



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 2016 全1冊

メタデータ	言語: ja 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: 2019-03-15 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/10258/00009815

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2016

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2016

Muroran Institute of Technology
Aerospace Plane Research Center
Annual Report 2016

年次報告書2016



2017年8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

2016年度年次報告書の目次

目 次

巻頭言一

超音速飛行における革新的基盤技術の創出促進と知的拠点の形成 連携・共同研究・招待講演・表彰	1
啓蒙活動の概要および見学者	3

研究成果の概要

[推進関連]

GG-ATR エンジン冷走試験設備設置と試験結果について	5
GG-ATR エンジン用エアインテークの風洞試験について	10
ATR-GG推薬供給系の検討	14
アルミー水反応の衛星推進系への適用	18
GG-ATR エンジン用点火器試験について	24
反転軸流ファンの性能取得試験	28
高速走行軌道実験設備	30

[空力関連]

小型超音速飛行実験機のエアリアルールに基づく遷音速抗力の低減	34
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	38
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	43
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の CFD 解析	47
小型超音速飛行実験機の舵面空力モーメントの計測と CFD 解析	51
小型超音速飛行実験機の1/3スケール縮小機体の設計製作	55
共同研究報告:JAXA の RBCC スペースプレーン形状の基本的空力特性と飛行性能予測	57

[構造関連]

小型超音速実験機の機体構造インテグレーション方法の検討	60
小型超音速実験機の衝撃吸収脚の着陸ダイナミクスシミュレーション	64
単結晶形状記憶合金を適用したエンジンマウント振動減衰器の提案と基礎特性取得	70

[誘導制御関連]

小型無人超音速機向け離陸制御系の実証実験	75
小型無人超音速機向け完全自律飛行実証実験	80
飛行条件変動及び高周波外乱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研究	87
無人航空機向け飛行経路生成法の検討	93

発表論文一覧	100
--------	-----

巻頭言

超音速飛行における革新的基盤技術の創出促進と知的拠点の形成

センター長 東野和幸

本研究開発活動は、文科省により特別経費（プロジェクト分）から一般経費へ組替が認められて平成 28 年度は 5 年目です。研究成果の評価については平成 24 年度に学外有識者からの高い評価を受け、本学のミッションの再定義にもあげられ、平成 27 年度までの大学の第二期中期計画及びそれに続く第三期中期計画において重点研究分野になっています。数多くの高度な技術課題を克服しながらシステムとしての成立性を考慮しつつ進捗を計ることは航空宇宙分野のみならず日本のシステム工学の高度化やその拠点形成、さらに第二次産業の活性化に直結する重要な役割であり、注目度が高いのが現状です。

航空宇宙工学は高度に俯瞰的な観点から主要分野の機体、推進、誘導制御（データ伝送を含む）、そして飛行力学分野間で整合性を図る必要があります。また、このシステムを安全に効率よく立証するための設備や運用、関係法規についても知見が必須です。さらに、この活動を通してシステムの思考をもった人材育成は最も必要とされる状況です。

革新的基盤技術の立証確認のため、超音速飛行実験が可能なテストベッドとして「オオワシⅡ」の設計検討をすすめ実物大モックアップによる搭載機器の配置等の検討を通して課題も明らかになっています。この主軽量構造の強度検討と製造等も進んでいます。推進系では、小型で大推力を発生するエアターボラムジェットエンジン（GG-ATR）の設計製造を進め、ファンやタービン等の回転系について、白老エンジン実験場にて、振動特性、軸受やシール特性、ファン・タービン効率などの流力諸特性についてデータ取得中です。また、推力を発生するラム燃焼器やタービン駆動用 GG（ガスジェネレーター）という高温部分は要素基礎確認試験によるデータをもとに、製造を開始したところです。実施済みの「オオワシ 1」の飛行実験結果として、低速飛行時の操縦の難しさを克服することもあり、全自動操縦可能な誘導制御技術実証と飛行力学の観点から、小型模型機による多数の飛行実験を進めています。さらに超音速機体形状の 1/3「オオワシⅡ」スケールモデルによる飛行実証準備中です。解析や風洞試験により制御能力を高める工夫も実施しています。

白老エンジン実験場における高速走行軌道については、搭載機器の高耐 G 実験や飛行力学の実験を実施しており、1/3「オオワシⅡ」スケールモデルの操舵力データを蓄積中です。

本設備自身もニーズが高く重要性がますます増しています。地上で繰り返し、安全に試験ができ、研究開発コストの低減や開発期間の短縮に繋がります。

さらに、航空宇宙の大手民間企業や JAXA と炭化水素系燃料を用いたロケットエンジンの基礎燃焼実験等きわめて高度な先端的大型共同研究を継続して進めています。推進系の燃料に関しては、環境にやさしいことを主眼とし、アルミニウム合金に対する触媒作用で高圧水素を瞬時に発生する技術や、炭化水素系燃料の熱分解吸熱反応による大幅な吸熱特性の向上により機体やエンジン冷却する技術などを見出し、実用面から産業界に成果を多数発信しています。

このようなシステム的で広範囲かつ高度実践的な研究開発活動について評価を得ており、北海道の第二次産業振興や我が国の知的拠点のひとつになりえる可能性を期待されています。大学間連携も視野にいて早期の体制づくりを促進しています。

以上のように、当センターは革新的な先端基盤研究開発を鋭意促進中であり、本報告書はその成果を厳選して記載いたします。また、米国および日本航空宇宙学会等にて広く成果を発信し、掲載されています。

なお、研究活動の詳細については本センターのホームページにも掲載しています。

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

連携および共同研究

○東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 特任教授)

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)

1. 三菱重工業(株)との共同研究「炭化水素系燃料を用いたロケットエンジン試験」

2014年度, 2015年度に引き続き, 炭化水素系燃料を用いたロケットエンジンに関する新規技術実証のため, 本学白老実験場において燃焼試験を実施した(図1)。2016年度は高圧ポンプを用いた環状水冷燃焼器を使用し, 30秒の燃焼試験によって熱流束を取得した。



図1 炭化水素系ロケットエンジン試験

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 を JAXA/ISAS の観測ロケットに搭載し, 飛行試験を平成 30 年度に実施予定である。フライトモデルに向けた長秒時燃焼実証のため本学白老実験場において共同実験を実施した。耐熱材に CFRP を用い, 最大で 10 秒の燃焼に成功した。

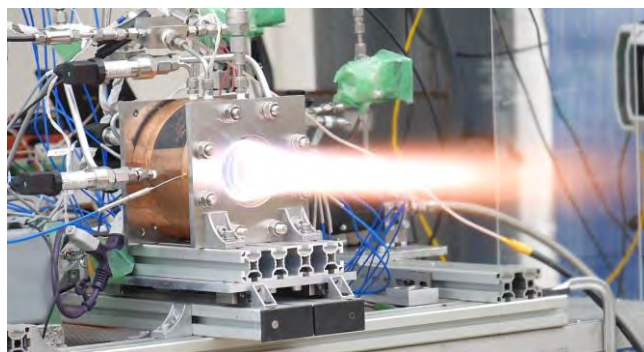


図2 Rotating Detonation Engine の燃焼実験

3. JAXA との共同研究

空気吸い込み式エンジン (ABE) 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、エンジンを含めた機体周りの流れ場の CFD 解析を実施した。さらに機体模型を試作して内蔵ロケットからの排気を模擬したガス噴射状態での風洞試験を JAXA/ISAS 遷音速風洞において実施した。これによってエンジンを統合した機体の基本的空力特性が明らかになった。ガス噴射による空力変化については、風洞試験手法に改善の余地が大きく、次年度以降の継続課題とする。

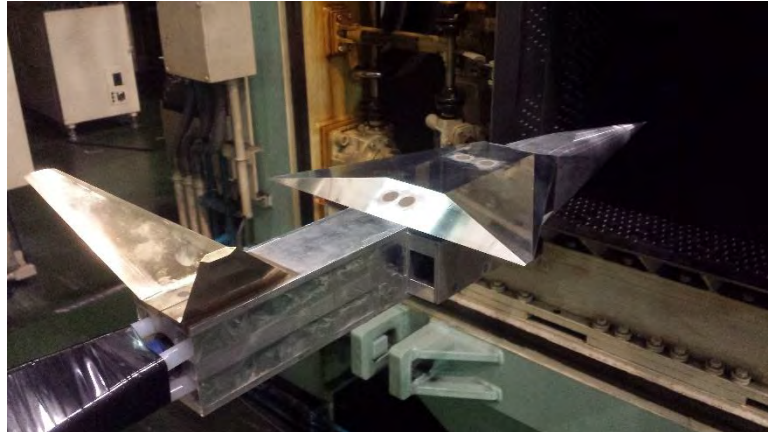


図3 空気吸い込み式エンジンを模擬したスペースプレーン機体模型

4. 東京都市大学との共同研究「教育用ロケットの基盤技術に関する研究」

室蘭工大では亜酸化窒素を酸化剤とするハイブリッドロケットのクラスタリングに関する基礎実験を行っているが、複数の燃焼室に均等に推進剤を流すことの出来る分岐管の設計が重要となる。そこで、室蘭工大で実験的に取得された亜酸化窒素流動特性に対し、東京都市大学が ANSYS Fluent を用いた VOF 法による気液二相流計算を実施し、T字分岐での剥離の発生や、各分岐での流量のばらつき可能性について指摘した。来年度以降はさらに比較検証可能な物理パラメータを実験的に取得することを目指す。

5. JAXA との共同研究「革新的電熱スラスタの熱構造成立解の探索」

3D プリンタを用いた Inco718 製電熱型電気推進の設計指針を得るべく、プリンタの特性を踏まえた熱構造解の探索を行った。提案された形状は JAXA において実際に製作され、推力測定を実施した。

啓蒙活動の概要および見学者

○東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 特任教授)
 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28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（敬省略）

地域連携推進グループ	平成28年5月26日	2	高木グループマネージャー 他1名
内閣官房内閣情報室	平成28年7月28日	2	加藤善一技術部長, 日浦事務官
北海道登別青嶺高校 2年次(理系)	平成28年9月15日	19	生徒17名, 教員2名 プロビデンス・プログラム
曲阜師範大学	平成28年9月26日	16	Wu.uqiang 工学部長他15名
IHI	平成28年10月7日	2	片平理事他1名
北海道経済連合会	平成28年10月12日	6	高橋道経連会長他5名, 日本政策投資銀行 山川氏
文部科学省大臣官房 人事課	平成28年10月12日	1	福利厚生室長 月岡 靖氏
室蘭ロータリークラブ	平成28年11月17日	12	
大阪市立都島工業高等学校	平成28年11月21日	6	多田真己教諭 高1, 高2学生
(株)IHI 北海道支社	平成28年12月2日	3	支社長 中尾 浩氏 他2名
一般社団法人 北海道機械工業会	平成29年2月2日	2	プロジェクトマネージャー 吉田 忠氏, コーディネータ 田中奏桜氏
室蘭港立市民大学講座	平成29年2月18日	65	南川室蘭市会議員, 石坂氏
JAXA 研究開発部門 第3研究ユニット	平成29年3月24日	2	梅村氏, 松本氏

IHI エアロスペース	平成 29 年 3 月 28 日	3	笹山氏 他
イーグル工業	平成 29 年 3 月 30 日 ～31 日	5	松本洋志 執行役員・航空宇宙事業部長, 井口徹哉 技術部長, 井上秀行 研究部長, 北海道イーグル瀧澤氏

GG-ATR エンジン冷走試験設備設置と試験結果について

- 湊 亮二郎（航空宇宙システム工学ユニット助教）
東野 和幸（航空宇宙機システム研究センター 特任教授）
中田 大将（航空宇宙機システム研究センター 助教）
今井 良二（航空宇宙システム工学ユニット教授）
八島 優太（航空宇宙総合工学コース博士前期2年）
石原 眞優（航空宇宙総合工学コース博士前期1年）
向江 洋人（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、小型無人超音速機の研究開発が進められており、その推進エンジンとして、ガスジェネレータサイクル・エアターボラムジェット（Gas Generator Cycle Air Turbo Ramjet, GG-ATR）エンジンの開発が進められている。2015年度に窒素ガス(GN2)による冷走試験設備の整備と冷走試験を実施し、回転体の動バランス、作動安定性について検証を行った。2016年度は、引き続き常温 GN2 ガス駆動による GN2 冷走試験を実施し、43000 rpm までの回転試験（定格回転速度 58000 rpm）を行った。その結果、圧縮機・タービン等のターボ系要素の空力性能のデータを取得したので、その概要について報告する。

2. 冷走試験設備と計測系

2-1. 冷走試験設備

GG-ATR エンジン冷走試験設備は2015年9月から11月にかけて整備した。タービン駆動用の窒素ガス（GN2）は、3基の窒素ガスボンベカードルから供給し、GN2の供給量は最大2.0 kg/sである。設置した冷走試験設備と、エンジン架台に設置した GG-ATR エンジンを図1と2にそれぞれ示す。



図1 GG-ATR エンジン冷走試験設備



図2 エンジン架台に設置された GG-ATR エンジン

2-2. エンジン冷走試験計測系

GN2 冷走試験では、GG-ATR エンジン回転軸系の軸振動特性を取得した。エンジンの回転振動加速度計測のため、軸方向と径方向に加速度センサーをそれぞれ1個ずつ設置した。回転軸の軸変位の計測のため、軸変位センサーを圧縮機インペラの背後に2箇所設置し、互いに90°の位相を持つように配置している。また前後2箇所の軸受温度管理のため軸受マウントの温度も計測した。

圧縮機・タービンの空力性能計測のため、圧縮機インペラとタービンの上流と下流にそれぞれ静圧孔と熱電対を設置して、温度と圧力の計測を行った。

3. GG-ATR エンジン GN2 冷走試験

3-1. 回転体作動特性

GN2 冷走試験では、回転体の軸振動特性の把握に努めた。図3と図4に冷走試験で得られたCampbell線図と回転軸変位の回転数に関する挙動を示す。Campbell線図からGG-ATRエンジンの危険速度を判定し、エンジンの定格回転数付近に危険速度がないことを確認した。

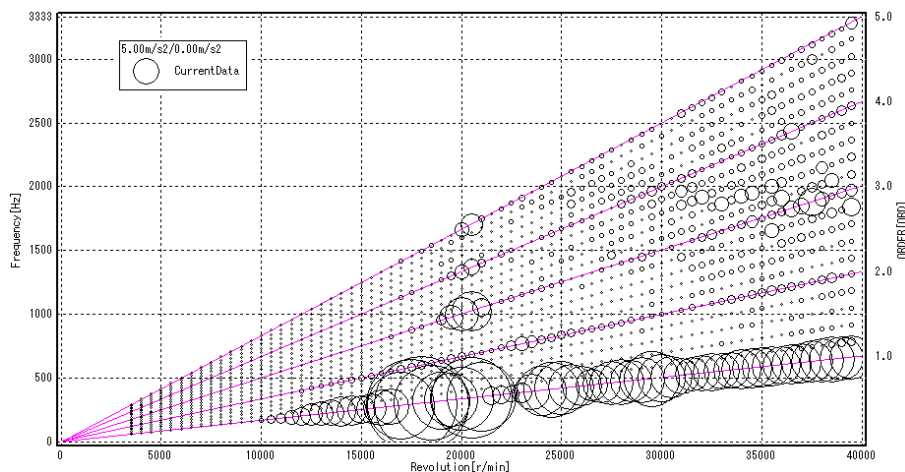


図3 GG-ATR エンジンの振動加速度の Campbell 線図

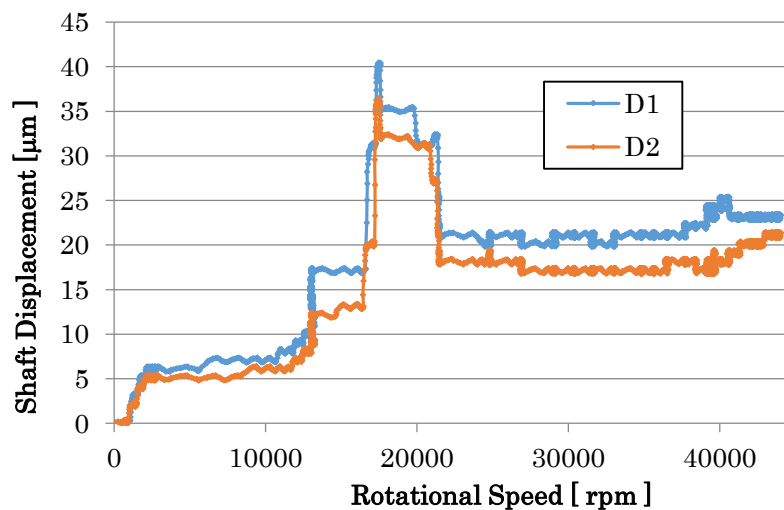


図4 GG-ATR エンジンの回転軸振幅挙動

また、エンジン作動中の回転軸変位は、最大でも 40 mm 程度で、危険速度以外での軸変位は、20 mm 程度に留まっている。これらの結果から GG-ATR エンジンには、GN2 冷走試験で運転可能な最大 43000 rpm まで支障なく作動することが確認されたが、最大振幅や安定作動については回転軸のモード形状なども含めて総合的に検討を進める必要がある。

冷走試験では、軸受の発熱状態を計測するため温度計測を行った。図 5 は軸受マウントの温度の時間変化を表している。同時に軸受回りに関して簡易熱伝導解析を行い、実験値との比較を行った。

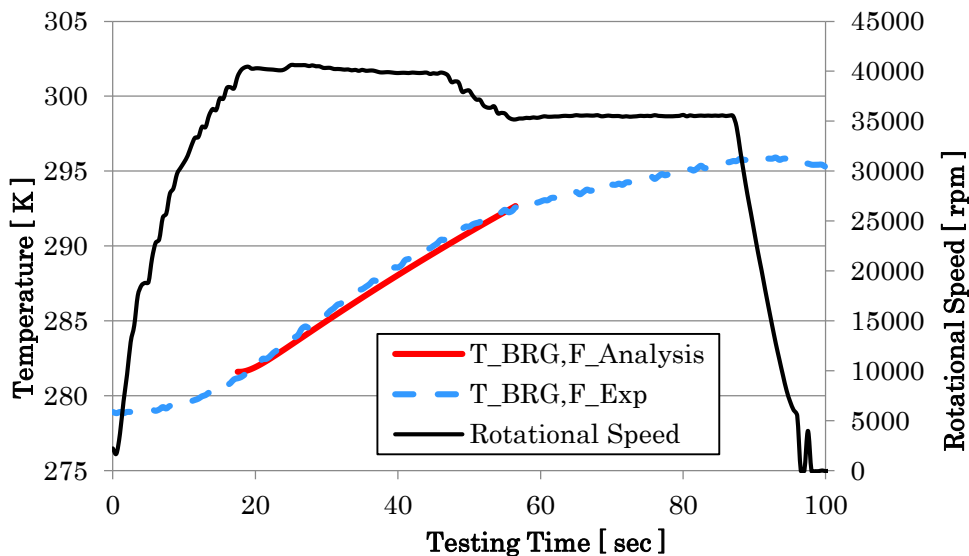


図 5 前部軸受マウントの温度の時間履歴

軸受マウントの温度予測は、実験値とよく一致している。さらに高速回転試験を行う時に備えて、軸受の温度上昇や運転制限について推算する目途付けができた。

3-2. ターボ系要素性能特性

ターボ系要素の性能解析については、GG-ATR エンジンに用いられている斜流圧縮機の圧力比-流量特性マップの把握、および断熱圧縮効率の評価を実施した。

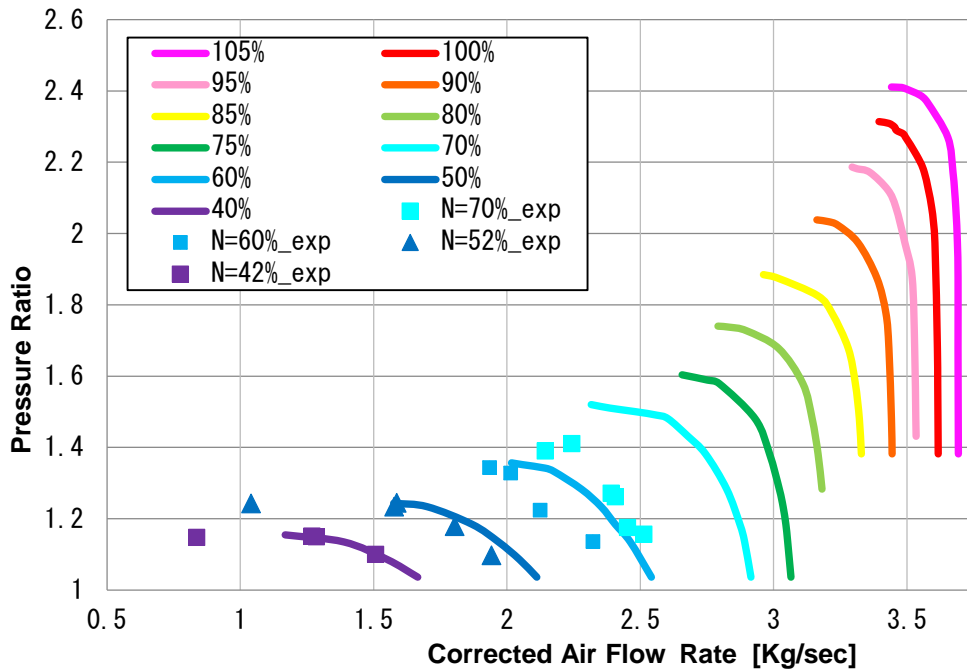


図 6 GG-ATR エンジン斜流圧縮機の作動特性マップ

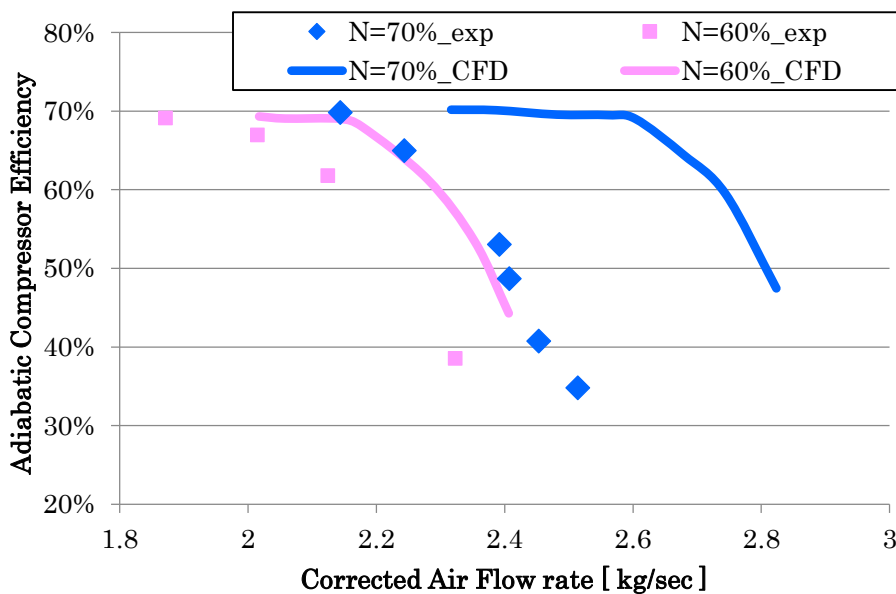


図 7 GG-ATR エンジン斜流圧縮機の断熱圧縮効率

図 6 に GG-ATR エンジン用斜流圧縮機の作動特性マップを示す。このマップには GN2 試験で運転可能な定格回転数の約 70% までの試験結果を示している。また図 7 は斜流圧縮機の断熱圧縮効率を示している。図 6 および図 7 には CFD 解析による計算結果も示しているが、実験結果との間には差異があり、この要因については今後検討していく予定である。

4. まとめ

2016 年度では、GG-ATR エンジンの GN2 冷走試験設備の設置を行い、定格回転速度の 70% を超える 43000 rpm までの回転試験を実施した。

一連の冷走回転試験を通じて、回転体の危険速度や軸変位、軸受温度等の軸系に関する諸特性と、斜流圧縮機の圧力比-流量マップ及び断熱圧縮効率などの翼素系空力性能の2つについて評価を行った。

軸系に関しては、43000 rpm までの回転試験を実施し、軸振動や軸受に異常はなく良好に作動することが確認できた。翼素系の空力性能に関しては、圧縮機の作動特性マップや断熱圧縮効率の計測を行い、CFD 解析の結果と比較評価を行った。実験と CFD 解析の結果には有意差があり、その要因については今後の課題である。

今後は、ヘリウムガス (GHe) を用いて、さらなる高回転速度での GG-ATR エンジンの冷走回転試験を実施し、定格回転数付近までの安定作動の確認や、圧縮機・タービン空力性能の評価を行っていく予定である。また、ガスジェネレータ(GG)やラム燃焼器の設計・製造も進め、GG-ATR エンジンの熱走試験を実施する計画である。

GG-ATR エンジン用エアインテークの風洞試験について

○湊 亮二郎（航空宇宙システム工学ユニット 助教）

東野 和幸（航空宇宙機システム研究センター 特任教授）

向江 洋人（航空宇宙総合工学コース博士前期1年）

石原 眞優（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計画されている。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が、エアインテークに作用する外部抗力を定量的に評価するため、風洞試験を実施し、その定量評価を試みたので報告する。

2. 風洞供試体モデルと設備

2-1. 超音速インテークダクトモデル

インテークの外部抗力の評価には、図1に示すような、機体胴体を模した円筒モデルにインテーク部を取り付けた風洞試験モデルを用いた。今回の風洞試験では、インテークの側壁形状に関して、2種類の形状について試験を行った。一つはオリジナル側壁形状モデルで、もう一つは垂直側壁形状である。

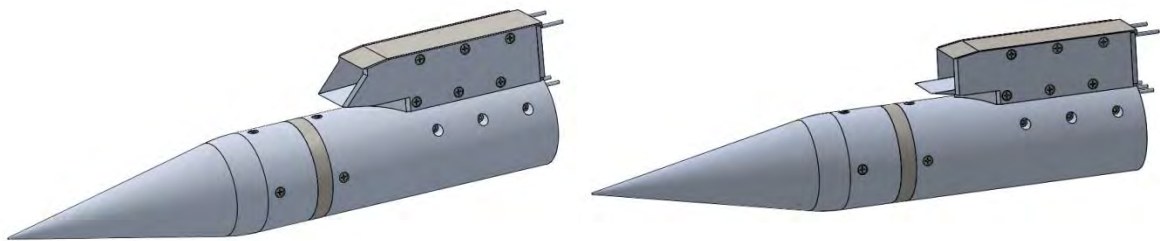


図1 インテーク風洞試験供試体モデル

左：オリジナル側壁形状モデル 右：45°垂直側壁形状モデル

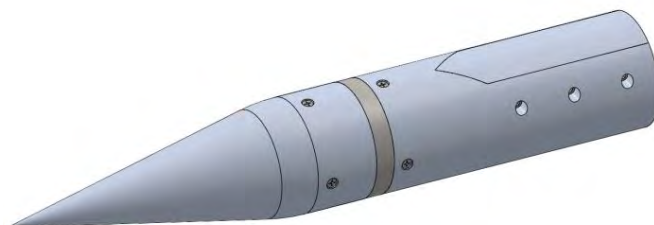


図2 円筒風洞試験供試体モデル

図1のインテーク風洞試験供試体による風洞試験を実施する前に、図2に示された円筒風洞試験供試体モデルによる風洞試験を実施した。インテーク外部抗力 D_{ext} は、インテーク風洞試験供

試体と円筒風洞試験供試体モデルの抗力差 D_{intake} 、インテークに流入する流入運動量 $\dot{m}_{air}(V - V_{exit})$ 、及びベース部抗力 $(p_{base} - p)A_{base}$ から推算する。式(1)にインテーク外部抗力 D_{ext} を示す。

$$D_{ext} = D_{intake} - \dot{m}_{air}(V - V_{exit}) - (p_{base} - p)A_{base} \quad (1)$$

また、インテーク出口にはオリフィスを設けて、取り込み空気流量をコントロールする。

2-2. 風洞試験設備

風洞試験は、平成 28 年 8 月 8 日から 12 日にかけて、JAXA 宇宙科学研究所 (ISAS) の高速気流総合試験設備で実施した。高速気流総合試験設備では、超音速風洞 (気流マッハ数 1.5~4.0) と遷音速風洞 (気流マッハ数 0.3~1.3) があり、今回の試験シリーズでは遷音速風洞を使用した。気流マッハ数条件は、何れの試験もマッハ 0.7 から 1.3 まで連続的に変化させるマッハスイープ条件である。図 2 は JAXA/ISAS における風洞試験の準備作業風景とオリジナルの様子を示している。



図 2 JAXA/ISAS における風洞試験の様子

3. 風洞試験結果

図 2 にオリジナル側壁形状による風洞試験結果を示す。横軸に流量捕獲率、縦軸にインテーク外部抗力の抗力係数を取る。インテーク外部抗力係数は、計測した抗力を気流動圧と基準面積で無次元化したものであるが、基準面積は、風洞供試体モデルのサイズ (実機の 1/5 サイズ) に相当する翼面積を与えた。図 2 より、流量捕獲率が上がるとインテーク外部抗力が増える傾向が分かる。また気流マッハ数が 1.2 の時に最もインテーク外部抗力が高くなっている。M=1.2 で流量捕獲率が 65 % の時、抗力係数が最小になっていることが分かる。インテーク無しの機体の遷音速突破時の抗力係数が 0.05 程度であることから、インテークを取り付けた場合、4 % 程度は抗力増加につながることを示唆している。

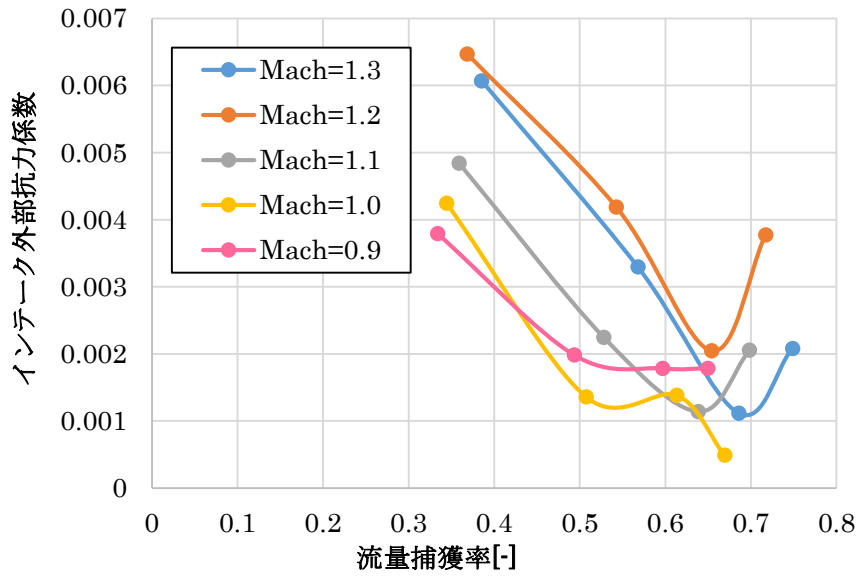


図2 オリジナル側壁形状によるインテーク外部抗力

図3にインテーク側壁形状の違いによる外部抗力の比較を示す。インテーク外部抗力の大きさや流量捕獲率に関する挙動については、オリジナル側壁形状と垂直エッジ側壁形状の間に、それほど大きな違いが認められない結果であった。

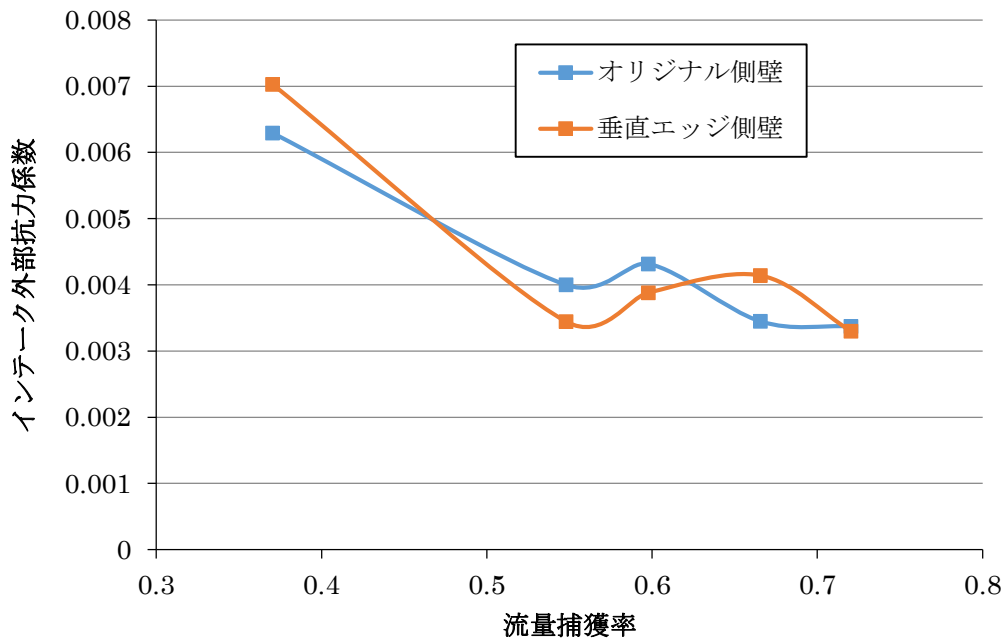


図3 M = 1.3におけるインテーク側壁形状によるインテーク外部抗力

4. まとめ

室蘭工大・航空宇宙機システム研究センターで開発中の小型無人超音速実験機オオワシのインテーク外部抗力を評価するために風洞試験を行った。インテーク側壁形状については、オリジナル側壁形状と垂直エッジ側壁形状の2通りについて試験を行った。

風洞試験結果の要旨を以下にまとめる。

- インテーク外部抗力は、インテークの流量捕獲率に大きく依存することが実験の上からでも示され、流量捕獲率が下がると外部抗力も増加することが分かった。
- オリジナル側壁形状について、インテーク外部抗力を風洞試験にて定量評価を行ったところ、インテーク外部抗力は、インテーク無しモデルの機体抗力の4%増しに相当することが分かった。
- オリジナル側壁形状と垂直エッジ側壁形状の両者における、インテーク外部抗力は明確な差が認められなかった。

参考文献

- [1] Mahoney, J. J. "Inlets for Supersonic Missiles", AIAA Educational Series. 1990
- [2] Seddon, J.; Goldsmith, E. "Intake Aerodynamics" 2nd Edition AIAA Educational Series. 1999
- [3] Goldsmith, E., Seddon, J. "Practical Intake Aerodynamic Design" 2nd Edition AIAA Educational Series. 1993

ATR-GG 推進供給系の検討

○二階堂 大希（航空宇宙システム工学コース 学部4年）

今井 良二（航空宇宙システム工学ユニット 教授）

中田 大将（航空宇宙機システム研究センター 助教）

東野 和幸（航空宇宙機システム研究センター 特任教授）

1. はじめに

小型無人超音速実験機オオワシIIの推進剤供給システム開発の一環として、昨年度までに(1)高速軌道を利用した高加速度環境下サブスケールタンク内スロッシング特性試験、(2)タンク製造方法の検討を実施してきた[1]。これに引き続き本年度は、実寸大タンクを試作し、仮想的に加速度環境を付与した条件における液体排出特性の計測、可視化を行った[2]。

2. 内容[1]

2-1. 実験装置

オオワシ2号機の燃料タンクでは、円筒型タンクを横置きで複数個直列に並べて搭載予定である。本研究では、実寸大の可視化用模擬タンクを二個直列に接続し、加圧ガスにより液を排出した場合のタンク内流体挙動の観察を実施した。図1に可視化用模擬タンクを示す。タンクの内径は $\phi 200$ mm、全長は700 mmである。模擬タンクの材質は推進剤のエタノールに対して耐性を有する透明塩化ビニルとして内部を可視化できるようにした。またタンク内部にはスロッシング、ガス巻き込み防止用に円盤状邪魔板、推薬およびガスの供給管、排出管を内蔵させた。これらの材質はSUS304とした。

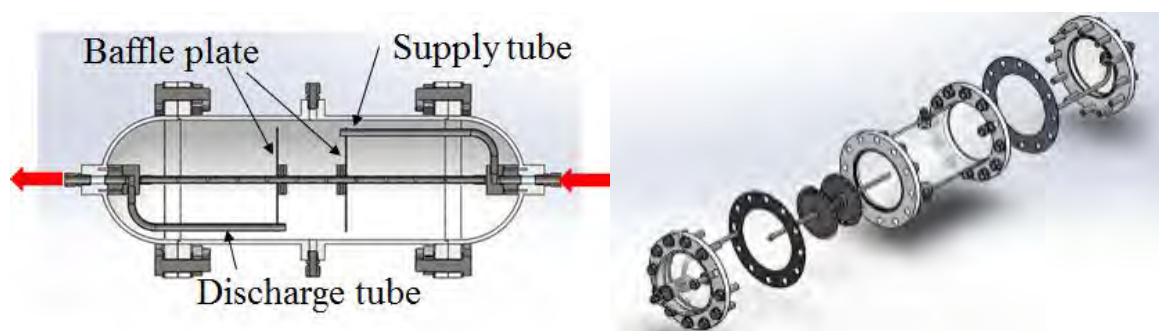


図1 可視化用模擬タンク

図2に試験系統を示す。直列の二個の模擬タンクの上流に加圧用窒素タンク、下流にはポンプを通してドレンタンクが接続されている。ポンプは試験終了後に、液体を模擬タンクに最供給する際に用いた。なお、試験液体には純水を、加圧ガスには窒素を用いた。加圧圧力は模擬タンクの耐圧性を考慮して最大0.6 MPaとし、排出流量の最大値は、実機タンクと同一の36 L/minとした。試験開始前に上流タンクの液体充填量はタンク体積の95%、下流タンクは100%充填とした。

また、試験用タンクに仮想的に機軸方向加速度を印加させるため、タンクおよび配管系を傾斜させる方法を用いた。図3にタンクおよび配管系の傾斜の状況を示す。

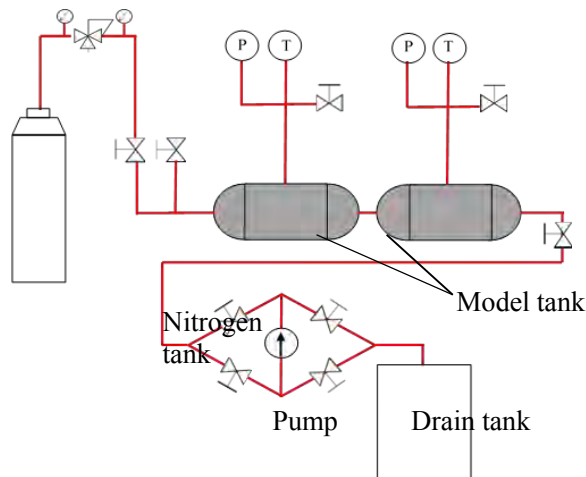


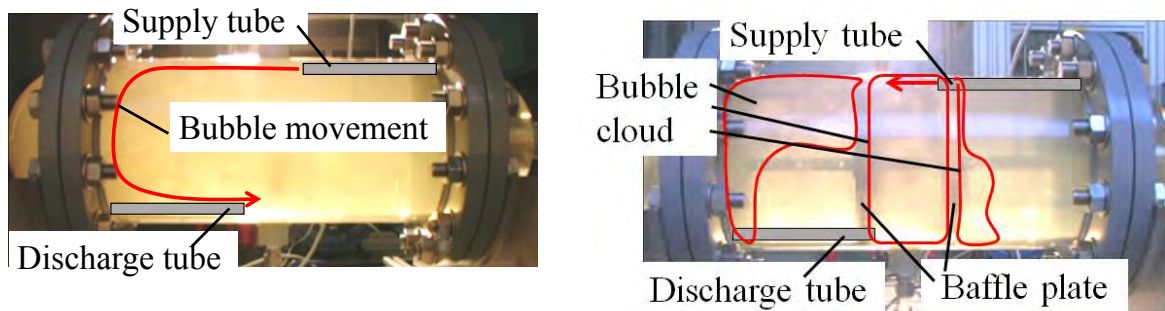
図2 試験系統



図3 タンクおよび配管系の傾斜の状況

2-2. 実験結果

窒素ガスの供給圧力を 0.6 MPa とした場合のタンク内部の流動挙動を観察した。ここでは内部デバイスの有無による流動挙動の差異を確認した。上流側タンク内の自由界面は、液体排出に伴い、ほぼ水平に低下し、内部デバイスの有無による流動挙動の差異は小さいことが確認された。図4に上流側タンクの液の排出が完了し、下流側タンクにガス相が流入した際の流体挙動を示す。ここでは内部デバイスの有無による流動の比較結果を示す。



(a) without baffle plates

(b) with baffle plates

図4 ガス相流入時の下流側タンク内流動挙動

図4よりタンク内部に邪魔板が無い場合、ガスの流入により気泡流が形成され、タンク内部のほぼ全体を周回する結果となった。これにより、液排出に伴い排出間から多くの気泡が排出される可能性が示唆された。一方、内部デバイスが設置された場合は気泡流が邪魔板に衝突し、気泡群がタンク内部全体に拡散することは無く、二つの邪魔板間の空間内に主に滞留する挙動となった。排出管の設置位置を邪魔板の下流側にとすることにより、液排出時のガス混入を防止できるものと考えられる。

上流、下流側タンク両方の液排出中の残液量が少なくなった時点において、排出口に近い気液界面が陥没し、排出口にガス相を吸入する Suction dip が観察された。図5に Suction dip の発生状

況を示す。Suction dip 発生時の残液量は、液排出流量が大きいほど大きくなること、本残液量はタンク内圧力に依存しないことを確認した。Suction dip 発生を抑制し、ガス巻き込み時の残液量低減の対策は、今後の課題とする。

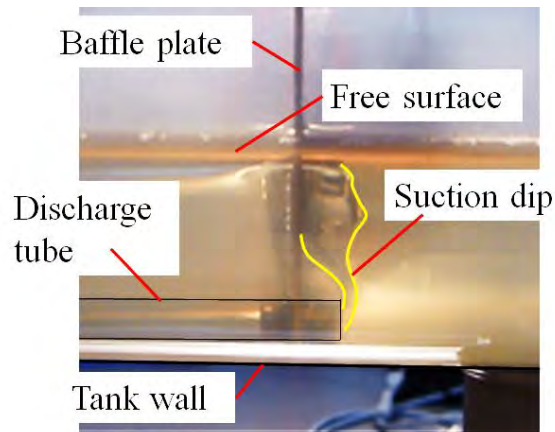


図5 Suction dip 発生状況
(タンク内圧 0.2 MPa, 下流側タンク)

次に、機軸方向に 0.5 G の加速度が負荷された状態での液体排出を観察した。図 6 に観察結果を示す。上流側タンクでは、外乱が無い場合と比較して排出中の様子に大きな差は見られなかった。ここでは、液が一定の傾きを保持した状態で排出する様子が見られた。(図 6 上図)

下流側タンクでは、排出開始と同時に激しく気泡が巻き込む様子が確認されたが、排出口までは到達しないと考える。その後、すぐに液面に向けて気泡が上昇し、上流側タンクと同じような状態になり排出を行う結果になった(図 6 下図)。排出完了後の残液量は 30%~40%であり、下流側タンクの場合はこれ以下の液量で 0.5 G が連続的に負荷されるとガス巻き込みを生じる。

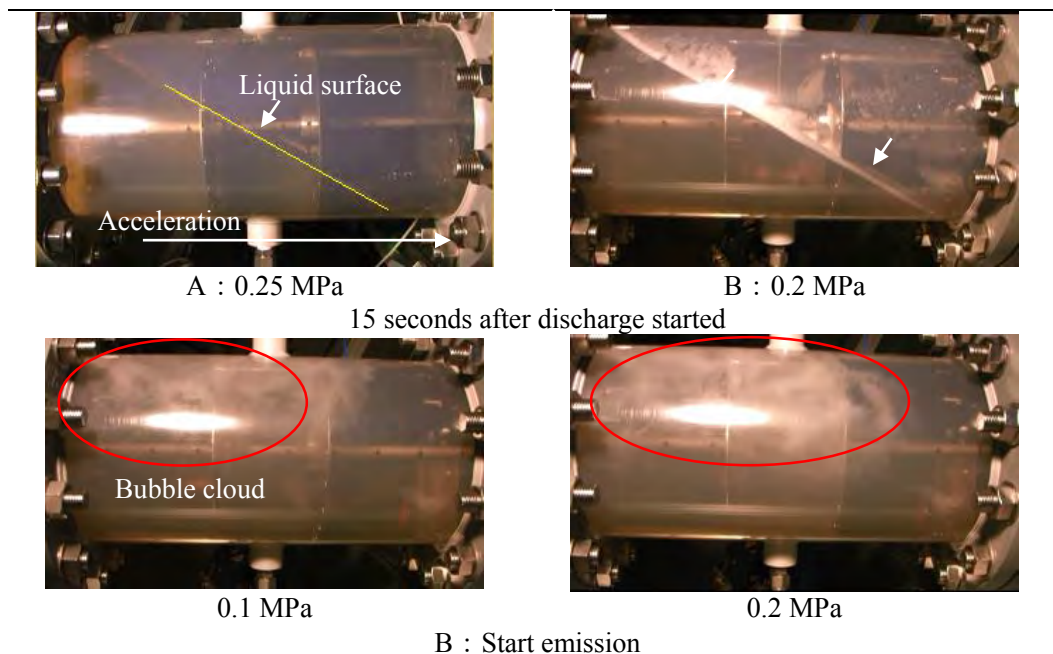


図6 機軸方向模擬加速度印加時のタンク内流体挙動

参考文献

[1]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.

