（関連研究開発分野）

(10) 展開宇宙構造物に関する研究

..... 勝又 暢久, 樋口 健, 大加瀬 容平, 貝森 政明

(11) Surface Shape Measurement by Grating Projection Method in Aerospace Structures

..... 樋口 健, 藤垣 元治, 塩川 貴之, 岸本 直子, 岩佐 貴史

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 年次報告書 2018

2019 年 9 月発行

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: <http://www.muroran-it.ac.jp/aprec/>