アルミ-水反応の衛星推進系への適用

- 大堀 英雄 (航空宇宙総合工学コース 博士前期2年)
 - 後藤 翔 (航空宇宙総合工学コース 博士前期2年)
 - 今村 卓哉 (航空宇宙総合工学コース 博士前期1年)
 - 菅原 友里恵 (航空宇宙システム工学コース 学部4年)
 - 劉 思博 (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)
 - 杉岡 正敏 (航空宇宙機システム研究センター 名誉教授)
 - 東野 和幸 (航空宇宙機システム研究センター 特任教授)
-

1. 背景

現在、宇宙機推進システムの燃料として主にヒドラジンが使用されている。ヒドラジンは高比推力で着火性に優れる燃料であるが毒性を有するため、代替燃料を用いた推進システムの開発がすすめられている。航空宇宙機システム研究センターでは、アルミと水の反応から得られる水素を宇宙機推進システムに適用する研究をこれまでに実施してきた。本システムではアルミタンクから取り出したアルミと水タンクから取り出した水を反応器で混合して高圧水素製造反応を起こし、水素をスラスタに供給する構成としている。本システムでの反応物である水およびアルミ、反応生成物の水素および水酸化アルミはいずれも毒性を有さないため、次世代の推進系への適用が有望である。

昨年度までに、(1)水素製造循環における酸化アルミニウムの窒化の実証、(2)微小重力環境下における水タンク液体捕捉機構の考案、検証、(3)微小重力環境下における反応槽内部の流動挙動、気液分離機構の検証水タンクにおける液体捕捉機構の検討、を実施してきた。上記に引き続き本年度は、(1)水素製造循環における参加アルミニウム窒化条件の探索、(2)微小重力環境下における金属製水タンク液体捕捉機構の考案、および検証を実施した。本報では2016年度の研究成果についてまとめた。

2. 内容

2-1. Al/水系反応における水素製造循環に関する検討[1][2]

2-1-1 はじめに

現在、宇宙機推進システムの推進剤として主にヒドラジンが使用されているが、これは人体に極めて有害であるため、今後は代替可能な推進剤の一つとして水素の利用が求められている。しかし、従来の水素製造法(水蒸気改質法)ではCO₂の排出等の問題がある。そこで、本学では(1)式で表されるAlと水による水素製造法(Al/水反応)を宇宙機推進システムに応用する研究を行っている。



Al/水反応では、人体に無害で環境負荷の小さい物質を扱う。この反応を宇宙機推進システムに適用した場合のシステム重量の推算の結果、ヒドラジンを用いた場合より重量が大きくなるこ

とが判明した。これまでに、Al/水反応後の副生物である Al(OH)₃ を分解して Al に戻し、再び水素を製造する水素製造循環の構築を検討した。この水素製造循環により、Al と水の搭載量が最小限に抑えられ、推進系の軽量化が見込められる。Al(OH)₃ は加熱処理により分解して Al₂O₃ になるが、Al₂O₃ を直接 Al と O₂ に分解することは極めて困難である。そのため、宇宙機内で適用する際は(2)、(3)式に表すように、Al への分解が Al₂O₃ よりも比較的容易な窒化アルミニウム(AIN)に一旦変換してから分解する方が有利である。



まずは Al₂O₃ を炭素還元窒化反応による AIN 合成実験を行った。(2)式の反応に添加物(鉄粉(Fe)、コバルト粉末(Co)およびニッケル粉末(Ni))を用いて AIN 合成反応の転化率を示すとともに、Al/水系での水素製造循環システムの応用例も述べる。

2-1-2 実験方法

実験装置は 2015 年次報告書で示したものと同一とした。また表 1 に実験条件を示す。本実験では、プログラム管状電気炉および耐熱管を使用した。AIN 合成を行うために試薬粉末の酸化アルミニウム(Al₂O₃)、活性炭(AC)、Fe、Co および Ni を用いて、任意の質量割合で混合させた粉末混合物を試料とした。一方、Al₂O₃ は結晶構造の違いにより α 型(コランダム)および γ 型など同素体が存在することが知られている。Al/水系反応後の副生物である Al(OH)₃ は加熱処理により脱水されると、γ Al₂O₃ の結晶構造をとる。これはコランダムと比較すると化学反応性が良いことが知られているため、本実験では γ Al₂O₃ を AIN 合成反応の出発物質として選定した。実験試料は γ Al₂O₃(1.8g)と AC および添加物(Metal)の混合物(AC および添加物の組成 : AC/[X]wt%Metal(X=0,10,30,60), 3.6 g)を用いた。γ Al₂O₃ と AC/[X]wt%Metal の質量比は 1 : 2 であり、これらの混合物(合計 5.4 g)のうち、1.2 g を磁製ボートに載せ、耐熱管内に配置して窒素雰囲気内で加熱、反応させた。

表 1 実験条件

Sample conditions	γAl ₂ O ₃ + AC/0wt%Metal
	γAl ₂ O ₃ + AC/10wt%Fe, γAl ₂ O ₃ + AC/30wt%Fe, γAl ₂ O ₃ + AC/60wt%Fe
	γAl ₂ O ₃ + AC/10wt%Co, γAl ₂ O ₃ + AC/30wt%Co, γAl ₂ O ₃ + AC/60wt%Co
	γAl ₂ O ₃ + AC/10wt%Ni, γAl ₂ O ₃ + AC/30wt%Ni, γAl ₂ O ₃ + AC/60wt%Ni
Experiment temperature [°C]	1280
Experiment time [hr]	6
Sample mass [g]	1.2
Mass ratio [γAl ₂ O ₃ : AC/[X]wt%Metal]	1 : 2

2-1-3 XRD分析結果

図1にFe添加系におけるXRD分析結果を示す。図よりAINのピークを確認することができた。その他、Co添加系、Ni添加系実験後試料についても同分析を実施し、AINのピークを確認した。

AIN合成反応が最も進行する試料条件を把握するためにXRD分析結果からAIN(○)および α -Al₂O₃(▽)のピーク強度比を求めた。各試料条件における添加量とXRDピーク強度比の比較結果を図2に示す。図より、各種添加物を用いた試料条件において添加量とピーク強度比の関係には明確な傾向の違いを確認した。FeおよびCoを試料に添加するといずれの添加量でも添加物を用いない条件より高いピーク強度比が得られた。一方、Ni添加条件のピーク強度比は試料に添加物を用いない条件とほぼ変わらないか、むしろ下がる傾向があった。NiはFeやCoと似た反応促進効果を有する物質であるが、本実験ではFeおよびCo添加系とピーク強度比に大きな差が生じた。これは各種添加物には触媒効果を発揮するために適した温度帯が存在し、FeおよびCoではその温度が1280℃であるのではないかと推測する。一般的にFeはアンモニア合成法において窒素を活性化させる触媒として用いられる。そのため、本実験でもFeは窒素ガスを活性化させることでAIN合成反応の促進に寄与したと考えられる。

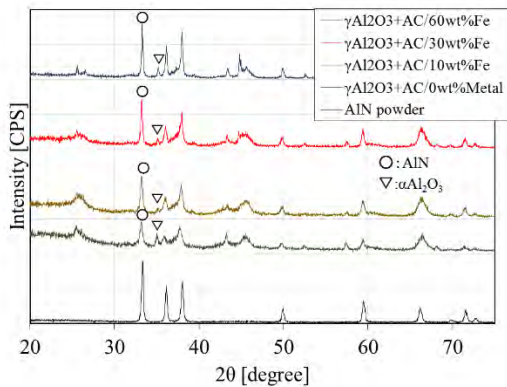


図1 XRD分析結果
Fe添加量 0,10,30,60wt%

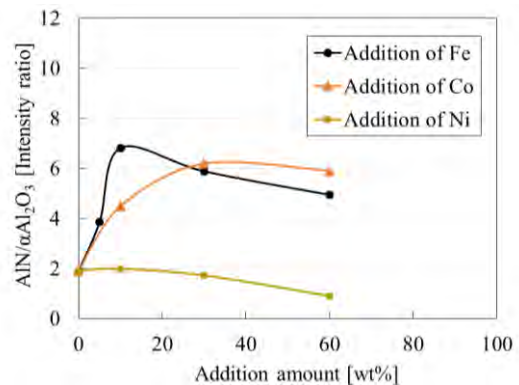


図2 添加物重量が反応特性におよぼす影響

次に、ピーク強度比が最も高かったAC/10wt%Fe条件におけるAIN転化率を検量線から評価した。図3にAINおよび α -Al₂O₃混合物中のAIN濃度ごとのXRDピーク強度比の関係を表した検量線を示す。図より、AC/10wt%Fe条件でのAIN転化率は約80%であった。そのため、本実験条件では γ -Al₂O₃の約80%をAINに変化可能であった。Al₂O₃の炭素還元窒化反応では、高熱伝導性を有する高性能な基板の原料となる高純度微細AIN粉末の獲得に向けて、反応促進剤および焼結助剤として主にCa化合物やY₂O₃などが選定される。一方、本実験では低温度条件でのAl₂O₃の不安定化を目指しているが、生成物の形態および焼結性向上など、AIN自体の特性にはこだわらない。そのため、高価な添加物を用いずとも高い転化率を示す条件の解明に取り組んだ。窒素ガスの活性化に着目し添加物を選定した結果、安価なFeおよびCo添加系により得られた転化率は他の研究[3]と比較しても高く、比較的低温(1280℃)でも反応が促進されたことから、本法はコストおよび反応温度において従来の炭素還元窒化法よりも有利であった。

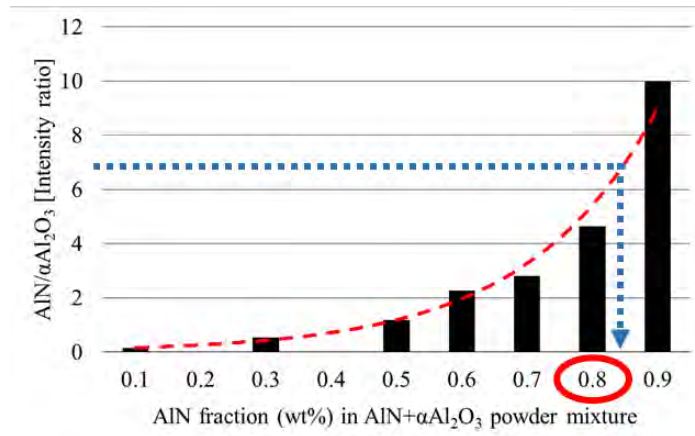


図3 AlNおよび α Al₂O₃混合物中のAlN濃度ごとのXRDピーク強度比の関係を表した検量線

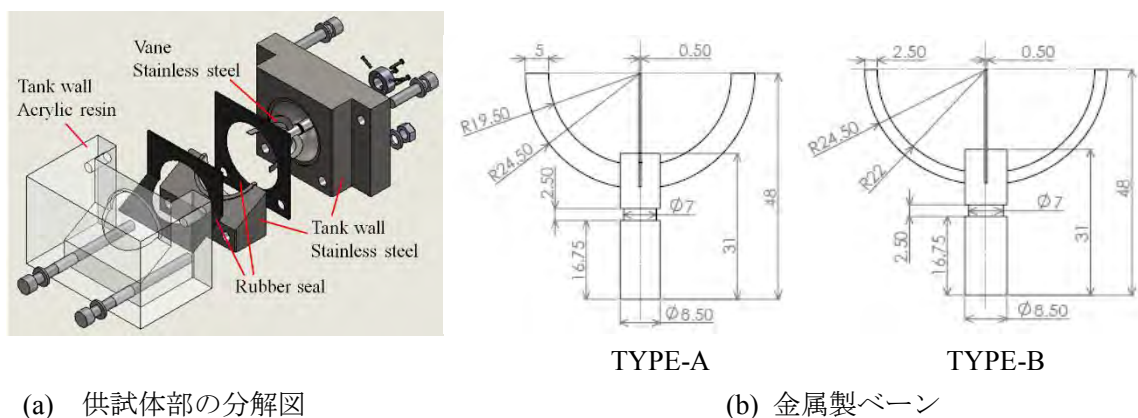
2-2. 水貯蔵タンクの液体捕捉機構[4]

2-2-1 はじめに

本章では、Al/水反応推進系の構成要素の一つである水タンクにおける、液体捕捉機構の研究開発結果について述べる。昨年度は親水性を有するシリカコーティングをアクリル樹脂製ベーン型表面張力タンクに施し、短時間微小重力実験により、微小重力下での液体捕捉機構の検証を実施した。本年度はこれに引き続き、より実機に近い金属製タンクに上記コーティングを施した際の液体捕捉機構の検証を、短時間微小重力環境において実施した。なお、短時間微小重力実験は株式会社植松電機が所有する微小重力実験塔「COSMOTORRE」を利用した。

2-2-2 実験装置

図4に本実験で用いた金属製タンクを示す。タンクはステンレス (SUS304) と透明アクリル樹脂製のブロックで構成され、透明アクリル樹脂を通してタンク内部を可視化した。ベーンの材質も SUS304 とし、金属タンク内面および金属ベーン表面にシリカコーティングを施した。



(a) 供試体部の分解図

(b) 金属製ベーン

図4 供試体部の構造およびベーン

図5に短時間微小重力実験用カプセルおよび実験機器の搭載状況を示す。供試体および各種計測機器、実験機器は木製の円盤状に配置させた。図のIで示す段には二つの試験体、ビデオカメラ

ラ、光源を搭載し、カプセルの上段に設置した。図のⅡで示す段には加速度センサー、データロガー、光源用のバッテリーを搭載した。バッテリーの重量が大きいので、カプセル搭載の重心位置を考慮し、本プレートはカプセルの最下段に搭載した。

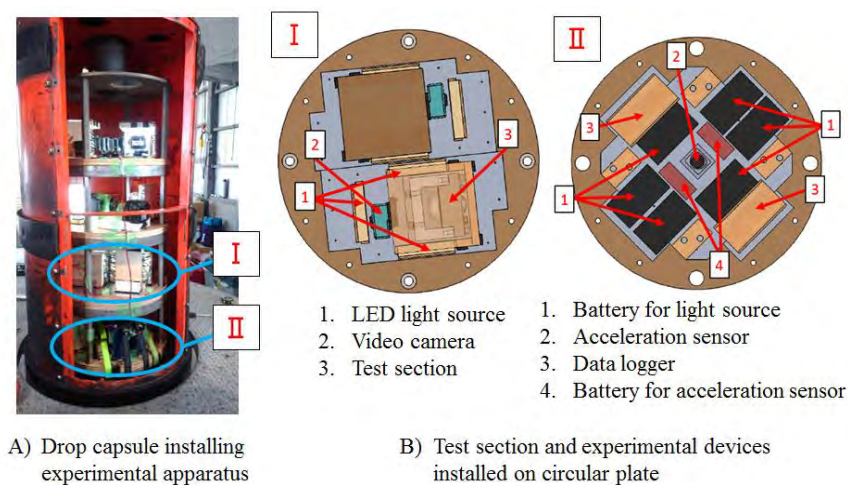


図5 短時間微小重力実験用カプセルおよび実験機器の搭載状況

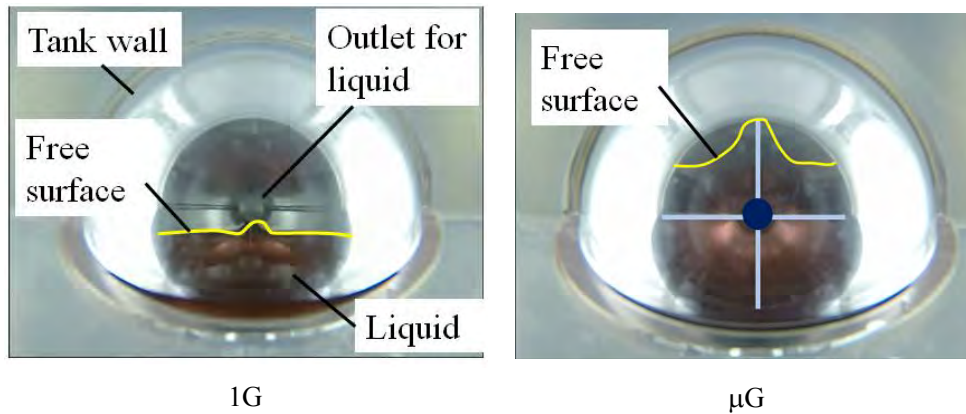
表2に実験条件を示す。実験ではベーン種類、液量等が液体捕捉機構におよぼす影響を調査した。

表2 実験条件

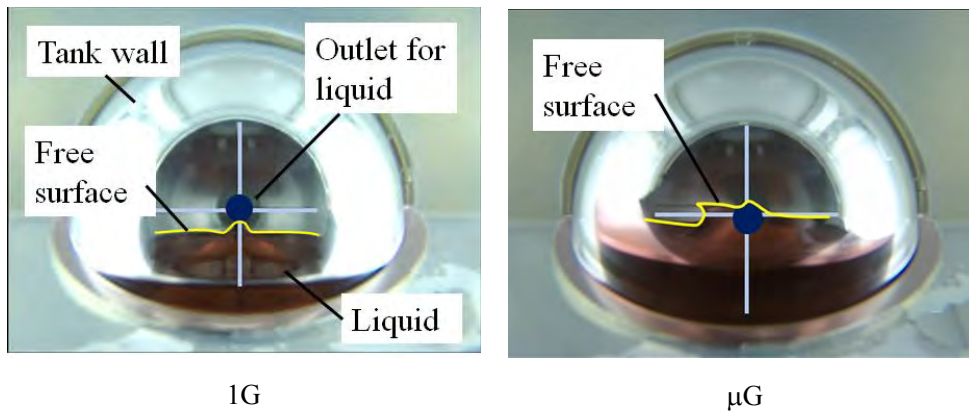
No	Vane type	Liquid substance	Coloring agent Red color	Coated surface		Liquid amount*
				Tank	Vane	
1	A	Water	✓	✓	✓	32%
2	B	Water	✓	✓	✓	32%
3	B	Water		✓	✓	32%
4	A	Water		✓	✓	16%

* Volume ratio of tank volume

図6にTYPE A およびTYPE B のベーンを内蔵した金属製タンク内の液体捕捉状況を示す。本実験条件では、視認性を向上させるため、試験液体を食紅で着色している。図より、TYPE A のベーンで自由界面がタンク内壁を上昇する様子が確認できる。一方TYPE B のベーンでは液面の移動量が僅かとなった。この理由として、TYPE B はベーンの高さが低く、液体捕捉機構が弱いこと、食紅が自由界面に吸着して表面張力を低減させていること、が考えられる。後者につき、より詳細に検証するため、食紅を用いない液体を用いた場合の液体捕捉機構を検証した結果、TYPE B ベーンでも液体捕捉が可能であることが示された。



(a) Vane type: A, Coated both on tank wall and vane surface (Exp. No. 1)



(b) Vane type: B, Coated both on tank wall and vane surface (Exp. No. 2)

図6 微小重力環境下の液体捕捉挙動（液体積比 32 %）

参考文献

- [1] 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) .
- [2] 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要旨集, p.25-26, 2017.
- [3] André Luiz Molisani, et al., "Low temperature synthesis of AlN powder with multicomponent additive systems by carbothermal reduction - nitridation method", Materials Research Bulletin, 45, 733-738, 2010.
- [4] 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-2017-4762, Propulsion and Energy Forum and Exposition 2017 July 10-12, Atlanta, USA.

GG-ATR エンジン用点火器試験について

○森下 海怜（航空宇宙総合工学コース 博士前期1年）
吉川 稲穂（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）
東野 和幸（航空宇宙機システム研究センター 特任教授）

1. はじめに

室蘭工業大学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実証のため、小型超音速無人機オオワシIIのシステム研究を進めている。同実験機推進エンジンには、従来よりも大推力・高比推力を要し、かつ小型・軽量化が求められるため、これらを満たすエンジンとして図1に示すガスジェネレータサイクル・エアターボ・ラムジェットエンジン（Gas Generator Cycle - Air Turbo Ramjet, GG-ATR Engine）を候補に選定した。GG-ATRエンジンは通常のターボジェットエンジンとは異なり、独立したガスジェネレータ（Gas Generator, GG）の燃焼ガスによりタービン駆動を駆動する。現在、回転系の冷走試験と平行してGG単体試験の準備を進めており、今年度は図2に示すGG構成要素（点火器、噴射器、燃焼器）のうちGG用点火器の着火・燃焼試験を行った。

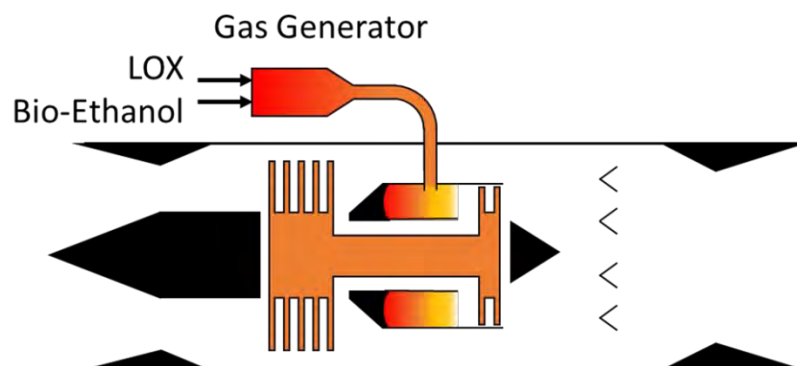


図1 GG-ATR エンジン

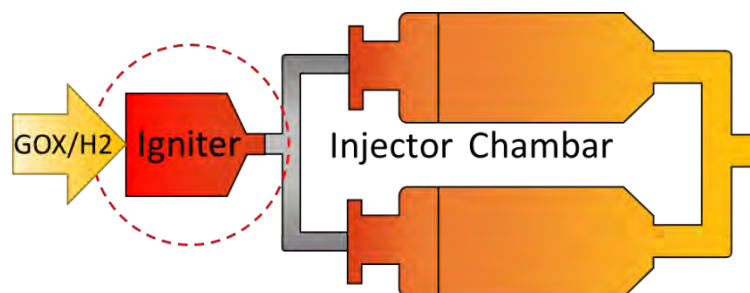


図2 ガスジェネレータ

2. 点火器諸元

オオワシIIでは、GG用点火器搭載のまま飛行するため、小型・軽量の構造が実現可能なフィルムクーリング型の点火器を採用した（図3）。材質は、高温での耐食に優れるSUS347を使用している。

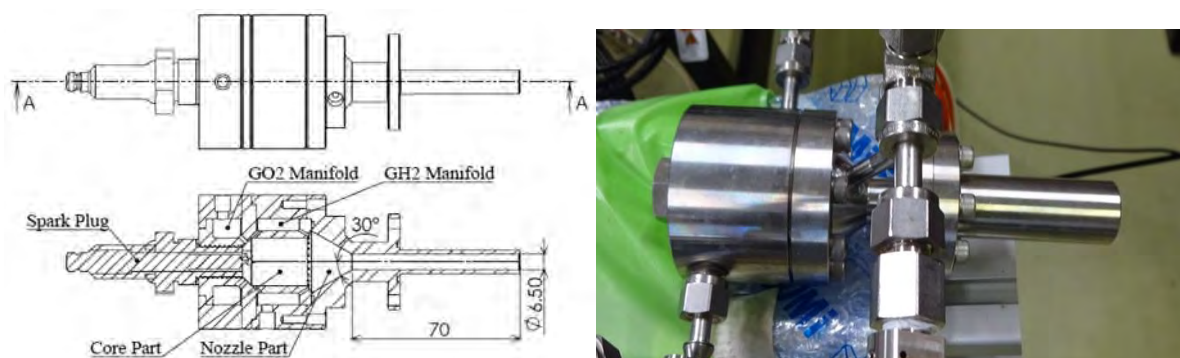


図3 GG用点火器

3. 試験レイアウト・装置

3-1. 試験時レイアウト

点火器試験は、図4のように、ポンペ、配管、計測用配線等を設置している。テントの損傷防止のため、試験時には点火器ユニットをテント外まで出すこととする。

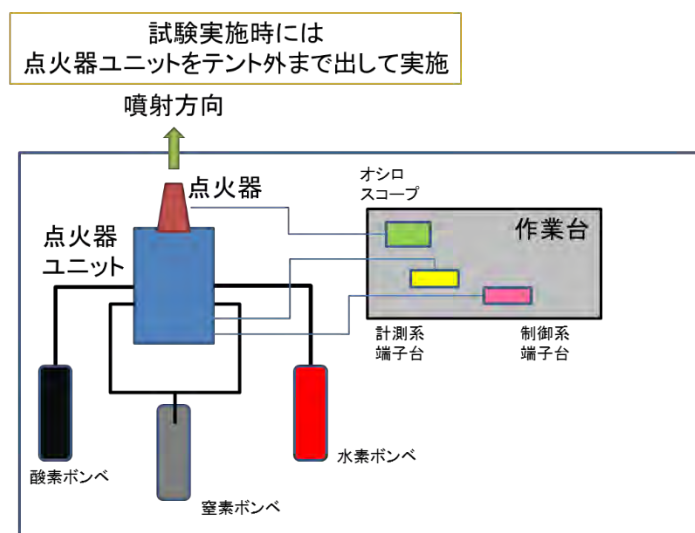


図4 試験時レイアウト

3-2. 供給系

供給系系統図を図5に示す。流量はチョークオリフィスにより、(1)式を用いて測定される。(1)式において P_{FD} には、それぞれ水素オリフィス上流圧 $PFDF2$ 、酸素オリフィス上流圧 $PFDO2$ 、 T_{FD} にはそれぞれ、水素オリフィス上流温度 $TFDF$ 、酸素オリフィス上流温度 $TFDO$ を用いる。

$$\dot{m} = C_{do} A_o \frac{P_{FD}}{\sqrt{RT_{FD}}} \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad \dots (1)$$

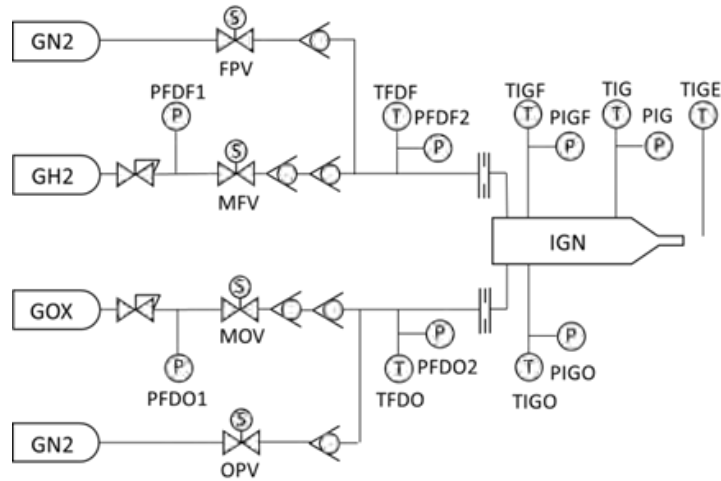


図5 供給系系統図

4. 着火試験

GG-ATR エンジンの始動時は、窒素駆動によりタービンを低回転させたのち、GG 点火器を着火させるので、通常の点火試験に加えて、窒素雰囲気中の点火器動作特性の確認も行った。その結果、計7回の全試験で着火試験に成功している(図6, 図7)。点火器作動特性として重要な、着火遅れについては、100 Hzでのデータ収録を行っているが、O/Fに限らずプラグ点火後と同時に燃焼室圧 P_{IG} が立ち上がっている。加えて、オシロスコープより別途収録している点火プラグの放電電流と放電電圧波形(図8)においても、点火トランスの動作開始から sin 波の半周期(10 ms)以内に波形が大きく乱れ始めていることから、着火遅延は10 ms以内であると推定され、GG 着火の際に問題ない範囲であることを確認している。

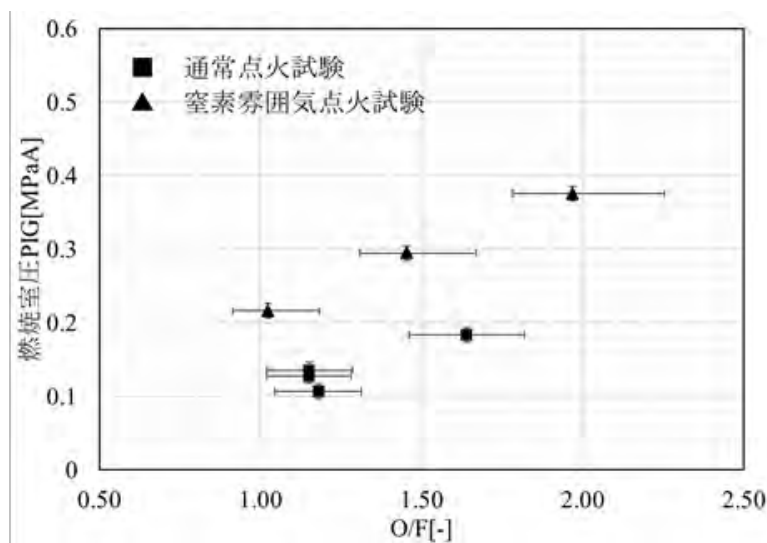


図6 点火器作動点マップ



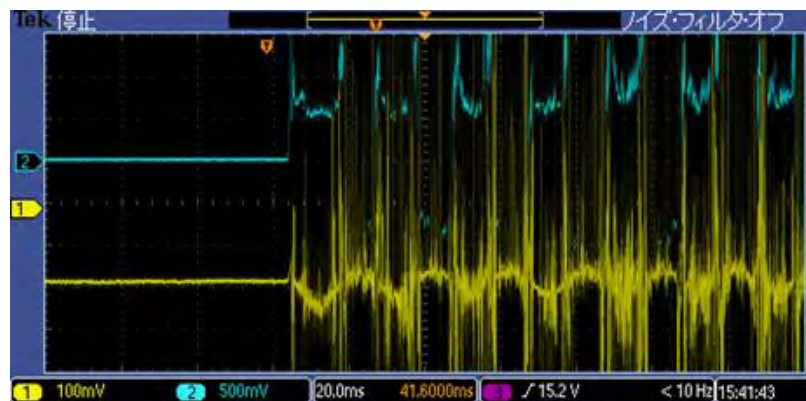
(a) 試験#3 時

(b) 試験#4 時

図7 着火試験時の様子



(a)プラグ放電のみ



(b)#3 点火試験

図8 点火プラグ放電電流，放電電圧波形（黄色は放電電流，水色は放電電圧．横軸の1目盛は20ms，縦軸の1目盛は100mAまたは500Vに相当．）

参考文献

[1] 森下海怜，吉川稲穂，中田大将，湊亮二郎，東野和幸，フィルムクリーニ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2017年講演会

反転軸流ファンの性能取得試験

○中田 大将（航空宇宙機システム研究センター 助教）

モハメドシャヒラン（航空宇宙システム工学コース 学部4年）

東野 和幸（航空宇宙機システム研究センター 特任教授）

1. はじめに

二重反転ファンは軸流単段の静翼＝動翼と比べ同径で大きな流量または圧縮比を取ることが知られており、船のスクルーやPCの冷却ファン等産業界において広く採用されている。本学では超音速実験機用ジェットエンジンへの適用を視野に反転ファンの基礎実験を続けている。今年度はファン流量の計測精度を向上して実験を実施した[1]。



図1 二重反転ファン試験装置（ケーシングを外したところ）

2. ピトー管によるオリフィス流量の校正とP-Qカーブの取得

昨年度までの成果ではCFD解析に比べ、実験で得られたP-Qカーブが低流量側にシフトしている様子が見られた。CFD解析の妥当性を再度検証することは勿論であるが、同時に実験における流量の精度についても再検証を実施した。

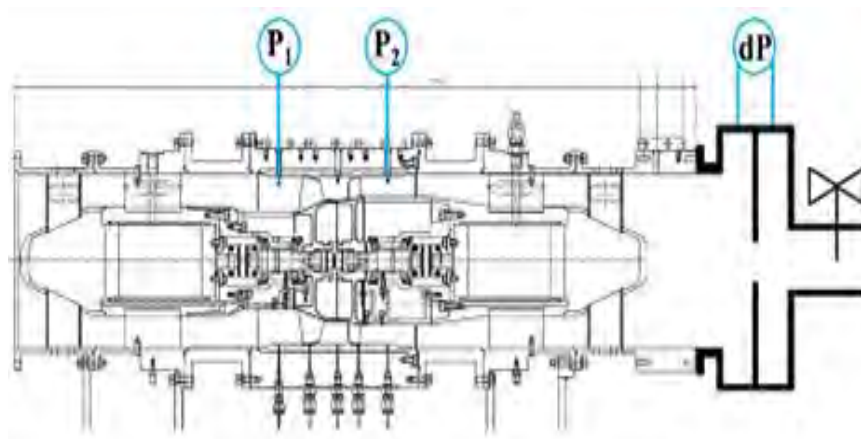


図2 流量計測オリフィスおよび差圧計の取り付け位置

図2は試験リグの模式図である。P1 および P2 にて圧力比を算出し、ファン後部オリフィス前後差圧 (dP) にて流量を算出している。この流量係数を次のように校正した。出口フランジの口径はφ80あり、この口径の流量検定は一般にピトーレークで実施される。図3-1のように1本のピトー管を水平方向に掃引し、図3-2のように7点で計測を実施した。その結果、流量係数の値としておよそ0.74を得た。検定の際のReは 1.8×10^5 程度であり、これ以上のReでは十分に一定値に収束していると考えられる。

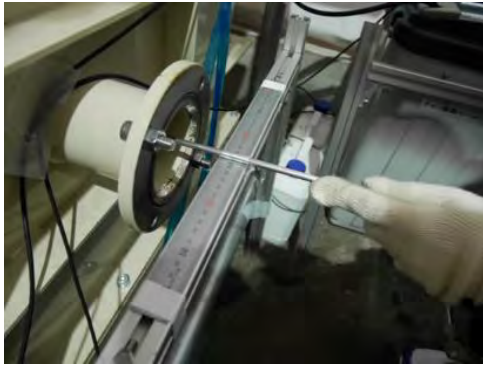


図3-1 ピトー管検定の様子

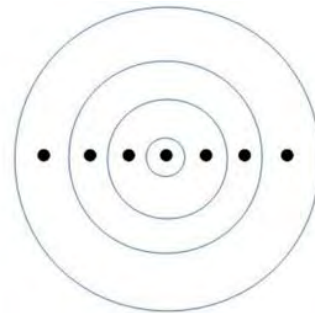


図3-2 測定点

表1 流量係数の校正結果

実験	質量流量 [kg/s]	レイノルズ数	流量係数
1回目	0.104	1.8×10^5	0.735
2回目	0.107	1.8×10^5	0.733
3回目	0.107	1.8×10^5	0.749

P-Q カーブを新たに取得したところ、図4のように昨年度よりも高流量となった。CFD 計算の結果とは定量的、定性的に異なる傾向があるが、この点についてはさらに考察を進めてゆく。

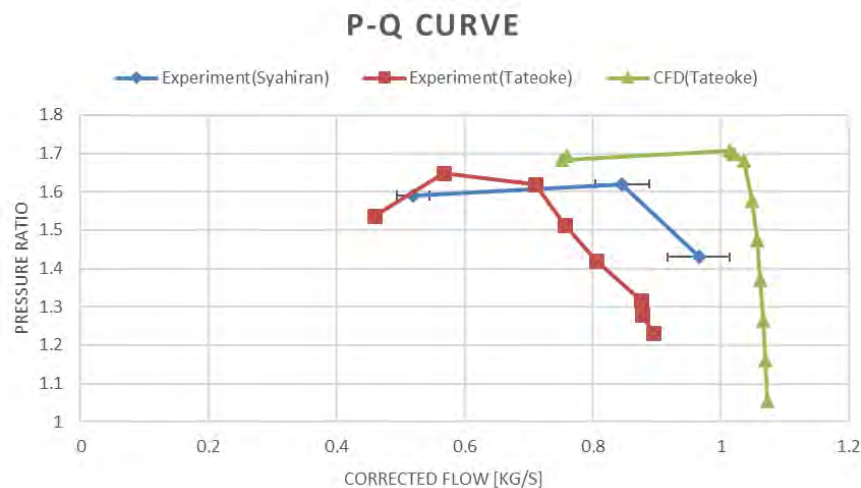


図4 先行研究の実験(赤)・CFD 計算(緑)と本実験(青)の P-Q 特性の比較.

参考文献

[1] モハマドシャヒラン 軸流反転ファンの P-Q 特性に関する研究, 平成 28 年度室蘭工業大学卒業論文, 2017 年 3 月

高速走行軌道実験設備

- 安田 一貴（航空宇宙総合工学コース 博士前期1年）
 - 岡田 空悟（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）
 - 東野 和幸（航空宇宙機システム研究センター 特任教授）
-

1. はじめに

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]。2016年度はクラスタリングハイブリッドロケットの推進剤安定供給に関する研究[4]、騒音低減設備の実証研究等を行った[5]。また、学内プロジェクト研究の一環としてミニオオワシ機体を搭載しての走行試験を実施した（図1）。



図1 ミニオオワシ搭載走行試験（2016年7月14日，RUN028）

2. クラスタリングハイブリッドロケットの推進剤安定供給に関する研究

2014年度より、図2に示すような統合型供給系（1つのタンク・バルブから複数グレーンに酸化剤を供給する）の実証を進めている。複数のロケットエンジンを並列に利用して大推力を発生させる試み（クラスタリング）は既存の宇宙輸送システムにおいても採用されている技術である。一方、単一のバルブから複数グレーンに酸化剤を供給する例は世界的にも珍しく、2015年度より基礎特性の入念な評価を実施している。

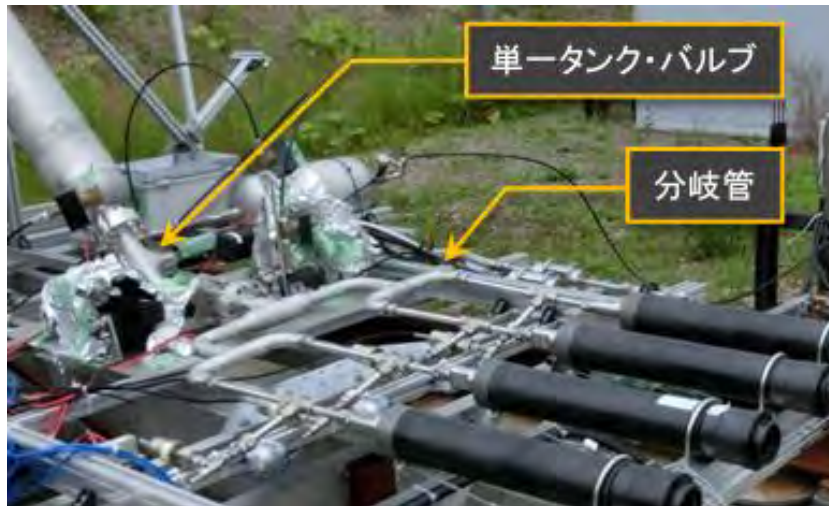


図2 統合型供給系概要

2016年度はより幅広い条件・環境下での推進剤の安定供給性能を評価するため、酸化剤である亜酸化窒素によるコールドフローテストを三度実施した。その様子を図3に示す。



図3 亜酸化窒素によるコールドフローテスト

実施したコールドフローテスト・地上燃焼試験・走行試験全ての条件・環境において推進剤が複数のグレーンに安定して供給されていることを確認した。加えて、亜酸化窒素の性質により実測が困難な供給量時間履歴についても、計測結果から実験的に推定する研究にも着手した。そのため、来年度以降も継続して様々な条件下での各種試験を実施する必要がある。

3. 着火の信頼性向上に関する取り組み

ロケットのクラスタリングにおいて信頼性の高い着火手法の確立は極めて重要である。2016年度には走行試験において一部着火や全数不着火事例が相次いだ。しかし、図4に示す不着火事象に関するFTAを展開し原因を究明すると共に、即座に有効な対策を講じることでRun034(2017年1月14日実施)では低温環境においても全数着火を達成することが出来た。

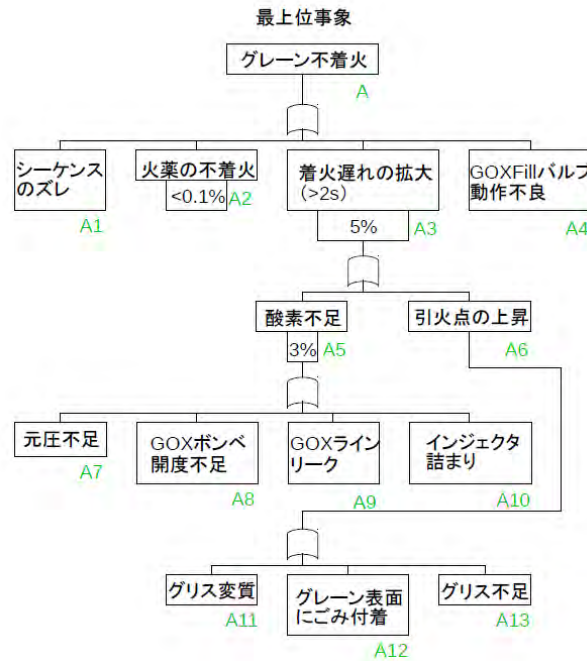


図4 不着火事象に関する FTA 展開例

4. 騒音評価に関する研究

今後の推進装置大型化を見据え、燃焼による騒音評価に関する研究も開始した。代表例として、走行試験 Run034 においてスレッドの走行位置から理論的に求めた騒音値と騒音計での実測値を比較したものを図5に示す。

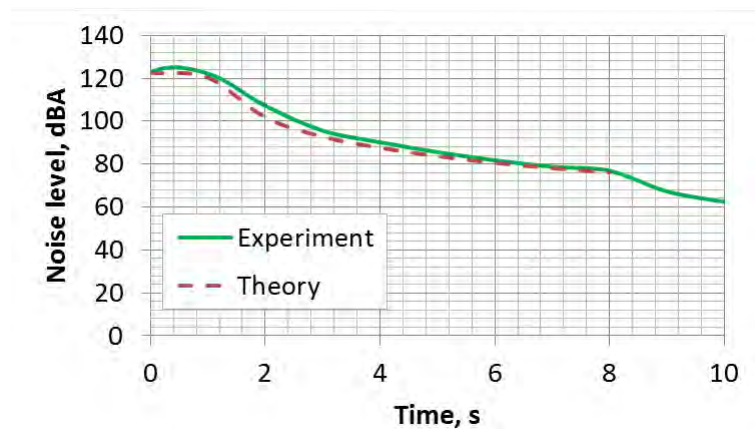


図5 騒音の距離減衰特性 (Run034)

燃焼秒時 ($t = 0 \sim 8$ [s]) において理論値と実測値が概ね同じであることがわかる。今後はクラスタリング数や走行による音源の移動が騒音に及ぼす影響についても検証するため、より多くの騒音計を導入し、詳細な計測を実施する予定である。

5. 学内プロジェクト研究

2015年度に引き続き、ミニオオワシ機体を搭載した走行試験を実施し、舵面にかかるヒンジモーメントについて計測した。次年度以降は、引き続きミニオオワシ機体を用いた空力計測を行うと共に、オオワシパラシュート開傘試験も実施予定である。



図6 ミニオオワシ機体搭載走行試験画像

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.
- [4] 安田一貴, 中田大将, 岡田空悟, 東野和幸, 廣田光智, 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
- [5] 岡田空悟, 中田大将, 安田一貴, 東野和幸, 高速走行軌道実験設備の最近の取り組み, 第14回 HASITC 学術講演会

小型超音速飛行実験機のエリアルールに基づく遷音速抗力の低減

○山崎 優樹 (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)

東野 和幸 (航空宇宙機システム研究センター 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、第二世代超音飛行速実験機 (第二世代オオワシ) の 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-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リアルール (Area Rule) に基づく形状修正が提案された[1, 2]. これは、鋭く尖らせたノーズ (ARNose-C), 主翼と尾翼の間の胴体に設けられた凸部 (Bulge-A,B), 機軸前方へずらされた主・尾翼 (Forward-wings), および主翼下の中胴部をくびらせる Bottleneck から構成されている. 本研究では, 提案された Bottleneck の効果を, 理論解析, 風洞試験, および CFD (Computational Fluid Dynamics) 解析によって詳細に明らかにすることを狙う.

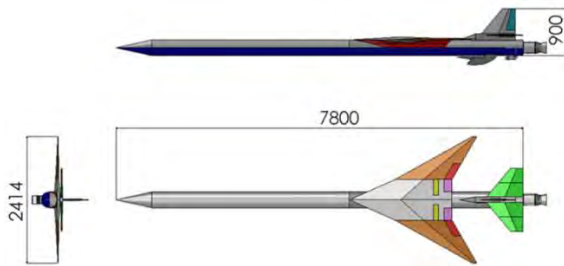


図 1 M2011 基本形状

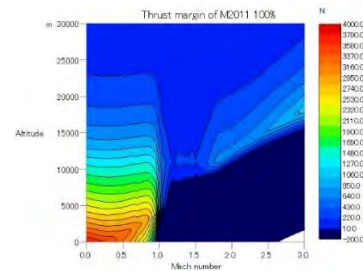


図 2 M2011 基本形状の推力余裕マップ

2. エリアルールに基づく形状修正

エリアルールは 1952 年に R. T. Whitcomb によって提唱された遷音速・超音速域の造波抗力を低減させる手法であり [3, 4], 非粘性超音速流の微小擾乱近似の一類型である細長物体理論 Slender-Body Theory に基づいている. 超音速流において任意の点で生じた微小圧力変化は円錐状に広がる (マッハコーン). 機軸上の任意点から発するマッハコーンで機体を切断するとき, その断面積分布が式 (1) の Sears-Haack 曲線に一致するときに造波抗力が最小となる.

$$A(x) = \frac{16V}{3L\pi} [4x - 4x^2]^{3/2} \quad (1)$$

ここで, x は機首からマッハコーン起源点までの距離を機体全長で無次元化した値, V は機体体積, L は機体全長, $A(x)$ は座標 x における機体断面積である. 機体の断面積分布を Sears-Haack 曲線に近づけると造波抗力を低減できるものと期待されることから, 以下の形状修正要素を組み合わせて M2011 形状を修正する.

- ① ノーズを鋭く尖らせる (ARNose-C)
- ② 主翼と尾翼の間の胴体に凸部を設ける (Bulge-A,B)

③ 主・尾翼を機軸前方へずらす (Forward-wings)

④ 主翼翼根の胴体をくびれさせる (Bottleneck)

M2011 基本形状の機体断面積分布を図3に示す。また設計点をマッハ 1.1 としたエアラール準拠形状の例として、修正要素①②④による修正形状とその断面積分布を図4に示す。

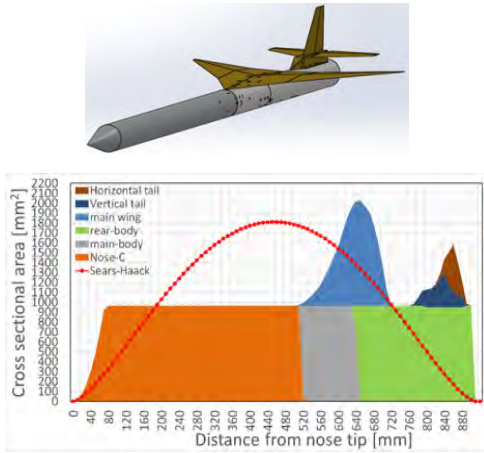


図3 M2011 基本形状と断面積分布

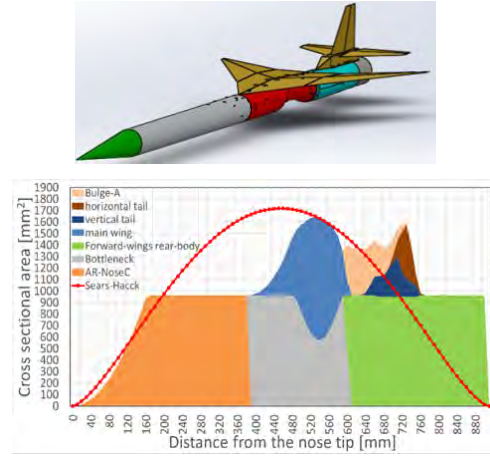


図4 エアラール準拠形状と断面積分布

3. 風洞試験

3-1. 風洞試験装置

M2011 基本形状とエアラール準拠形状の空力特性データを取得するために JAXA/ISAS 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。マッハ数は 0.7~1.3 である。ピッチ駆動精度の限界や天秤の撓みゆえに迎角を正確にゼロに維持することができないため、小さいピッチ角範囲でのピッチスイープ試験を実施し、抗力係数の最小値 (Drag Polar の底値) をもってゼロ揚力抗力係数とする。

3-2. 風洞試験模型

天秤インターフェースの寸法制約から、模型は第二世代実験機に対し縮小比 7/60 で設計・製作されている。基本形状模型では、主翼下の中胴部を天秤インターフェースとすることによって風圧中心の近くに天秤中心を置き、天秤中心周りのピッチングモーメントを小さく抑えている。一方、エアラール適合形状では、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。これによって風圧中心から天秤中心までの距離が大きくなり、天秤中心周りのピッチングモーメントが大きくなる。これが天秤秤量を超えないよう、ピッチスイープの範囲を小さく設定する。模型の遷音速風洞への設置状況を図5に示す。

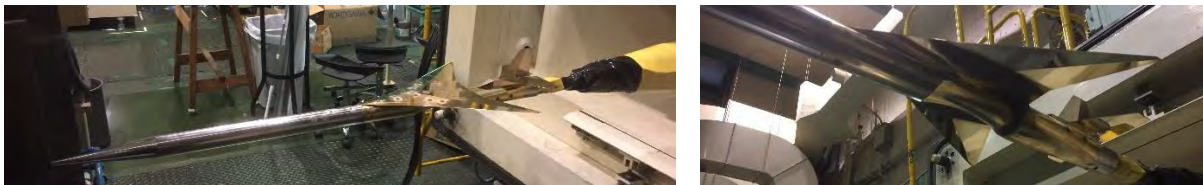


図5 風試模型の遷音速風洞への設置状況

4. 結果と考察

4-1. WAVEDRAG 解析結果

細長物体理論に基づく造波抗力推算プログラム WAVEDRAG (NASA Langley Program D2500)

[5]を用いて造波抗力を推算した。対象形状は、2011 基本形状とエアラール準拋形状を含めた 8 つである。その全ての結果を図 6 に示す。今回エアラール準拋形状の設計点をマッハ 1.1 にしているため、ARNose-C, Bottleneck, および Bulge を搭載する形状ではマッハ 1.1 付近で最も大きな造波抗力低減が予測されている。ARNose-C のみを搭載したピンク線と比較して、マッハ 1.1 において Bottleneck 搭載による抗力低減は 30 カウント程度、Bottleneck と Bulge の搭載による抗力低減は 70 カウント程度である。しかし、WAVEDRAG は非粘性流の細長物体理論に基づいていることから、粘性抗力や細長物体近似を逸脱するような強い波による圧力抗力を推算することはできない。そこで、実際的な抗力評価には風洞試験が欠かせない。

4-2. 風洞試験結果

ピッチスweep通風によって計測されたゼロ揚力抗力係数 $C_{D,0}$ を図 7 に示す。マッハ数 1.0 以上においてエアラール準拋形状のゼロ揚力抗力係数 $C_{D,0}$ は M2011 基本形状よりも 50~80 カウント小さくなっている。またピンク線の ARNose-C のみを採用した場合を基準にして他のエアラール準拋形状を見ると、Bottleneck 搭載により亜音速抗力は 20 カウント程度増え、遷音速抗力はほとんど変化していない。また Bottleneck と Bulge の搭載により亜音速抗力は 20 カウント程度増え、遷音速抗力は最大 10 カウント程度減っている。亜音速抗力増大は粘性によるものと考えられ、遷音速域でも同程度の粘性抗力増大が推定されるが、その増大分は Bottleneck や Bulge による造波抗力低減によって相殺されているものと推定される。この勘定によれば、Bottleneck 搭載による造波抗力低減は 20 カウント程度、Bottleneck と Bulge の搭載による造波抗力低減は 30 カウント程度であり、WAVEDRAG 解析結果より造波抗力低減効果は小さい。この差異の原因を CFD 解析によって検討する必要がある。

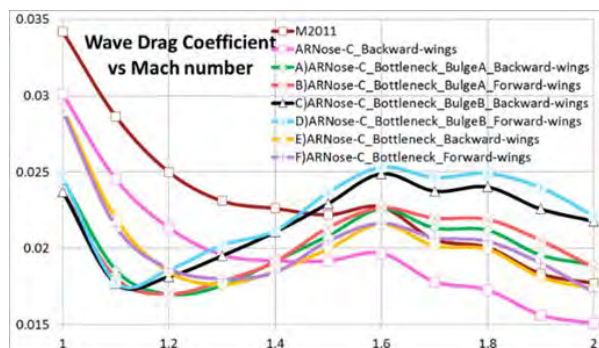


図 6 WAVEDRAG 解析結果

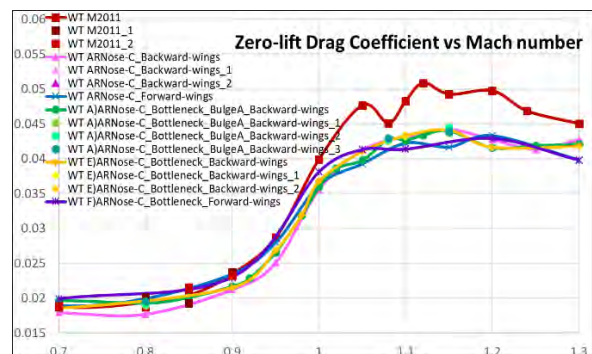


図 7 風洞試験結果

4-3. CFD 解析

M2011 基本形状、ARNose-C のみ搭載、ARNose-C と Bottleneck を搭載、の 3 形状を対象とし、CFD 解析によって迎角ゼロにおける抗力係数 C_D および機体周りの圧力分布を推算した。結果を表 1~3 および図 8, 9 に示す。表 2, 3 を比較すると、Bottleneck 搭載によって圧力抗力が増加していることがわかる。また、図 8, 9 を比較すると、Bottleneck において比較的強い圧縮波が発生している。この強い圧縮波によって圧力抗力が大きくなったと推定される。このような強い波は細長物体近似を逸脱するものであるから、これによる圧力抗力は WAVEDRAG 解析では捉えられなかったものと推定される。これらのことから、更なる遷音速抗力低減には、Bottleneck において強い波が発生しないようその形状を滑らかに再設計する必要がある。

表1 M2011 基本形状の CFD 解析による抗力

M2011_M1.1	Pressure	Viscous	Total
Force[N]	67.686404	31.128462	98.814868
Coefficient	0.03884595	0.01786496	0.05671091

表2 ARNose-C のみ搭載したエアールール準
拋形状の CFD 解析による抗力

AR_ARNose-C_ backward-wings_M1.1	Pressure	Viscous	Total
Force[N]	57.954988	30.626386	88.581374
Coefficient	0.033264	0.0175784	0.05084241

表3 ARNose-C と Bottleneck を搭載したエア
ールール準拋形状の CFD 解析による抗力

AR_ARNose-C_bottleneck_ backward-wings_M1.1	Pressure	Viscous	Total
Force[N]	61.584336	29.9404	91.524736
Coefficient	0.03533713	0.01717982	0.0525169

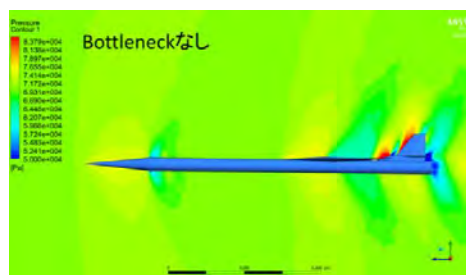


図8 ARNose-C のみ搭載したエアールール準拋
形状の CFD 解析による圧力分布

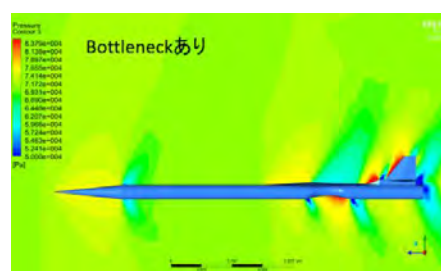


図9 ARNose-C と Bottleneck を搭載したエア
ールール準拋形状の CFD 解析による圧力分布

5. まとめ

M2011 基本形状の遷音速抗力低減を目的にマッハ 1.1 を設計点としてエアールールに基づいた形状修正を行い、その効果を検証するために理論解析、風洞試験、および CFD 解析を実施した。エアールール準拋形状によって遷音速域でゼロ揚力抗力係数 $C_{D,0}$ が 50~80 カウント小さくなることが示された。しかし、Bottleneck 周りに比較的強い圧縮波が発生し、これによる圧力抗力によって造波抗力低減効果が相殺されている。更なる抗力低減には Bottleneck において強い波が発生しないようその形状を滑らかに再設計する必要がある。

参考文献

- [1] 大石栄, 「室工大第二世代超音速実験機の抗力特性の評価と抗力低減の試み」, 室蘭工業大学修士学位論文, 2014 年 1 月.
- [2] 山崎優樹, 「室蘭工大小型超音速飛行実験機のエアールールに基づく抗力低減」, 室蘭工業大学卒業論文, 2016 年 2 月.
- [3] 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)
- [4] Jones, R. T., “Theory of Wing-Body Drag at Supersonic Speeds,” NACA Rep. 1284, 1956. (Supersedes NACA RM A53H18a)
- [5] 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ロールレートによる動的空力特性

石上 幸哉 (航空宇宙総合工学コース 博士前期2年)

塩野 経介 (航空宇宙総合工学コース 博士前期1年)

白方 洸次 (航空宇宙システム工学コース 学部4年)

三浦 壮晃 (航空宇宙総合工学コース 博士前期2年)

○溝端 一秀 (航空宇宙システム工学ユニット 准教授)

1. はじめに

M2011 空力形状を有する小型超音速飛行実験機 (愛称オオワシ) の飛行性能予測のための6自由度飛行経路解析や自律的誘導制御系の設計のためには、姿勢変化速度 (角速度) による動的空力特性データ, すなわち動的空力微係数が必要である. これまでの6自由度飛行経路解析[1]では静的風洞試験による空力係数及び静的微係数と, 理論解析による動的微係数を用いてきた. しかし, オオワシのクランクトアロー主翼周囲の流れでは大規模渦構造が卓越していることから, 主翼・尾翼の翼幅方向に均一な流れ場を仮定する従来の理論解析では不十分と推察される. そこで本研究では, M2011 空力形状におけるロール運動による動的空力特性を風洞試験によって明らかにすることを狙う. 一昨年度および昨年度の大阪府立大における予備的風試の結果をもとにして, 室蘭工大において詳細な風試を実施する.

2. 動的空力特性の発生メカニズム

機体ロール軸に角速度 p [rad/sec]を与えると, 機体にはローリングモーメント, ヨーイングモーメント, および横力の変化が発生し, これらの微係数はそれぞれ C_{lp} , C_{np} , C_{yp} と記される. 各微係数の発生メカニズム[2, 3]を図1に示す. 機体に右ロール角速度を与えることによって左右翼に生じる相対流速ベクトルは図1(a)のようになり, 右翼にプラス, 左翼にマイナスの迎角変化が生じ, 左右翼の揚力は右翼>左翼となるため, ロール運動を減衰するモーメントが発生する (ロールダンピング). これを表す微係数が C_{lp} である. また図1(b)より右翼の揚力方向は前傾, 左翼の揚力方向は後傾するため, ロール方向とは逆の方向にヨーイングモーメントが発生する (アドバースヨーの一種). これを表す微係数が C_{np} である. 主翼同様に垂直尾翼にも迎角変化が生ずるため, 図1(c)のように垂直尾翼に横力が発生し, これを表す微係数が C_{yp} である.

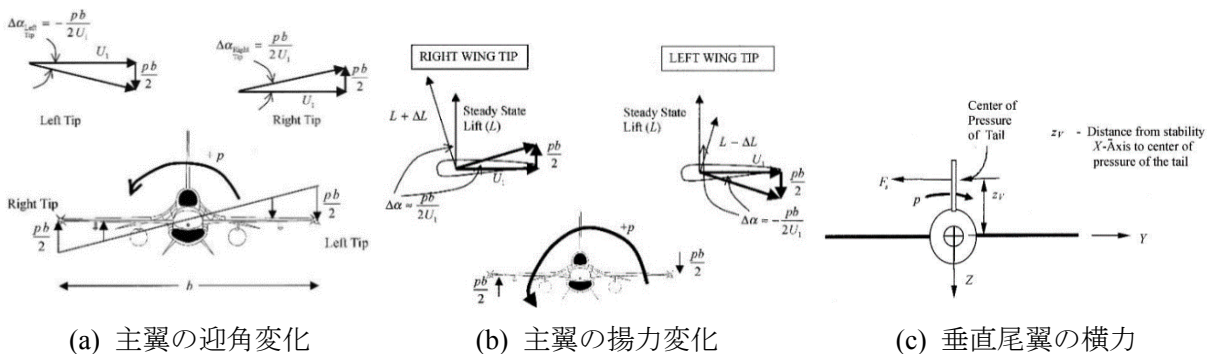


図1 ロール角速度による空力の発生メカニズム[3]

3. 風洞試験

3-1. 試験装置

風洞試験設備として室蘭工大のゲッチングン型回流式亜音速風洞を用いる。測定部断面は□450×450 [mm]であり、空力測定には模型胴体内部に設置された6分力内挿天秤を用いる。

機体にロール角速度を与えるための駆動装置は、一昨年度設計製作し、昨年度ポテンショメータを設置する等の改良を加えている。その概観を図2に示す。ポテンショメータはボックス内部でロール回転軸に設置されており、風試模型の正確なロール角およびロール角速度を計測できる。これらの機構は赤道儀に搭載され、任意のピッチ角・ヨー角を静的に与えることができる。風試模型とロール駆動装置を回流式低速風洞に設置した様子を図3に示す。

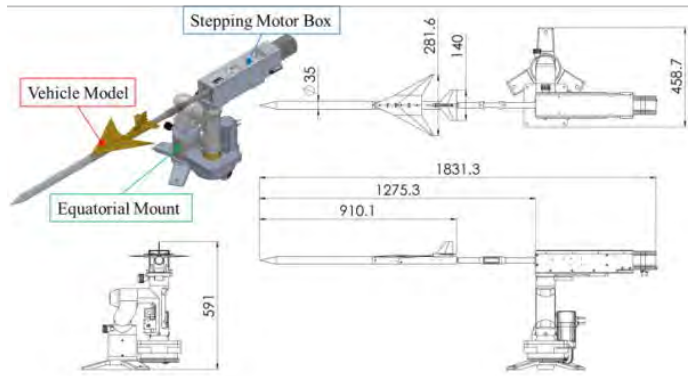


図2 ロール駆動装置の概観

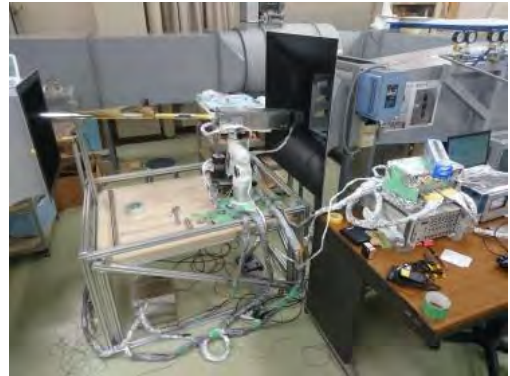


図3 ロール駆動装置と機体模型の風洞への設置 ($\theta = 5\text{deg.}$)

3-2. 試験方法

模型を駆動しながら通風し、六分力内挿天秤によって空気力を計測し、解析する。その結果を理論解析、CFD解析、および静的風洞試験結果と比較検証する。風試模型はM2011 Nose-C形状であり、舵角はすべてゼロである。ピッチ角 θ を $0^\circ, +5^\circ$ の2通りとし、ロール角速度 p は表1の5通りとする。通風流速は約20 m/secであり、毎回の通風流速を熱線風速計で計測する。各条件で3回ずつ通風計測し、空力係数・微係数について3回の平均値と標準偏差を求める。昨年度の大阪府立大での予備的風試[4]に比較して、今回の風試では電磁的ノイズを低減している。

3-3. データ解析手法

$\theta \neq 0$ の場合にロール角 φ を与えると、迎角 α だけでなく横滑り角 β も生ずる。その換算式は以下の通りである：

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

$$\beta = \sin^{-1} (\sin \varphi \sin \theta) \quad \dots \dots \dots (2)$$

風試模型の重心はロール駆動軸すなわち胴体対象軸上に乗っていないことから、ロール駆動の際に重心に遠心力がはたらいて、これによる力成分が天秤信号に含まれる。また、模型にはたらく重力も天秤信号に含まれる。そこで、無風状態と通風状態で同一のロール駆動（ロール角変位および角速度）を実施し、通風時の天秤信号から無風時の天秤信号を差し引くことによって、これら不要な成分の信号を除去する。さらに天秤信号の時系列データから定常ロール運動部分のデ

ータを抽出し、空力係数を推算する。これを $C_{l_{measured}}$, $C_{n_{measured}}$, $C_{y_{measured}}$ とすると、以下の式が成り立つ:

$$C_{l_{measured}} = C_{l\beta}\beta + C_{lp}\hat{p} \quad \dots\dots\dots (3)$$

$$C_{n_{measured}} = C_{n\beta}\beta + C_{np}\hat{p} \quad \dots\dots\dots (4)$$

$$C_{y_{measured}} = C_{y\beta}\beta + C_{yp}\hat{p} \quad \dots\dots\dots (5)$$

ここで \hat{p} は無次元ロール角速度であり、角速度 p [rad/sec], 翼幅 b [m], 機体固定 X 軸方向の流速 U_0 [m/s]およびピッチ角 θ を用いて以下の式で与えられる[2]:

$$\hat{p} = p \cdot \frac{b}{2U_0 \cos \theta} \quad \dots\dots\dots (6)$$

(3)~(5)より、風試によって得られた空力係数は β による成分と \hat{p} による成分の和となっており、これらを分離するには次の手順を採る。図4に示すように縦軸: 空力係数, 横軸: β のグラフを描き, それらの近似直線を求める。その傾きが β による静的空力微係数($C_{l\beta}, C_{n\beta}, C_{y\beta}$)である。 $C_{l_{measured}}, C_{n_{measured}}, C_{y_{measured}}$ からこれら静的成分を差し引くと動的成分 $C_{lp}\hat{p}, C_{np}\hat{p}, C_{yp}\hat{p}$ が抽出され, これを \hat{p} で除すと動的空力微係数(C_{lp}, C_{np}, C_{yp})が得られる。この手順によって $C_{l\beta}, C_{n\beta}, C_{y\beta}, C_{lp}, C_{np}, C_{yp}$ の6つの空力微係数が推定できる。

表1 動的風試における有次元・無次元のロール角速度

p [deg/sec]	\hat{p} [-]
18	0.00147
36	0.00295
72	0.00591
144	0.0118
288	0.0236

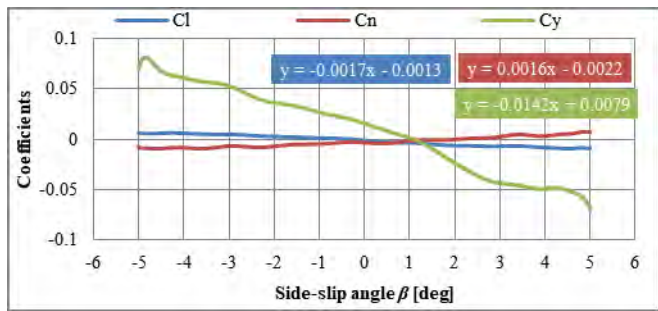


図4 計測された空力係数と横滑り角 β との関係

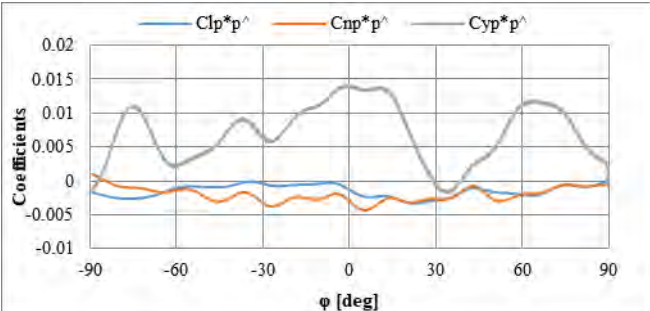


図5 計測された空力係数から抽出された動的成分

4. 試験結果および考察

静的および動的微係数と無次元ロール角速度の関係を図6~9に示す。各グラフ内の実線 (Muroran-IT) は今回室蘭工大風洞にて取得したデータである。ピッチ角およびロール角速度の各条件での3回ずつの計測から得られた平均値をプロットするとともに標準偏差をエラーバーで示している。破線 (OPU) は昨年度阪府大風洞にて予備的に取得したデータであり、電磁的ノイ

ズを多く含むことと、各条件で1回ずつの計測故にデータの再現性や散らばりは不明であることから、参考程度の扱いとする。また比較対象として動的微係数についてはCFD解析および理論解析の結果を、静的微係数については静的風試の結果を掲載している。

4-1. $C_{l\beta}$ (上反角効果)

図6より、今回の動的風試結果は静的風試結果に良く一致しており、これは、今回の試験手法およびデータ解析手法の妥当性の傍証と言える。 $C_{l\beta} < 0$ すなわち正の上反角効果が示されており、ロール安定である。また、ロール角速度に依らずほぼ一定の値を取ると言えそうである。

4-2. $C_{n\beta}$ (風見鶏効果)

図7より、今回の動的風試結果は静的風試結果に良く一致しており、正の値すなわち風見安定を示している。また、ロール角速度に依らずほぼ一定の値を取ると言えそうである。

4-3. C_{lp} (ロールダンピング効果)

図8より、今回の動的風試結果はCFD解析および理論解析とエラーバーの範囲で良く一致しており、負の値すなわちロールダンピングを示している。ロール角速度に依らずほぼ一定の値を取ると言えそうである。ロール角速度が小さい場合は、空気力信号が小さくノイズに埋もれるため、微係数の値は散らばりが大きい。

4-4. C_{np} (アドバースヨー効果の一種)

図9より、今回の動的風試結果は負の値すなわちアドバースヨーを示しているが、CFD解析および理論解析結果では正となっている。主翼上面に生ずる大規模渦流れが尾翼と干渉するものと考えられるが、これは理論解析では全く取り扱われておらず、またCFD解析でも数値粘性等の影響により正確には取り扱われていない可能性がある。

5. まとめ

M2011形状のロール角速度による空力特性を解明するために、前年度までに整備したロール駆動装置と室蘭工大の低速風洞を用いて動的風洞試験を実施した。比較対象としてCFD解析および理論解析も実施した。判明した事項は以下の通りである。

1. 迎角が小さい場合は、ロール静安定、風見安定、およびロールダンピングについては、動的風試の結果は他の手法（静的微係数について静的風試、動的微係数についてCFD解析および理論解析）と良く一致した。
2. アドバースヨーについては、動的風試結果はCFD解析および理論解析と正負が一致しなかった。CFD解析において、主翼による渦流れと尾翼の干渉が正確に取り扱われていない可能性がある。

今後の課題として、主翼による渦流れと尾翼の干渉を風試において解明すること、また、大迎角でのロール角速度による動的空力を解明することが必要である。

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, pp.60-65, 2015.
- [2] 加藤寛一郎, 大屋昭男, 柄沢研治, 「航空機力学入門」, 東京大学出版会, 1982.
- [3] Yechout, T. R., Morris, S. L., Bossert, D. E., and Hallgren, W. F., Introduction to Aircraft Flight Mechanics, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003, pp.266-273.

[4] 石上幸哉, 三浦壮晃, 塩野経介, 溝端一秀, 東野和幸, 新井隆景, 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 2015.

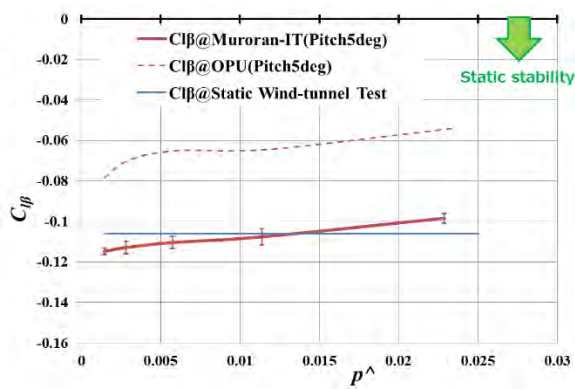


図 6 $C_{l\beta}$ vs. \hat{p}

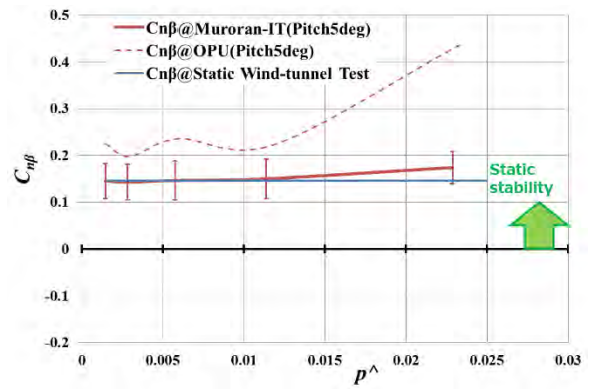


図 7 $C_{n\beta}$ vs. \hat{p}

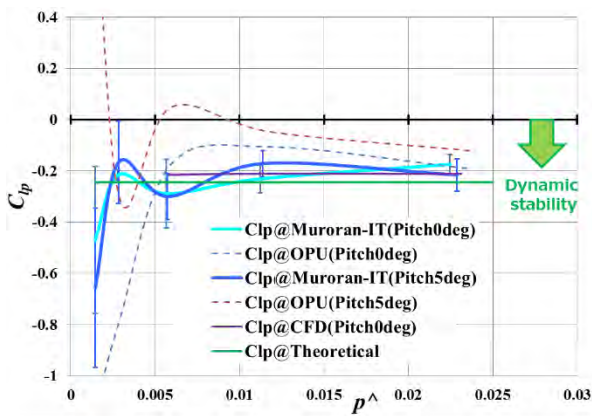


図 8 C_{lp} vs. \hat{p}

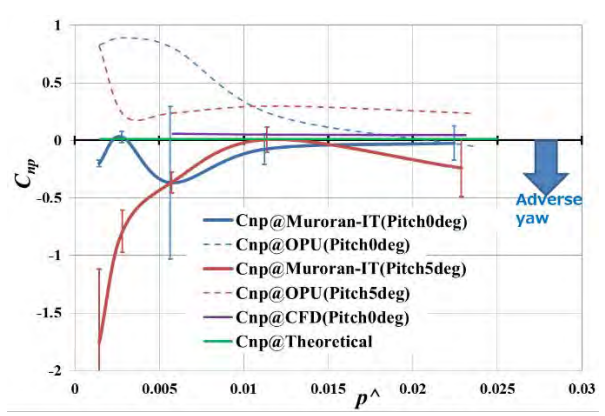


図 9 C_{np} vs. \hat{p}

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

○塩野 経介 (航空宇宙総合工学コース 博士前期1年)
白方 洸次 (航空宇宙システム工学コース 学部4年)
石上 幸哉 (航空宇宙総合工学コース 博士前期2年)
三浦 壮晃 (航空宇宙総合工学コース 博士前期2年)
溝端 一秀 (航空宇宙システム工学ユニット 准教授)

1. はじめに

M2011 空力形状を有する小型超音速飛行実験機 (愛称オオワシ) の飛行性能予測のための6自由度飛行経路解析や自律的誘導制御系の設計のためには, 姿勢変化速度 (角速度) による動的空力特性データ, すなわち動的空力微係数が必要である. これまでの6自由度飛行経路解析[1]では静的風洞試験による空力係数及び静的微係数と, 理論解析による動的微係数を用いてきた. しかし, オオワシのクランクトアロー主翼周囲の流れでは大規模渦構造が卓越していることから, 主翼・尾翼の翼幅方向に均一な流れ場を仮定する従来の理論解析では不十分と推察される. そこで本研究では, M2011 空力形状におけるピッチおよびヨー運動による動的空力特性を風洞試験によって明らかにすることを狙う.

2. 動的空力特性の理論

ピッチおよびヨー軸周りに角速度 q, r [deg/sec]を与えると, 機体にはピッチング, ローリング, およびヨーイングモーメント, ならびに横力の変化が発生し, これらの微係数は $C_{mq}, C_{lr}, C_{nr}, C_{yr}$ と記される[2, 3]. 各微係数の発生原因は, ピッチングおよびヨーイング運動による機体周囲の相対的流れの変化であり, これを図1および2に示す[2]. 図1のように, ピッチ方向の動的微係数 C_{mq} は, 頭上げ方向のピッチング運動によって水平尾翼の迎角が増して水平尾翼揚力が増加することに起因する. 通常はピッチング運動を妨げる方向のピッチングモーメントが生じ C_{mq} は負となる (ピッチダンピング). また, 図2のように C_{lr} は, ヨーイング運動中の左右翼の流速の差によるローリングモーメントと垂直尾翼の迎角変化によるローリングモーメントに起因する. さらに C_{nr} は, ヨーイング運動中の左右翼の抗力の差と垂直尾翼の揚力によって生じ, 通常は, ヨーイング運動を妨げる方向のヨーイングモーメントが発生し, C_{nr} は負になる (ヨーダンピング). C_{yr} はヨーイング運動中の垂直尾翼にはたらく揚力に起因する. 主翼・尾翼の翼幅方向に一樣な流れ場を仮定すれば, 以上のメカニズムを適用することによって動的空力微係数が解析的に推算される.

3. 風洞試験

3-1. 風洞試験装置

図3のように, 昨年度設計・製作した駆動装置[4]を用いて, 風試模型をピッチまたはヨー軸回りに往復運動させる. 室蘭工大の回流式亜音速風洞を用いて, 図4のように風洞試験を実施する.

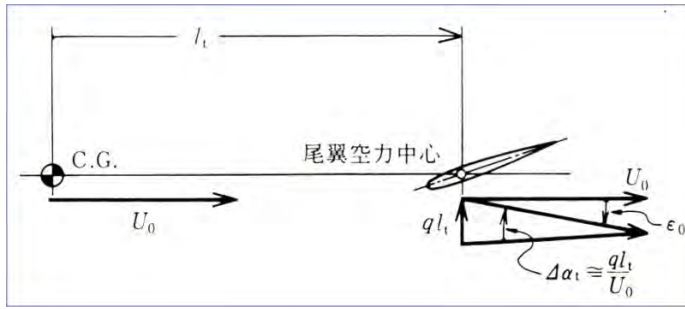


図1 ピッチ運動による流れの変化[2]

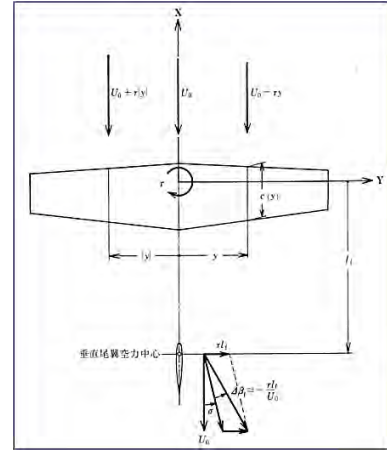


図2 ヨー運動による流れの変化[2]

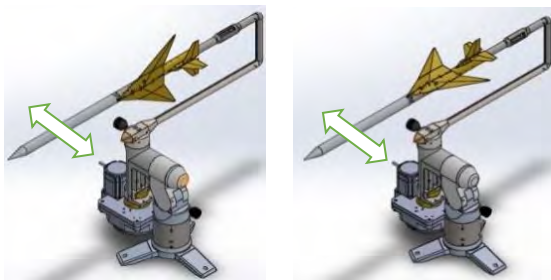


図3 ピッチ・ヨー駆動装置の概観

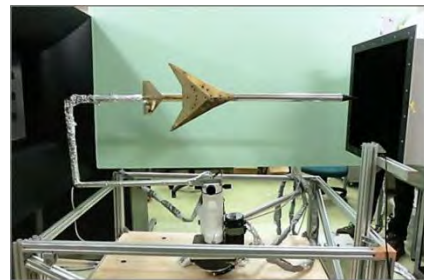


図4 風洞試験の様子

3-2. 試験方法

模型を駆動しながら通風し、六分力内挿天秤によって空気力を計測し、解析する。その結果を理論解析、CFD 解析、および静的風洞試験結果と比較検証する。風試模型は M2011 Nose-C 形状であり、舵角はすべてゼロである。ピッチ駆動においては横滑り角 β を $0^\circ, +5^\circ$ の2通りとし、ヨー駆動においては迎角 α を $0^\circ, +5^\circ$ の2通りとする。角速度は6, 10, 20, 40, 57.6[deg/sec]の5通りとする。通風流速は約20 m/secであり、毎回の通風流速を熱線風速計で計測する。各条件で3回ずつ通風計測し、空力係数・微係数について3回の平均値と標準偏差を求める。昨年度の大阪府立大での予備的風試[4]に比較して、今回の風試では、ステイング接続箇所のガタ（バックラッシュ）や電磁的ノイズを低減している。

3-3. データ解析手法

回転中心は主翼空力中心に一致させており、これは模型重心位置には一致していないため、計測データには重力成分だけでなく遠心力が載っている。これを補正するために、模型重心位置を計測し、重力及び遠心力を推算して通風時計測データから差し引いた。その結果得られる空力係数 C_m, C_l, C_n, C_y は以下の式(1)~(4)で表される。

$$C_m = C_{m\alpha}\alpha + C_{mq}\hat{q} + \varepsilon_1 \quad (1)$$

$$C_l = C_{l\beta}\beta + C_{lr}\hat{r} + \varepsilon_2 \quad (2)$$

$$C_n = C_{n\beta}\beta + C_{nr}\hat{r} + \varepsilon_3 \quad (3)$$

$$C_y = C_{y\beta}\beta + C_{yr}\hat{r} + \varepsilon_4 \quad (4)$$

このように、各係数は迎角 α または横滑り角 β による静的成分と無次元化角速度 \hat{q}, \hat{r} による動的成分に分けられる。また、 ε は、流れや模型の非対称性に起因するゼロ点シフトである。ピッチ駆

動を例にとり，データ解析方法を以下に示す．図5のように横軸に迎角，縦軸に空力係数をとってグラフを描くと，ヒステリシス曲線となる．2つの縦軸切片近傍での近似直線は式(5)および(6)で表される．この二式を辺々差し引くことによって，式(7)のように動的空気微係数が得られる．また，静的微係数は近似直線(5)および(6)の傾きから求められる．このように動的風試データから動的微係数と静的微係数が同時に推定される．

$$y_1 = C_{m\alpha}\alpha + C_{mq1}\hat{q} + \varepsilon \quad (5)$$

$$y_2 = C_{m\alpha}\alpha + C_{mq2}(-\hat{q}) + \varepsilon \quad (6)$$

$$C_{mq} = \frac{C_{mq1} + C_{mq2}}{2} = \frac{y_1 - y_2}{2q} \quad (7)$$

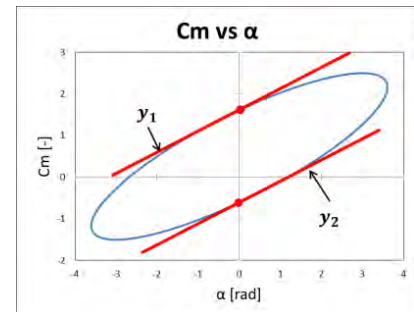


図5 動的風試から得られる空力係数のヒステリシス曲線

4. 風試結果と考察

得られた静的微係数と動的微係数を図6から図13に示す．今回の室蘭工大での風試における3回の通風計測の平均値 (Muroran-IT) を青・緑の実線で示しており，標準偏差をエラーバーで示している．また，昨年度の大阪府立大での予備的風試結果 (OPU) を同色の破線で示す．さらに，CFD解析[5]の結果を橙実線で，静的風試による静的微係数または理論解析による動的微係数を赤破線で示す． C_{mq} , C_{lr} , および C_{yr} を除いて，全体的に，阪府大での予備的風試と室蘭工大での風試の結果は概ね良く一致している．

図6より，無次元化角速度が大きくなると $C_{m\alpha}$ が正となってピッチ運動が静的不安定に陥る．図7より， C_{mq} は負であり，ピッチダンピング効果が確認される．これらより，ピッチングは角速度の小さい範囲で静的，動的に安定と言える．図8より $C_{l\beta}$ は，迎角の増加に伴い負側へ大きくなり上反角効果が強まる．図9より，風見安定を表す $C_{n\beta}$ は，迎角及び角速度の増加に伴い不安定側に変化する．図11および13において C_{lr} および C_{yr} は阪府大と符号が異なっている．これは動的微係数の値が小さいため，阪府大風試において模型の振動や電氣的ノイズに埋まってしまい計測誤差が大きかったと推察される．図12より，迎角の増加によって C_{nr} はマイナス側に大きくなり，ヨーダンピング効果が大きくなる傾向が見られる．

動的風試，CFD，ならびに静的風試または理論解析の相互の一致度は，微係数によってまちまちである．ピッチングおよびヨーイング運動中は，長いノーズや尾翼で流れが剥離すると考えられるが，CFDでは数値粘性や乱流モデルゆえに剥離現象は必ずしも正確には捉えられず，静的風試や理論解析では剥離現象は全く考慮されていないことから，各手法による結果が一致しにくいものと推察される．

5. まとめ

M2011形状の動的空気特性について，ピッチ・ヨー駆動装置を用いて亜音速風洞試験を実施し，空力微係数を計測・推算した．その結果，以下のことが分かった．

- (1) ピッチおよびヨーダンピングが確認され動的に安定する．

- (2) 静的空力微係数の再現性が確認されたことから、データ解析手法は概ね妥当と言える。
- (3) いくつかの動的空力微係数は値が小さく、模型の振動や電氣的ノイズに埋まって計測精度が悪いと推察される。
- (4) 長いノーズや尾翼周りで流れが剥離している可能性がある。
- 今後、模型周囲の流れ場の可視化によって剥離の様相を捉えるなど、動的空力特性にかかる流体力学的メカニズムを解明する必要がある。

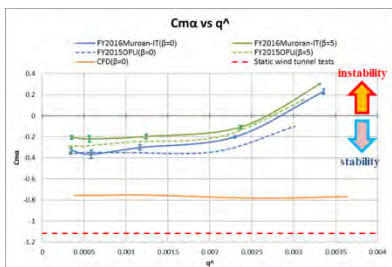


図6 $C_{m\alpha}$ vs \hat{q}

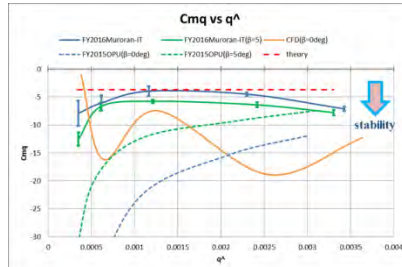


図7 C_{mq} vs \hat{q}

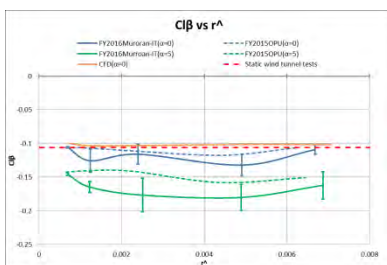


図8 $C_{l\beta}$ vs \hat{r}

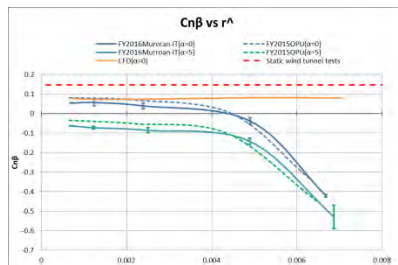


図9 $C_{n\beta}$ vs \hat{r}

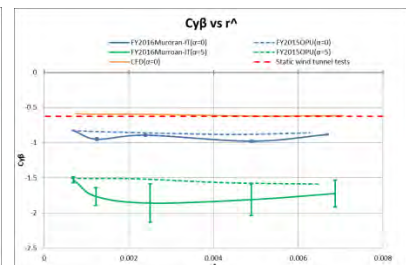


図10 $C_{y\beta}$ vs \hat{r}

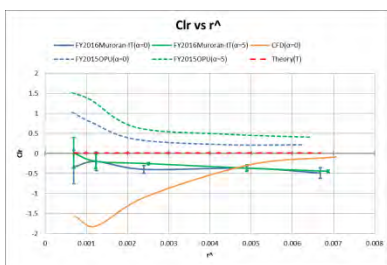


図11 C_{l_r} vs \hat{r}

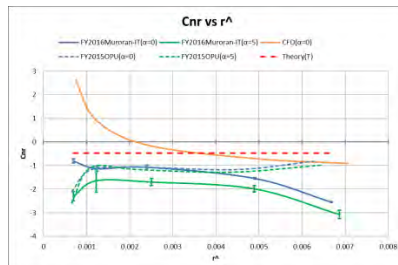


図12 C_{nr} vs \hat{r}

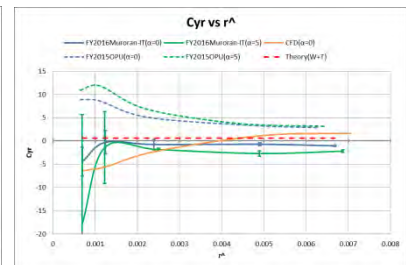


図13 C_{yr} vs \hat{r}

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の予測」, 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書 2013.
- [2] 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.
- [3] Courtland D. Perkins, and Robert E. Hage, Airplane Performance Stability and Control, John Wiley and Sons, p.428.
- [4] 塩野経介, 石上幸哉, 溝端一秀, 東野和幸, 新井隆景, 「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 2015.
- [5] 三浦壮晃, 溝端一秀, 「室蘭工大小型超音速実験機の動的 CFD 解析による空力評価」, 室蘭工業大学平成 28 年度修士論文, 2016.

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の CFD 解析

三浦 壮晃（航空宇宙総合工学コース 博士前期 2 年）

○溝端 一秀（航空宇宙システム工学ユニット 准教授）

1. はじめに

風試では、機体全体にはたらく空気力・空力モーメントが直接的に計測されるが、外部からのノイズや風洞壁等による流れの乱れなどの影響を免れることができないため、計測された空力係数・空力微係数の妥当性を慎重に評価する必要がある。これを補完する手法として、CFD (Computational Fluid Dynamics) 解析が有用である。そこで本研究では、第二世代オオワシの M2011 空力形状について、CFD 解析手法を整備し、姿勢変化レートによる動的空力特性の評価を試みる。機体にロール・ピッチ・ヨー角速度を与えつつ機体周囲の流れを解き、重心周りのローリングモーメント係数 C_l 、ヨーイングモーメント係数 C_n 、ピッチングモーメント係数 C_m を推算し、その微係数 $C_{l\beta}$ 、 $C_{n\beta}$ 、 $C_{m\alpha}$ 、 C_{l_p} 、 C_{n_p} 、 C_{l_r} 、 C_{n_r} 、 C_{m_q} を求める。これを理論解析や風試による値と比較検証する。

2. 解析手法

2-1. 格子生成

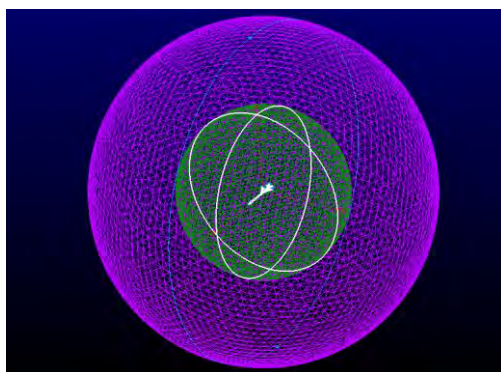
機体形状は M2011 Nose C 風試模型とし、その寸法は全長 910 mm、全幅 282 mm である。ノーズの先端や翼面の前後縁には格子の歪みを防ぐために 0.1 mm の曲率半径を与える。圧縮性外部流れの球状領域の中央に機体を配置する。解析領域は直径 2 m と 4 m の二重球状とし、内側の直径 2 m の球内の格子は機体と共にロール運動する。格子生成には Pointwise を使用する。主要な境界条件と格子生成条件を表 1 および表 2 に、生成された格子を図 1 に示す。

表 1 境界条件

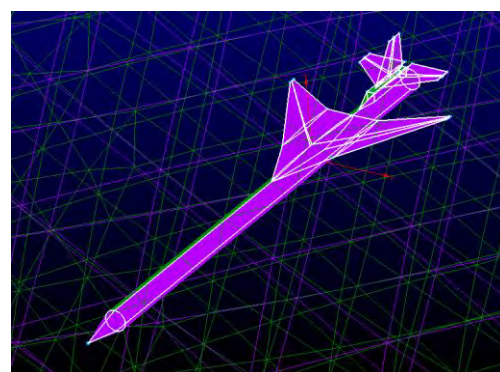
機体模型の表面	Wall
直径 2 m の球面	Interface
直径 4 m の球面	Pressure-far-field

表 2 格子生成条件

格子の種類	非構造格子
格子間隔	模型表面：1 [mm] 球面：円周上 60 [個]
セル数	4,796,245



(a) 外観図



(b) 拡大図

図 1 生成された格子

2-2. 流体解析

CFD コードとして ANSYS Fluent を使用する。ピッチ角・横滑り角は解析領域の流入条件として与え、静圧と静温は風試と同条件とする。主要な解析条件を表3に示す。

2-3. 無次元角速度

機体に角速度 p, q, r [rad/s] のロール・ピッチ・ヨー運動を与えるとき、動的空力特性は次式の無次元角速度 $\hat{p}, \hat{q}, \hat{r}$ に依存する。

$$\hat{p} = p \cdot \frac{b}{2U_0}, \quad \hat{q} = q \cdot \frac{\bar{c}}{2U_0}, \quad \hat{r} = r \cdot \frac{b}{2U_0} \quad (1)$$

ここで、 b : 翼幅[m], \bar{c} : 主翼の平均空力翼弦長[m], U_0 : 機軸方向の流速 [m/s] である。風試と CFD の無次元角速度 $\hat{p}, \hat{q}, \hat{r}$ を一致させるように CFD 解析上の有次元角速度 p, q, r を設定する。

2-4. 空力微係数の算出方法

ヨー運動を例にとり、空力微係数の算出方法を以下に示す。ヨー運動時の空力係数 C_l, C_n は、横滑り角 β と無次元角速度 \hat{r} を用いて次式のように表される。

$$C_l = C_{l\beta}\beta + C_{l\hat{r}}\hat{r} \quad (2)$$

$$C_n = C_{n\beta}\beta + C_{n\hat{r}}\hat{r} \quad (3)$$

これらの右辺の β 成分と \hat{r} 成分を分離するには次の手順を採る。図2のように縦軸を空力係数、横軸を β とするグラフを描き、それらの近似直線を求める。その傾きは β による静的微係数 ($C_{l\beta}, C_{n\beta}$)、定数項は \hat{r} による動的成分 ($C_{l\hat{r}}, C_{n\hat{r}}$) である。後者を無次元角速度 \hat{r} で割ることによって動的微係数 ($C_{l\hat{r}}, C_{n\hat{r}}$) を得る。このように、ヨー運動を伴う CFD 解析によって $C_{l\beta}, C_{n\beta}, C_{l\hat{r}}, C_{n\hat{r}}$ の4つの空力微係数が推定できる。ロール・ピッチ運動の場合も同様の手順で空力微係数を求める。

表3 CFD 解析条件

支配方程式	三次元 Navier-Stokes 方程式
空間離散化手法	二次精度風上差分法
流体	空気・理想気体
粘性モデル	Sutherland
乱流モデル	Spalart-Allmaras
マッハ数	0.3 (ロール・ヨー駆動) 0.059 (ピッチ駆動)

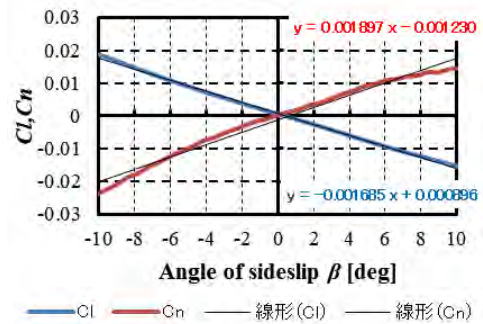


図2 空力係数と横滑り角との関係

3. 解析結果

3-1. 静的空力微係数 ($C_{l\beta}, C_{n\beta}, C_{m\alpha}$)

静的微係数 $C_{l\beta}, C_{n\beta}$ と無次元ロール角速度 \hat{p} の関係を図3および4に示す。黄色の破線は静的風試 (ピッチ角 $\theta=0$) による計測値である。CFD 解析結果では、両微係数は \hat{p} の値によらず概ね一定値を示している。また、 $\theta \leq 10$ deg において CFD 解析、室蘭工大での動的風試[1]、および静的風試の結果は概ね良好に一致している。次に、静的微係数 $C_{m\alpha}$ と無次元ピッチ角速度 \hat{q} の関係を図5に示す。CFD 解析、動的風試、および静的風試の結果は相互に大きく異なっており、CFD 解析および動的風試の双方で、データ解析手法の再検討を要すると思われる。

3-2. 動的空力微係数 ($C_{l_p}, C_{n_p}, C_{l_r}, C_{n_r}$)

動的微係数 C_{l_p}, C_{n_p} と無次元ロール角速度 \hat{p} の関係を図6および7に、また動的微係数 C_{l_r}, C_{n_r} と無次元ヨー角速度 \hat{r} の関係を図8および9に、さらに動的微係数 C_{m_q} と無次元ピッチ角速度 \hat{q} の関係を図10に示す。緑色の破線は理論値(ピッチ角 $\theta=0$)である。

C_{l_p} については、 $\theta=0$ の場合のCFD解析結果は、室蘭工大風試および阪府大風試[1]と概ね良く一致している。また、CFD解析結果によると、ピッチ角が大きくなるほどロールダンピングが強くなることが予測されているが、風試結果はデータのばらつきが大きく一貫性のある傾向が現れていない。 C_{n_p} については、CFD解析結果では θ および \hat{p} の値によらずほぼ一定の値が得られているが、風試では、やはりデータのばらつきが大きい。 C_{l_r} については \hat{r} が大きいほどCFD解析と理論値[2]の一致度が良くなっているが、風試結果はばらつきが大きい。 C_{n_r} については、ピッチ角 $\theta=0$ の場合にCFD解析と阪府大風試[2]および理論値[2]が概ね一致し、負の値すなわちヨーダンピングが示されている。CFD解析結果によれば、ピッチ角が大きくなると正の値となる。すなわちヨーダンピングが負となることが予想される。 C_{m_q} については、CFD解析、動的風試、および理論解析の結果は相互に大きく異なっており、風試およびCFD解析の双方で、データ解析手法の再検討を要する。さらに、全般的に、姿勢変化レートの小さい領域で風試データの散らばりが大きい点についても、風試手法の改善を要する。

4. まとめ

小型超音速飛行実験機オオワシの空力形状 M2011 Nose C について、ロール・ピッチ・ヨー角速度による動的空力特性をCFD解析によって評価することを試みた。その結果を風試データや理論値と比較したところ、以下のことがわかった。

- (1) ロールレートによる静的空力微係数 (C_{l_β}, C_{n_β}) については、CFD解析結果は静的および動的風試結果と概ね良く一致することから、CFD解析手法は概ね妥当と推察される。
- (2) 動的微係数については、ピッチ角 $\theta=0$ の場合にCFD解析結果と理論値が概ね良く一致する。
- (3) CFD解析によれば、ピッチ角が大きくなるほどロールダンピングは強くなり、一方ヨーダンピングは減じて負となることが予測される。
- (4) ピッチ角速度による静的および動的微係数については、CFDおよび動的風試の双方でデータ解析手法の再検討を要する。
- (5) 風試による動的微係数は、全般的に散らばりが大きく、一貫性のある傾向を捉え切れていない。今後の一連の風試によって取得データが質量共に改善されることが望まれる。

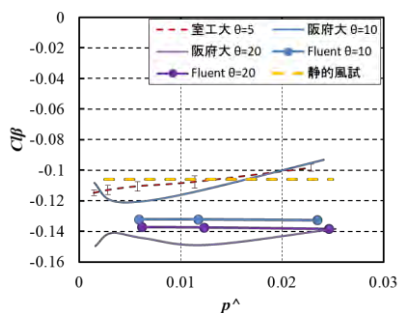


図3 C_{l_β} vs. \hat{p}

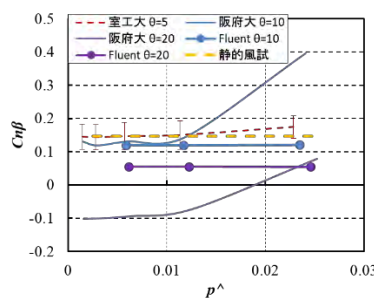


図4 C_{n_β} vs. \hat{p}

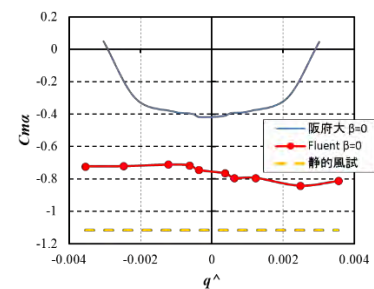


図5 C_{m_α} vs. \hat{q}

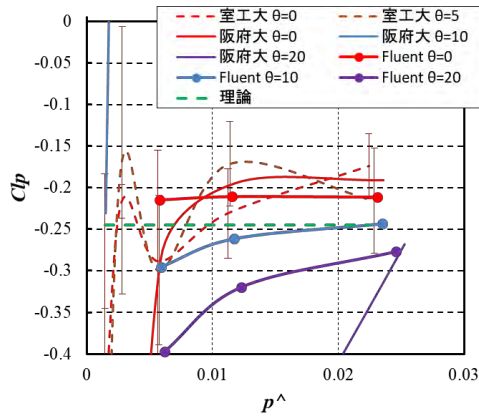


図 6 C_{l_p} vs. \hat{p}

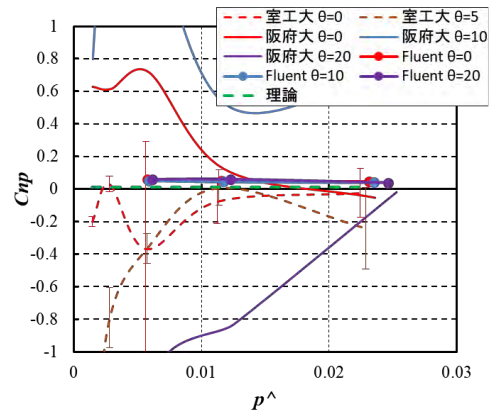


図 7 C_{n_p} vs. \hat{p}

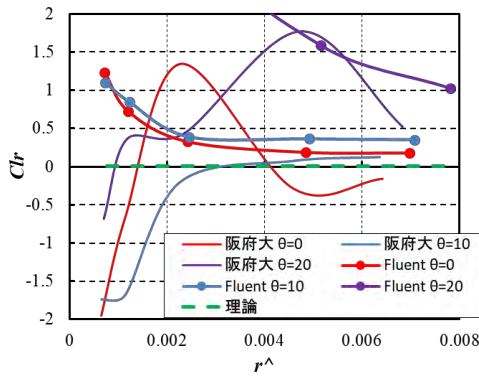


図 8 C_{l_r} vs. \hat{r}

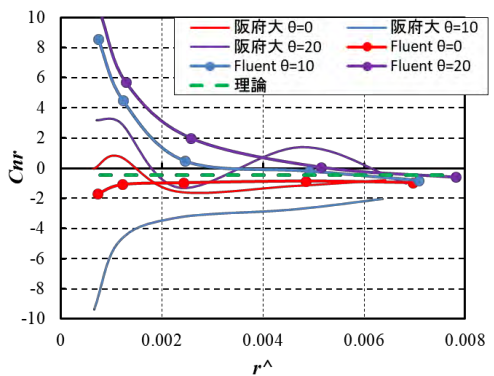


図 9 C_{n_r} vs. \hat{r}

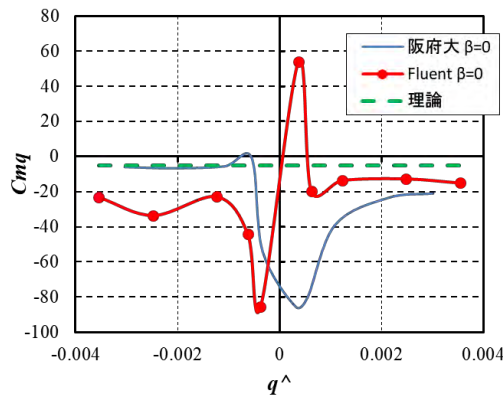


図 10 C_{m_q} vs. \hat{q}

参考文献

- [1] Y. Ishigami, M. Miura, K. Mizobata, K. Higashino and T. Arai, "Aerodynamics Caused by Rolling Motion of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle," The 2016 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, October 25-27, 2016, Toyama, Japan.
- [2] 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, 2016 年 10 月 24 日-26 日, 富山.

小型超音速飛行実験機の舵面空力モーメントの計測と CFD 解析

田井 翔一郎（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）

市川 陸（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（オオワシ）の翼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、飛行中に舵面にはたらく空力モーメント（ヒンジモーメント）の推定が必要である。これまで風試に供してきたサイズの模型（翼幅 28 cm）では舵面が小さすぎてロードセル等計測機器の設置が困難である事から、前年度に引き続き 1/3 スケール縮小機体（翼幅 80 cm）を用い、フルサイズ高速走行軌道装置（軌間 1.435 m，全長 300 m）によって地上走行試験を行い、舵面空力モーメントの実測を試みる。併せて CFD 解析による推算も試みる。

2. 軌道走行試験

舵面ヒンジモーメントは、以下のヒンジモーメント係数 C_h によって評価できる：

$$C_h = \frac{H}{q S_e C_e} \cdots \cdots (1)$$

ここで、 H はヒンジモーメント、 q は動圧、 S_e は舵面面積、 C_e は舵面の平均翼弦である。ヒンジモーメントは、舵面リンケージの引張圧縮力にモーメントアーム長を乗ずることによって推算される。動圧は、高速走行台車（スレッド）に設置されたピトー管によって計測される。

実験装置の外観を図 1 に示す。小型超音速飛行実験機（オオワシ，M2011 形状）の 1/3 縮小機体および計測機器は昨年度と同一である。舵面リンケージの引張圧縮力は、舵面とサーボモーターの間のリンケージ部品に組み込まれた引張圧縮両用ロードセル（最大定格容量 50 N）によって計測される。昨年度の試験ではロードセルにはたらく荷重として圧縮，引張が混在していた。しかし、圧縮力の場合にはリンケージ接続部に座屈やバックラッシュが生じやすいため、今年度は空気力によってリンケージに引張力が加わるよう操舵方向を調整した。また、今年度 7 月の走行試験において内翼フラップと外翼フラップペロンを同方向に操舵したことからローリングモーメントが過大となり翼胴接合部を破損したため、今年度 1 月の試験では操舵方向と舵角を再調整した。設定舵角とロードセルの荷重方向を表 1 に示す。



図 1 高速走行台車に設置された 1/3 スケール縮小機体および計測機器（2016 年 7 月）

表 1 各舵面の設定舵角とロードセルの荷重方向

(a) 2016 年 7 月の軌道走行試験

Control surface	Deflection[deg.]	Load direction
Rudder	35	tensile
Elevon	15	tensile
Outboard flapperon	25	tensile
Inboard flap	25	tensile

(b) 2017 年 1 月の軌道走行試験

Control surface	Deflection[deg.]	Load direction
Rudder	20	compression
Elevon	16	tensile
Outboard flapperon	15	tensile
Inboard flap	20	tensile

3. CFD 解析

小型超音速飛行実験機に関する他の CFD 解析と共通の機体形状として M2011 Nose C 風試模型 (全長 910 mm, 全幅 282 mm) を想定し, その各舵面に舵角を与えた形状を対象とする. 格子の歪みを防ぐためにノーズ先端や翼面の縁に 0.1 mm の曲率半径を与える. 迎角を任意に設定できるように解析領域は直径 10 m の球状とし, その中央に機体を配置する. Pointwise を用いて非構造格子を生成し FLUENT を用いて流れ場を解き, 空力係数および舵面表面の圧力分布を求める. 主要な解析条件を表 2 に示す.

舵面ヒンジモーメントは, 舵面表面の微小面積要素にはたらく圧力による微小ヒンジモーメントを区分求積することによって算出される. 図 2 (a), (b) に示すように機体対称面に平行な 1 mm 間隔の切断面を生成し, その面と舵面上のメッシュ線との交点 i において圧力 \vec{P}_i を評価する. 図 2 (c) のように圧力評価点を囲む四角形を生成し, これを区分求積要素 ΔS_i とする. また, ヒンジから圧力評価点までのモーメントアームベクトルを \vec{l}_i とすると, ヒンジモーメント H は次式で推算される.

$$\vec{H} = \sum_i \Delta S_i \cdot (\vec{l}_i \times \vec{P}_i) \cdots \cdots (2)$$

表 2 CFD 解析の条件

Fluid model	Fluid	Air/Ideal-gas
	Viscosity model	Sutherland
	Turbulence model	Spalart-Allmaras
Mesh	type	Unstructured
	spacing	Body surface : 1 mm, Half circle : 100 point
	Number of Cells	6,224,152

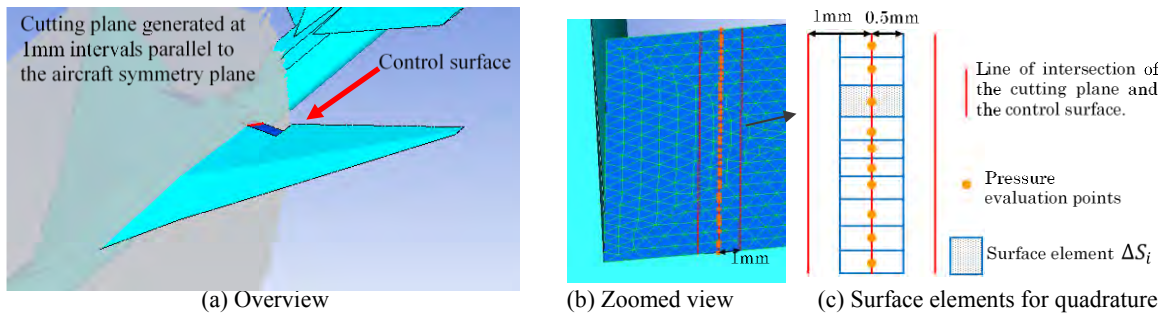


図 2 ヒンジモーメント推算のための舵面表面での圧力の区分求積

4. 結果と考察

同様の軌道走行試験は2016年1月に初めて実施された。取得データの再現性と散らばりの検証のために、同等の機材と手法を用いて、今年度は7月と1月の計2回の軌道走行試験を実施した。7月の試験において取得データから算出された各舵面のヒンジモーメントおよびヒンジモーメント係数を図3に示す。時刻は走行開始時を0としている。最大速度は走行開始から5秒付近で約60 m/sであり、最大動圧は約1900 Paであった。走行速度の上昇に伴いヒンジモーメントが増加していることがわかる。主翼舵面の曲線が時刻5.2秒で途切れているのは、軌道装置の水ブレーキの衝撃と操舵によって主翼に生じた過大なローリングモーメントにより主翼が脱落したためである。走行速度すなわち動圧が小さい区間ではピトー管による動圧計測値のばらつきが大きいことから、ヒンジモーメント係数のばらつきも大きい。十分加速し動圧が大きくなるとヒンジモーメント係数の推移も滑らかになっている。これら各曲線においてヒンジモーメント係数が概ね一定になっている数秒間の平均値を採用する。

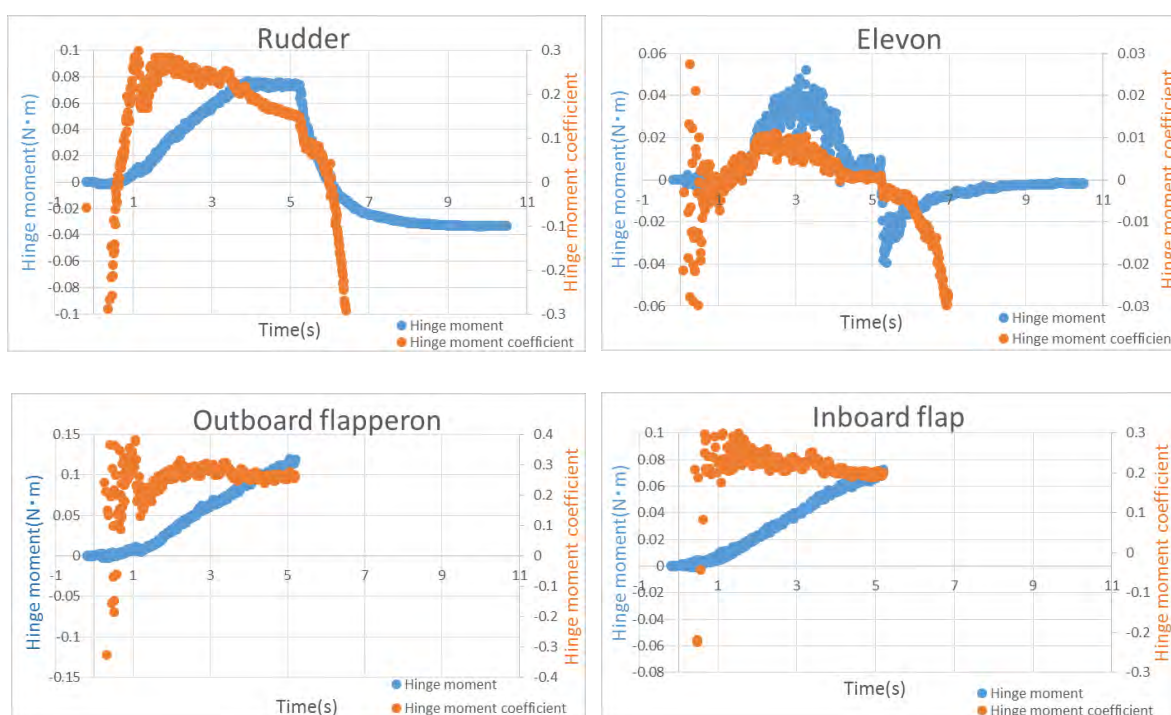


図3 2016年7月の軌道走行試験における各舵面のヒンジモーメントおよび同係数の推移

昨年度と今年度で合計3回実施した軌道走行試験によるヒンジモーメント係数を表3に示す。エレボンには胴体に接触するぎりぎりの最大舵角を与えていたため、走行時の風圧によってエレボンが胴体に接触した可能性があり、これによってヒンジモーメントが実際よりも小さく計測されている可能性がある。今後胴体に接触しない範囲の舵角で走行試験を行う必要がある。2017年1月の試験3では全舵面の計測値が著しく小さく、データ取得に失敗した可能性がある。また試験2および3を再現したCFD解析によるヒンジモーメント係数を表4に示す。比較的结果が良好な試験2とそれに対応するCFD解析を比較すると、エレボン以外は概ね一致している。

この試験2のデータを元に実機スケールの離陸条件（対気速度80 m/s、舵角は試験2と同じ）で舵面ヒンジモーメントを推算した結果を表5に示す。

今回与えた舵角は比較的大きいため、舵角周辺流れが剥離している可能性が高く、舵角とヒンジモーメントの関係は線形になっていないものと推察される。舵面周辺の流れは容易に剥離することが予想されるため、種々の舵角で試験を行うことによって、舵角とヒンジモーメントの非線形関係を明らかにする必要がある。

表3 軌道走行試験によるヒンジモーメント係数

Control surface	Tracktest 1 (2016.1.24)	Tracktest 2 (2016.7.14)	Tracktest 3 (2017.1.14)
Rudder	0.09096	0.24863	0.05660
Elevon	0.01969	0.00843	0.06839
Outboard flapperon	0.28284	0.26766	0.00854
Inboard flap	0.14524	0.20958	0.00994

表4 CFD解析結果

Control surface	Tracktest 2 (2016.7.14)	Tracktest 3 (2017.1.14)
Rudder	0.38262	0.36853
Elevon	0.40736	0.42264
Outboard flapperon	0.14999	0.07954
Inboard flap	0.18503	0.11888

表5 実機のヒンジモーメントの予測

Control surface	Deflection [deg]	Hinge moment [Nm]
Rudder	35	6.67
Elevon	15	4.32
Outboard flapperon	25	6.53
Inboard flap	25	4.09

5. まとめ

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を評価するために、1/3縮小機体を用い、舵面リンケージにロードセルを搭載して軌道走行試験を実施した。計測データからヒンジモーメント係数を算出し、CFD解析と比較するとともに、実機の離陸条件でヒンジモーメントを推算した。昨年度から通算して3回の軌道走行試験を実施したが、取得データの再現性および散らばりの検証のためにはさらなる走行試験を要する。また、舵面周辺の流れは容易に剥離することが予想されるため、種々の舵角で試験を行うことによって、舵角とヒンジモーメントの非線形関係を明らかにする必要がある。離陸から亜音速・遷音速・超音速飛行、着陸といった一連の飛行の中で飛行動圧および所要舵角は刻々と変化するため、各舵面のヒンジモーメントが最大となる局面を考えるには、詳細な飛行シミュレーションを要する。

小型超音速飛行実験機の 1 / 3 スケール縮小機体の設計製作

○溝端 一秀（航空宇宙システム工学ユニット 准教授）

石上 幸哉（航空宇宙総合工学コース 博士前期 2 年）

田井 翔一郎（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）

1. はじめに

第二世代小型超音速飛行実験機（オオワシ）の空力特性・飛行特性および誘導・制御系の機能・性能を実際の飛行環境において検証することを狙って、繰り返し簡易に飛行試験を実施するための縮小機体の設計・製作を進めている。内製試作を実施し、その経験を元にして外注製作を開始した。

2. 機体の設計

この飛行試験用縮小機体の空力形状は、第二世代小型超音速飛行実験機の M2011 形状（ノーズ A）であり、製作および取り扱いの容易さ、入手容易な材料の強度、等を総合的に鑑みて縮小比は 1/3 としている。その設計図面を図 1 に示す（寸法は省略）。市販の引き込み脚の搭載を想定している。推進器としては、市販の電動ダクトファンないしはターボジェットエンジンを想定している。

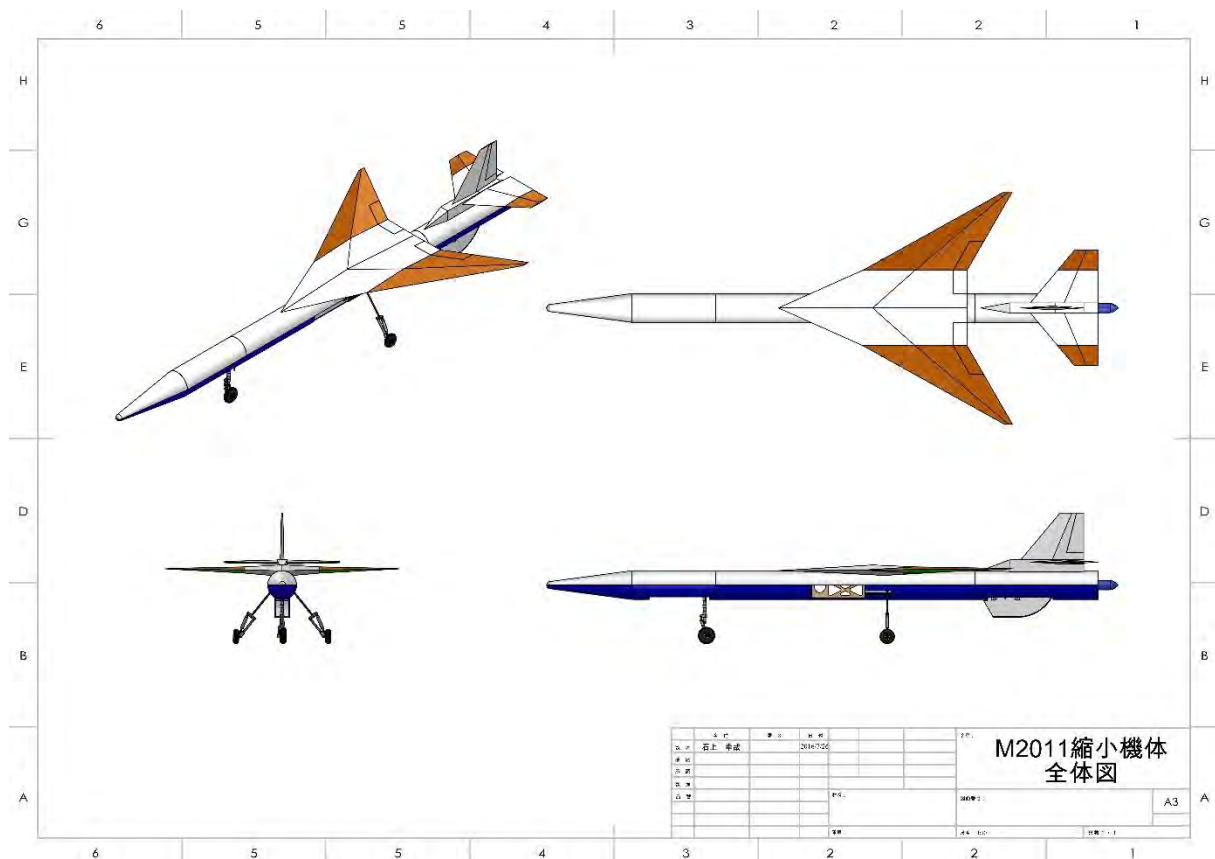


図 1 第二世代オオワシ 1/3 スケール縮小機体の設計図面（寸法は省略）

3. 内製による試作

機体内部構造の主要な製作手法として、ベニヤ板・バルサ板から構造部材をレーザーカッターで精密に切り出し、手作業で接着する。翼の前後縁や舵面は、厚手バルサ板から手作業で削り出す。一方、翼面外皮は厚さ 1 mm のバルサ板、胴体外皮はグラスファイバークロス・バルサ薄板のサンドイッチ材とエポキシ樹脂による FRP 円筒である。表面仕上げはオラカバフィルム貼付である。試作された機体の外観を図 2 に示す。引き込み脚を搭載し自立できる。今後の外注製作の参考とするために、内部構造を観察できるように表面仕上げを施す前にとどめている。



(a) 骨組み構造の仮組みの様子



(b) 外殻を被せた状態

図 2 内製試作された縮小機体

共同研究報告：JAXA の RBCC スペースプレーン形状の基本的空力特性と飛行性能予測

○溝端 一秀（航空宇宙システム工学ユニット 准教授）

橋爪 絵梨香（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）

山崎 優樹（航空宇宙総合工学コース 博士前期 1 年）

1. はじめに

2 段式スペースプレーンの初段推進方式として、大気吸い込み式エンジンとロケットエンジンを組み合わせた Rocket-Based Combination Cycle (RBCC)方式が提唱されている[1, 2]. これは、地上静止状態から極超音速までの広いマッハ数範囲を 1 つのエンジンでカバーするために、飛行マッハ数に応じてエンジンモードを切り替えことによって各要素エンジンの短所を補う. このような RBCC エンジンそのものの研究は JAXA を中心に比較的進んでいるが、このエンジンを搭載するスペースプレーン形状の空力特性や飛行特性については研究があまり進んでいない. そこで、本研究では RBCC エンジンを搭載するスペースプレーン形状を提案し、風洞試験によってその空力特性を明らかにする. その際にエンジン噴射による空力特性の変化の計測も試みる. なお、本研究は JAXA 角田宇宙センターとの共同研究「RBCC の機体統合型設計技術の研究」の一部として実施された.

2. 理論と手法

共同研究において、室蘭工大は機体模型の設計・製作、遷音速風洞試験における機体模型の駆動および空気力計測、並びに実験後のデータ解析を担当した. 一方 JAXA は機体形状の提案、模擬エンジンの設計、風洞試験における模擬エンジンのガス供給、およびエンジンの状態計測、並びに CFD による空気力予測を担当した.

JAXA によるスペースプレーン実機の概念設計を Fig.1 に示す. 風洞試験模型の設計にあたって、模型の縮小比や許容ピッチ角を決定することを目的として、Digital DATCOM により風洞通風時に風洞模型にはたらく空気力を推算した. その結果を Fig.2 に示す. 縮小比 1.2 %, 通風 Mach 数 1.3 で許容ピッチ角は $\pm 5.1^\circ$ と選定された. これを元にして Fig.3.のように縮小比 1.2 %の風洞試験模型を設計した. 製作時間短縮およびコスト削減のために、主翼は下半角なしのデルタ翼に、尾部は圧力配管を通せるように長方形に、ノーズ・前胴部は同軸の円錐に、それぞれ簡略化している.

2016年12月にJAXA/ISASにて遷音速風洞試験を実施した. 機体模型単独での風洞試験の他に、模擬エンジンに高圧窒素ガスを供給し、エンジン噴出を模擬しながらの通風も実施した. 空気力および空力モーメントを内装型六分力天秤により計測した.

3. 結果と考察

通風 Mach 数 0.7, 0.9, 1.1, 1.3 のそれぞれにおいて、機体模型のみ、機体模型+エンジン模型（ガス噴射なし）、機体模型+エンジン模型（ガス噴射あり）の 3 パターン、計 12 パターンで風洞試験を行った. 今回の風洞試験では、高圧窒素ガス供給系の圧損が予想外に大きく、ガス流量と供給圧を両立させることが出来なかったため、エンジン噴射による空力特性の変化が十分には計測に

乗らなかった。そこで、以下の考察では機体形状そのものの空力特性および飛行性能に的を絞ることとする。

機体模型のみでの風洞試験による揚力係数、ピッチングモーメント係数、および抗力係数を Figs.4~6 に示す。比較として、同条件での CFD 解析結果も破線で示している。Fig.4 より揚力係数 C_L は、各マッハ数で迎角に対して概ね線形であり、亜音速ではゼロ揚力迎角は -1.39 deg 、揚力傾斜は 0.0647 deg^{-1} 、遷音速ではそれぞれ -0.35 deg 、 0.078 deg^{-1} となっている。CFD では、風洞試験に比べてゼロ揚力迎角も揚力傾斜も小さく見積もられている。また、Fig.5 よりピッチングモーメント係数 C_M のグラフは右下がりであり、静安定が確認される。ピッチトリムを保ちながら飛行するには、横軸切片が飛行迎角に一致する必要がある。亜音速においては横軸切片が負になっていることよりエレベータ操舵によってこれを正にする必要があるが、その実現可能性については操舵を伴う風試で検証する必要がある。

次に、Fig.6 より、抗力係数 C_D のグラフは各マッハ数で滑らかな 2 次関数になっている。迎角を変化させたときの抗力係数の最小値 C_{Dmin} と Mach 数の関係を Fig.7 に示す。遷音速域で抗力係数が増大することが分かる。CFD 解析による抗力係数は、亜音速では風試より大きく、遷音速では風試より小さくなっている。また、現在室蘭工大で研究開発が進められている小型超音速実験機オオワシ II の抗力係数を Fig.7 に併記する。オオワシ II と比べて JAXA の RBCC スペースプレーン形状は抗力係数が格段に大きい。これは、主翼の大きさに比して胴体が太いことや、胴体側面のエンジンインテークによるものと推定される。

この機体を超音速域で飛行させるための必要最低推力を風洞試験データより予測した。超音速域では空力特性はマッハ数によらず一定と仮定する。動圧 25 kPa の飛行経路に沿って飛行するものとし、機体質量を 25 ton と仮定すると、必要最低推力は、 91.5 tonf と推算された。これは、機体を定常水平飛行させるために必要な推力であり、上昇飛行の場合はさらに大きな推力を要する。この推力値は H2 ロケットのメインエンジンと概ね同等の値であり、非現実的と考えられる。大幅な抗力低減が必要と言える。

4. 結言

本研究では、JAXA が提案している RBCC スペースプレーン形状の空力特性および飛行性能を明らかにすることを目的として、風洞試験を実施した。遷音速域での抗力係数が 0.16 と大きな値となり、動圧 25 kPa での飛行するための推力は 91.5 tonf 以上と見積もられた。今後、機体形状修正によって抗力を低減することが必要である。

また、ピッチングモーメントについては、亜音速と遷音速の双方で静安定が確認されたが、ピッチトリムのためには亜音速ではエレベータ上げ、遷音速ではエレベータ下げの操舵が必要であることがわかった。実際のピッチトリム性能については、エレベータ操舵を伴う風試による検証を要する。

参考文献

- [1] N. Morita, et al, "Design Study on Booster Vehicles of a TSTO RLV with RBCC Engines Part1: Lifting Body Configuration", JSASS-2015-4453.
- [2] N. Morita, et al, "Design Study on Booster Vehicles of a TSTO RLV with RBCC Engines Part2: Waverider Configuration", JSASS-2015-4454.

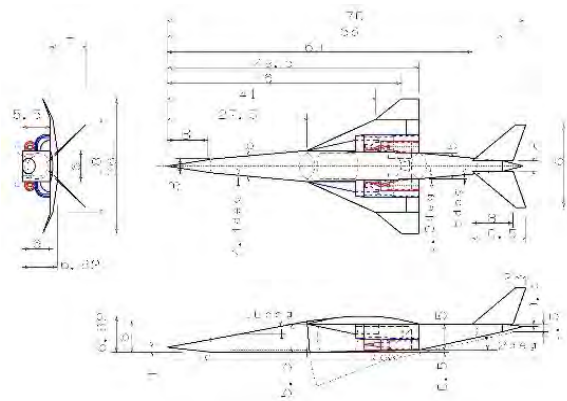


Fig.1. A space plane configuration proposed by JAXA.

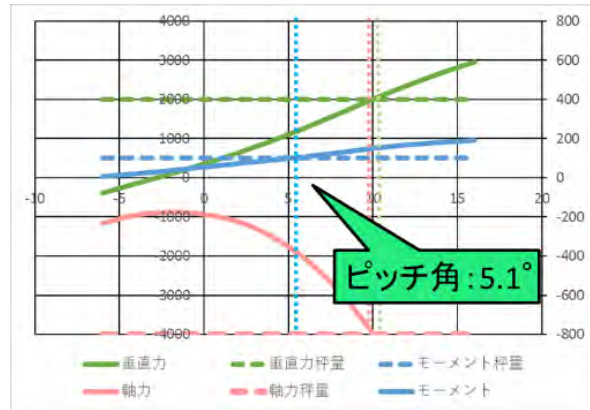


Fig.2. Aerodynamics at Mach 1.3 predicted with Digital DATCOM.

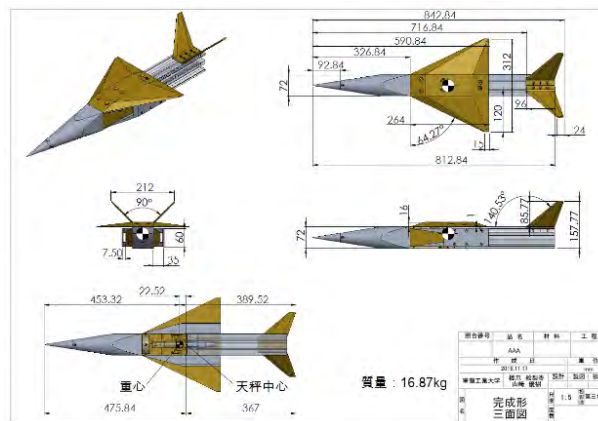


Fig.3. Design of a wind tunnel test model (Scale ratio 1.2 %).

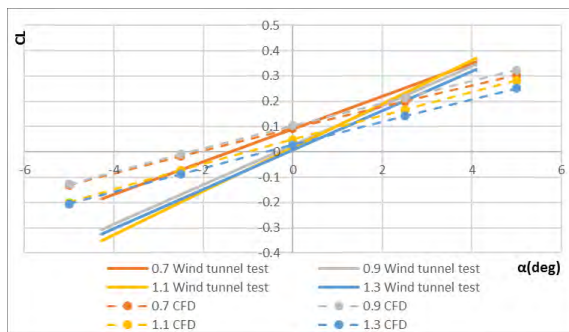


Fig.4. Results of wind tunnel tests and CFD with respect to C_L .

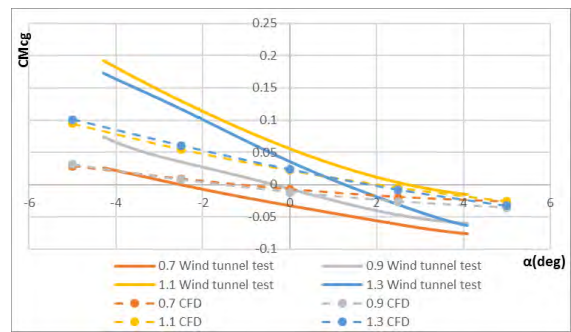


Fig.5. Results of wind tunnel tests and CFD with respect to $C_{M_{cg}}$.

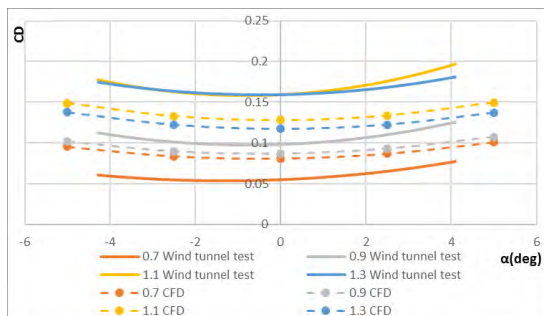


Fig.6. Results of wind tunnel tests and CFD with respect to C_D .

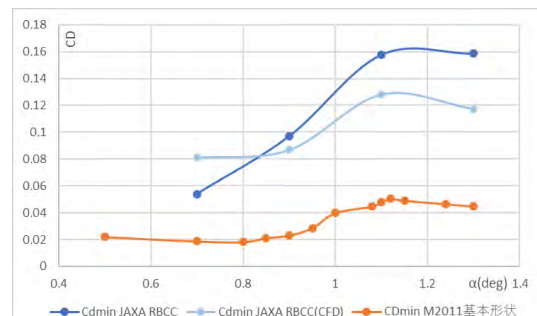


Fig.7. Comparison of C_{Dmin} of the JAXA RBCC space plane and Owashi (configuration M2011)

小型超音速実験機の機体構造インテグレーション方法の検討

- 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)
- 藤井 駿 (航空宇宙総合工学コース 博士前期1年)
- 藤田 智之 (航空宇宙システム工学コース 学部4年)

1. はじめに

小型超音速実験機の機体構造は、炭素繊維強化プラスチック (CFRP) をエンジンマウントなどの高温部を除いては構造要素として積極的に使用する設計とし、軽量かつ過酷な設計制限荷重に耐えられる高強度・高剛性機体構造の開発を目指している。また曲面に変形させることが可能なフレキシブルアルミハニカムコアと CFRP スキンによるサンドイッチ円筒を胴体一般部の基本構造要素とすることで、比強度・比剛性の向上だけでなく、製作性向上とコスト低減も狙っている。

小型超音速実験機の多様化する飛行フェーズにより搭載燃料の搭載量が変わり、それに応じて機体長も変化することが想定されたことから、昨年度までの概念設計および部分試作においては、機体長の変化に対応できるように胴体一般部にセグメント方式を採用していた。セグメント方式による胴体一般部は、図1に示すアクセスウィンドウ付き 300 mm 胴体と 700 mm 胴体で構成されていた。アクセスウィンドウ付き 300 mm 胴体は、図2のようにアクセスウィンドウ周辺や別のセグメントとつながる接続部において CFRP コア材による補強が必要となり、サンドイッチ構造による軽量化のメリットを得にくい構造となっていた。しかし、胴体一般部には推進系のタンク、バルブや配管などが複数個搭載され、また胴体を組み立てる際に内部へアクセスする必要があることから、胴体一般部にアクセスウィンドウを設置することは必須となる。また組立後の整備性

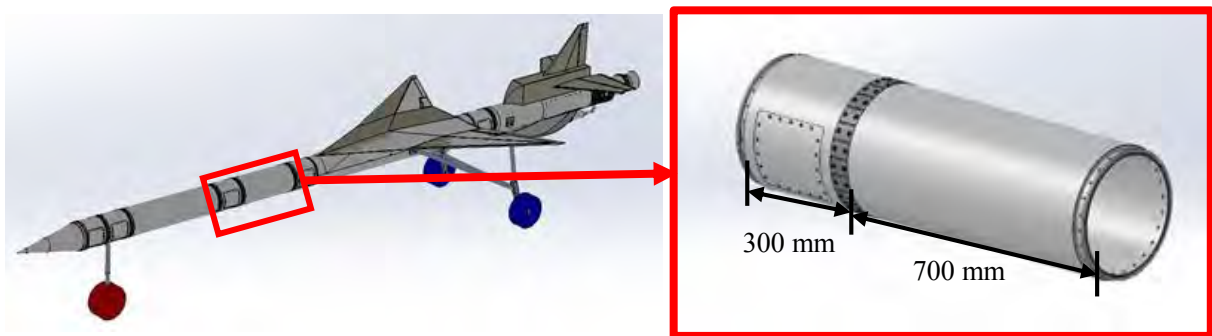
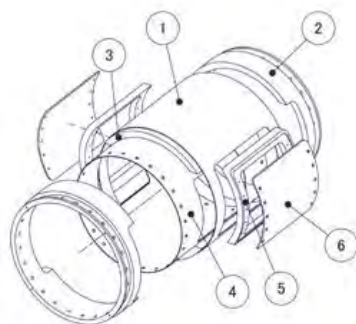


図1 セグメント方式による機体構造の概要と胴体一般部



- ① 外側スキン (CFRP)
- ② リングフレーム (CFRP)
- ③ フレキシブルハニカムコア (AL)
- ④ 内側スキン (CFRP)
- ⑤ 結合用ナットプレート (CFRP)
- ⑥ アクセスウィンドウ (CFRP)

図2 アクセスウィンドウ付き 300 mm 胴体の構成

の観点からも、アクセスウィンドウは必要となる。そこでタンクやバルブなどが設置される胴体一般部の組立性と整備性を損なわず、かつ構造重量を軽減するためのインテグレーション方法と新たな胴体一般部構造を検討した。

2. 搭載機器のユニット化による胴体一般部の一体化

胴体一般部構造に搭載されるタンク・バルブ・配管などの搭載・組立性、また機体構造全体としての組立性、さらに組立後の整備・分解性を損なうことなく軽量の機体構造を実現するために、搭載機器のユニット化による胴体一般部の一体化を考案した。

まず搭載機器のユニット化については、図3に示すタンク・バルブ・配管類などを支持・固定するためのフレーム構造とともに組立を行い、搭載機器全体を一つのユニットとして統合する。



図3 搭載機器のユニット化

次に搭載機器が一体化されたことにより、図1のようにセグメント化されていた胴体一般部についても一体化を行い、図4の赤枠で示すように胴体一般部構造の一体化も行った。一体化によりアクセスウィンドウ周辺や胴体接続部のCFRPコア材による補強が削減され、約35%の軽量化が行われた。



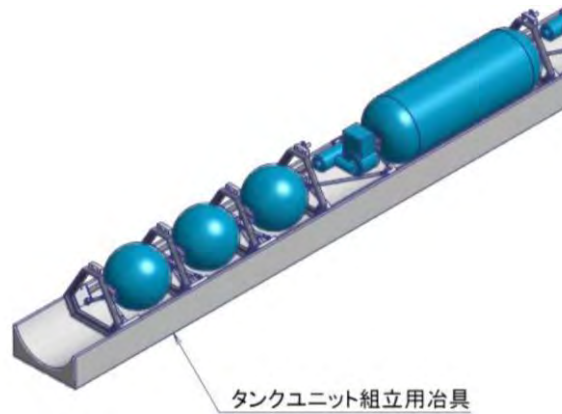
図4 胴体一般部の一体化

3. 搭載機器ユニットと一体化胴体一般部を用いた機体構造全体の組立プロセス

セグメント方式の場合には、部分的に組立完了している機体にセグメント胴体を取り付け、そこに搭載機器を順次搭載しながら機体全体を組み立てる方法を想定していた。しかし、搭載機器のユニット化と胴体一般部の一体化により、下記の手順で機体構造を組み立てることができるように組立手順を考案した。下記の手順では、主翼やテールボックスなどの機体上面に取り付ける構造を最後に組み立てるため、組立途中段階での内部へのアクセス性も確保されている。

① 搭載機器ユニットの組立

図5(a), (b) に示す組立用治具を用いて搭載機器と搭載機器フレームの組立を行い、搭載機器ユニット全体を組み立てる。



(a) 組立用治具を用いた搭載機器フレームと搭載機器の組立



(b) 搭載機器ユニットの組立完了状態

図5 搭載機器ユニットの組立

② 胴体一般部+翼胴一体中央部+後部胴体の組立と搭載機器ユニットの固定

図6(a) 赤枠の胴体一般部、青枠の翼胴一体中央部（主翼部分なし）、黄枠の後部胴体（テールボックスない）とエンジンマウント部を組み立て、そこに組立用治具を用いて①で組立てた搭載機器ユニットを挿入し、搭載機器フレームを胴体内部に固定する。また、この段階では主翼とテールボックスが取り付けられていないので、機体上面からのアクセス性が確保されている。そのため搭載機器ユニット固定後に必要な配管類とエンジンの接続、バッテリーなどの電気系統の配線などもこの段階で行う（図6(b)）。



(a) 搭載機器ユニットの挿入



(b) 搭載機器ユニット固定後

図6 部分的に組み立てた機体構造への搭載機器ユニットの固定

③ 機首コーン、主翼、前脚、主脚、テールボックスの組立

図6(b) に示した②の状態に機首コーン、主翼、前脚、主脚、テールボックスを取り付け、機体構造全体の組立を完了する。図7が組立完了状態である。

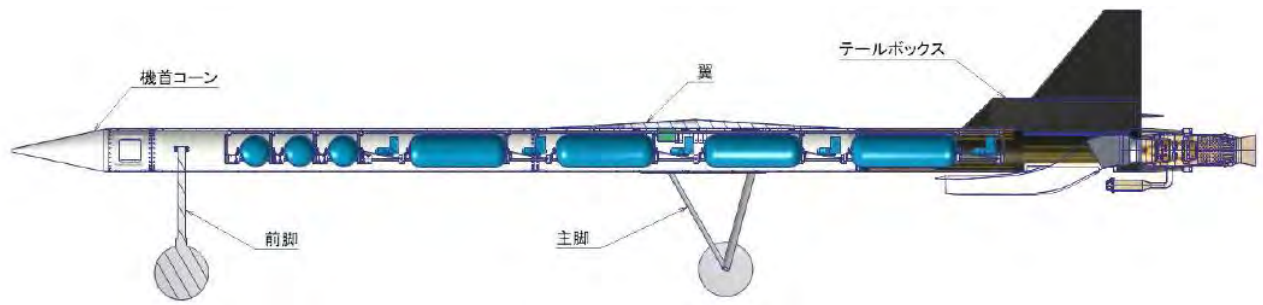


図7 機体構造の組立完了状態

4. まとめ

小型超音速実験機の多様化する飛行フェーズによる搭載機器寸法の変更，また搭載機器寸法の変更による機体長の変更にも対応でき，かつ組立性，搭載機器へのアクセス性，組立後の整備性や分解の容易性が確保される機体構造のインテグレーション方法を検討した．搭載機器フレームを用いて搭載機器をユニット化し，部分的に組み立てた機体構造に搭載・固定する方式を考案したことにより，これまでセグメント化されていた胴体一般部が一体化された．このことにより，アクセスウィンドウ周辺や胴体接続部の CFRP コア材による補強が削減され，約 35%の軽量化が達成された．

また組立手順を明確にすることで，組立の容易性，搭載機器固定時のアクセス性，組立後の整備性や分解の容易性も明確になり，詳細設計を行う上での重要な知見を得た．

小型超音速実験機の衝撃吸収脚の着陸ダイナミクスシミュレーション

○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)

中尾 拓治 (航空宇宙総合工学コース 博士前期1年)

田宮 駿 (航空宇宙システム工学コース 学部4年)

1. はじめに

超音速飛行を目指す小型超音速実験機の開発は、計画当初は超音速飛行の実現に特化して脚を有しない設計で始まったが、その後、繰り返し離着陸試験と亜音速飛行試験に供するための脚を取り付ける設計に変更された。超音速飛行機は一般に主翼面積を大きく取らないので、十分な高揚力装置を装備しない場合は着陸進入において不安定になりやすく、また着陸進入速度を大きく取る傾向があるため、亜音速飛行機に比べ脚構造に大きな衝撃荷重が作用することとなる。着陸脚構造の設計にあたっては、衝撃荷重を緩和するとともに、強度上も着陸インターフェース条件範囲における様々な姿勢や速度などの条件の組み合わせにおける着陸ダイナミクスシミュレーションにより設計荷重条件を設定する必要がある。本稿では、機体設計進捗によりこれまで想定されていた機体諸元が見直されたことにとともに、着陸ダイナミクスシミュレーションを更新し、それに基づいた主脚構造の開発進捗をまとめる。

2. 小型超音速実験機の機体諸元変更と衝撃吸収脚設計条件

見直された機体諸元は、全長約 8.48 m, 全幅約 2.4 m, 胴体外径 0.3 m (一般部), 離陸重量約 350 kg, 主翼面積約 2.15 m² である。着陸時は燃料を消費しているはずであるが、離陸直後の緊急着陸においても脚が機能する必要性を考慮し、ここでは離陸重量と同重量を用いてダイナミクスをシミュレーションすることにした。

脚の設計条件としては、着陸進入速度 180 km/h, 進入角約 3°, 機体姿勢角 18° という厳しい条件でも確実な着陸を実現する衝撃吸収脚が要求される。満たすべき設計条件は、

- ・機体が着陸時に安定した挙動を示すこと (特に、バウンドしないこと)
- ・着陸時の衝撃加速度が 6 G 以内に留まること
- ・脚伸縮ストロークを 15 cm 以内に抑えること

であり、これまでと変更はない。主脚構造は、2015 年度の検討成果を受けて「姿勢角に合わせて傾けたトラス型主脚構造案」を採用した (図 1)。前脚構造は脚柱 1 本の構造とした (図 2)。以下では着陸衝撃吸収に支配的な機能を果たす主脚構造を主として述べる。

3. 着陸ダイナミクス解析手法と機体モデル

脚をモデル化し、MATLAB Simulink, SimMechanics を用いてダイナミクスシミュレーションを行った。脚形状、部材構成、部材断面積、バネ定数、減衰係数は 2015 年度の検討成果を用いた。脚モデルの単純化のために脚ストラットは剛体棒とし、骨組構造の結合部は必要に応じて滑節と剛節を使い分けた。バネとタイヤとに弾性を持たせた。ダンパに減衰係数設定した。これらを機体諸元とともに表 1 に示す。想定される着陸条件の鉛直速度を実現できる高さからの自由落下解

析（表1において水平速度を0に設定）と、鉛直速度と水平速度とを持つ進入時の解析を行った。機体構造は剛体円柱と仮定し、表1の機体の慣性性能率は搭載機器等の想定される重量配分により定めた。

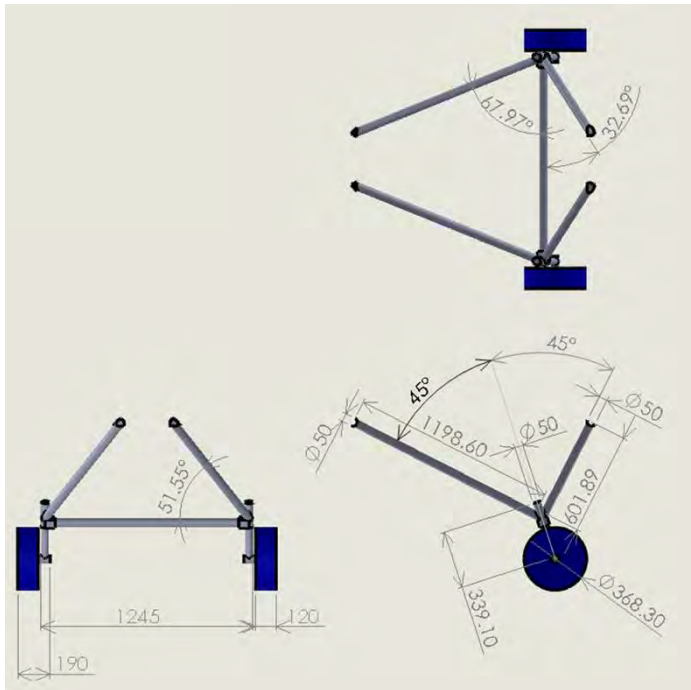


図1 主脚の構造

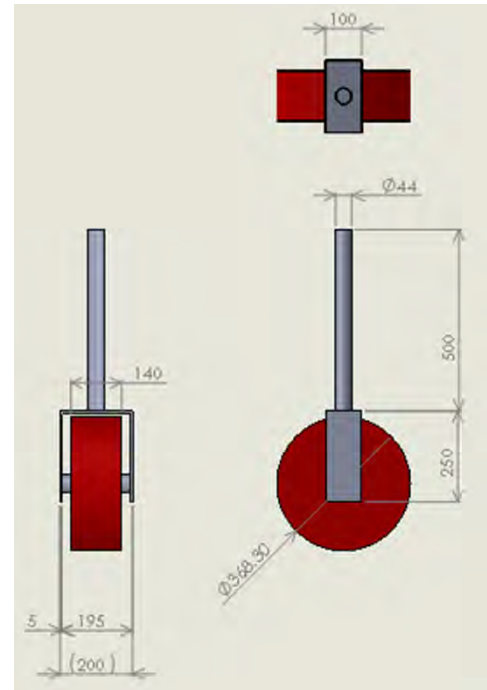


図2 前脚の構造

表1 鉛直落下解析時の機体諸元と解析条件

質量	機体	350 [kg]	
	前タイヤ	10 [kg]	
	後タイヤ	20 [kg]	
	全体	380 [kg]	
機体慣性モーメント	I_{xx} 13.18[$kg \cdot m^2$]	I_{xy} 0.25[$kg \cdot m^2$]	I_{xz} -1.88[$kg \cdot m^2$]
	I_{xy} 0.25[$kg \cdot m^2$]	I_{yy} 1120.15[$kg \cdot m^2$]	I_{yz} -0.03[$kg \cdot m^2$]
	I_{zx} 1.88[$kg \cdot m^2$]	I_{zy} -0.03[$kg \cdot m^2$]	I_{zz} 1123.55[$kg \cdot m^2$]
機体重心位置	機体先端から	5.17[m]	
機体全長		8.48 [m]	
初期姿勢	ピッチ角	18[deg]	
	ロール角	0[deg]	
	重心高さ	1.5 [m]	
	水平速度	50.3[m/s]	
前脚	弾性係数 k_{f1}	22000 [N/m]	
	減衰係数 c_{f1}	1500 [Ns/m]	
主脚	弾性係数 k_{r1}	50000 [N/m]	
	減衰係数 c_{r1}	2000 [Ns/m]	
前タイヤ	弾性係数 k_{f2}	4589886 [N/m]	
後タイヤ	弾性係数 k_{r2}	9179772 [N/m]	

解析例として、鉛直落下時の機体重心上下方向位置の履歴、機体重心上下方向加速度の履歴、機体重心前後方向加速度の履歴をそれぞれ図3、4、5に示す。

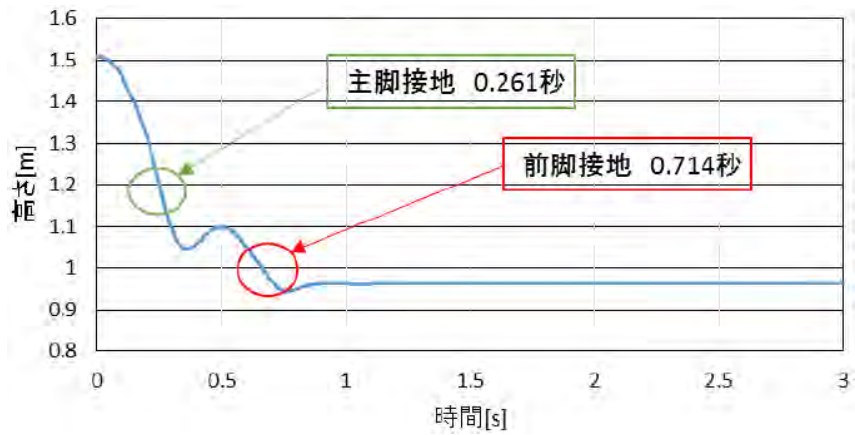


図3 鉛直落下時の機体重心上下方向位置

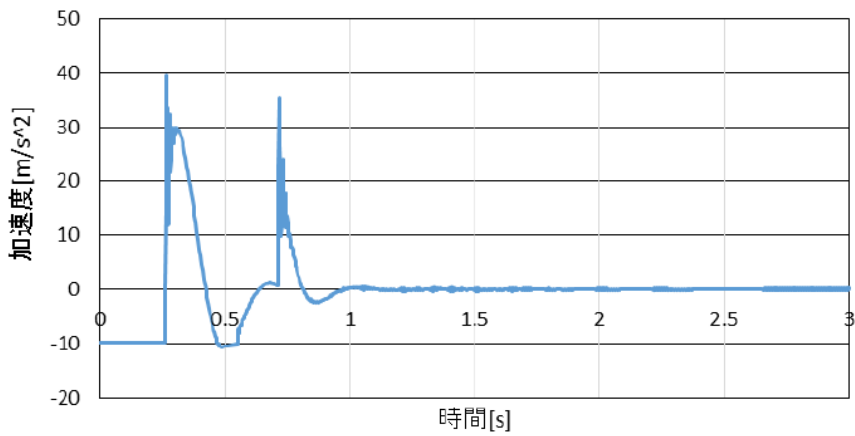


図4 鉛直落下時の機体重心上下方向加速度

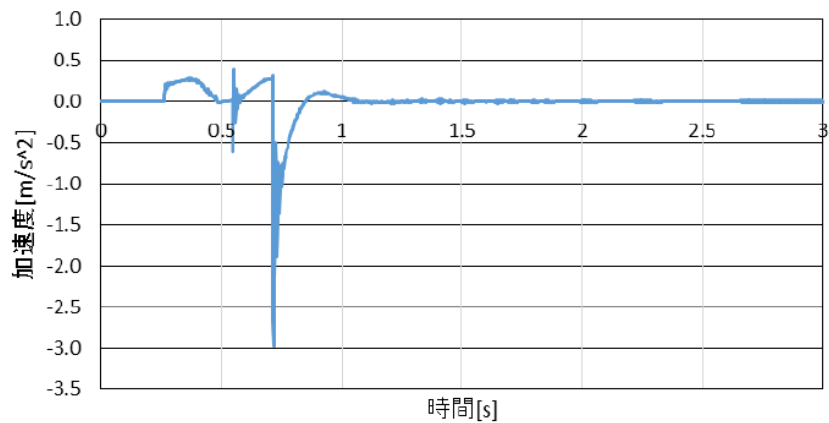


図5 鉛直落下時の機体重心前後方向加速度

表1の条件での解析によれば、鉛直落下時および水平速度を含む場合ともに設計条件の3つを満たす結果となり、強度上も問題はなかった。しかし、接地後に微小なロール運動が発生しており、接地時の反力のズレなどが確認された。このことを踏まえ、接地時にロール角を含む場合に初期ロール角が機体運動や脚構造に及ぼす影響を解析することとした。

4. 初期ロール角を有する場合の着陸ダイナミクス

右タイヤが先に接地する方向に初期ロール角を設定した。初期ロール角変化に対する機体運動履歴中の機体重心の上下方向加速度の最大値、部材力の最大値、各脚反力の最大値をそれぞれ図6, 7, 8に示す。

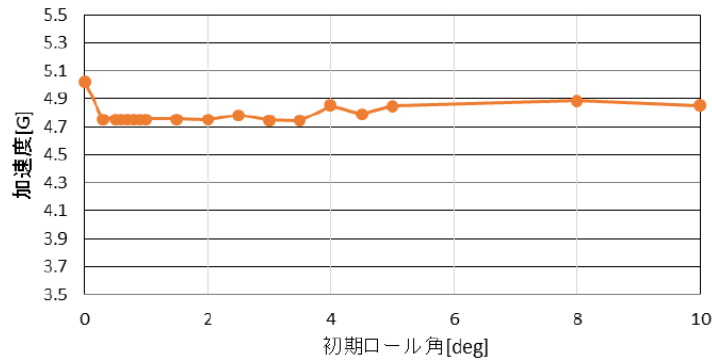


図6 上下方向最大加速度

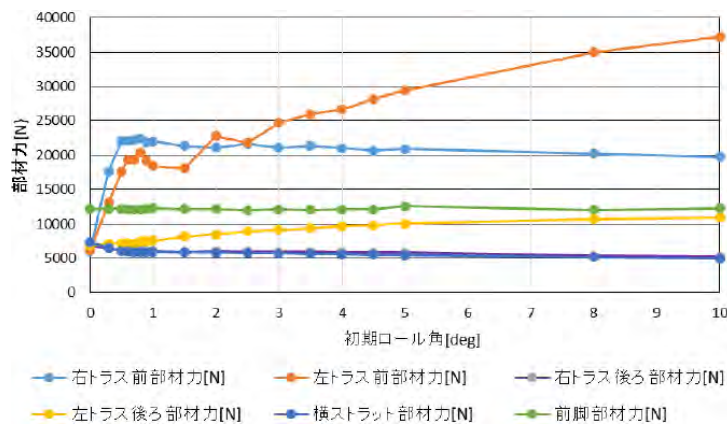


図7 最大部材力

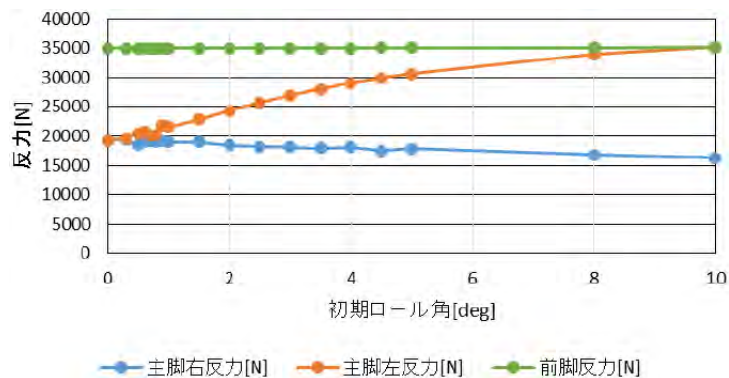


図8 最大反力

初期ロール角 0~0.5°にかけて主脚前ストラットの部材力が大きく上がる。特に右主脚前ストラットの部材力が敏感に変化し、これは右主脚前ストラットが先に地面に接地するため、その負荷が大きいと考えられる。このことから、主脚の部材力は初期ロール角に比例して大きくなるので

はなく、初期ロール角が 0° であるか否かによって大きく変わることがわかった。同様に加速度も初期ロール角が 0° であるか否かによって大きく変わる。

5. 初期ピッチ角が変化した場合の着陸ダイナミクス

以上では、初期ピッチ角を 18° として解析してきたが、航法誘導制御系により接地時のピッチ角を必ずしも 18° に固定できるわけではない。接地時のピッチ角を変化させた場合にも機体運動や脚構造に及ぼす影響が大きいと考えられる。ここでは初期ロール角を 0° に設定し、機体運動履歴中の機体重心の上下方向加速度の最大値、前後方向加速度の最大値、各脚部材力の最大値、各脚の最大ストロークをそれぞれ図9、10、11、12に示す。

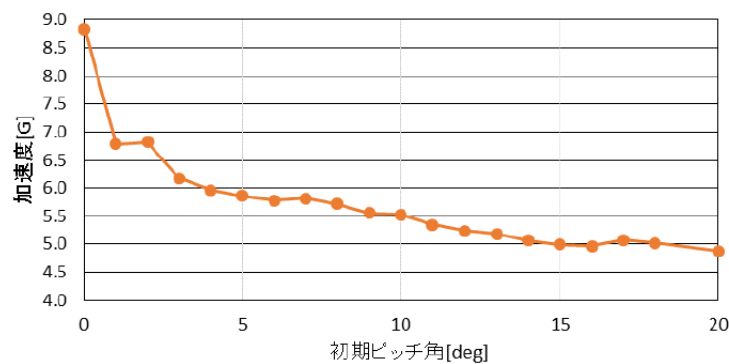


図9 機体重心の上下方向最大加速度

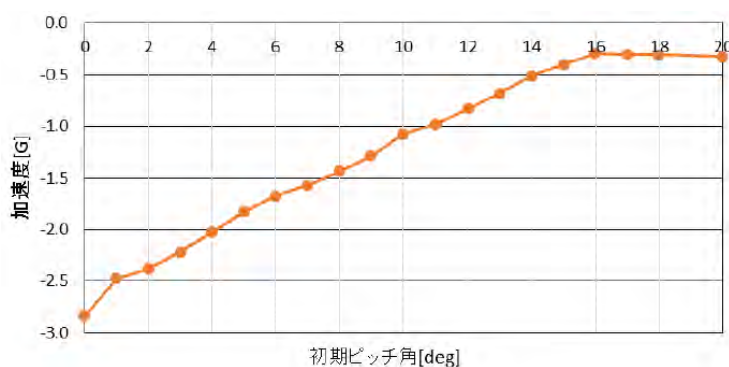


図10 機体重心の前後方向最大加速度

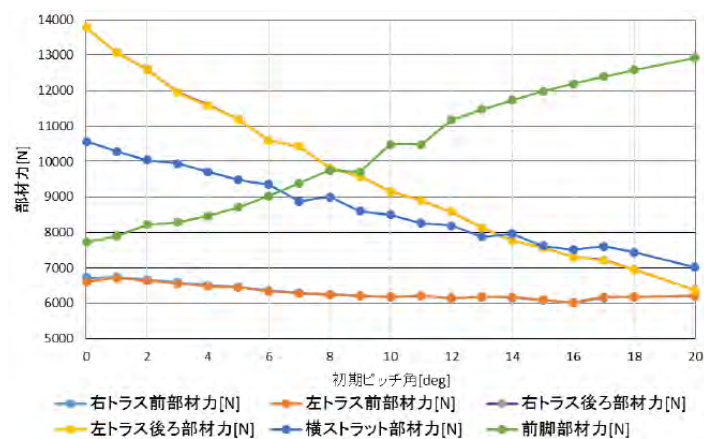


図11 最大部材力

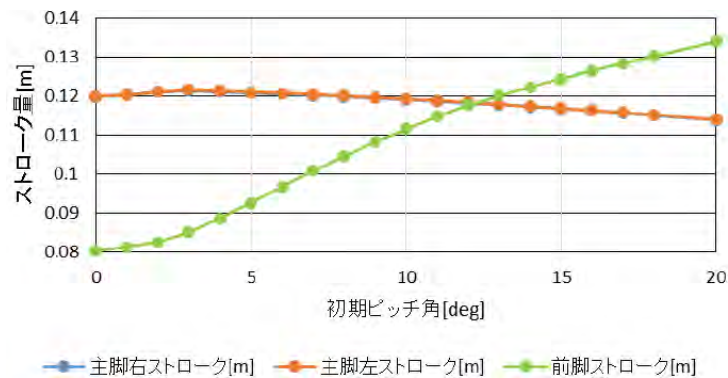


図 1 2 最大ストローク

機体の上下方向加速度と前後方向加速度は、初期ピッチ角が 0°に減少するにつれて大きくなる。また上下方向加速度は、0~4°にかけて設計条件の 6G を超える。この理由は、主脚の緩衝装置を姿勢角 18°に合わせて傾けて取り付けられているためである。ピッチ角が小さいときは、緩衝装置が緩衝装置の軸方向ではなく斜め下方向に縮むため、機体重心の前後方向加速度がマイナス（前方）に発生する。また、機体重心の上下方向加速度がピッチ角の減少につれて大きくなる理由は、前脚の接地するタイミングが原因と考えられる。ピッチ角が増加することで主脚の緩衝装置が衝撃を吸収し加速度が小さくなると考えられる。現在の脚構造では、ピッチ角変化において強度上の問題がないこともわかった。ピッチ角 5~20°において着陸する場合は着陸条件の 6G を満たしていることが確認された。

6. まとめ

小型超音速飛行実験機の更新された慣性諸元に呼応した着陸ダイナミクス解析結果をもとに、脚構造の初期設計が着陸インターフェース条件を満たす構造案を提案した。想定を大きく外れる極端な接地姿勢でない限り、着陸時の衝撃加速度が 6G 以内、脚伸縮ストロークが 15 cm 以内を満たし、強度上も問題ない部材寸法を設定することができた。

残された課題としては、左右のタイヤが同時には接地しないようなロール角を有する場合、かつピッチ角もノミナル条件の 18°から変化した、ロール角とピッチ角が複合的に変化した場合の着陸挙動解析が必要である。また、接地時にタイヤが急回転することで角運動量に変化する場合の解析、さらには所定の滑走距離で静止できるようブレーキ性能を含む解析が今後必要である。また、これらの結果を反映させた部品選定を進める予定である。

単結晶形状記憶合金を適用したエンジンマウント振動減衰器の提案と基礎特性取得

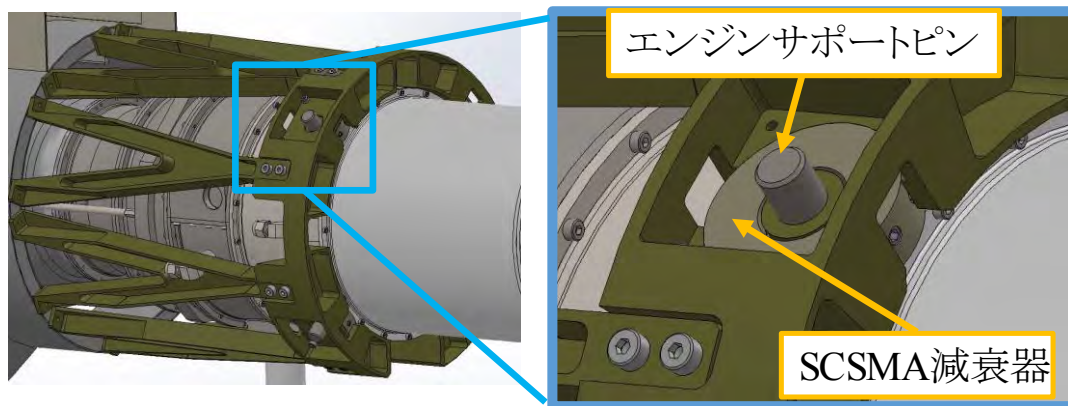
○勝又 暢久 (航空宇宙システム工学ユニット 助教)
樋口 健 (航空宇宙システム工学ユニット 教授)
佐藤 伸平 (航空宇宙総合工学コース 研究生)
小野 寛王 (航空宇宙システム工学コース 学部4年)

1. はじめに

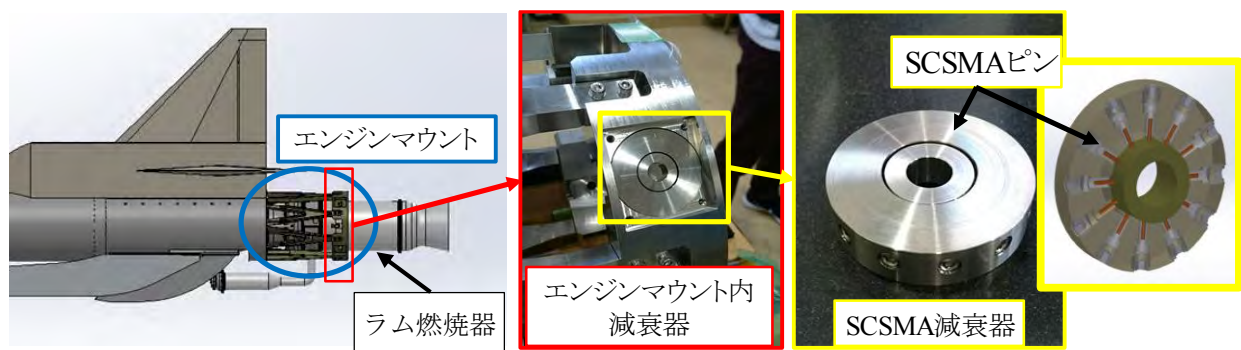
小型超音速実験機は、革新的基盤技術の1つである GG-ATR エンジンによる飛行を計画しているが、エンジン振動が機体構造へ伝達することを軽減する必要がある。また、エンジン燃焼器外表面は約 1000°C と高温になることが予想されることから、油圧や空気圧を用いた一般的な減衰器を適用することが困難である。そこで、高温となるエンジンマウント部でも使用可能な単結晶形状記憶合金 (Single Cristal Shape Memory Alloy, SCSMA) を適用した全金属製の振動減衰器を提案し、設計したエンジンマウント振動減衰器 (以降、SCSMA 減衰器と呼ぶ) の基礎特性を取得した。

2. SCSMA 減衰器の構造と振動減衰の原理

全金属性の振動減衰器として設計された SCSMA 減衰器の概要を図1に示す。エンジンラストピンと結合する円板内 (図1(a) 青枠) に、SCSMA 減衰器が取り付けられている。減衰器内には 24 本の SCSMA ピンが放射状に配置されており (図1(b) 黄枠)、エンジンからの加振によって SCSMA ピンに縦ひずみが生じる。



(a) エンジンサポートピンと SCSMA 減衰器の関係



(b) エンジンマウント部・SCSMA 減衰器の実物と SCSMA の配置

図1 単結晶形状記憶合金（SCSMA）を適用したエンジンマウント振動減衰器の概要

SCSMA ピンに生じた縦ひずみは、SCSMA の超弾性特性により、図2に示す狭い応力負荷範囲に対して広いヒステリシスループでひずみが増加する。そのため、エンジン加振によって SCSMA ピンに生じる縦ひずみの負荷と除荷が繰り返され、ヒステリシスループが循環する。ヒステリシスループで囲まれた面積が減衰性能に対応し、振動によるヒステリシスループが繰り返されることによって振動減衰が行われる。

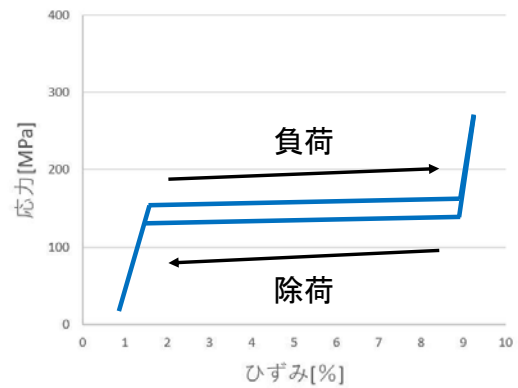
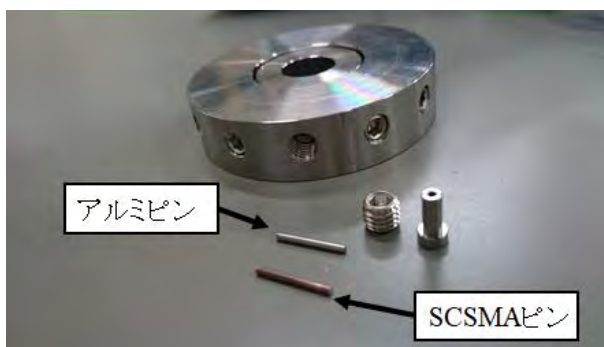


図2 SCSMA の応力-ひずみヒステリシスループの一例

3. 打撃試験による基礎特性の計測

SCSMA 減衰器の基礎特性を計測するため、減衰性能を打撃試験により測定した。SCSMA ピンと剛性が近いアルミピンを用いることで、減衰性能を比較した。図3(a)に試験で用いたアルミピンと SCSMA ピンを示す。

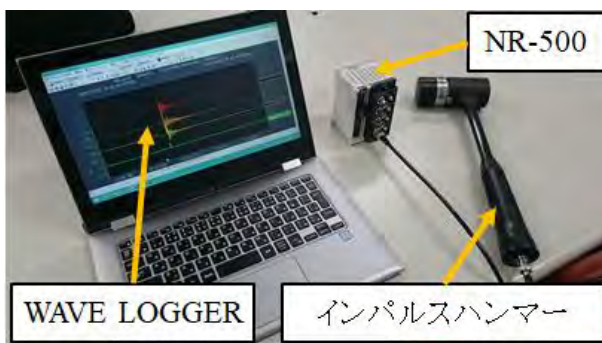
計測系は、図3(b),(c)に示す装置を用いた。打撃による加振入力をするためにインパルスハンマーを用い、エンジンマウントと SCSMA 減衰器を含む供試体に加速度センサを3つ搭載して過渡応答を計測した。実際のエンジンに取り付けられるサポートピンと同様のサポートピンが取り付けられた支持用治具を製作し、図3(b)のように支持用治具を紐で吊り下げて固定した。図3(d)に示す支持用治具の底面を下から打撃することで加振した。



(a) 減衰器に装着するアルミピンと SCSMA ピン



(b) 加速度計の配置



(c) 計測装置の概要



(d) 打撃点

図3 打撃試験の試験装置と概要

アルミピンと SCSMA ピンを用いた場合の周波数応答曲線から、アルミピンと SCSMA ピンで保持されている場合の一次固有振動数を取得した。それぞれの一次固有振動数は約 1300 Hz となり、アルミピンと SCSMA ピンの剛性に差がないことが確認された。

次にインパルスハンマーの入力加速度と加速度センサに得られた出力加速度を用いて振幅応答倍率を取得した。アルミピンの場合の振幅応答倍率の最大値が 23.6 dB であるのに対し、SCSMA ピンの場合には 10.2 dB と計測された。以上の結果より、本打撃試験においては SCSMA ピンの方がアルミピンに比べて約 4.7 倍の振動減衰効果があることが計測された。

4. 周波数スイープ正弦波加振試験による基礎特性の計測

3の打撃試験に加えて周波数スイープによる正弦波加振試験を行い、SCSMA 減衰器の基礎特性を計測した。3の打撃試験と同様に、アルミピンと SCSMA ピンを用いて計測結果を比較した。加振器ヘッドと支持用治具を固定し、支持用治具側に入力加速度を計測するための加速度センサを1つ搭載した(図4(b) CH4)。出力加速度は、エンジンマウント部に加速度センサを3つ搭載して計測した(図4(b) CH1~3)。周波数は200~1500 Hz 間を片道6分間かけてリニアスイープさせ、アップサンプリングとダウンサンプリングの両方を計測した。



(a) 計測装置と加振器

(b) 加速度センサの配置

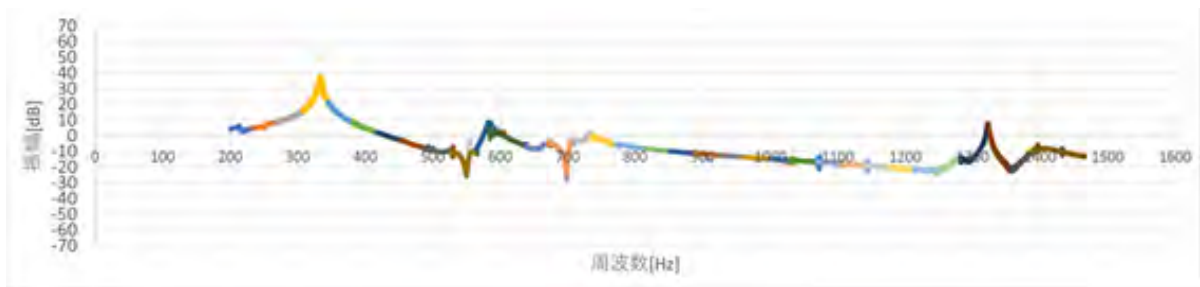
図4 周波数スイープ正弦波加振試験の概要

図5、6に加速度振幅の周波数応答曲線の一例を示す。それぞれ約200~1500 Hzのアップスイープの場合で、加振器入力レベル1の微小振幅に対する応答を図5に、加振器入力レベル3の振幅に対する応答を図6に示す。加振器の性能上、振幅や加速度を一定に保った状態での周波数スイープが行えなかったため、今回は加振器の入力調整つまみのレベルで比較している。

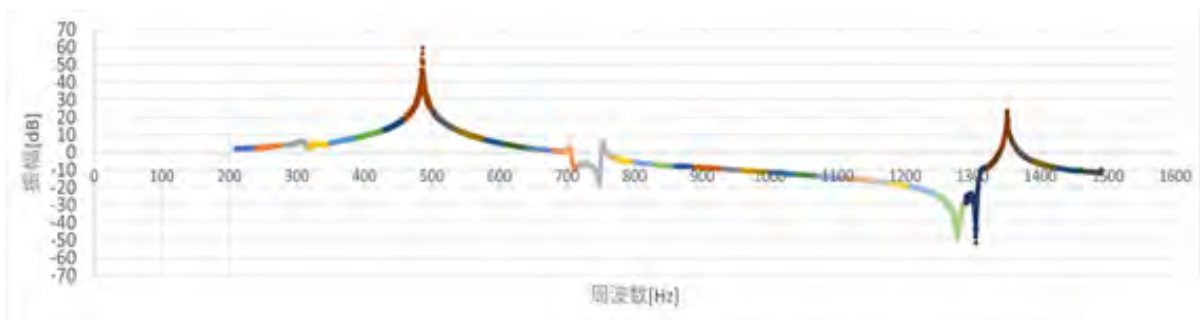
図5の結果から、加振レベル1の微小振幅の場合には、一次固有振動数におけるSCSMAの応答倍率がアルミピンより高くなる結果となった。また打撃試験ではアルミピンとSCSMAピンで一次固有振動数は一致したが、正弦波加振試験においてはSCSMAピンの方がアルミピンに比べて固有振動数は約1.5倍高くなった。図6の結果から、加振レベル3の場合には、アルミピンでは微小振幅時に得られた一次のピークもなくなり、全体として振動が減衰される結果となった。一方SCSMAピンでは、加振レベル1の場合に比べると一次のピークに対して応答倍率が約25 dB減少したが、アルミピンに比べると減衰性能が劣る結果となった。また、エンジンの定格回転数である56,000 rpm (933 Hz) 付近においては、どの場合においても減衰していない結果となった。

加振レベル1の場合には、微小振幅のためにSCSMAのヒステリシスループが機能しなかったことが考えられる。また、実験終了後にSCSMAピンを観察した結果、曲げによる塑性変形が生

じていた。このことから、本加振試験においては SCSMA に縦ひずみが生じず、想定していた減衰性能を得られなかったと考えられる。

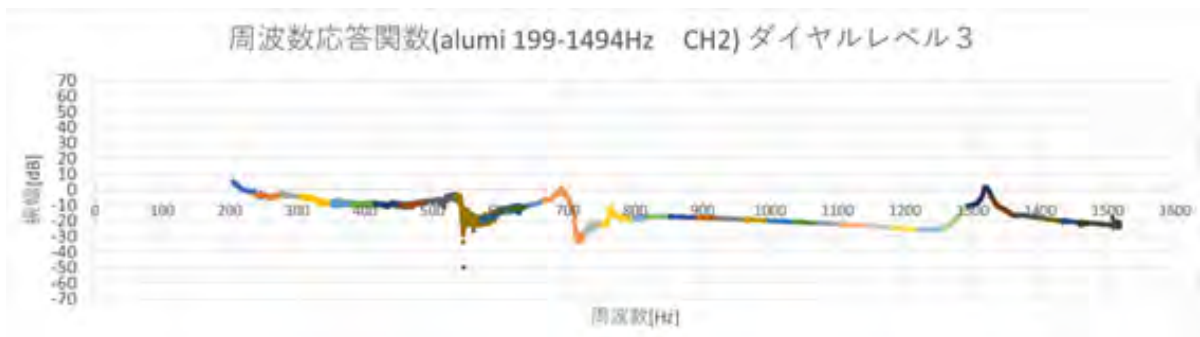


(a) アルミピンの周波数応答曲線 (CH 1)

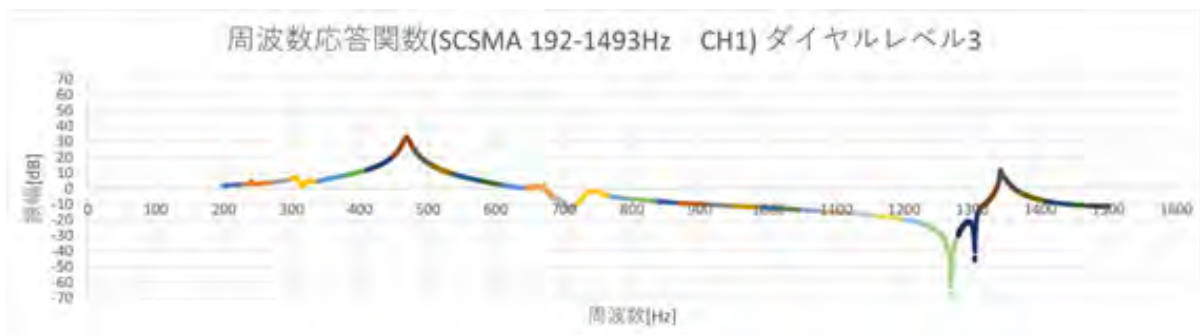


(b) SCSMA ピンの周波数応答曲線 (CH 1)

図5 加振レベル1の場合のアルミピンとSCSMAピンの周波数応答曲線



(a) アルミピンの周波数応答曲線 (CH 1)



(b) SCSMA ピンの周波数応答曲線 (CH 1)

図6 加振レベル3の場合のアルミピンとSCSMAピンの周波数応答曲線

5. まとめ

エンジン燃焼器付近の高温環境でも利用できるエンジンマウント振動減衰として、単結晶形状記憶合金 (SCSMA) の応力-ひずみヒステリシスを用いた全金属製の振動減衰器を提案し、試作した SCSMA 減衰器の基礎特性を打撃試験と周波数スイープ正弦波加振試験により計測した。

打撃試験の結果から、比較のためにアルミピンを用いた減衰器に比べて SCSMA ピンを用いた減衰器の場合には約 4.7 倍の減衰性能があることが確認された。しかし、周波数スイープ正弦波加振試験においては、SCSMA に圧縮変形ではなく曲げ変形が生じ、ヒステリシスループが循環しなかったと考えられることから、想定した減衰性能を得ることができなかった。

SCSMA ピンに曲げ変形が生じないためのピン支持・固定方法の検討とそれを踏まえた減衰器の再設計、また SCSMA 減衰器の振幅依存性の確認などが今後の課題である。

小型無人超音速機向け離陸制御系の実証実験

上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

○高橋 康平(航空宇宙総合工学コース 博士前期2年)

1. 研究背景と目的

本学の航空宇宙機システム研究センターでは大気中を高速・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。本機は滑走路から離着陸する必要があるが自律的な滑走離陸の手法は有人機、無人機ともに確立されていない。本研究では滑走離陸のための制御手法を提案し、シミュレーションおよびラジコン機での実験により性能を確認し、小型無人機の安定した滑走離陸技術の確立を目指す。離陸の手順は有人機では詳細に検討されており安定した離陸が可能となっているので、本研究ではこれを参考にした離陸プロファイルを定義し、無人航空機の滑走離陸技術を確立する。

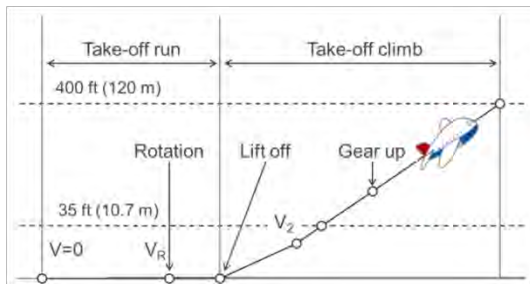


図1 小型無人機の離陸プロファイル

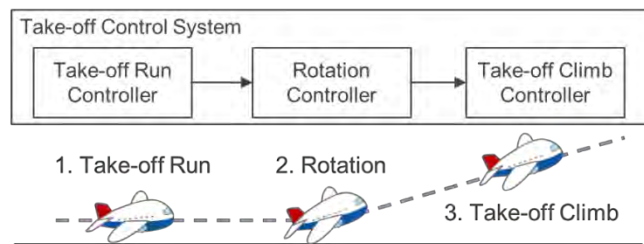


図2 離陸のフェーズと制御系

2. 問題の所存

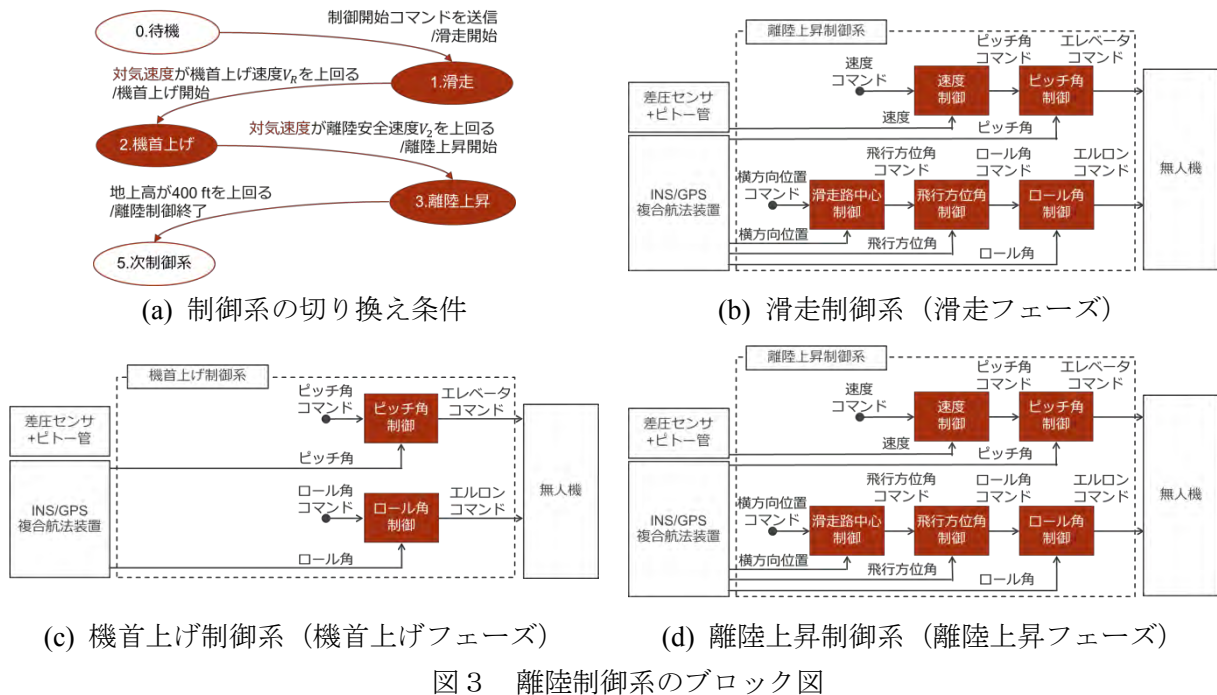
滑走路からの自律的な離陸技術については有人機では安全面の問題から実現されておらず、無人機では極一部の機体で実施されているものの、その詳細は明らかではない。このため、目標制御性能やその設計指針は不明確である。また、離陸中の機体は短時間で静止状態から飛行状態に移行する。機体ダイナミクスは、機体速度や接地状態に応じて変化するので、制御系はこれに対応する必要がある。さらに離陸上昇中は低速度・低高度のため失速しやすく墜落につながり易い。

3. 離陸制御系

離陸制御系は離陸を3つのフェーズに分け、各フェーズに制御系を構築しこれを順次切り替えることで離陸を実現して行く[1]。図2に離陸フェーズと制御系の関係を示す。まず静止状態から機首上げ速度に達するまでの滑走フェーズ。機首上げ操作を行い機体が浮上するまでの機首上げフェーズ。最後に高度・上昇率を確保する離陸上昇フェーズである。図3に制御系のブロック図を示す。制御系は対気速度が機首上げ速度、離陸安全速度に達したタイミングで瞬時に切り替えられる。滑走制御系はラダーとステアリングにより滑走路中心線を滑走する制御系[2]である。機首上げ制御系は機首上げ姿勢を維持する制御系である。離陸上昇制御系は対気速度を維持し滑走路中心線を飛行する制御系である。離陸中はスロットルが最大推力で固定されているので速

度制御はピッチ角により行う。滑走路中心線上の維持は滑走路中心線からの偏差から目標飛行方位角を決定し、機体のバンクによって飛行方位角を目標値と一致させることで実現する[3]。

各フェーズの制御則は簡便かつ実績豊富な PID 制御[4]を採用している。基本は PD 制御としピッチ角制御系は PID 制御，速度制御系は PI 制御とした。また，ステアリングによる機首方位角制御ではダイナミクス変動に対応するためゲインスケジュールを行う。



4. 実証実験

提案する制御系構成法の妥当性と制御性能を確認するため実験用ラジコン機を用いた実証実験を行った。小型の機体から始め段階的に小型無人超音速機に近づくことで実験を安全に進める。

4-1. 実験機器構成

図4に実験機器の構成を示す。実験には京商 カルマートα40に誘導制御回路およびINS/GPS複合航法装置，ピトー管等を搭載した実験用ラジコン機を使用する。本機は翼幅1.6m，重量3kgfで3舵面と電動プロペラを有する。脚配置は小型無人超音速機と同様であり，アクチュエータをラダーと兼用しているがステアリング機構を持つ。テレメトリは地上のノートPCで記録する。

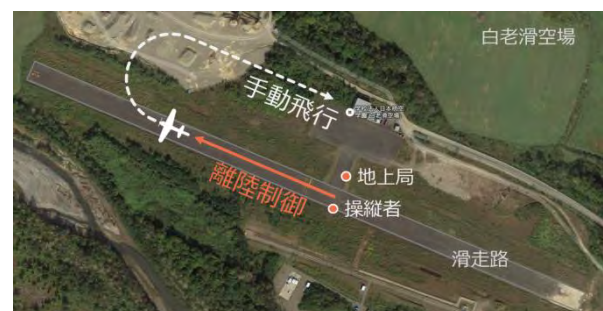
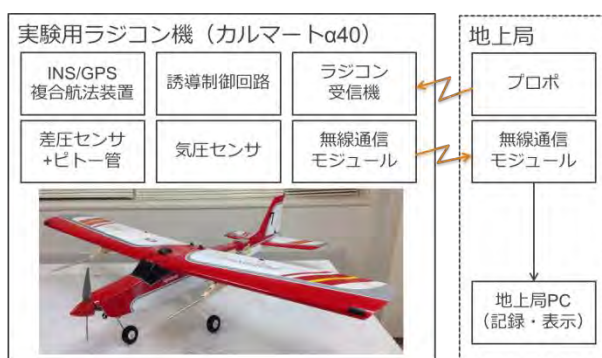


図5に実験時の飛行パスを示す。実験は北海道白老郡白老町にある白老滑空場の全長 800 m・幅 30 m の滑走路にて実施する。制御が開始されると機体は自律的に離陸し、浮上後は滑走路中心線上を維持したまま上昇を続ける。目標高度到達後は手動操縦に切り替え着陸し実験を終了する。

4-2. 目標性能

離陸制御系に必要な性能は明らかになっていないことから本実験の段階では暫定目標性能を設定しシミュレーションおよび実験により実現可能であることを検証する。

離陸の成否は高度・対気速度・滑走路中心線からの偏差により判断する。高度については定義した離陸プロファイルが終了する高度 400 ft (120 m)まで到達する必要がある。対気速度については所定の速度より遅い場合は失速の可能性がある、速い場合は推力余裕の低下から上昇率の低下を招くので、偏差なく目標値に追従する必要がある。滑走路中心線からの偏差については、滑走路中心線の延長線上は障害物がなく安全な上昇が可能なので、滑走路幅以内に収めることとした。対気速度の目標値は手動操縦による離陸の際の大気速度を参考にして設定している。滑走路中心線からの偏差の目標値については滑走路幅が 30 m なので±15 m 以内とする。

各制御則の制御パラメータは位相余裕を基本として設定する。制御系設計の目標値はゲイン余裕 20 dB 以上、位相余裕 60 deg.以上とする。この値は通常のサーボシステムの安定余裕範囲内で高めになるよう設定している。

4-3. 制御系のゲイン設計

制御対象である実験用ラジコン機の機体諸元・空力微係数は着陸制御系設計に用いられたものを使用する[5]。降着装置に関する寸法は実機を測定して求めた。静止推力、最低飛行速度、揚力係数、寄生抗力係数は過去の飛行実験の結果から求めている。

設計した各制御則のゲインを表1に示す。制御則のゲインは安定余裕とステップ応答を確認しながらの試行錯誤により決定している。ただし、滑走時のラダーとステアリングの切り換えについては、滑走時間が短く切り替え時間が確保できないことから実施しないこととした。

設計した制御則の安定余裕は速度制御を除いてゲイン余裕、位相余裕が目標性能を満たしている。速度制御については整定時間が 20 s 以上と離陸上昇フェーズ中に整定しなかったため両安定余裕を削り応答性を上げた。

表1 実験用ラジコン機向けに設計した各制御則のゲイン

制御則	比例ゲイン	積分ゲイン	微分ゲイン
ピッチ角制御	0.83	1.00	0.01
ラダーによる機首方位角制御	-	-	-
ステアによる機首方位角制御	0.003	-	0.30
滑走路中心制御	0.20/57.30	-	0.50
ロール角制御	0.65	-	0.10
速度制御	1.00	0.30	-
飛行方位角制御	1.00	-	0.50
滑走路中心制御	2.00/57.30	-	3.00

※機首・飛行方位角コマンドの単位は rad

数値シミュレーションにより、滑走フェーズと離陸上昇フェーズでは各制御則が概ねコマンドに追従でき、離陸上昇時は横方向位置制御により滑走路中心線を維持できることを確認した。加速と上昇は安定しており、急な姿勢変化もなく対気速度一定を維持できていたことから構築した離陸制御系による離陸は可能だと判断し、実証実験を行った。

4-4. 実験結果

実証実験では離陸制御を2度実施した。どちらも離陸制御中の機体挙動は安定していたが、浮上から数秒後に右緩ロールし滑走路の右側に逸れ、すぐに左緩ロールし滑走路中心線付近まで戻るといった挙動を見せた。

図6に飛行軌跡を、図7に1度目の実験結果を示す。飛行軌跡中の赤線部が制御されている区間を表すが、一時的に滑走路中心線からずれてしまったことが確認できる。ずれている区間は離陸上昇フェーズの飛行方位角制御が行われている区間であり、滑走フェーズは問題なく滑走路を維持できている。ロール角・ピッチ角制御はコマンドに対し0.4 s程度の遅れがあるが、精度よく追従できている。速度制御は離陸上昇フェーズ移行後6 s程度で整定し、以降は±2 m/sの精度を維持している。気圧高度も速度整定後は一定の上昇率で増加しており安定している。今回は機体姿勢の認識が困難になる前に制御を終了しているため、目標高度に到達できなかった。滑走路中心線からの偏差については最大44.2 mとなっており、幅30 mの滑走路から大きく逸れてしまっている。

本実験で滑走路中心から大きく逸れた原因は、INS/GPS複合慣性航法装置の補正アルゴリズムにあると考える。本装置は静止状態から移動を開始した場合、装置の出力が補正により正確な情報となるには時間がかかる。機首方位角には30 sほどの遅れがある。

5. まとめ

実験用ラジコン機による実証実験を行い、離陸制御系の構成法の妥当性と制御性能を小スケールの機体ではあるが実機にて確認した。

高度は安定して上昇し、手動による着陸を実施する関係から制御を終了したが、高度120 mに到達できる見込みを得た。対気速度は目標速度に偏差なく追従できている。滑走路中心線の維持については、滑走フェーズは問題なかったが離陸上昇フェーズで右に44.2 mずれ、目標性能である滑走路中心線に対する横方向位置±15 m以内を維持できなかった。離陸達成の判定基準は満たすことができなかったが、その原因は制御系ではなく安定して飛行していたので、小型無人機向けの完全自律離陸を達成したと判断する。

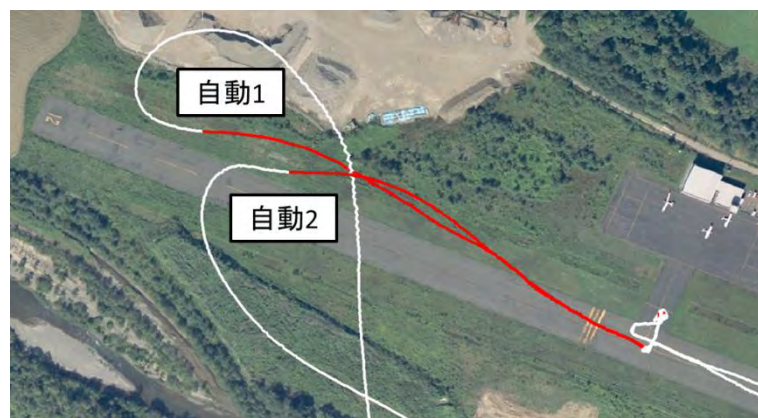


図6 実証実験時の飛行軌跡

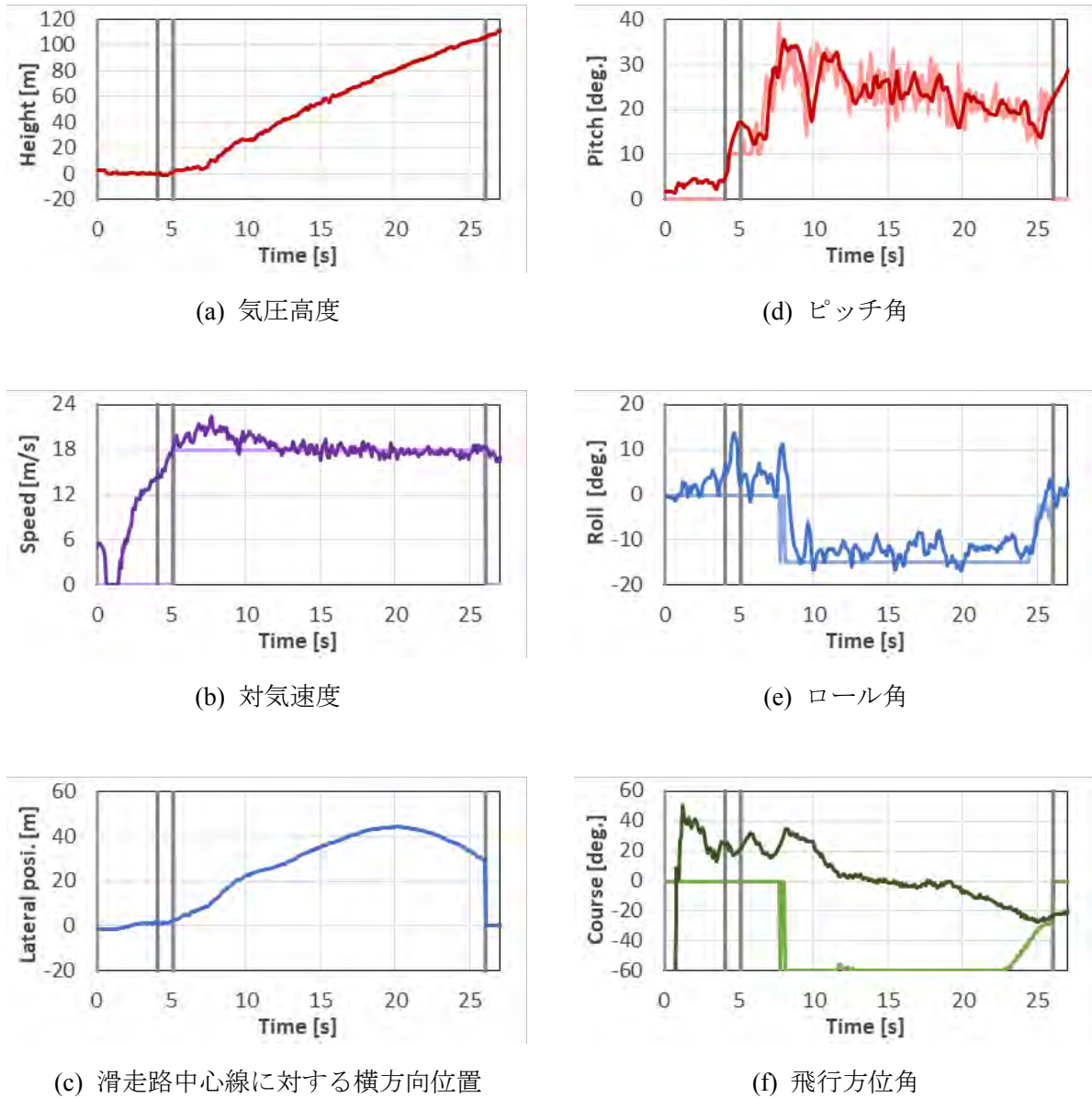


図7 1度目の離陸制御時の実験結果

参考文献

[1] 日本航空宇宙学会, 「航空宇宙工学便覧」, 丸善出版

[2] 安部正人, 「自動車の運動と制御 車両運動力学の理論形成と応用 第2版」, 東京電機大学出版局, 2012.

[3] 片柳亮二, 「航空機の飛行力学と制御」, 森北出版株式会社, 2011.

[4] システム制御情報学会編, 「PID 制御」, 朝倉書店, 1992

[5] 横田滋弘, 小型無人超機の完全自律着陸に向けた制御系構成法の研究, 室蘭工業大学工学研究科修士論文, 2016.

小型無人超音速機向け完全自律飛行実証実験

○上羽 正純（航空宇宙システム工学ユニット 教授）

高橋 康平（航空宇宙総合工学コース 博士前期課程 2 年）

鎌田 智寛（航空宇宙総合工学コース 研究生）

高久 雄一（航空宇宙システム工学ユニット 助教）

1. 研究の背景と目的

本学航空宇宙機システム研究センターではマッハ 2 程度までの速度で飛行するための基盤技術の研究開発を推進し、平行してそのフライングテストベッドとして小型無人超音速実験機の開発が進んでいる。基盤技術の一つである誘導制御技術は、姿勢の安定を確保しつつ所望の姿勢精度で目標地点へ飛行するのみならず、エンジン性能・空力加熱等の条件を満たしつつ、目指す速度を達成するための重要な技術である。そのため離陸、上昇、旋回、超音速飛行、下降、着陸といった各種飛行モードを自律的かつ最適に飛行することが求められている。本報告では、そのための前段階として、これまで低速の電動模型飛行機を用いて実施してきた各種飛行モード飛行実験結果に続いて、それらを統合して離陸から着陸まで一連の完全自律飛行を達成した結果を述べる。

2. 飛行モードと制御系

離陸から着陸までの完全自律飛行は、これまで検証してきた離陸、トラック飛行、着陸といった飛行モードを全面的にあるいは一部組み合わせて実現する。これら飛行モードで使用されている制御をまとめると表 1 [1] のようになる。すべての飛行モードにおいて縦と横・方向系の制御が構成され、要求性能に応じてその具体的動作が異なる。特に離陸では、地上滑走とノーズギア、離陸上昇ではエルロンを用いて方向を制御する。着陸では、高度維持制御系をベースにグライドスロープ制御、フレア制御といった降下ならびに降下率を小さくする制御が組み込まれている。

表 1 飛行モードと必要な縦・横・方向制御系

Flight mode	Kinds of control system	
	Longitudinal control	Lateral-directional control
Take-off	Air: Rotation control, Climb control	Ground: Run control Air : Lateral-position control
Track flight (Straight, turn)	Height control, Speed control, Level Control	Turn control
Landing	Glide slope control, Speed control Flare control, Roll off control	Lateral position control

2-1. 離陸制御 [2, 3]

離陸のプロファイルは、図 1 に示すように速度を上げながら滑走路をまっすぐ走り、速度 V_R に到達後、機首上げを行い、速度 V_2 で 400 ft まで上昇していく。これを実現するために滑走時にはステアリングとラダーによる方位角制御、機首上げ時にはピッチ角制御、上昇時には、滑走路中心延長上への飛行を維持するように制御系が働く。この滑走制御系、機首上げ制御系、上昇制御系、横方向位置制御系は図 2 に示すように速度に応じて切替えて使用される。

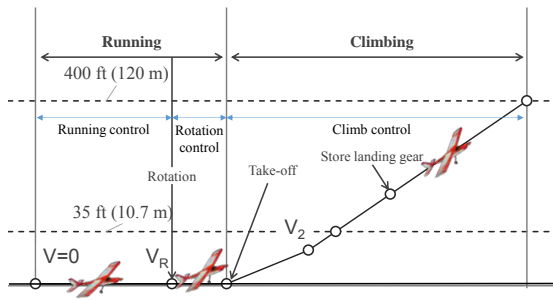


図1 離陸プロファイル

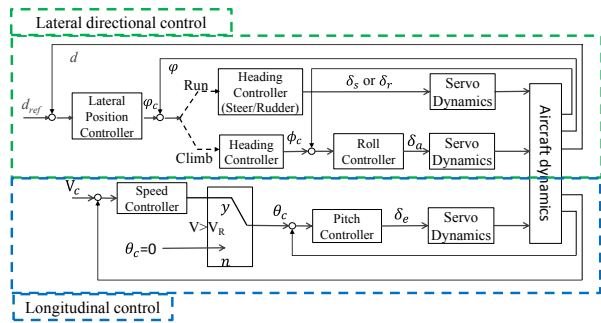


図2 離陸制御系

2-2. トラック飛行制御[4]

トラック飛行は、図3に示すように水平直線飛行部分と旋回飛行部分より構成される。ともに速度一定及び高度一定の制御を行いつつ、水平直線飛行時にはロール角がゼロとなるように、旋回飛行時には所望の旋回半径を実現するロール角（バンク角）となるように制御されている。この制御系構成を図4に示す。

高度制御は、ピッチ角のみで行い、高度が下がった場合には機首上げにして高度を上昇させ、高度が上がった場合には、機首下げにより高度を下げる制御を行っている。

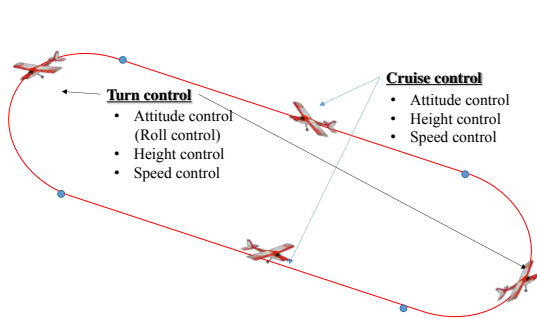


図3 トラック飛行プロファイル

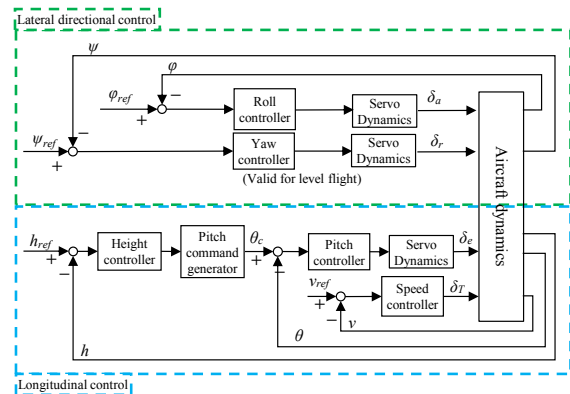


図4 トラック飛行制御系

2-3. 着陸制御[5, 6]

着陸は、図5に示すように速度一定にて滑走路の中心線上及びグライドスロープに沿って下降し、タッチダウン時に許容可能な衝撃でタッチダウンする。このために必要な制御系は、速度制御系、グライドスロープ制御系、フレア制御系、横方向位置制御系である。これらは図6のように構成されており、特に縦系の制御は、高度によって切替えられている。

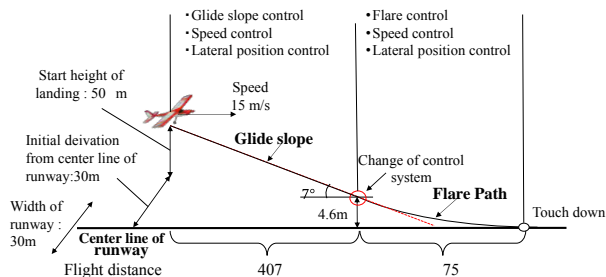


図5 着陸プロファイル

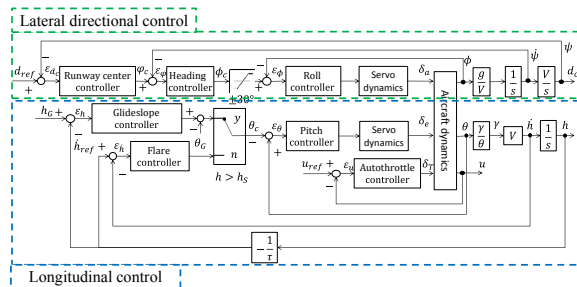


図6 着陸制御系

3. 電動模型飛行機による制御系構成

前述の飛行モードを実現するための制御系について、電動模型飛行機に対して誘導制御系を構成し、飛行試験により検証する。

3-1. 電動模型飛行機

図7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 2），後述の誘導制御系ハードウェアを含めて総重量 3 kg である。



図7 対象電動模型飛行機

表2 模型飛行機の主要諸元

Total weight with all on-board equipment	[kg]	3
Wing area	[m ²]	0.364
Wing span	[m]	1.6
Full length	[m]	1.3
Mean aerodynamic chord	[m]	0.25
Inertia moment about pitch axis	[kgm ²]	0.132

3-2. 誘導制御系構成

図8に電動模型飛行機への搭載を前提に構築した誘導制御系ハードウェアを示す。誘導制御回路のみ試作し、センサ、アクチュエータ、無線通信モジュールはすべて市販品であり、それらの主な諸元を表3に示す。さらに、飛行実験を容易にするため、市販ラジコン機操縦用プロポを搭載し、本プロポにて、手動⇔自動を可能にした。

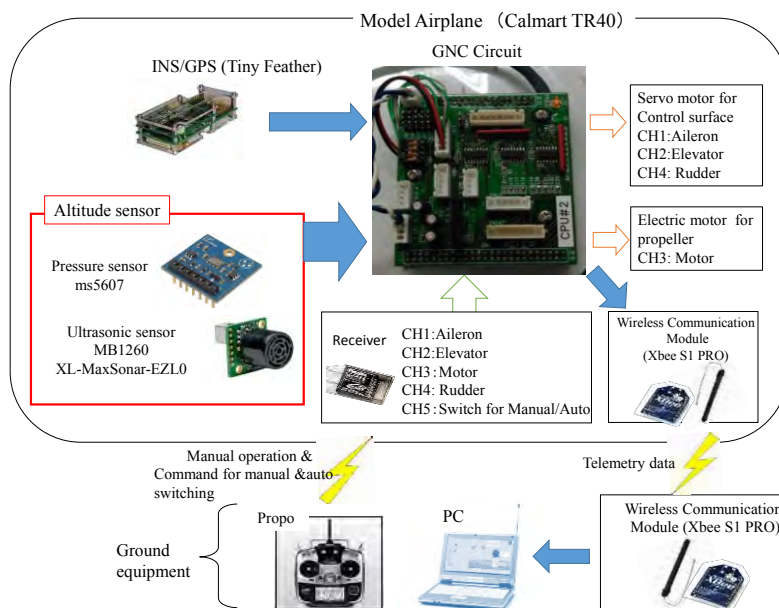


図8 誘導制御系ハードウェア構成

表3 使用センサ諸元

Hybrid INS/GPS equipment	Update time		40 ms
	Position accuracy		3 m rms
	Velocity accuracy		0.3 m/s rms
	Pitch/roll accuracy		0.5 deg. rms
	Heading accuracy		3 deg. rms
	Weight		50 g
Height sensor	Pressure sensor	Accuracy	0.2 m
		Update time	10 ms
	Sonic sensor	Accuracy	0.01 m
		Update time	100 ms
Wireless module	Frequency band		2.4 GHz
	Information transmission speed	19.2 kbps	

表4 制御系設計結果による制御帯域

Flight mode	Kinds of control system	Control bandwidth
Take-off	Run control	0.16 Hz
	Rotation control	0.44 Hz
	Climb control	0.44 Hz
	Lateral position control	0.03 Hz
Track flight	Turn control	0.10 Hz
	Height control	7.65 Hz
	Speed control	0.30 Hz
	Heading control	0.67 Hz
Landing	Glide slope control	0.06 Hz
	Speed control	0.27 Hz
	Lateral position control	0.16 Hz
	Flare control	0.12 Hz
	Roll-off control	0.27 Hz

3-3. 制御系設計結果

電動模型飛行機を対象に完全自律飛行に必要な各種制御系の設計を行った結果として、制御帯域を表4に示す。概ね0.1~0.3 Hzの制御帯域であるが、高度制御に関しては、実験機の機首下げによる墜落を防止するという観点から、7.7 Hzの高い制御帯域を持たせた。

4. 完全自律飛行試験

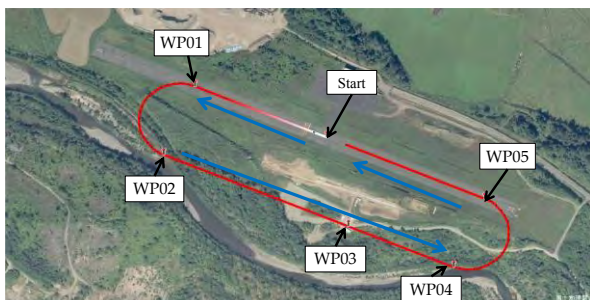


図 9 (a) ノミナル飛行ルート

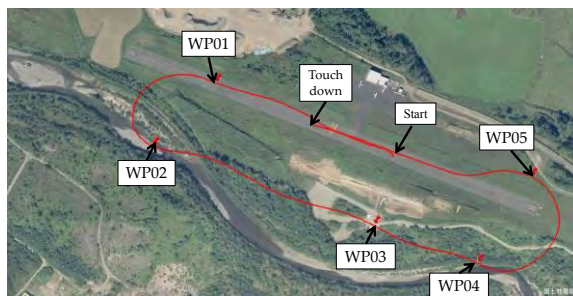


図 9 (b) 実験での飛行軌跡

これまで、実施してきた離陸制御，トラック飛行制御，着陸制御を統合して離陸から着陸までの完全自律飛行試験を行った．統合にあたり，ウェイポイントを設定し，それらの通過により，次の飛行モードへ移行させた．離陸制御においては，最大推力にて滑走路の中心に沿って滑走・上昇の制御を行い，指定高度まで上昇後，ウェイポイント 1 まで速度及び高度一定の水平定常飛行をさせた．ウェイポイント 1 通過後は，速度及び高度一定にて旋回を行い，方位角の 180° 変化となるウェイポイント 2 まで飛行させた．ウェイポイント 2 到達後は水平定常飛行にてウェイポイント 3 とウェイポイント 4 を結ぶ直線に近づきつつ，滑走路北西から南東方向へ飛行させた．ウェイポイント 4 通過後は，一定のスロープで降下しながら着陸開始地点であるウェイポイント 5 まで旋回飛行をさせた．所望の高度にてウェイポイント 5 に到達後，着陸を開始，滑走路の中心線に近づきながら，グライドスロープののって高度を下げ，最終的にはフレア制御によりタッチダウンさせた．設定したノミナル飛行ルートと，本自律飛行による飛行軌跡をそれぞれ図 9 (a)，(b) に示す．また，上記飛行軌跡での高度，ピッチ，速度，ロールの時間プロファイルを図 10 ～ 13 に示す．

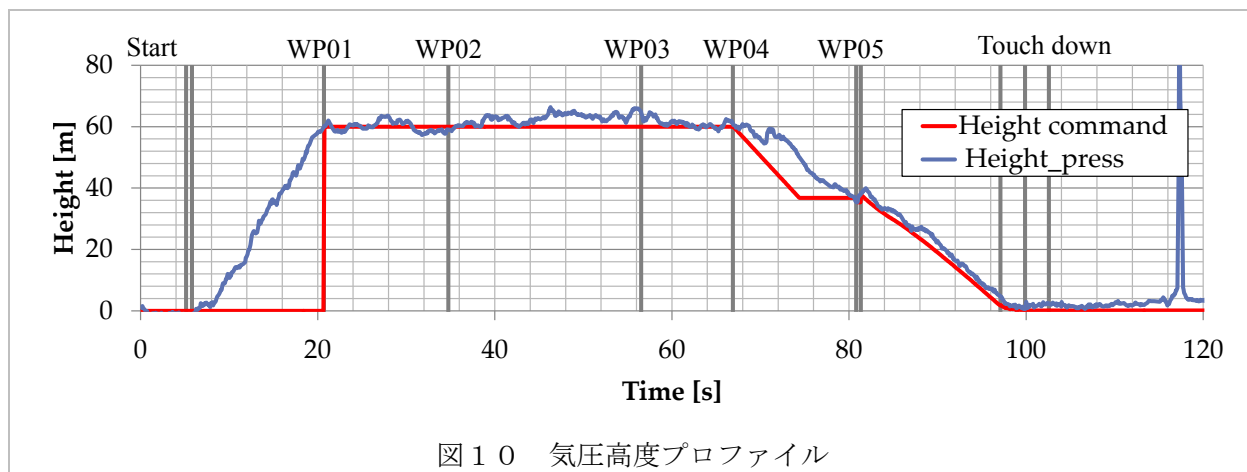


図 10 気圧高度プロファイル

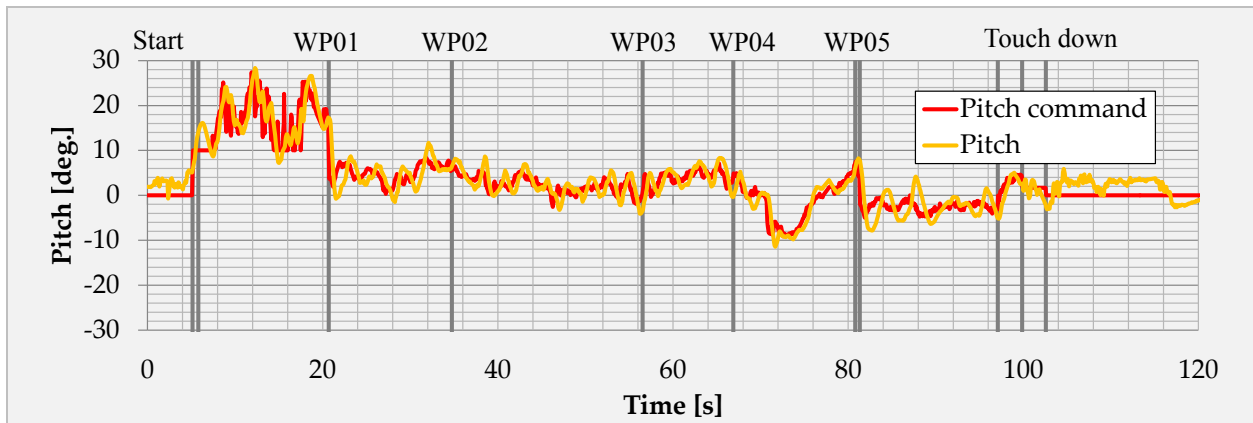


図 1.1 ピッチ角プロファイル

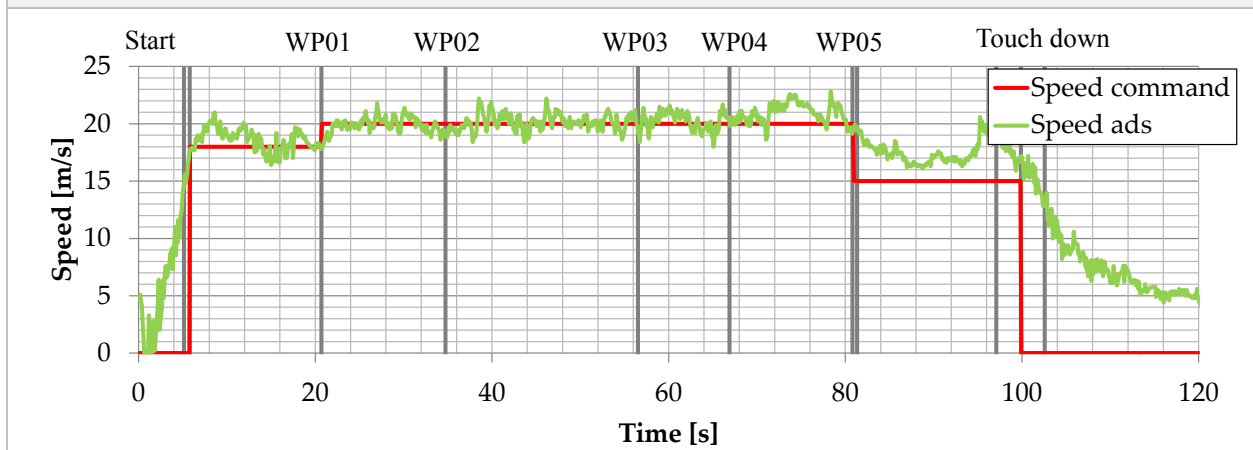


図 1.2 速度プロファイル

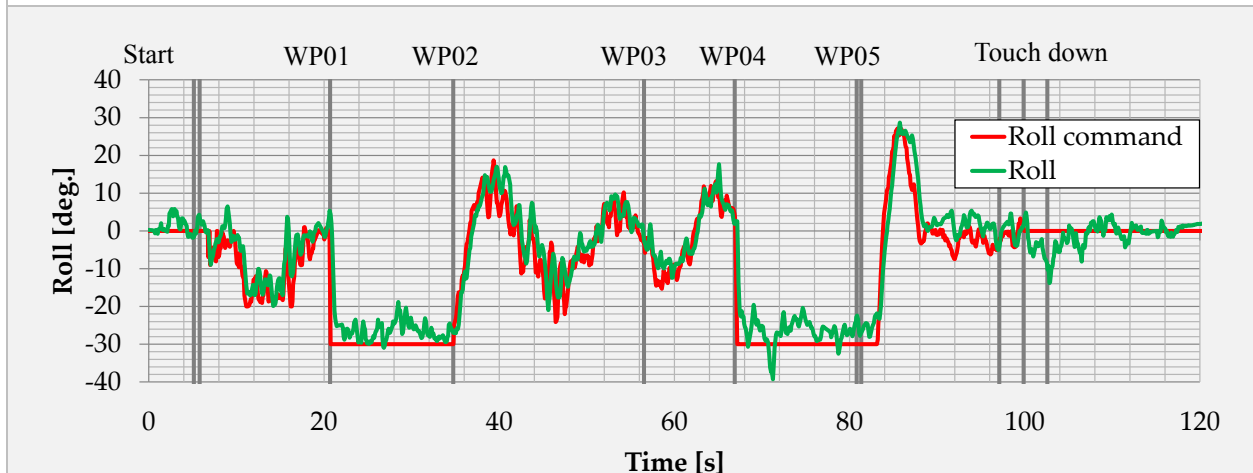


図 1.3 ロール角プロファイル

5. まとめ

これまで単体で実施してきた飛行モードを統合し、離陸からトラック飛行を得て着陸までの完全自律飛行を達成した。本飛行では、想定した飛行ルート及び速度プロファイルからのずれが発生した。今後、その要因を明確にするとともに可能な対策を施すことにより、設定飛行ルートに対してより位置精度の高い飛行の実現を目指す。

参考文献

- [1] M. Ueba, Y. Takaku, K. Takahashi, T. Kamata, “Design and Experiment of Guidance and Control System for Autonomous Flight toward a Small-scale Unmanned Supersonic Airplane”, 2017-g-04, 31st ISTS, 2017.6.3-9-, Matsuyama, Ehime
- [2] 高橋, 上羽, “小型無人超音速実験機向け離陸滑走制御系と性能評価”, 2E05, JSASS-2015-5120, 第53回飛行機シンポジウム, 2015.11.11-13, 松山
- [3] 高橋, 上羽, “小型無人超音速実験機向け離陸制御系の飛行検証”, 2M07, JSASS-2016-5141, 第54回飛行機シンポジウム, 2016.10.24-26, 富山
- [4] 上羽, 高久, “小型無人超音速機向けトラック飛行実証実験” 航空宇宙機システム研究センター 2015年次報告書, pp.115-118
- [5] 横田, 上羽, “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”, 2E04, JSASS-2015-5119, 第53回飛行機シンポジウム, 2015.11.11-13, 松山
- [6] 上羽, 横田, “小型無人超音速実験機の自律飛行に向けた着陸制御飛行検証”, 2M06, JSASS-2016-5140, 第54回飛行機シンポジウム, 2016.10.24-26, 富山

飛行条件変動及び高周波外乱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研究

上羽 正純 (航空宇宙システム工学ユニット 教授)

○中島 桜子 (航空宇宙システム工学コース 学部4年)

1. 研究の背景と目的

超音速機をはじめとする大気中を高速かつ高高度で飛行する飛翔体実現のための基盤技術の1つである誘導制御技術は、離陸から着陸まで機体を安定的に自律飛行させるための重要技術である。本基盤技術確立のためには、小型無人超音速実験機を用いた飛行実証が必要であるが、着陸時においては低速時に受ける突風、高迎角機体の不安定性及びダイナミクスの不確実さに対して機体に損傷がしない降下率でこれを着陸させる必要がある。

昨年度までの研究では、PID制御系によるシミュレーションから、突風下における接地時の降下率が大きくなる傾向にあることが明らかになった。このため本研究では、制御手法をPID制御から現代制御に切り替え、突風変動及びそれに伴うダイナミクスの変動に対応可能なロバスト性の高い制御系を構築し、そのロバスト性と制御性能を評価する。突風変動は、風速及び風向きが逐次変化するような突風、及びMIL規格により規定されている飛行可能な追風と向風の上限に近い風が吹いた場合を対象とし、加えて高周波外乱としてモデル化された応答の遅れも考慮に入れ、これらの外乱下でも一定の降下率を維持し、且つ接地時の降下率を最小とするような制御手法を検討、性能評価した。

2. 理論

2-1. 運動方程式

本設計では、機体の6自由度運動方程式[1]を拡張した(1)式を用いる。また、対象機体の機体諸元を表1にまとめる。運動モデルの空力微係数は過去の風洞試験データ及び数値解析から推算した値を引用した。

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\delta}_e \\ \dot{\delta}_T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_\alpha & 0 & -g \cos \theta_0 & 0 & 1/m \\ \bar{Z}_u & \bar{Z}_\alpha & 1 & -\frac{g \sin \theta_0}{V} & \bar{Z}_{\dot{\alpha}} & 0 \\ M'_u & M'_\alpha & M'_q & M'_\theta & M'_{\dot{\alpha}} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1/\tau_a & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1/\tau_e \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ \theta \\ \delta_e \\ \delta_T \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1/\tau_a \\ 0 \end{bmatrix} \delta_{ec} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1/\tau_e \end{bmatrix} \delta_{Tc} \quad (1)$$

表1 M2011 Nose-A 機体諸元

質量 [kg]	m	370	慣性能率 [kgm ²]	I _x	42.97
翼面積 [m ²]	S	2.1484		I _y	733.11
翼幅 [m]	b	2.4135		I _z	725.68
平均空力翼弦長 [m]	\bar{c}	1.19	慣性乗積 [kgm ²]	I _{xz}	31.72

2-2. 制御則

式(1)から、さらにもともとの状態量 $x = [u, \alpha, q, \theta, \delta e, \delta T]^T$ とグライドスロープ制御では制御量 γ (飛行経路角) 及び M (飛行マッハ数), フレアフェーズでは制御量 n_z (垂直荷重倍数) 及び M (飛行マッハ数) の誤差の積分からなる拡大した状態量 $\xi = [\int \varepsilon_\gamma d\tau, \int \varepsilon_M d\tau, x]^T$ あるいは $\xi = [\int \varepsilon_{nz} d\tau, \int \varepsilon_M d\tau, x]^T$ を考え[3], 以下に示す拡大プラントの状態方程式, 観測方程式を制御設計に使用する.

$$\frac{d\xi}{dt} = A\xi + Bu + v \quad (2)$$

$$y = C\xi \quad (3)$$

フィードバックゲイン行列を K とおくと, 制御入力は以下の式により定まる.

$$u = Ky \quad u = \begin{bmatrix} \delta_{ec} \\ \delta_{Tc} \end{bmatrix} \quad (4)$$

2-2-1. 単一モデルでの最適ゲイン計算 (LQR 法)

LQR 法とは, 線形二次レギュレータ法と称され, 以下の式で表される評価関数を最小にする最適フィードバックゲイン行列 K を求める方法である. この手法を用いて, まず外乱を考慮に入れない理想的な単一の飛行モデルについて最適なフィードバックゲインを求めた.

$$J = E \left[\int_0^t \{x^T Q x + u^T R_0 u\} d\tau \right] \quad (5)$$

2-2-2. 多数設計点・多数遅れモデルでの最適ゲイン計算 (MDM/MDP 法)

MDM/MDP 法とは, 外乱を考慮に入れた多数の飛行モデルについてそれぞれ LQR 問題を解き, さらに, ペナルティ関数法[4] により各モデルの評価関数に重みを付して, 以下の式によって表される全評価関数を決定してこれを最小にする最適ゲインを計算する方法である. 外乱を考慮した運動モデルをグライドスロープフェーズでは遅れモデル $2 \times$ 設計点モデル 8 で計 16 通り, フレアフェーズでは遅れモデル $2 \times$ 設計点モデル 3 で計 6 通り設定した.

3. シミュレーション結果

図 1 及び図 2 は, 平均風速 10 m/s (向風), 分散 0.1 , 変動周期 0.2 Hz のランダムな突風及びおよそ 0.4 秒の高周波の外乱に因る遅れを想定した LQR 法, MDM/MDP 法により設計した制御系のシミュレーション結果である.

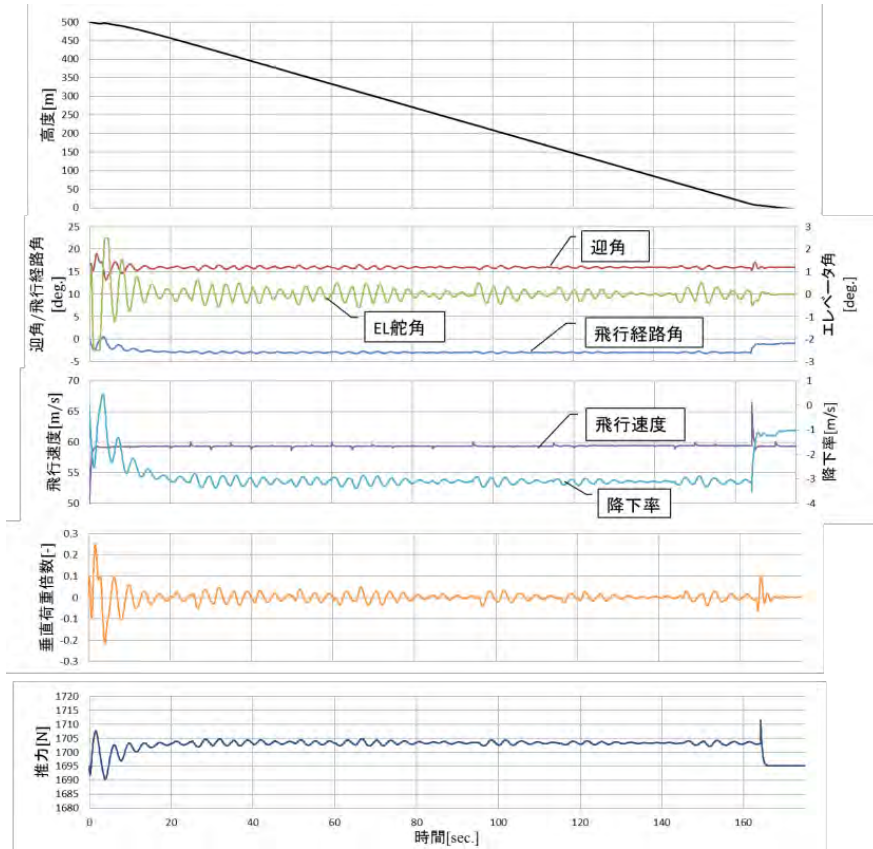


図1 LQR法による設計のシミュレーション結果

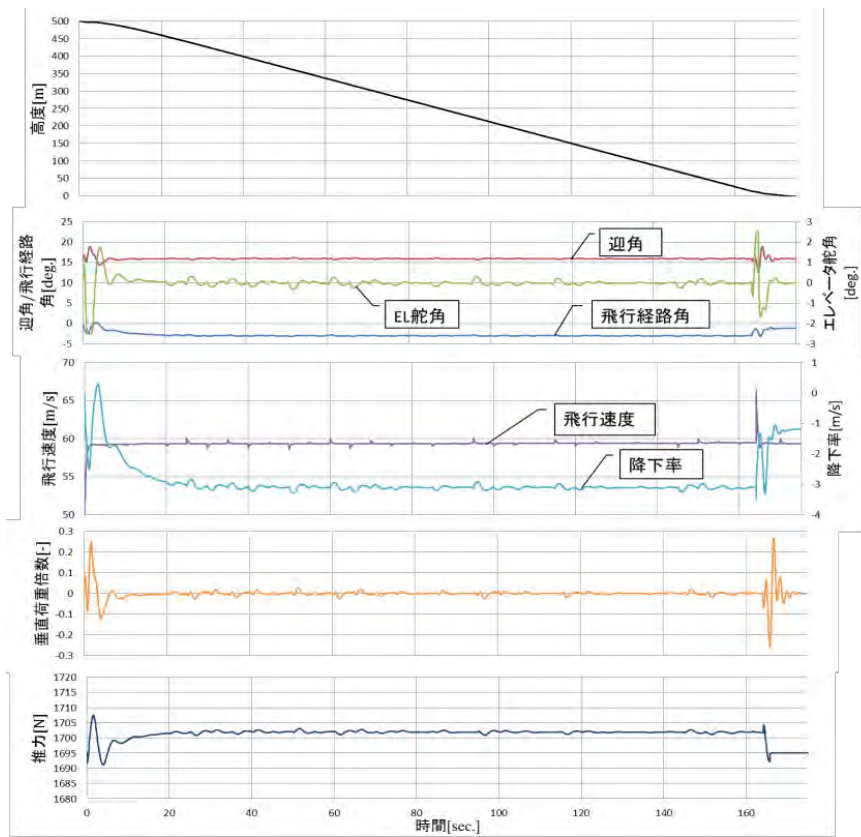


図2 MDM/MDP法による設計のシミュレーション結果

この結果から、LQR 法に比べて MDM/MDP 法における飛行経路角及びそれに伴う状態量変化が低減され、外乱の影響を受けにくくなったことが分かる。

4. 能評価及びロバスト性能評価

グライドスロープ制御器とフレア制御器の性能を評価するにはそれぞれ以下の式に表される評価関数を LQR 法と MDM/MDP 法とで比較すればよい。風外乱のモデルは平均 0, 変動周期 0.2 Hz で正規分布するランダム変数とした。分散の条件ごとに風なし, 風 1, 2, 3 とする。(表 2)

$$J_Y = \int_0^t \left| \frac{\gamma_i(\tau) - \gamma_c}{\gamma_0} \right| d\tau \quad (t = 164.1 \text{ 秒}) \quad (6)$$

$$J_{n_z} = \int_0^t \left| \frac{n_{z_i}(\tau) - n_{z_c}}{n_{z_0}} \right| d\tau \quad (t = 164.1 \text{ 秒}) \quad (7)$$

表 2 風外乱の条件

項目	分散 [m/s]
風なし	0
風 1	0.1
風 2	0.5
風 3	1
風 4	5

風外乱の条件に関わらず評価関数が変動しない制御器程ロバスト性が高いといえる。図 3 はグライドスロープ制御における飛行経路角誤差の積分を評価関数とし、設計手法ごと(左の 2 グラフ)及び風外乱の条件ごと(右の 2 グラフ)に比較したものである。また、積分時間は両手法で共通である。左の 2 グラフから、遅れと突風変動両方がある場合には、LQR 法より MDM/MDP 法の方がロバスト性に優れていることが分かる。また、評価関数が小さいほど制御性能は良いといえる。よって右の 2 グラフから、遅れがない場合には LQR 法の制御性能の方が優れているが、遅れと突風変動両方がある場合には MDM/MDP 法の制御性能の方が優れていることが分かる。

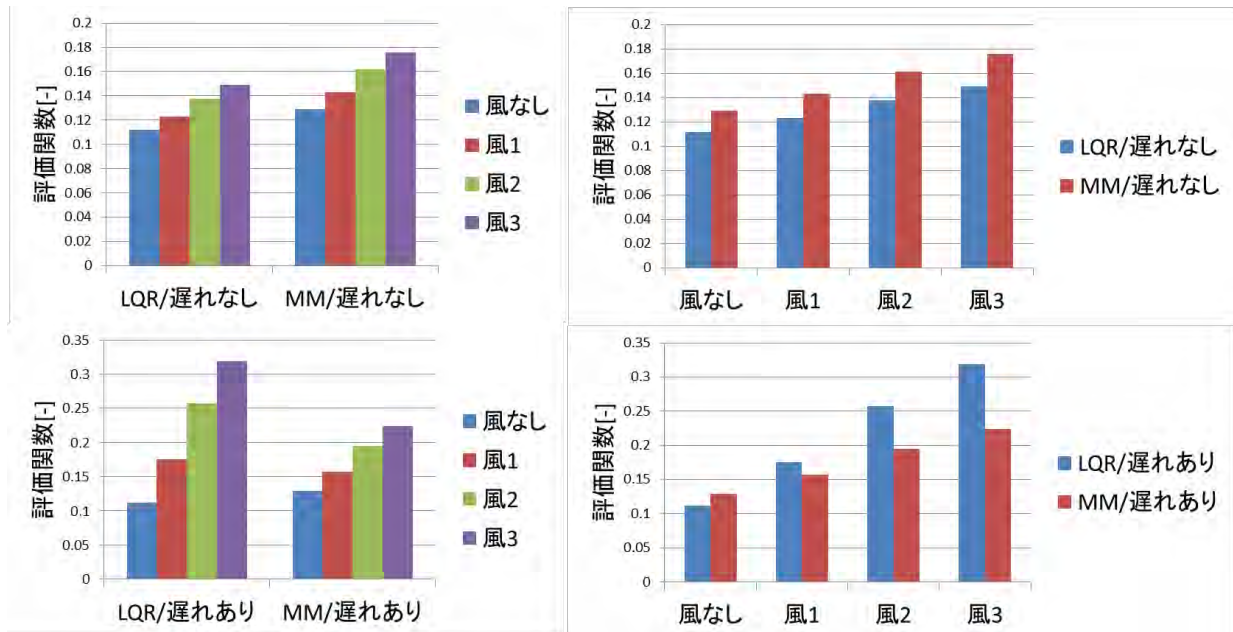


図 3 分散の異なる風に対する経路角制御の性能評価

同様に、フレア制御器について評価関数を比較したものを図4に示す。制御性能ロバスト性能ともにMDM/MDP法の優位性を確認できた。

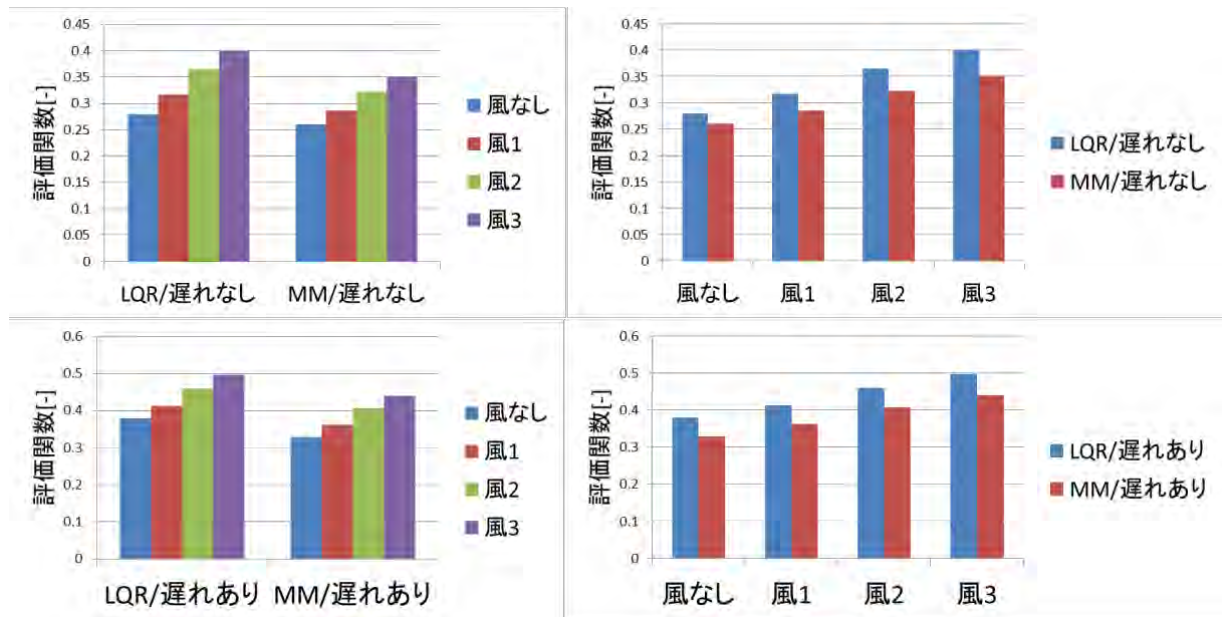


図4 分散の異なる風に対する垂直荷重倍数制御の性能評価

5. まとめ

5-1. 結果のまとめ

シミュレーション結果より、LQR法及びMDM/MDP法の性能評価を比較しまとめた結果を表3及び表4に示す。

表3 グライドスロープ制御性能評価

LQR	ロバスト性能	制御性能
突風のみ	×	×
追風のみ	×	×
向風のみ	×	○
突風+遅れ	△	×
追風+遅れ	×	×
向風+遅れ	○	○
MDM/MDP	ロバスト性能	制御性能
突風のみ	○	○
追風のみ	○	○
向風のみ	○	×
突風+遅れ	△	○
追風+遅れ	○	○
向風+遅れ	×	×

表4 フレア制御性能評価

LQR	ロバスト性能	制御性能
突風のみ	×	○
追風/向風のみ	△	○
突風+遅れ	×	×
追風/向風+遅れ	△	×
MDM/MDP	ロバスト性能	制御性能
突風のみ	○	×
追風/向風のみ	△	×
突風+遅れ	○	○
追風/向風+遅れ	△	○

5-2. 今後の展望

今後は本設計手法にて決定した希望応答特性をもとに、着陸制御系についてさらに状態推定器あるいはノイズ除去のためのフィルタを含む制御系として、より外乱及びダイナミクス変動に対応

可能な制御器へ発展させていく予定である

参考文献

- [1] 片柳亮二, 航空機の飛行力学と制御, 森北出版, 2011
- [2] 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, 1982
- [3] 畑剛, 泉達治, 川口淳一郎, 航空・宇宙における制御, コロナ社, 1999
- [4] 福島雅夫, 数理計画入門, 朝倉書店, 2012, pp. 132-136

無人航空機向け飛行経路生成法の検討

○上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

前田 庸佑(航空宇宙システム工学コース 学部 4 年)

1. 研究の背景と目的

本学航空宇宙機システム研究センターでは、小型無人航空機オオワシ 2 号機を用いて離陸から着陸までを自律的に行う誘導制御技術の研究が進められている。これら無人航空機が自律飛行する際は、複数のポイントを通る等の飛行経路を設定しなければならない。そこで既存の飛行経路設定手法を基に、適切な手法を選択するとともに、それを実現するための可能な限り簡易な誘導制御則についてシミュレーションにより評価を行った。

2. 飛行経路におけるウェイポイント

飛行経路は一般に直線部分と曲線部分で構成されており、この飛行経路設定に際しては、航空機のウェイポイントとの関係が重要となる。航空機がウェイポイント近傍通過する場合のウェイポイントはフライバイ(F/B)ウェイポイントと称され、直上通過するウェイポイントはフライオーバー(F/O)ウェイポイントと称されている。また、直線でウェイポイントを結んだ経路はTF(Track to Fix)レグ[1]、固定半径円弧で結んだ経路はRF(Radius to Fix)レグと称されている。

3. 飛行経路を実現する誘導制御則

本検討では、2 種類の飛行経路を想定する。

3-1. TF レグによる飛行経路

全て TF レグで飛行経路を設定する。この場合、ウェイポイント 2 とウェイポイント 3 は必ずフライバイウェイポイントとなる。このウェイポイントをフライバイさせるためには、実際には旋回となり、旋回の開始時及び、終了時には飛行モードを切り替える必要がある。安定距離については、無人航空機における既存のデータは無いため、任意の距離をとる。ノミナル経路を図 3 に示す。

3-2. TF レグと RF レグによる飛行経路

本検討では、TF レグと RF レグを組み合わせた飛行経路を提案する。旋回に RF 旋回（固定半径旋回）を使用する飛行経路である。図 8 に RF 旋回と TF レグを組み合わせたノミナル飛行経路を示す。RF 旋回（固定半径旋回）の場合は、円弧状の経路の上を正確に飛行しなければならないので、旋回時に位置制御をする誘導則が必要である。

3-3. RF 旋回における誘導制御則

RF 旋回とは、RF レグ上を飛行させる場合の飛行モードのことである。RF 旋回は、確実にウェイポイントを通過させることができるものの、旋回中の位置制御も必要となってくる。このため、旋回のためのバンク角以外に方位角 ψ についても誘導則ならびに、回転半径をあらかじめ決めた回転半径 R_n で回転させるための制御系が必要となる。図 1 にそのための誘導制御系を示す。

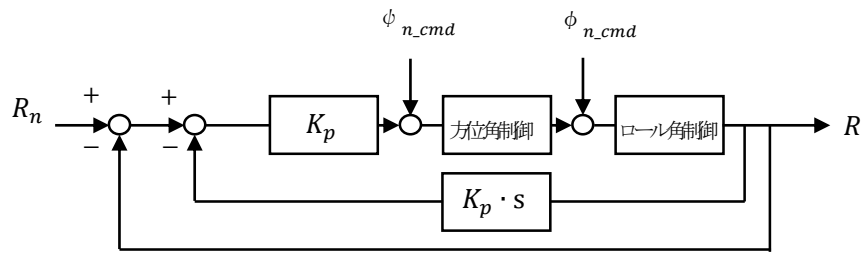


図1 誘導制御系ブロック図

3-4. 飛行経路設定での問題点

複数のウェイポイントを設定した場合、前述のように、航空機がウェイポイントの近傍通過で良い場合と直上通過が必須な場合は、構成するレグが異なる。ウェイポイント間を必ず1つのレグでつなぐとした場合、図3、図8に対して、旋回半径に制約がない場合には時間的には図3の場合が時間最小となる。旋回半径の制約があるため、図3が実現できない場合には必然的に図8となる。旋回半径の制約は速度と荷重倍数すなわちバンク角より求まる。また、飛行経路の位置誤差の観点からは、直線飛行、旋回飛行の切替による応答が誤差となる。したがって、TFレグとRFレグ+TFレグになる飛行経路の実現性について、バンク角および飛行速度を考慮した上で、位置誤差を評価する必要がある。

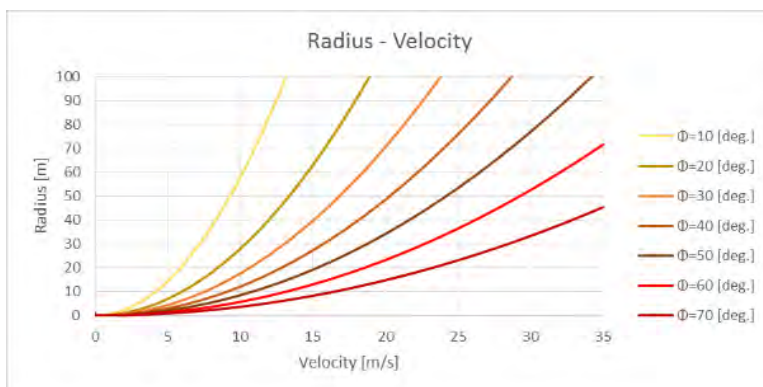
4. シミュレーションによる評価

4-1. 想定機体

本検討では、オープンソースの数値計算システムである "Scilab" を使用して、シミュレーションを実施する。また、対象機体は電動ラジコン機-京商カルマーα40である。

4-2. バンク角と飛行速度

バンク角と飛行速度の関係式は以下のように表される。また、各バンク角における旋回半径と飛行速度の関係を図2に示す。



$$\tan \phi = \frac{v^2}{g \times R}$$

図2 旋回半径と飛行速度

4-3. TF レグによる飛行経路の性能確認

全て TF レグによる飛行経路の 1 例における, 制御系切替時の過渡応答についてシミュレーションによって評価する. バンク角を 60[deg.] とした. シミュレーションには, 表 1 に示す切替条件および既存の誘導制御系を使用し, 14 秒間実施した.

4-3-1. 制約条件

- (1) 横方向系のみを考慮
- (2) 速度一定, $V = 20 [m/s]$
- (3) 荷重倍数制限, $n \leq 3$
- (4) ロール角制御で旋回

4-3-2. 切替条件

切替条件を表 1 に示す. ここで, (旋回半径+0.5 V)は, 応答性を考慮した暫定値である.

表 1 切替条件

切替条件①	(目標WP-機体位置)<(旋回半径+0.5V)
切替条件②	方位角
切替条件②を満たした後, 目標WP切替	
切替条件③	(目標WP-機体位置)<(旋回半径+0.5V)
切替条件④	方位角
切替条件④を満たした後, 目標WP切替	

4-3-3. シミュレーション結果

シミュレーション結果を図 3 ~ 7 に示す.

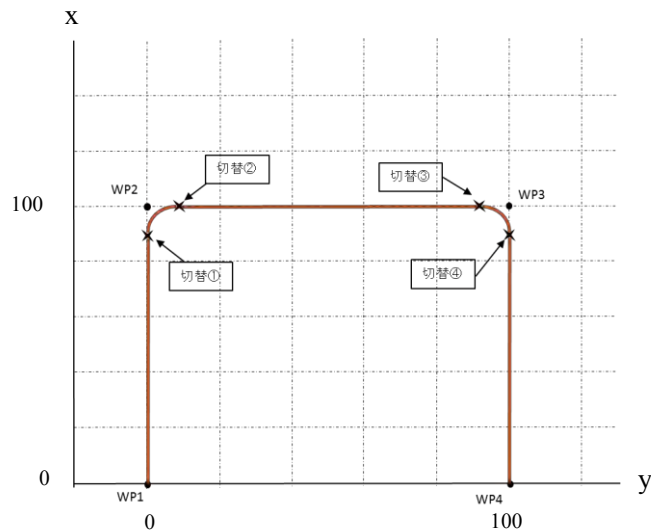


図 3 ノミナル飛行経路

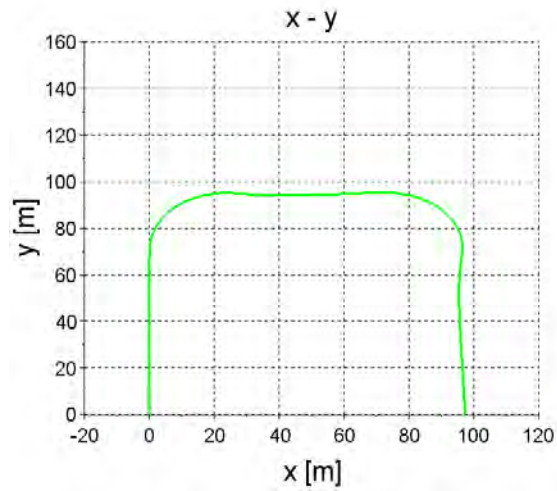


図4 飛行経路

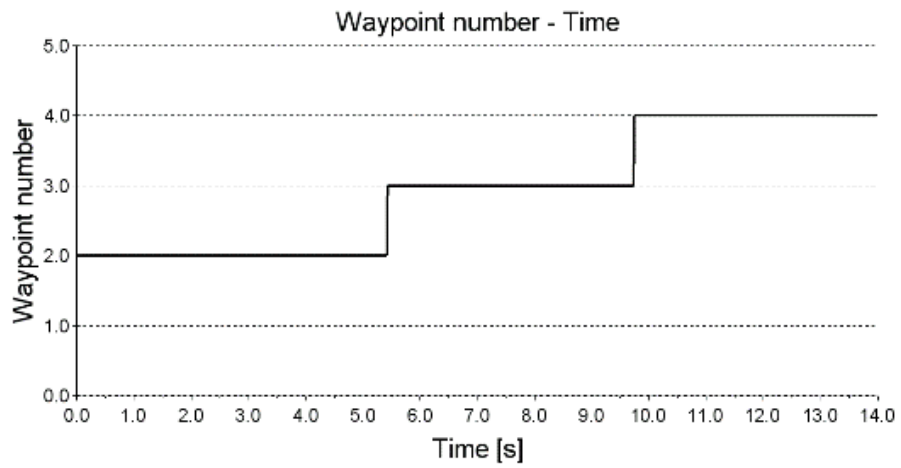


図5 ウェイポイント番号

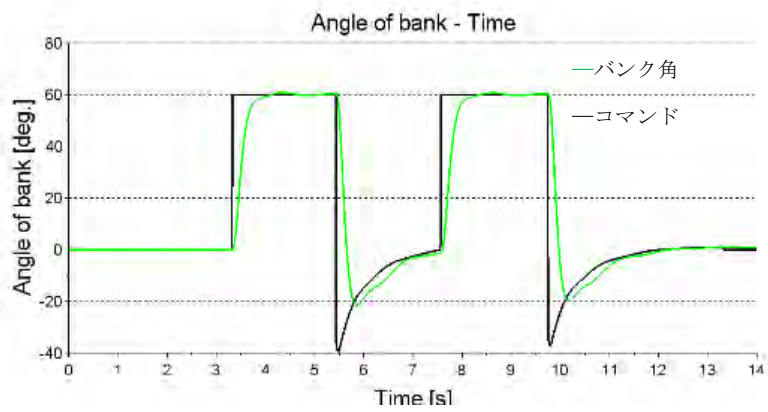


図6 バンク角

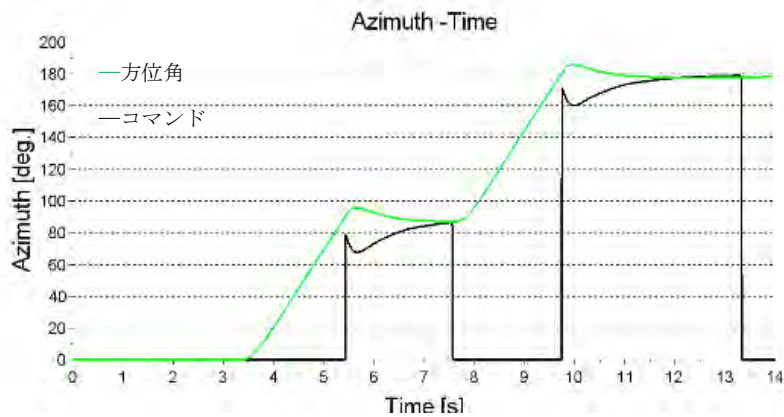


図7 方位角

4-4. TF レグと RF レグによる飛行経路の性能確認

TF レグと RF レグを組み合わせた飛行経路の 1 例における，制御系切替時の過渡応答についてシミュレーションによって評価する．本検討で提案した誘導則，および表 2 に示す切替条件を使用して，20 秒間のシミュレーションを実施した．

4-4-1. 制約条件

- (1) 横方向系のみを考慮
- (2) 速度一定， $V = 20 [m/s]$
- (3) 荷重倍数制限， $n \leq 3$

4-4-2. 切替条件

切替条件を表 2 に示す．ここで，(0.1 V)は，応答性を考慮した暫定値である．

表 2 切替条件

切替条件①	(目標WP-機体位置) < (0.1 V)
切替条件②	方位角
切替条件②を満たした後，目標WP2からWP4へ切替	

4-4-3. シミュレーション結果

シミュレーション結果を図 8 ～ 1 2 に示す．

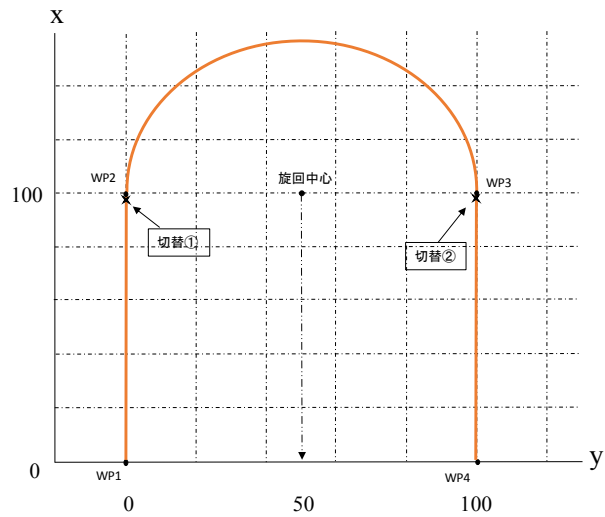


図8 ノミナル飛行経路

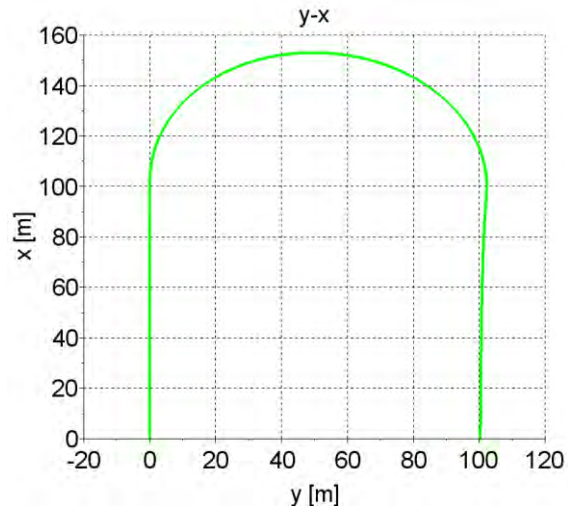


図9 飛行経路

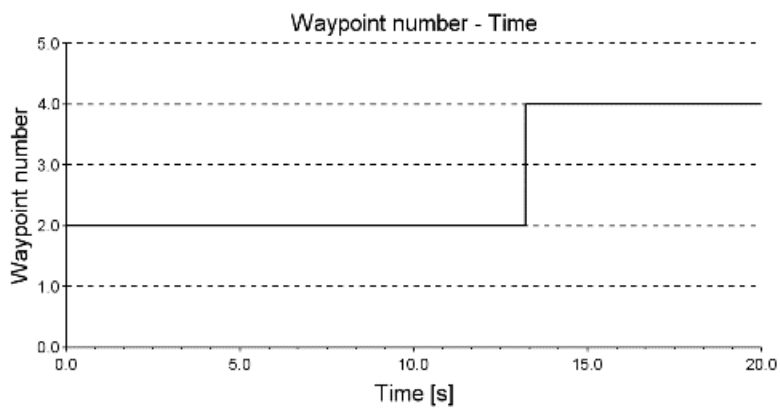


図10 ウェイポイント番号

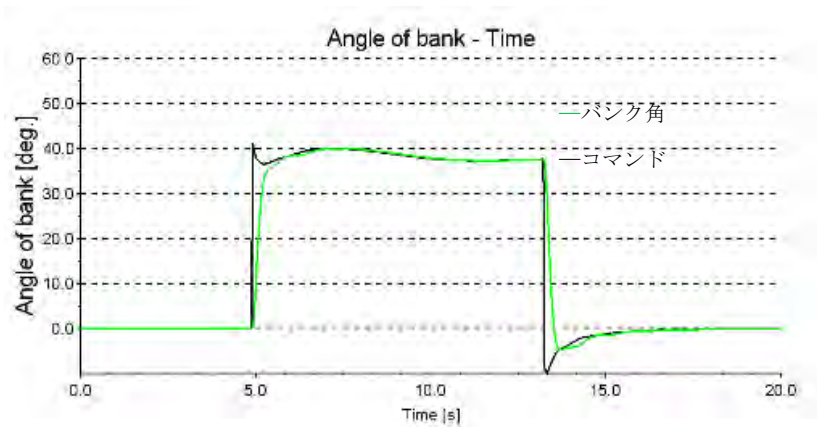


図 1 1 バンク角

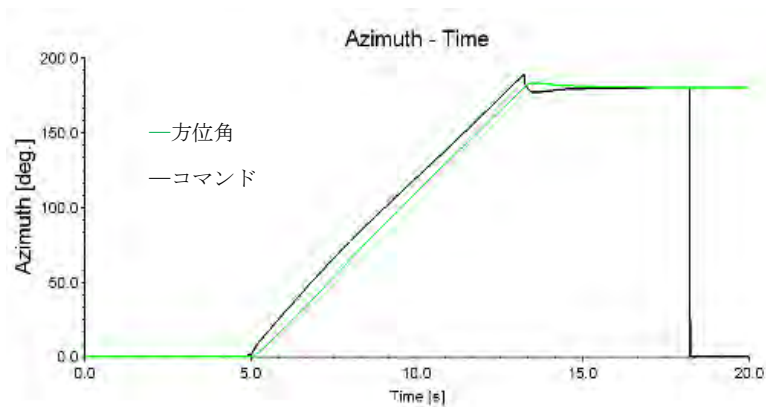


図 1 2 方位角

5. 結果

RF 旋回, 2 種類の飛行経路, 全てにおいて過渡応答による誤差が存在した. しかし, ノミナル飛行経路に近い形の飛行軌跡を得ることができた. バンク角と方位角はそれぞれのコマンドに追従していた. 特に, RF 旋回は TF レグでの旋回 (バンク角制御のみ) に比べて, 過渡応答による誤差を位置制御によって補うことが出来るため, より追従性が高い. また, RF 旋回は安定距離が必要ないことに加え, 切替点が少ない点においても非常に有効な旋回手法である. 本検討の目的の一つである, 飛行経路に沿った飛行ができるような旋回を基本とした誘導則, および制御系切替時の過渡応答についての評価を達成した.

参考文献

[1] 中西 善信, RNAV 方式の設計と原理, 鳳文書林出版販売 (株)

発表論文

2016 年度

査読付き学術誌

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

国際会議発表論文

- [1] 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.
- [2] 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.
- [3] 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.
- [4] Asuka Iijima, Daisuke Nakada, Kazuyuki Higashino., Study on the Thermal Decomposition of Bioetanol as a High-Pressure Rocket Propellant”, AIAA-2016-5093, Propulsion Energy 2016 July 25-27, Salt Lake City, Utah.
- [5] 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.
- [6] 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.
- [7] 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.
- [8] Ryoji Imai, Sho Goto, Takuya Imamura, Masayuki Saito, Hideyuki Onodera, Masatoshi Sugioka, Kazuyuki Higashino, Research on Liquid Management Technology in Water Tank and Reactor for Propulsion System with Hydrogen Production System Utilizing Aluminum and Water Reaction, 28HF-4, 11th Asian Microgravity Symposium, October 25 to 29, 2016, Sapporo.
- [9] 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.
- [10] 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.
- [11] 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.
- [12] 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.

国内学会発表論文

- [1] 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
- [2] 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
- [3] 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.
- [4] 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).
- [5] 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)
- [6] 秋葉鎌二郎, 平元利峰, 三橋龍一, 樋口 健: 大型LTAへの接着剤応用の可能性, 第60回宇宙科学技術連合講演会, 2B04, 函館, (2016.09.6-9).
- [7] 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).
- [8] 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).
- [9] 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)
- [10] 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).
- [11] 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).
- [12] 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
- [13] 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
- [14] 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
- [15] 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
- [16] 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
- [17] 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) .
- [18] 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) .
- [19] 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) .

- [20] 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
- [21] 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).
- [22] 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
- [23] 笠原次郎, 石原一輝, 西村純平, 中神壮馬, 松岡健, 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
- [24] 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
- [25] 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
- [26] 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.
- [27] 溝端一秀, 石上幸哉, 三浦壮晃, 塩野経介, 山崎優樹, 市川陸, 白方洗次, 田井翔一郎, 東野和幸(室蘭工大), 新井隆景(大阪府立大) 室蘭工大の小型超音速飛行実験機(オオワシ)の空力設計および空力評価, 北大-JAXA連携企画講演会・第14回HASTIC学術講演会, 北大, 2017年3月7日.
- [28] 白方洗次, 溝端一秀, 石上幸哉, 三浦壮晃, 塩野経介(室蘭工大), 新井隆景(大阪府立大)
- [29] 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.
- [30] 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.
- [31] 上羽正純, 高橋康平, 鎌田智寛, 高久雄一(室蘭工大),
- [32] 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.
- [33] 石原眞優, 湊亮二郎, 中田大将, 今井良二, 東野和幸(室蘭工大)
- [34] 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.
- [35] 岡田空悟, 中田大将, 安田一貴, 東野和幸(室蘭工大)

- [36] 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。
- [37] 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.
- [38] 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.
- [39] 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.
- [40] 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.
- [41] 今村卓哉，後藤翔，劉思博，今井良二，杉岡正敏，東野和幸，AI/水反応推進系における水タンク内液体マネジメント技術に関する研究，日本航空宇宙学会北部支部創立30周年記念2017年講演会ならびに第18回再使用型宇宙推進系シンポジウム，仙台（東北大学），2017.3.16-17.
- [42] 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.
- [43] 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
- [44] 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

2008～2015 年度

査読付き学術誌

- [1] 棚次亘弘, 「室蘭工業大学における航空宇宙分野の実践教育」, 工学教育, 第 56 巻, 第 5 号, pp.79-83, 2008.
- [2] 湊亮二郎, 溝端一秀, 桑田耕明, 「吸込み式超音速風洞におけるスターティングロードの計測と供試体の挙動」, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.56, No.659, pp.580-589, 2008.
- [3] 吹場活佳, 井上翔, 佐藤哲也, 大久保英敏, 「予冷ターボジェットエンジンにおけるジェット噴射を用いた熱交換器の除霜」, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.56, No. 657, pp. 464-470, 2008.
- [4] 渡邊真也, 湊亮二郎, 「多数非劣解集合からの設計支援手法の開発ージェットエンジン最適化を通して」, 人工知能学会論文誌, 24 巻 1 号, 2009.
- [5] Katsuyoshi Fukiba, Shou Inoue, Hidetoshi Ohkubo and Tetsuya Sato, “A New Defrosting Method Using Jet Impingement for Precooled Turbojet Engines”, *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Volume 23, Number 3, pp. 533-542, 2009.
- [6] 東野和幸, 杉岡正敏, 小林隆夫, 湊亮二郎, 丸祐介, 笹山容資, 大塚雅也, 牧野隆, 坂口裕之, 「LNG ロケットエンジンのコーキング特性に関する基盤研究」, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 57, pp. 210-216, 2009.
- [7] Nishizawa, A., N. Tokugawa and Takagi, S., ”Critical Reynolds number off the attachment-line boundary layer on a yawed cylinder”, *Fluid Dynamics Research*, Vol. 41, No.3, June (2009) pp.385-392.
- [8] Atobe, T., Tuinstra, M., and Takagi, S., “A study on airfoil tonal noise generation in resonant environments”, *Transactions of Japan Society of Aeronautical and Space Sciences*, Vo.52, No.176 (2009) pp.74-80.
- [9] Takagi, S. and Konishi, Y., ”Suppression of Trailing-Edge Noise Emitted by Two- Dimensional Airfoils”, *Transactions of Japan Society of Aeronautical and Space Sciences*, Vol.53, No.179(2010), pp.19-23.
- [10] Minato, R, Mizobata, K., and Kuwada, K., “Experimental Measurements of Starting Loads and Model behaviors in the Indraft Supersonic Wind Tunnel”, *Transaction of the Japan Society for Aeronautics and Space Science* Vol.53, No.179(2010), pp.54-62.
- [11] 東野和幸, 杉岡正敏, 小林隆夫, 境昌弘, 湊亮二郎, 「LNG ロケットエンジンのサルファータック及びコーキングに関する基礎的研究」, 日本航空宇宙学会論文集, vol57, No.670(2010), pp.445-452.
- [12] 東野和幸, 杉岡正敏, 小林隆夫, 湊亮二郎, 大屋俊輔, 笹山容資, 「グラフィイトコーティングを利用した再生冷却型 LNG ロケットエンジンのコーキング抑制」, 日本航空宇宙学会論文集, vol58, No.676(2010), pp.138-145.
- [13] Takagi, S. and Konishi, Y., "On the Frequency Selection Mechanism of Airfoil Trailing-Edge Noise", *Journal of Aircraft*, Vol. 47, No.4, (2010) pp.1111-1116.
- [14] 東野和幸, 駒崎慎一 (室蘭工大), 木元健一 (IHI), 坂口裕之 (IHI エアロスペース), 石橋利幸 (NEGENT), 「ロケット燃焼室におけるニッケル電鍍特性向上に関する基礎研究」, 日本航空宇宙学会論文集, vol58, No.676(2010), pp.146-151.

- [15] 吹場活佳, 坪井伸幸, 小林弘明, 「ノーズコーンをもつ超音速機の壁面圧力を用いた機体姿勢およびマッハ数計測に関する数値解析」, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.58, No. 676(2010), pp. 130-137.
- [16] 廃アルミニウムからの水素製造, 神田康晴, 上道芳夫, 杉岡正敏, 化学工学, 74 巻, 2 号, p.60-62(2010)
- [17] Y. Kanda, C. Temma, K. Nakata, T. Kobayashi, M. Sugioka, Y. Uemichi, "Preparation and performance of noble metal phosphides on silica as new hydrodesulfurization catalysts", Applied Catalysis A:General, Vol.386, pp.171-178, 2010.
- [18] Tetsuya Sato, Hideyuki Taguchi, Hiroaki Kobayashi, Takayuki Kojima, Katsuyoshi Fukiba, Daisaku Masaki Keiichi Okai, Kazuhisa Fujita, Motoyuki Hongo, Shujiro Sawai, "Development study of a precooled turbojet engine", Acta Astronautica, Volume 66, Issue 7-8s, April-May 2010, pp. 1169-1176.
- [19] Akira Iwakawa, Daisuke Nakata, and Hitoshi Kuninaka, "Experimental Study of a Two-Dimensional Applied Field Magnetoplasmadynamic Thruster," Aerospace Technology Japan, Vol. 8 (2010) pp.Pb_13-Pb_17, 2010.
- [20] Y. Kasaba, A. Kumamoto, K. Ishisaka, H. Kojima, K. Higuchi, A. Watanabe, and K. Watanabe, "Development of stiff and extensible electromagnetic sensors for space missions," Advances in Geosciences, Solar & Terrestrial Science, Vol.21, pp.447-459, (2010)
- [21] 神田康晴, 小林隆夫, 上道芳夫, 杉岡正敏, 「廃アルミニウムによる新規水素製造法の開発—アルミニウム廃材を用いた水素製造法のスケールアップについて—」, 配管技術, Vol.53, No.1, pp.7-11(2011).
- [22] Daisuke Nakata, Kyoichiro Toki, Ikkoh Funaki, Hitoshi Kuninaka, "Performance of ThO₂-W, Y₂O₃-W and La₂O₃-W cathodes in Quasi-Steady Magnetoplasmadynamic Thrusters", Journal of Propulsion and Power, Volume 27, Number 4, Jul. – Aug. 2011. pp. 912-915..
- [23] Asai, M., Inasawa, A., Konishi, Y., Hoshino, S. and Takagi, S.: "Experimental investigation of the instability of wakes of axisymmetric streamline body", *Journal of Fluid Mechanics*, 675 (2011), pp. 574-595.
- [24] 笹山容資, 境昌宏, 小林隆夫, 杉岡正敏, 東野和幸, 東伸幸, 青木賢司, 小林完, 沖田耕一, 「LNGロケットエンジンにおけるサルファアタック防止に関する研究 -特に金メッキの特性評価-」, 日本航空宇宙学会論文集, 59 No.688 (2011), pp.138-145.
- [25] Yasuharu KANDA, Shinji KONDO, Shunsuke OOYA, Takao KOBAYASHI, Yoshio UEMICHI, Kazuyuki HIGASHINO and Masatoshi SUGIOKA, "Green Hydrogen Production by Mechanical Mixing of Aluminum with Water", Journal of Chemical Engineering of Japan, Vol.44, No.10, pp803-808, 2011
- [26] T. Ikeda, T. Atobe and S. Takagi: Direct simulations of trailing-edge noise generation from two-dimensional airfoils at low-Reynolds numbers, *Journal of Sound and Vibration*, 331 (2011) pp. 556–574.
- [27] M.Ohira, T.Umaba, S.Kitazawa, H.Ban, M.Ueba, "Experimental Characterization of Microwave Radio Propagation in ICT Equipment for Wireless Harness Communications", IEEE Transactions on Antennas and Propagation, Vol.50, No.12, Dec. 2011, pp.4757-4765

- [28] 東野和幸, 杉岡正敏, 棚次亘弘, 湊亮二郎, 笹山容資, 磯田浩志, 「熱分解吸熱反応燃料の吸熱量の測定と評価」, 日本航空宇宙学会論文集, 60 No.3 (2012), pp.115-120
- [29] 寺島 修, 大西 一弘, 酒井 康彦, 長田 孝二, 高木 正平; 定温度型熱線流速計の周波数応答特性を向上させる試み, 日本機械学会論文集 (B 編), 78 巻, 788 号 (2012-4), pp. 862-866.
- [30] Daisuke Nakata, Ami Kozu, Jun Yajima, Kenji Nishine, Kazuyuki Higashino and Nobuhiro Tanatsugu, "Predicted and Experimented Acceleration Profile of the Rocket Sled, " *Aerospace Technology Japan*, Vol. 10, No. ists28, pp. Ta_1-Ta_5, 2012
- [31] Itoh, N., Takagi, S. and Ikeda T., "Instability and frequency selection of the wake behind a flat plate", *Transactions of the Japan Society for Aeronautics and Space Science*, Vol.55, No.6(2012)356-363.
- [32] Y. Ogi, K. Higuchi and K. Ishimura: "Effect of Attachment Errors of Flexible Appendages on the Spin Axis of a Rigid Body, " *ISTS Special Issue, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, Vol.10, No.ists28, 2012, pp. Pc_7-Pc_12.
- [33] Kosei ISHIMURA, Tsuneo KII, Keiji KOMATSU, Ken GOTO, Ken HIGUCHI, Kazuro MATSUMOTO, Shoichi IIKURA, Makoto YOSHIHARA, Masaharu TSUCHIYA, "Shape Prediction of Large Deployable Antenna Structure on Orbit, " *TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN*, Vol.10, No.ists28, pp.Pc_35-Pc_40, (2012).
- [34] Hiroshi KAWAMURA, Takashi IWASA, Keita UNEMITSU, Ryo SUGIYAMA, Naoko KISHIMOTO, Ken HIGUCHI, Motoharu FUJIGAKI and Takayuki SHIOKAWA, "Visualization on Formation Process of Wrinkling Phenomena on Thin Membranes Using Grating Projection Method and Investigation on Their Nonlinear Mechanical Properties, " *TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN*, Vol.10, No.ists28, pp.Pc_91-Pc_97, (2012).
- [35] 岩佐貴史, 采光啓太, 杉山 遼, 岸本直子, 樋口 健, 藤垣元治, 塩川貴之: 格子投影法によるポリイミドフィルムの表面形状計測, *航空宇宙技術*, Vol.11, pp.69-78, (2012).
- [36] 高木正平, 山谷直広, 伊藤信毅: 人工音響ループによる二次元噴流不安定波周波数の制御, *日本航空宇宙学会論文集*, 第 61 巻, 3 号, pp.57-63, (2013)
- [37] 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.
- [38] 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.
- [39] 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.

- [40] 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. Pg 5-Pg 10, 2014.
- [41] 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.
- [42] 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.
- [43] 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 卷 5 号, pp.149-156, 2014.
- [44] 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 卷, 4 号, pp.136-142, 2014.
- [45] 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
- [46] 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 卷, 9 号, pp29-34, 2014.
- [47] 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.
- [48] 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.
- [49] 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.
- [50] 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.
- [51] 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)
- [52] 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>.

- [53] 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>]
- [54] 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
- [55] 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
- [56] 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.
- [57] 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
- [58] 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
- [59] 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
- [60] Minato, R., "Advantage of Ethanol Fuels for Gas Generator Cycle Air Turbo Ramjet Engine" Aerospace Science and Technology Vol.50, (2016) pp.161-172.
- [61] 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,

国際会議発表論文

- [1] Minato, R., Arai, T., Himeno, T., Kobayashi, H., Mizobata, K. and Tanatsugu, N., “Off-design Analysis of Turbojet Engine for Supersonic Unmanned Plane”, Asian Joint Conference on Propulsion and Power, Kitakyushu, 2005.
- [2] Kaneko, H., Minato, R., Arai, T., Himeno, T., Kobayashi, H., Mizobata, K. and Tanatsugu, N. “Performance Analysis of Turbojet Engine with After Burner for Supersonic Unmanned Vehicle”, Asian Joint Conference on Propulsion and Power, Kitakyushu, 2005.
- [3] Minato, R., Niioka, T., Sugiyama, H. and Mizobata, K., “Numerical Analysis of Supersonic Combustion by a Plasma Torch, ” 13th AIAA/CIRA International Conference on Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, AIAA Paper 2005-3424, Naples, Italy, 2005.
- [4] Minato, R., Arai, T., Himeno, T., Kobayashi, H., Mizobata, K. and Tanatsugu, N. “Preliminary Analysis of Turbojet Engine at Off-design Condition for Subscale Supersonic Unmanned Plane, ” 13th AIAA/CIRA International Conference on Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, AIAA Paper 2005-3415, Naples, Italy, 2005.
- [5] Arai, T., Mizobata, K., Minato, R., Tanatsugu, N, Mori, Y. and Kudo, T., “Correlation between Fluctuation of Mass Flux and Hydrogen Concentration in Supersonic Mixing, ” 13th AIAA/CIRA International Conference on Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, AIAA Paper 2005-3236, Naples, Italy, 2005.
- [6] Mizobata, K., Minato, R., Kimura, H., Arai, T., Sugiyama, H., and Tanatsugu, N., “Development Study on a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle with Air-breathing Propulsion, ” 13th AIAA/CIRA International Conference on Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, AIAA Paper 2005-3347, Naples, Italy, 2005.
- [7] Minato, R., Tokura, I., Tanatsugu, N., Himeno, T., Kojima, T., Kobayashi, H., “Preliminary Design of a Small-Scale Turbojet Engine for a Supersonic Flight Experimental Vehicle.” 25th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS 2006-g-22, Kanazawa, 2006.
- [8] Kazuhide Mizobata, Ryojiro Minato, Nobuhiro Tanatsugu, Hiroyuki Kimura, Takehiro Himeno, Hiroaki Kobayashi, Takayuki Kojima, Sigeru Aso, Yasuhiro Tani, Takakage Arai, “Development Study on a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle with Jet Propulsion in Cooperation between Universities”, 14th AIAA/AHI Space Plane and Hypersonic System and Technologies Conference, AIAA-2006-7985, Canberra, Australia, 2006.
- [9] H. Kimura, S. Hada, K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, “Flight Trajectory Analysis of a Small-scale Supersonic Flight Experimental Vehicle”, 25th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS 2006-g-21, Kanazawa, 2006.
- [10] Minato, R., Tanatsugu, N., Mizobata, K., Kojima, T., Kobayashi, H., “Development of Turbojet Engine for Supersonic Unmanned Plane”, 14th AIAA/AHI International Conference on Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, AIAA Paper 2006-8145, Canberra, Australia, 2006.
- [11] Mizobata, K., Minato, R., Tanatsugu, N., Kimura, H., Hada, S., Kudo, M., et al., “Development Study on a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle with Jet Propulsion in

- Cooperation between Universities”, KSAS-JSASS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, Busan, Korea, 2006.
- [12] Minato, R., Ota, T., Fukutomi, K., Tanatsugu, N., Mizobata, K., Kojima, T., Kobayashi, H. “Development of Turbojet Engine for Supersonic Unmanned Plane”, KSAS-JSASS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, Busan, Korea, 2006.
- [13] Minato, R., Ota, T., Fukutomi, K., Tanatsugu, N., Mizobata, K., Kojima, T., Kobayashi, H., “Development of Counter Rotating Axial Fan Turbojet Engine for Supersonic Unmanned Plane”, Joint Propulsion Conference, AIAA Paper 2007-5023, Cincinnati, America, 2007.
- [14] Minato, R., Himeno, T., Kojima, T., Kobayashi, H., Taguchi, H., Tetsuya Sato, T., Arai, T., Mizobata, K., Sugiyama, H., Tanatsugu, N. “Development of Counter Rotating Axial Fan Turbojet Engine for Supersonic Unmanned Plane at Muroran Institute of Technology”, International Gas Turbine Congress, Tokyo, 2007.
- [15] K. Higashino, M. Sugioka, T. Kobayashi, R. Minato, Y. Maru, Y. Sasayama, M. Otsuka, T. Makino, and H. Sakaguchi, “Fundamental Study on Coking Characteristics of LNG Rocket Engines,” AIAA-2008-4753, AIAA/SME/ASME/ASEE 44th Joint Propulsion Conference & Exhibit, July 20-23, Hartford, 2008.
- [16] Watanabe, S. and Minato, R., “Development of a Design Support System that can Efficiently Utilize Non-Dominated Solutions,” Joint 4th International Conference on Soft Computing and Intelligent Systems and 9th. International Symposium on advanced Intelligent Systems (SCIS & ISIS 2008), CD-paper, 2008.
- [17] Minato, R., “Study of Subscale Turbojet Engine for Supersonic Unmanned Plane in Muroran Institute of Technology”, International Symposium of Advanced Engineering, Pusan, 2009.
- [18] K. Higashino, M. Sugioka, T. Kobayashi, R. Minato, Y. Maru, Y. Sasayama, M. Otsuka, T. Makino, and H. Sakaguchi, “Fundamental Study on Coking Characteristics of LNG Rocket Engines,” AIAA-2008-4753, AIAA/SME/ASME/ASEE 44th Joint Propulsion Conference & Exhibit, July 20-23, 2008, Hartford.
- [19] Fukiba, K., Tsuboi, N, and Minato, R., 「Numerical Study on the Heat Transfer of the flow with Endothermic Chemical Reaction」, AIAA-2009-5461, AIAA Joint Propulsion Conference 2009, Denver, 2009.
- [20] Fukiba, K., Tsuboi, N., Kobayashi, H. and Hongoh, M., 「Flow Angles and Mach Number Measurement Using Surface Pressures on the Nose Cone」, 27th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS2009-g-15, Tsukuba, Japan, July 2009.
- [21] Ryojiro Minato, Kazuyuki Higashino, Masatoshi Sugioka, Takao Kobayashi, Shunsuke, Ooya, Yosuke, Sasayama (Muroran Institute of Technology), “LNG Rocket Engine with Coking Inhibited Regenerative Cooling System,” 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA-2009-7392(2009).
- [22] Yoshida, K., Sugiura, H., Ueda, Y., Ishikawa, H., Tokugawa, N., Atobe, A., Takagi, S., Arnal, D., Archambaud, Jean-Pierre and Seraude, A. “Experimental and numerical research on boundary layer transition analysis at supersonic speed: JAXA-ONERA cooperative research project”, JAXA-RR-08-007E, March 2009.
- [23] Y. Kanda, S.Ooya, T. Kobayashi, Y.Uemichi, K. Higashino, M. Sugioka, “Hydrogen

- production reaction of aluminum with water using stainless steel reactor, ” Joint Seminar on Environmental Science and Disaster Mitigation Research 2010(JSED2010), Muroran Institute of Technology, 10 March 2010, Poster P-22B, Abstract book p.52-53.
- [24] Takashi Sakai and Shohei Takagi, “On the Strouhal number behind a series of symmetrical airfoils at low Reynolds number.”, The Thailand-Japan International Symposium in Industrial Engineering, Mechanical Engineering and Robotics 2010, Chiang Mai, Thailand (11/22-23, 2010).
- [25] Kazuhide MIZOBATA, Ryojiro MINATO, Katsuyoshi FUKIBA, Kazuyuki HIGASHINO and Nobuhiro TANATSUGU, “Design of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle as a Flying Test Bed and Construction of its Prototype for Subsonic Flights, ” 3rd Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (14th Australian International Aerospace Congress), Melbourne Convention Centre, Melbourne, Australia, Feb 28-March 3, 2011.
- [26] Y. Kanda, S.Ooya, T. Kobayashi, Y.Uemichi, K. Higashino, M. Sugioka, “Development of green hydrogen production using aluminum and water, ” Joint Seminar on Environmental Science and Disaster Mitigation Research 2011(JSED2011), Muroran Institute of Technology, 9 March 2011, Poster P-B-2, Abstract book p.62-63.
- [27] Kazuhide MIZOBATA, Ryojiro MINATO, Katsuyoshi FUKIBA, Kazuyuki HIGASHINO, and Nobuhiro TANATSUGU, “Development of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle as a Flying Test Bed, ” 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, San Francisco, CA, USA, 11-14 April 2011-2289
- [28] Takagi S., Nishizawa A., and Itoh N., Dispersive Disturbances due to Cross-Flow and Streamline- Curvature Instabilities in 3-D Boundary Layers, Hawaii, June 4-7, 2011.(Invited)
- [29] Yuichi Noguchi, Yasuhiro Ishikawa, Takashi Makino, Yosuke Sasayama, Kazuyuki Higashino, “The Result of the Single Element Firing Tests of the Supercritical LOX/methane Coaxial Injector, ” ISTS, 2011
- [30] Daisuke Nakata, Ami Kozu, Jun Yajima, Kenji Nishine, Kazuyuki Higashino and Nobuhiro Tanatsugu, “Predicted and Experimented Acceleration Profile of the Rocket Sled, ” A-01 (oral) The 28th International Symposium on Space Technology and Science, Okinawa, Japan, 2011
- [31] Toru TSUKANO, “Thermal Energy Storage System for Stirling Cycle Electric Generator in Orbit” q06s(oral) The 28th International Symposium on Space Technology and Science, Okinawa, Japan, 2011
- [32] Ken Goto, Tsuneo Kii, Keisuke Yoshihara, Kosei Ishimura, Keiji Komatsu, Ken Higuchi, Taro Maruyama, Yuichi Ikeda, Kazuro Matsumoto, Makoto Yoshihara, Masaharu Tsuchiya, “Long Term Durability of a Rib and Cable Tensioned Structure for High Accuracy Large Deployable Antenna Reflector, ” 28th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), 2011-c-12, Ginowan, Okinawa, (2011.6.5-6.12).
- [33] Hiroshi Kawamura, Takashi Iwasa, Keita Unemitsu, Ryo Sugiyama, Naoko Kishimoto, Ken Higuchi, Motoharu Fujigaki, Takayuki Shiokawa, “Visualization on Formation Process of Wrinkling Phenomena on Thin Membranes using Grating Projection Method and Investigation on Their Nonlinear Mechanical Properties, ” 28th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), 2011-c-43, Ginowan, Okinawa, (2011.6.5-6.12).
- [34] Yoshiro Ogi, Ken Higuchi, Kosei Ishimura, “Effect of Attachment Errors of Flexible Appendages on the Spin Axis of a Rigid Body, ” 28th International Symposium on Space

- Technology and Science (ISTS), 2011-c-43, Ginowan, Okinawa, (2011.6.5-6.12).
- [35] Kosei Ishimura, Tsuneo Kii, Keiji Komatsu, Ken Goto, Ken Higuchi, Kazuro Matsumoto, Shoichi Iikura, Makoto Yoshihara, Masaharu Tsuchiya, "Shape Prediction of Large Deployable Antenna Structure on Orbit," 28th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), 2011-c-45, Ginowan, Okinawa, (Okinawa Convention Center) (2011.6.5-6.12).
- [36] Yasuharu Kanda, Yoshio Uemichi, Kazuyuki Higashino, Masatoshi Sugioka, "New hydrogen production by mechano-chemical reaction of aluminum with water," The 8th Pacific Conference on Sustainable Energy & Environmental Technologies (APSCEET 2011), The University of Adelaide, S.A. Australia(採択済み), 10-13 July, 2011.
- [37] Minato, R, Kato, D. Higashino, K., Tanatsugu, N "Development Study on Counter Rotating Fan Jet Engine for Supersonic Flight" ISABE 2011-1233, Gothenburg, Sweden, 2011.
- [38] Minato, R, Higashino, K. and Tanatsugu, N. "Design and Performance Analysis of Bio-Ethanol Fueled GG-cycle Air Turbo Ramjet Engine" AIAA Science Meeting 2012, Nashville, Tennessee, USA 2012.
- [39] Daisuke Nakata, Jun Yajima, Kenji Nishine, Kazuyuki Higashino and Nobuhiro Tanatsugu, "Research and Development of High Speed Test Track Facility in Japan," AIAA Science Meeting 2012, Nashville, Tennessee, USA 2012.
- [40] Masatoshi Sugioka, Kazuyuki Higashino, Yoshio Uemichi, Yasuharu Kanda, "Production of Green Hydrogen by Mechanical Mixing of Aluminum with Water using Stainless Steel Reactor" 14th Asia Pacific Confederation of Chemical Engineering Congress (APCCHE2012), 21-24 February, 2012, Singapore
- [41] Masatoshi Sugioka, Kazuyuki Higashino, Tadashi Momono, Yoshio Uemichi, and Yasuharu Kanda, "Development of Green Hydrogen Production in Muroran-IT" JSED2012, 9 March, 2012, Muroran
- [42] Ryojiro Akiba, Nobuhiro Tanatsugu, "A Vision of Future Space Transportation Systems", 13th International Space Conference of Pacific-basin Societies(ISCOPS), Kyoto, (2012.5.15-18)
- [43] K. Mizobata, R. Minato, K. Higashino, and N. Tanatsugu, "Development of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle as a Flying Test Bed," 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Brisbane, Australia, September 24-28, 2012.
- [44] Masatoshi Sugioka, Kazuyuki Higashino, Yoshio Uemichi and Yasuharu Kanda, "Production of Green Hydrogen by Reaction of Aluminum and Water" 19th Regional Symposium of Chemical Engineering Congress (RSCE2012), 7-8 November, 2012, Bali, Indonesia.
- [45] Masatoshi Sugioka, Kazuyuki Higashino, Kohki Satoh and Yasuharu Kanda, "Development of Green Hydrogen Production by Reaction of Aluminum and Water" International Symposium on Chemical and Bioprocess Engineering 2013
- [46] Atsushi Ishikawa, Ryoji Imai, Takahiro Tanaka, Measurement of Two-Phase Cross-Flow of SF6 Gas-Water in Horizontal Tube Bundle, The 15th International Topical Meeting on Nuclear Reactor Thermal-Hydraulics, Pisa, Italy, May 2013.
- [47] Kazuyuki Higashino, Masatoshi Sugioka, Shuntaro Izumi, Toshiyuki Terada, Noboyuki Azuma, Teiu Kobayashi, "Study on Material Compatibility for Bioethanol Fueled Rocket Engine" a30 The 29th International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya, Aichi, Japan, 2013

- [48] Kazuhide Mizobata, Ryojiro Minato, Ken Higuchi, Masazumi Ueba, Syohei Takagi, Daisuke Nakata, Kazuyuki Higashino, Nobuhiro Tanatsugu, "Development of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle as a Flying Test Bed for Future Space Transportation Research," 2013-o-3-02, The 29th International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya, Aichi, Japan, June 2013
- [49] Masazumi Ueba and Kazuhide Mizobata, "Study on landing control for a small-scale unmanned supersonic airplane," 2013-g-01, The 29th International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya, Aichi, Japan, June 2013
- [50] Nobukatsu Okuizumi, Yuki Ito, M.C.Natori, Nobuhisa Katsumata and Hiroshi Yamakawa, "Numerical Simulation of Stepwise Deployment of Membrane Structure with Booms using Multi-Particle Approximation Method" The 29th International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya, Aichi, Japan, 2013
- [51] Takahira AOKI, Ken HIGUCHI, Kazuki WATANABE, and SIMPLE Project Team, "Progress Report of SIMPLE Space Experiment Project on ISS Japan Experiment Module, " 2013-c-07, The 29th International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya, Aichi, Japan, June 2013.
- [52] 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, " 2013-c-09, The 29th International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya, Aichi, Japan, June 2013.
- [53] Daisuke NAKATA, Nobuhiro TANATSUGU, Kazuyuki HIGASHINO, Ken HIGUCHI, Takeshi TSUCHIYA and Takehiro HIMENO "Rocket Sled Track Facility as a Test Platform and Launch Assist of Space Planes", Ground Based Space Facility conference, Paris, 2013
- [54] Ryojiro Minato, Kazuhide Mizobata, Kazuyuki Higashino, Nobuhiro Tanatsugu, "Characteristics of Bio-Ethanol Fueled GG-cycle Air Turbo Ramjet Engine for Supersonic UAV along Flight Trajectory", 49th Joint Propulsion Conference, San Jose, 2013
- [55] Ryojiro Minato, Kazuyuki Higashino, Nobuhiro Tanatsugu, "Design and Development of Bio-Ethanol Fueled GG-cycle Air Turbo Ramjet Engine for Supersonic UAV" 21st International Society for Air Breathing Engines, Busan, Korea, 2013.
- [56] Takagi, S., and Ueda, Y. : Active control of flow separation on an airfoil wing with the use of a row of vortex generators, The 14th Asian Congress of Fluid Mechanics (14ACFM), Hanoi and Halong, Vietnam, (10/15-19, 2013)
- [57] Nobuhisa Katsumata, Masaaki Kaimori, Ken Higuchi, M.C. Natori, Hiroshi Yamakawa, "Deployment Characteristics of Braided Coated Bi-Convex tape Booms partly used SMA for Deployable Membrane Structures, " 24th International Conference on Adaptive Structures and Technologies (ICAST2013), October 7-9, 2013, Aruba.
- [58] Kazuhide MIZOBATA, Ryojiro MINATO, Kazuyuki HIGASHINO, and Nobuhiro TANATSUGU, "Aerodynamic Characterization of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle with a Cranked-arrow Main Wing and Tails by Wind-tunnel and Flight Tests," The 2013 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Nov. 20-22, 2013, Takamatsu, JAPAN.

- [59] Ohtateme, Y. and Takagi, S.: On frequency-selection mechanism of vortex street behind 2-D airfoil, Joint Symposium on Mechanical - Industrial Engineering, and Robotics 2013(MIER2013), (Chiang Mai, 11/15-16).
- [60] 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.
- [61] 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.
- [62] 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.
- [63] 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.
- [64] 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.
- [65] 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).
- [66] Kazuhide MIZOBATA, Yoshihiro Suzuki, Sakae Oishi, 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.
- [67] 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.
- [68] 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.
- [69] 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.
- [70] 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.
- [71] 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.
- [72] 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.
- [73] 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.
- [74] 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.
- [75] 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
- [76] 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
- [77] Masazumi Ueba, Kouhei Suzaki, Takatoshi Sugiyama, “Study on hybrid satellite tracking antenna control system using torque compensation methods for small-vessels “ 30th International Symposium on Space Technology and Science, 2015- j -09, 2015 July 4-10, Kobe
- [78] 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.
- [79] 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.
- [80] 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.
- [81] 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.

- [82] 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.

国内学会発表論文

- [1] 棚次亘弘, 「世界と我が国の宇宙輸送機開発の近況と, 大学主導による超音速飛行実験計画」, 第2回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2005年3月.
- [2] 溝端 一秀, 湊亮二郎, 新井隆景, 木村博幸, 金子広樹, 棚次亘弘, 「超音速飛行実験のための小型ターボジェットエンジンと小型有翼機体の概念設計」, 第2回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2005年3月.
- [3] 棚次亘弘, 溝端一秀, 杉山 弘, 「航空宇宙機システム研究センター」設立について」, 日本航空宇宙学会第39期年会講演会, 調布, 2005年4月.
- [4] 木村博幸, 羽田尚太, 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次亘弘, 「小型超音速無人飛行機の飛行経路解析」, 第49回宇宙科学連合講演会, 広島, 2005年11月.
- [5] 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次亘弘, 木村博幸, 姫野武洋, 小林弘明, 小島孝之, 麻生 茂, 谷 泰寛, 新井隆景, 「大学連携による小型超音速無人飛行機の開発構想」, 第49回宇宙科学連合講演会, 広島, 2005年11月.
- [6] 谷 泰寛, 麻生 茂, 井上慶, 山口耕平, 伊藤睦高, 宮澤宏章, 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次亘弘, 木村博幸, 羽田尚太, 本郷素行, 「小型超音速無人飛行機の機体空力設計と風洞試験」, 第49回宇宙科学連合講演会, 広島, 2005年11月.
- [7] 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次亘弘, 木村博幸, 姫野武洋, 小林弘明, 小島孝之, 麻生茂, 谷泰寛, 新井隆景, 「大学連携による小型超音速無人飛行機の開発構想」, 第3回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2006年3月.
- [8] 湊亮二郎, 戸倉郁夫, 棚次亘弘, 姫野武洋, 小島孝之, 小林弘明, 「小型超音速無人飛行機のための小型ターボジェットエンジンの予備設計」, 第3回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2006年3月.
- [9] 木村博幸, 羽田尚太, 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次亘弘, 谷泰寛, 麻生茂, 入門朋子, 本郷素行, 「小型超音速無人飛行機の機体空力設計, 風洞試験, および飛行性能予測」, 第3回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2006年3月.
- [10] 羽田 尚太, 「小型超音速飛行実験のための有翼機体の空力設計と風試結果」, 平成18年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2006年1月18-19日.
- [11] 棚次亘弘, 「室蘭工業大学における航空宇宙工学の実践研究」, 第5回 宇宙ミッションシンポジウム, JAXA 航空宇宙技術研究センター, 平成19年8月28日
- [12] 丸 祐介, 工藤摩耶, 笹山容資, 桑田耕明, 溝端一秀, 坪井伸幸, 「機体系および飛行システム技術: 小型超音速飛行実験の空力設計と軌道最適化」, 第51回宇宙科学技術連合講演会, 札幌, 2007年10月29-31日.
- [13] 溝端 一秀, 棚次 亘弘, 東野 和幸, 湊 亮二郎, 「室蘭工大における航空宇宙機の基

- 盤研究(3) 機体系および飛行システム技術), 第 51 回宇宙科学技術連合講演会, 札幌, 2007 年 10 月 29-31 日.
- [14] 東野和幸, 杉岡正敏, 小林隆夫, 湊亮二郎, 丸祐介, 笹山容資, 大塚雅也, 牧野隆, 坂口裕之, 「推進系基盤技術: LNG ロケットエンジンのコーキング (炭素析出) 特性に関する基盤研究」, 第51回宇宙科学技術連合講演会, 札幌, 2007年10月29-31日.
- [15] 棚次亘弘, 東野和幸, 溝端一秀, 湊亮二郎, 「室蘭工大における航空宇宙機の基盤研究 (1) その意義と構想」, 第51回宇宙科学技術連合講演会, 札幌, 2007年10月29-31日.
- [16] 東野和幸, 棚次亘弘, 湊亮二郎, 「室工大における航空宇宙機の基盤研究 (2) 推進系基盤技術」, 第51回宇宙科学技術連合講演会, 札幌, 2007年10月29-31日.
- [17] 湊亮二郎, 竹田広人, 西村宗真, 溝端一秀, 東野和幸, 棚次亘弘, 太田豊彦, 「小型超音速機用反転軸流ファンの性能解析」, 第51回宇宙科学技術連合講演会, 札幌, 2007年10月.
- [18] 丸祐介, 宮瀬宗彦, 安田有佑, 棚次亘弘, 溝端一秀, 「高速走行軌道装置構想と予備的走行実験」, 平成 19 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2007 年 1 月.
- [19] 工藤摩耶, 棚次亘弘, 溝端一秀, 丸祐介, 笹山容資, 桑田耕明, 新井隆景, 楠亀拓也, 久保良介, 坪井伸幸, 「小型超音速飛行実験機の空力設計と空力性能評価」, 平成 19 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2007 年 1 月 28-29 日.
- [20] 棚次亘弘, 「室蘭工業大学における航空宇宙工学の実践研究」, 第 5 回 宇宙ミッションシンポジウム, 調布, 2007 年 8 月.
- [21] 東野和幸, 杉岡正敏, 小林隆夫, 湊亮二郎, 丸祐介, 笹山容資, 大塚雅也, 「次世代型ロケット用燃料としてのメタンの特性」, 第 8 回北海道エネルギー資源環境研究発表会, 札幌, 2008 年 1 月.
- [22] 東野和幸, 杉岡正敏, 日比野政裕, 小林隆夫, 笹山容資, 大屋俊輔, 立川藍子, 三輪峻之, 「次世代型ロケット用燃料としての LNG の特性」, 第 9 回北海道エネルギー資源環境研究発表会, 北海道大学 学術交流会館, 平成 20 年 2 月 3 日
- [23] 溝端一秀, 東野和幸, 湊亮二郎, 新井隆景, 「FTB としての小型超音速飛行実験機の構想」, 日本航空宇宙学会第 39 期年会講演会, 調布, 2008 年 4 月.
- [24] 東野和幸, 杉岡正敏, 小林隆夫, 境昌宏, 湊亮二郎, 笹山容資, 大塚雅也, 沖田耕一, 青木賢司, 川島秀人, 東伸, 「LNG ロケットエンジンにおけるサルファアタック・コーキングに関する基礎研究」, 第 52 回 宇宙科学技術連合講演会, 淡路島, 2008 年 11 月 5-7 日.
- [25] 東野和幸, 駒崎慎一, 笹山容資 (室工大), 木元健一 (IHI), 坂口裕之 (IHIエアロスペース), 石橋利幸 (NEGENT), 「ロケット燃焼室におけるニッケル電鍍特性向上に関する基礎研究」, 第52回宇宙科学技術連合講演会, 淡路島, 2008年11月5日~7日
- [26] 湊亮二郎, 溝端一秀, 桑田耕明, 「超音速風洞試験におけるスターティングロードの計測と推算」, 第 52 回宇宙科学技術連合講演, 淡路, 2008 年 11 月.
- [27] 吹場活佳, 坪井伸幸, 小林弘明, 「円錐状ノーズコーンをもつ超音速機の壁面圧力計測による機体姿勢の算出」, 平成 20 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 2008 年 12 月.
- [28] 坪井伸幸, 吹場活佳, 「前処理法による非定常圧縮性低速流れの数値解析」, 宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 2008 年 12 月.

- [29] 坪井伸幸, 吹場活佳, “超臨界燃焼流れにおける数値解析, 「低速高レイノルズ数に対する解析とその課題」, 平成 20 年度科学研究費空力班シンポジウム, 嬉野, 2009 年 1 月
- [30] 溝端一秀, 湊亮二郎, 吹場活佳, 東野和幸, 棚次亘弘, 「FTB としての小型超音速飛行実験機の構想と予備的な亜音速機の試作」, 平成 20 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2009 年 1 月.
- [31] 吹場活佳, 前田大輔, 磯田浩志, 東野和幸, 湊亮二郎, 「吸熱反応を利用した再生冷却に関する基礎研究 一室蘭工業大学における取り組み」, 平成 20 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2009 年 1 月.
- [32] 桑田耕明, 笹山容資, 飯村拓哉, 渡辺侑也, 棚次亘弘, 溝端一秀, 吹場活佳, 坪井伸幸, 「小型無人超音速有翼機の横および方向の姿勢安定と操縦性に関する風洞試験」, 平成 20 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2009 年 1 月.
- [33] 坪井伸幸, 吹場活佳, 「超臨界燃焼流れにおける数値解析: 低速高レイノルズ数に対する解析とその課題」, 平成 20 年度科学研究費空力班シンポジウム, 嬉野, 2009 年 1 月
- [34] 東野和幸, 杉岡正敏, 日比野政裕, 小林隆夫, 笹山容資, 大屋俊輔, 立川藍子, 三輪峻之, 「次世代型ロケット用燃料としての LNG の特性」, 第 9 回北海道エネルギー資源環境研究発表会, 札幌, 2009 年 2 月.
- [35] 坪井伸幸, 吹場活佳, 嶋田徹, 「前処理法による非定常圧縮性低速流れの数値解析: ハイブリッドロケット燃焼器内流れの解析に向けて」, 第 49 回航空原動機・宇宙推進講演会, 長崎, 2009 年 3 月.
- [36] 安田有佑, 溝端一秀, 棚次亘弘, 神津亜実, 「サブスケール高速走行軌道装置を用いた予備的走行実験」, 第 6 回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2009 年 3 月.
- [37] 吹場活佳, 坪井伸幸, 小林弘明, “気球を用いた微小重力実験機による超音速飛行実験と機体姿勢計測”, 第 6 回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2009 年 3 月.
- [38] 高木正平: 「空力音と流れの不安定性」, 第 41 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム (基調講演), 6 月 18-19 日(2009), 宇宙航空研究開発機構.
- [39] 東野和幸, 杉岡正敏, 小林隆夫, 湊 亮二郎, 笹山容資, 大屋俊輔 (室蘭工大), 「次世代型ロケット燃料としての LNG の化学的特性」, 北海道支部夏季研究発表会 (2009-7)
- [40] 笹山容資, 杉岡正敏, 小林隆夫, 境昌宏, 東野和幸 (室蘭工大), 東伸幸, 青木賢司, 沖田耕一 (JAXA): LNG ロケットエンジンにおけるサルファアタック防止に関する研究—特に金メッキの特性評価—, 第 53 回宇宙科学技術連合講演会 (2009-9)
- [41] 東野和幸, 杉岡正敏, 小林隆夫, 湊 亮二郎, 大屋 俊輔, 笹山容資 (室蘭工大): グラファイトコーティングによる LNG ロケットエンジンの再生冷却管内のコーキング抑制”, 第 53 回宇宙科学技術連合講演会 (2009-9)
- [42] 成尾芳博, 徳留真一郎, 稲谷芳文 (JAXA), 東野和幸 (室蘭工大), 「高度制御/着陸誘導可能な加圧供給方式エンジンの開発」, 第 53 回宇宙科学技術連合講演会 (2009-9)
- [43] 塚野徹, 吹場活佳, 棚次亘弘 (室蘭工大), 「宇宙用スターリングサイクル発電機に関する実験的研究」, 第 53 回宇宙科学技術連合講演会 (2009-9)
- [44] 高木正平, 「二次元物体後流の安定性と空力音」, 平成 21 年度第 1 回流体工学研究会・懇話会 (依頼講演) (北大工学部), (11/27/2009).

- [45] 桑田耕明, 飯村拓哉, 酒井貴志, 溝端一秀, 中田大将, 吹場活佳, 高木正平, 東野和幸, 棚次亘弘 (室蘭工大), 丸 祐介 (JAXA), 「小型無人超音速機において エンジン流量特性が全機空力特性に及ぼす影響」, 平成 21 年度宇宙輸送シンポジウム (2010-1)
- [46] 安田有佑, 神津亜実, 矢島淳, 中田大将, 棚次亘弘, 吹場活佳 (室蘭工大), 「高速走行軌道装置の加減速に関する研究」, 平成 21 年度宇宙輸送シンポジウム (2010-1)
- [47] 石川昂紀, 小林隆夫, 神田康晴, 桃野 正, 東野和幸, 杉岡正敏(室工大), 「アルミニウム合金と水との反応による水素製造」, 第 10 回北海道エネルギー資源環境研究発表会 (2010-1)
- [48] 笹山容資, 湊 亮二郎, 境 昌宏, 小林隆夫, 杉岡正敏, 東野和幸 (室蘭工大), 「LNG ロケットエンジンにおけるサルファタック及びコーキングに関する研究」, 第 7 回 HASTIC 学術講演会, 北大, 2010 年 3 月 4 日
- [49] 前田大輔, 笹山容資, 湊 亮二郎, 小林隆夫, 杉岡正敏, 東野和幸, 棚次亘弘 (室蘭工大) 「E F としてのメチルシクロヘキサンの熱分解特性」, 第 7 回 HASTIC 学術講演会, 北大, 2010 年 3 月 4 日
- [50] 高津武人, 神津亜実, 安田有佑, 中田大将, 溝端一秀, 棚次亘弘 (室蘭工大) 「超音速小型実験機の研究開発と高速走行試験装置について」, 第 7 回 HASTIC 学術講演会, 北大, 2010 年 3 月 4 日
- [51] 棚次亘弘, 「大気中を高速度で飛行するための基盤技術の研究開発」, 日本航空宇宙学会北部支部講演会, JSASS-2010-H053, 東北大学, 2010 年 3 月 11 日
- [52] 片山範将, 石村康生, 宮崎康行, 樋口 健, 「マルチセルインフレータブルサンドイッチパネルの曲げ特性に関する研究」, 第 52 回構造強度に関する講演会, 1A17, (JSASS-2010-3020), 鳥取, pp.49-51, (2010.7).
- [53] 塩路義行, 樋口 健, 岸本直子, 藤垣元治, 塩川貴之, 森本吉春, 「格子投影法によるメッシュ膜面の面外形状の計測」, 第 52 回構造強度に関する講演会, 1B06, (JSASS-2010-3024), 鳥取, pp.61-63, (2010.7).
- [54] 樋口 健, 青木隆平, 宮崎康行, 古谷 寛, 泉田 啓, 岸本直子, 角田博明, 石村康生, 石澤淳一郎, 酒井良次, 渡邊秋人, 川端信義, 堀 利行, 伊藤裕明, 渡辺和樹, 及川 祐, 倉富 剛, 「インフレータブル方式伸展マスト宇宙実証のための「きぼう」曝露部搭載実験装置の開発」, 第 52 回構造強度に関する講演会, 1A18, (JSASS-2010-3021), 鳥取, pp.52-54, (2010.7).
- [55] 荻 芳郎, 樋口 健, 石村康生: 「剛体スピン軸への梁の取り付け誤差の影響」, 第 52 回構造強度に関する講演会, 3A04, 鳥取, pp.179-181, (2010.7).
- [56] 青木隆平, 古谷 寛, 樋口 健, 宮崎康行, 石村康生, 石澤淳一郎, 泉田 啓, 岸本直子, 角田博明, 酒井良治, 渡邊秋人, 川端信義, 堀 利行, 伊藤裕明, 渡辺和樹, 及川 祐, 倉富 剛: 「宇宙インフレータブル構造の宇宙実証—SIMPLE—」, S1903-1-6, 2010 年度日本機械学会年次大会, 名古屋, (2010.9).
- [57] 伊藤信毅, 高木正平, 池田友明, 「平板後流の不安定と振動数選択機構」, 日本流体力学会年会 2010, (9/9-11, 2010).
- [58] 田中宏明, 森島駿一, 岡田侑樹, 池田忠繁, 坂本 啓, 秋田 剛, 荻 芳郎, 石村康生, 樋口 健, 「スマート構造システムの低温低圧環境試験」, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会, 1K06, 静岡, (2010.11).
- [59] 神津 亜実, 中田 大将, 矢島 淳, 棚次 亘弘, 「2L11 高速走行軌道実験装置における

- 水ブレーキの最適化」, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会, 静岡県コンベンションアーツセンター, 2010 年 11 月 17-19 日
- [60] 塚野 徹, 吹場活佳, 棚次亘弘, 「3B09 軌道上での運用を目的としたスターリングサイクル発電機の研究」, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会, 静岡県コンベンションアーツセンター, 2010 年 11 月 17-19 日
- [61] 東伸幸, 森谷信一, 只野真, 佐藤政裕, 青木賢司, 小林完, 沖田耕一 (宇宙航空研究開発機構), 水野孝彦, 丹生謙一 (三菱重工), 笹山容資, 東野和幸 (室蘭工大), 「3H02 LOX/メタン再生冷却エンジンにおける金めっきによるサルファアタック影響抑制効果」, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会, 静岡県コンベンションアーツセンター, 2010 年 11 月 17-19 日
- [62] 東野和幸, 棚次亘弘, 杉岡正敏, 湊 亮二郎, 笹山容資, 磯田浩志, 「3H04 メチルシクロヘキサンの熱分解吸熱反応による冷却効果について」, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会, 静岡県コンベンションアーツセンター, 2010 年 11 月 17-19 日
- [63] 石川昂紀, 小林隆夫, 神田康晴, 杉岡正敏, 東野和幸, 「3H07 アルミ-水系反応による高圧水素の発生と宇宙機推進システムへの適用」, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会, 静岡県コンベンションアーツセンター, 2010 年 11 月 17-19 日
- [64] 笹山容資, 杉岡正敏, 東野和幸 (室工大), 東伸幸, 平岩徹夫, 沖田耕一 (JAXA), 「3H03 バイオエタノールロケットエンジンの材料適合性に関する実験的研究」, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会, 静岡県コンベンションアーツセンター, 2010 年 11 月 17-19 日
- [65] 溝端一秀, 湊亮二郎, 東野和幸, 棚次亘弘, 「フライングテストベッドとしての小型超音速飛行実験機およびそのプロトタイプ的设计と試作」, 第 48 回飛行機シンポジウム, 静岡県コンベンションアーツセンター, 2010 年 11 月 30 日-12 月 2 日
- [66] 吹場活佳, 上村卓也, 溝端一秀, 湊亮二郎, 高木正平, 東野和幸, 棚次亘弘, 「室蘭工業大学吸い込み式超音速風洞の気流特性」, 第 48 回飛行機シンポジウム, 静岡県コンベンションアーツセンター, 2010 年 11 月 30 日-12 月 2 日
- [67] 采光啓太, 岩佐貴史, 川村寛志, 樋口 健, 岸本直子, 藤垣元治, 塩川貴之, 「格子投影法による皺の生じた膜面形状の载荷経路依存性に関する実験的検証」, 第 26 回宇宙構造・材料シンポジウム, B19, 相模原, (2010.12).
- [68] 田中宏明, 森島駿一, 岡田侑樹, 池田忠繁, 坂本 啓, 秋田 剛, 荻 芳郎, 石村康生, 南部陽介, 樋口 健: 「スマート構造システムの低温低圧環境における有効性実証試験」, 第 26 回宇宙構造・材料シンポジウム, 相模原, (2010.12).
- [69] 青木隆平, 樋口 健, 石澤淳一郎, 宮崎康行, 古谷 寛, 石村康生, 角田博明, 岸本直子, 泉田 啓, 酒井良次, 渡邊秋人, 川端信義, 堀 利行, 伊藤裕明, 渡辺和樹, 及川 祐, 倉富 剛: 「SIMPLE 膜構造宇宙実験の概要」, 第 26 回宇宙構造・材料シンポジウム, 相模原, (2010.12).
- [70] 小嶋浩嗣, 笠羽康正, 八木谷聡, 笠原禎也, 石坂圭吾, 熊本篤志, 樋口 健, 「次期磁気圏観測衛星検討 WG SCOPE 計画 - プラズマ波動観測 -」, 第 11 回宇宙科学シンポジウム, P3-060, 相模原, (2011.1).
- [71] 小松敬治, 紀伊恒男, 後藤 健, 樋口 健, 石村康生, 吉原 眞, 飯倉省一, 松元和郎, ASTRO-G 技術実証チーム: 「ASTRO-G LDR の EM 試験」, 第 11 回宇宙科学シンポジウム, P2-043, 相模原, (2011.1).
- [72] 石村康生, 紀伊恒男, 小松敬治, 後藤 健, 樋口 健, 村田泰宏, 岩田隆浩, 朝木義

- 晴, 土居明宏, 萩野慎二, 土屋正治, 入門 寛, 隈下恭介, 吉原 眞, 松元和郎, ASTRO-G 技術実証チーム:「ASTRO-G LDR の総合評価」, 第 11 回宇宙科学シンポジウム, P2-042, 相模原, (2011.1).
- [73] 中田大将, 神津亜実, 矢島淳, 西根賢治, 東野和幸, 棚次亘弘, 「ハイブリッドロケット搭載高速走行軌道実験設備」, 平成 22 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2011 年 1 月 20-21 日
- [74] 飯村拓哉, 吹場活佳, 上村卓也, 「遷音速領域における ADS の計測特性に関する研究」, 平成 22 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2011 年 1 月 20-21 日
- [75] 溝端一秀, 湊亮二郎, 吹場活佳, 東野和幸, 棚次亘弘, 「フライングテストベッドとしての小型超音速飛行実験機の設計, およびプロトタイプの試作と試験飛行」, 平成 22 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2011 年 1 月 20-21 日
- [76] 前田大輔, 笹山容資, 湊亮二郎, 小林隆夫, 杉岡正敏, 棚次亘弘, 東野和幸, 「熱分解吸熱反応燃料としてのメチルシクロヘキサンの分解特性」, 第 11 回北海道エネルギー資源環境研究発表会, 札幌, 2011 年 2 月.
- [77] 石川昂紀, 小林隆夫, 神田康晴, 桃野 正, 東野和幸, 杉岡正敏, 「アルミニウム合金と水との反応による高圧水素の製造」 第 11 回北海道エネルギー資源環境研究発表会, 札幌, 2011 年 2 月.
- [78] 東野和幸, 湊亮二郎, 中田大将, 吹場活佳, 笹山容資, 牧野隆, 石川康弘, 野口裕一, 「LOX/LNG 高圧ロケットエンジン燃焼器噴射エレメントに関する実験的研究」 第 51 回航空原動機・宇宙推進講演会, 広島, 2011 年 3 月 3-4 日
- [79] 中田 大将, 神津 亜実, 矢島 淳, 西根 賢治, 東野 和幸, 棚次 亘弘, 「ハイブリッドロケットで加速される高速走行軌道実験設備」 第 8 回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2011 年 3 月 4 日
- [80] 湊亮二郎, 溝端一秀, 吹場活佳, 東野和幸, 棚次亘弘 「室蘭工大の小型超音速飛行実験機の設計とプロトタイプ機体の飛行試験」, 第8回HASTIC学術講演会, 札幌, 2011年3月4日
- [81] 川村寛志, 岩佐貴史, 樋口 健, 岸本直子, 藤垣元治, 塩川貴之, 「格子投影法による皺の生じた膜面の全視野形状計測」, 日本機械学会中国四国支部第 49 期総会講演会, 岡山, 2011 年 3 月.
- [82] 高木正平, 山谷直広, 「自励による噴流不安定波の周波数選択」, 第 48 回「乱流遷移の解明と制御」研究会, 日本大学理工学部駿河台校舎, 2011 年 3 月 29-30 日.
- [83] 加藤 大貴, 高木 正平, 「低レイノルズ数における角柱からの渦放出特性」, 日本航空宇宙学会第 42 期年会講演会, 東京, 2011 年 4 月 14-15 日.
- [84] 神田康晴, 小林隆夫, 上道芳夫, 東野和幸, 杉岡正敏, 「アルミニウムと水との反応による水素製造とその応用」, 日本化学学会北海道支部, 室蘭, 2011 年 7 月 23 日.
- [85] 高木正平, 山谷直広, 伊藤信毅:「人工音響ループによる二次元噴流不安定波周波数の選択」, 日本流体力学会年会 2011, (9/7-9/9/2011).
- [86] 横山慶輔, 高木 正平, 「縮流洞出口境界層の高周波変動の発生機構」, 日本流体力学会年会 2011, (9/7-9/9, 2011).
- [87] 高木正平:「さらに簡単化した自作 CTA 回路」, 日本機械学会 2011 年度年次大会 (依頼講演) (9/11-9/14/2011).

- [88] 高木正平, 加藤大貴:「二次元翼後流における時間発展攪乱の観察と周波数選択機構」, 第49回「乱流遷移の解明と制御」研究会, (9/22-9/23/2011).
- [89] 笹山容資 (室蘭工業大学大学院), 東野和幸 (室蘭工業大学), 牧野隆, 石川康弘 (株式会社 IHI), 野口裕一 (株式会社 IHI エアロスペース)「2K11 バイオエタノールロケットエンジン燃焼器エレメントに関する実験的研究」, 第55回宇宙科学技術連合講演会, 愛媛県県民文化会館, 2011年11月30-12月2日.
- [90] 東野和幸 (室蘭工業大学), 笹山容資 (室蘭工業大学大学院), 杉岡正敏 (室蘭工業大学), 笹山容資 (室蘭工業大学大学院)「2K12 バイオエタノールロケットエンジンの高温高圧での材料適合性に関する実験的研究」, 第55回宇宙科学技術連合講演会, 愛媛県県民文化会館, 2011年11月30-12月2日.
- [91] 前田大輔, 笹山容資 (室蘭工業大学大学院), 杉岡正敏, 東野和幸 (室蘭工業大学)「3C09 空気吸込式エンジン冷却システムに用いる熱分解吸熱反応燃料に関する実験的研究 (金属の触媒効果について)」, 第55回宇宙科学技術連合講演会, 愛媛県県民文化会館, 2011年11月30-12月2日.
- [92] 石村康生, 紀伊恒男, 小松敬治, 後藤 健, 樋口 健, 村田泰宏, 岩田隆浩, 朝木義晴, 土居明宏, 萩野慎二, 土屋正治, 入門 寛, 隈下恭介, 吉原 眞, 松元和郎, ASTRO-G 技術実証チーム: ASTRO-G LDR の総合評価, 第11回宇宙科学シンポジウム, P2-042, 相模原, (2011.1).
- [93] 川村寛志, 岩佐貴史, 樋口 健, 岸本直子, 藤垣元治, 塩川貴之: 格子投影法による皺の生じた膜面の全視野形状計測, 日本機械学会中国四国支部第49期総会講演会, 岡山, (2011.3.5).
- [94] 片山範将, 石村康生, 二橋勇氣, 杉山彩香, 青木隆平, 樋口 健, 宮崎康行, 岸本直子: マルチセルインフレーターダブルサンドイッチパネルの開発, 第53回構造強度に関する講演会, 1A12, (2011.7), (秋田)
- [95] 小野寺佑介, 樋口 健, 渡邊秋人: 開断面一次元伸展構造物の力学特性取得実験, 第53回構造強度に関する講演会, 1A17, JSASS-2011-53050, (2011.7), (秋田)
- [96] 石村康生, 梶川隆史, 川端信義, 渡邊秋人, 尾崎毅志, 樋口健, 萩芳郎, 渡辺和樹, 笠羽康正, 小嶋浩嗣, 斎藤義文, 酒井良次: 三軸織 STEM のスピン時における動的特性評価, 日本機械学会 2011 年度年次大会, J191045, (東京), (2011.9).
- [97] 川村寛志, 岩佐貴史, 岸本直子, 樋口 健, 藤垣元治, 塩川貴之: 格子投影法を用いた膜面に生じる皺の減少過程の形状計測第48回日本航空宇宙学会関西・中部支部合同秋期大会, A33, (2011.11), (神戸)
- [98] 三輪武史, 樋口 健, 藤垣元治, 塩川貴之, 岩井達也, 似島透: 格子投影法における 外挿法の適用と面計測, JSASS-2011-4441, 第55回宇宙科学技術連合講演会講演集, 3A04, (2011.12), (松山).
- [99] 川村寛志, 岩佐貴史, 岸本直子, 樋口 健, 藤垣元治, 塩川貴之: 格子投影法を用いた薄膜に生じる皺の挙動計測日本実験力学学会(JSEM), 分科会合同ワークショップ 2011, (2011.12), (米子).
- [100] 樋口 健, 三輪武史, 岩井達也, 似島 透, 岩佐貴史, 岸本直子: 格子投影法外挿法における計測精度向上の試み, 第27回宇宙構造・材料シンポジウム, B4, (相模原), (2011.12).
- [101] 樋口 健, 三輪武史, 岩井達也, 似島 透, 岩佐貴史, 岸本直子: 小型凹面鏡の格子投影法

- による形状計測，第 27 回宇宙構造・材料シンポジウム，B5，(相模原)，(2011.12).
- [102] 中田大将，矢島淳，西根賢治，森木嵩人，ムハマドファクルラー，東野和幸，棚次亘弘，”高速走行軌道実験設備の基盤技術について，”平成 23 年度宇宙輸送シンポジウム，2012 年 1 月，相模原市
- [103] 矢島淳，中田大将，棚次亘弘，”高速走行軌道実験装置の摩擦低減に関する研究，”平成 23 年度宇宙輸送シンポジウム，2012 年 1 月，相模原市
- [104] 友常雄太郎，姫野武洋，渡辺紀徳，中田大将，棚次亘弘，東野和幸，”高速走行軌道実験の水制動特性に関する数値解析，”平成 23 年度宇宙輸送シンポジウム，2012 年 1 月，相模原市
- [105] 北沢祥一，阿野進，伴弘司，上羽正純，“環境電波のハーベスティングに関する一検討”，電子情報通信学会マイクロウェーブ研究会，MW2011-83 (2011-9)， pp.27-32
- [106] 伴弘司，中本成洋，岡智広，上羽正純，“狭小な ICT 機器内空間における電波伝搬”，Microwave Workshops & Exhibition 2011(MWE2011)， 2011.11.30-12.02， 横浜
- [107] 牟田龍平，東野和幸，杉岡正敏，笹山容資，バイオエタノールロケットエンジン冷却における熱分解特性に関する研究，平成 23 年度宇宙輸送シンポジウム，2012 年 1 月 19 日～20 日，相模原.
- [108] 溝端一秀，湊亮二郎，東野和幸，棚次亘弘，「フライングテストベッドとしての小型超音速飛行実験機の設計とプロトタイプ機の飛行試験」，第 49 回飛行機シンポジウム，2011 年 10 月 26 日～ 28 日，金沢.
- [109] 溝端一秀，湊亮二郎，東野和幸，棚次亘弘，新井隆景，「室蘭工大の小型超音速飛行実験機の空力設計と空力特性評価」，STCP-2011-069，平成 23 年度宇宙輸送シンポジウム，2012 年 1 月 19 日～20 日，相模原.
- [110] 渡邊 力夫 (東京都市大)，中田 大将 (室工大)，東野 和幸 (室工大)，棚次 亘弘 (室工大)，室蘭工業大学における水/液体窒素ロケット軌道上稼働試験について，第 20 回スペース・エンジニアリング・コンファレンス(SEC'11)，日本機械学会，2012 年 1 月 26-27 日
- [111] 笹山容資 (室蘭工大院)，東野和幸(室蘭工大)，クリーンロケット燃料の燃焼特性と冷却特性に関する研究，日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会，2012，室蘭.
- [112] 牟田龍平，笹山容資 (室蘭工大院)，東野和幸，杉岡正敏 (室蘭工大)，バイオエタノールロケットエンジンの準静的環境下における熱分解特性と再生冷却システムに関する研究，日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会，2012，室蘭.
- [113] 寺田利幸，泉俊太郎，笹山容資 (室蘭工大院)，杉岡正敏，東野和幸 (室蘭工大)，東伸幸，平岩哲夫 (JAXA)，バイオエタノールロケットエンジンに対する材料適合性に関する研究，日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会，2012，室蘭.
- [114] 溝端一秀，湊亮二郎，東野和幸，棚次亘弘，フライングテストベッドとしての小型超音速飛行実験機の設計とプロトタイプ機の飛行試験，第 49 回飛行機シンポジウム，2011 年 10 月 26 日～ 28 日，金沢.
- [115] 溝端一秀，湊亮二郎，東野和幸，棚次亘弘，新井隆景，室蘭工大の小型超音速飛行実験機の空力設計と空力特性評価，STCP-2011-069，平成 23 年度宇宙輸送シンポジウム，2012 年 1 月 19 日～20 日，相模原.

- [116] 江上 侑雄(HASTIC), 棚次 亘弘, 秋葉 鏢二郎(HASTIC), 無重力実験装置 Ez-Space V の開発, 第 9 回 HASTIC 学術講演会, 2012 年 3 月 13 日, 北大百年記念会館
- [117] 中田大将(室蘭工大), 矢島淳, 西根賢治 (室蘭工大院), 森木崇人, ムハマド`ファクラー, 東野和幸, 棚次亘弘(室蘭工大), 高速走行軌道実験設備の展望, 第 9 回 HASTIC 学術講演会, 2012 年 3 月 13 日, 北大百年記念会館
- [118] 泉俊太郎, 笹山容資, 寺田利幸 (室蘭工大院), 牟田龍平, 東野和幸, 杉岡正敏 (室蘭工大), 東伸幸, 平岩哲夫 (JAXA), バイオエタノールロケットエンジンにおける CFRP の材料適合性に関する評価, 第 9 回 HASTIC 学術講演会, 2012 年 3 月 13 日, 北大百年記念会館
- [119] 三輪武史, 岩井達也 (室蘭工大院), 似島 透, 樋口 健 (室蘭工大), 格子投影法における外挿法の提案と計測精度評価, 第 9 回 HASTIC 学術講演会, 2012 年 3 月 13 日, 北大百年記念会館
- [120] 岩井達也, 三輪武史 (室蘭工大院), 似島 透, 樋口 健 (室蘭工大), 大型宇宙構造物の面形状計測法としての格子投影法, 第 9 回 HASTIC 学術講演会, 2012 年 3 月 13 日, 北大百年記念会館
- [121] 鷹取一哉 (室蘭工大院), 金谷良平, 谷川 豊, 石田貴大, 樋口 健 (室蘭工大), 無人小型超音速実験機 (オオワシ 1 号機) の着陸衝撃吸収脚, 第 9 回 HASTIC 学術講演会, 2012 年 3 月 13 日, 北大百年記念会館
- [122] 塚野徹, 佐藤紘之, 棚次亘弘 (室蘭工大), 宇宙用フリーピストン形スターリングサイクル発電機の負荷変動による発電特性, 第 9 回 HASTIC 学術講演会, 2012 年 3 月 13 日, 北大百年記念会館
- [123] 近藤光輝, 笹山容資 (室蘭工大院), 東野和幸, 杉岡正敏 (室蘭工大), 宇宙機推進システムとしての AI/水反応を利用した高圧水素製造に関する研究, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [124] 山口研太, 杉岡正敏, 東野和幸, 塚野徹(室蘭工大), 熱分解吸熱反応燃料の触媒脱水素反応特性に関する研究, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [125] 佐藤紘之, 塚野徹, 棚次亘弘(室蘭工大), 電気的な負荷変動によるフリーピストン形スターリングサイクル発電機の特長, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [126] 西根賢治, 森木崇人, 中田大将, 東野和幸, 棚次亘弘(室蘭工大), ロケットスレッド搭載用標準模型の設計と天秤装置の検証, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [127] 中田大将, 矢島淳, 西根賢治, 森木崇人, ムハマド`ファクラー, 東野和幸, 棚次亘弘(室蘭工大), 高速走行軌道実験設備の基盤研究, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [128] 溝端一秀, 湊亮二郎, 東野和幸, 棚次亘弘, 小型超音速飛行実験機「オオワシ」の開発と予備的飛行実験, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [129] 湊亮二郎, 東野和幸, 棚次亘弘(室蘭工大), バイオエタノール燃料を用いたガスジェネレータサイクル・ATR エンジンの開発, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [130] 高木正平, 坂上昇史:「室蘭工大における遷移研究の 2, 3 の話題」, 第 50 回「乱流遷移の解明と制御」研究会, (3/29-3/30/2012).
- [131] 岩井達也, 似島 透, 樋口 健, 三輪武史: 格子投影法による大型構造物の平面形状計測, 日本航空宇宙学会・日本機械学会共催, 第 54 回構造強度に関する講演会, 3A01,

JSASS-2012-3065, pp.185-187, (2012.8.1-3), (熊本市国際交流会館)

- [132] 崎海里, 青田 一輝, 岩佐貴史, 樋口 健, 岸本直子: 格子投影法を用いた全視野形状計測時のノイズ特性について, 日本機械学会 2012 年次大会, J191032, 金沢大学, 2012.9.9-12.
- [133] 手塚亜聖 (早大理工), 高木正平; 三角柱後流でみられる振動流の各位相に加えられた擾乱の安定解析(Stability analysis for disturbances added at each phase of oscillatory flow observed in the wake of triangular cylinder), 第 50 回飛行機シンポジウム, 新潟トキメッセ(11/5-7, 2012)
- [134] 溝端一秀, 湊亮二郎, 東野和幸, 棚次亘弘, 高木正平, 樋口健, 上羽正純, 中田大将: 室蘭工大の小型超音速飛行実験機 (オオワシ) の開発の現状と展望, 第 50 回飛行機シンポジウム, 特殊航空機部門提案の企画「無人機の新技术と多面的応用」, 新潟市朱鷺メッセ, 2012.11.5-7.
- [135] 塚野 徹 (室蘭工業大学大学院), 東野和幸, 杉岡正敏 (室蘭工業大学)「3H18 白金触媒を用いた熱分解吸熱反応燃料の吸熱量評価と再生冷却システムに関する研究」, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 大分県, 2012 年 11 月 20-11 月 22 日.
- [136] 泉俊太郎 (室蘭工業大学大学院), 杉岡正敏, 東野和幸 (室蘭工業大学)「2H04 バイオエタノールロケットエンジンにおけるアルミニウムの材料適合性に関する研究」, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 大分県, 2012 年 11 月 20-11 月 22 日.
- [137] 湊 亮二郎 (室蘭工業大学), 東野和幸, 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),「小型無人超音速機用ガスジェネレータサイクルATRエンジンの開発」, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 大分県, 2012 年 11 月 20-11 月 22 日.
- [138] 渡辺豪, 渡邊力夫 (東京都市大学), 中田大将, 東野和幸, 棚次亘弘 (室蘭工業大学),「2H09 高速走行軌道装置を用いた水/液体窒素ロケットの稼働試験」, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 大分県, 2012 年 11 月 20-11 月 22 日.
- [139] 上羽 正純, 溝端一秀 (室蘭工業大学)「1H10 小型無人超音速実験機の着陸制御の一検討」, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 大分県, 2012 年 11 月 20-11 月 22 日
- [140] 似鳥 透, 岩井達也, 樋口 健, 相原弘匡, 村瀬祥宏: 格子投影法外挿法における面形状計測座標の幾何算出法の適用, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会講演集 1010, JSASS-2012-4286, 別府国際コンベンションセンター (ビーコンプラザ), 2012.11.20~22.
- [141] 樋口 健, 岩佐貴史, 岸本直子, 岩井達也, 似鳥 透: 2 カメラを用いた格子投影法による表面形状計測, 第 28 回宇宙構造材料シンポジウム, ISAS/JAXA 相模原, 2012.12.4.
- [142] 岩佐貴史, 石村康生, 田中宏明, 樋口 健, 岸本直子, 古谷 寛, 神谷友裕, 小木曾望, 目黒 在, 泉田 啓, 荻 芳郎, 中篠恭一, 坂本 啓, 仙場淳彦, 佐藤泰貴, 松尾雄太郎: 点計測と面計測を統合した大型宇宙構造システムの高精度形状計測法の提案, 第 28 回宇宙構造材料シンポジウム, ISAS/JAXA 相模原, 2012.12.4.
- [143] 江上郁雄 (HASTIC), 棚次亘弘, 秋葉隼二郎(HASTIC), Ez-SpaceVI, 第 10 回 HASTIC 学術講演会, 北海道大学-JAXA 連携宇宙環境利用分科会, 北海道大学学術交流会館, 2013 年 2 月 22 日
- [144] 塚野 徹, 東野和幸, 杉岡正敏 (室蘭工業大学)「白金触媒を用いたメチルシクロヘキサンの熱分解吸熱反応特性」, 第 10 回 H A S T I 学術講演会, 北大, 2013 年 2 月 22 日.
- [145] 西根賢治, 立桶 薫, 中田大将, 棚次亘弘, 東野和幸 (室蘭工業大学)「ロケットスレッドを用いた飛翔体の空力測定」, 第 10 回 HASTI 学術講演会, 北大, 2013 年 2 月 22 日.

- [146] 近藤光輝, 杉岡正敏, 東野和幸 (室蘭工大), 宇宙機推進システムとしての AI/水反応を利用した常圧および高圧水素製造に関する研究, 日本航空宇宙学会 第 53 回航空原動機・宇宙推進講演会, 倉敷市, 2013 年 3 月 4-5 日.
- [147] 山本庸平, 湊 亮二郎, 杉岡正敏, 東野和幸 (室蘭工業大学) 「白金アルミナ触媒を使用したバイオエタノールの熱分解吸熱反応に関する研究」, 日本航空宇宙学会北部支部 2013 年講演会ならびに第 14 回再使用型推進系シンポジウム, 東北大, 2013 年 3 月 14-15 日.
- [148] 泉俊太郎, 杉岡正敏, 東野和幸 (室蘭工業大学), 東伸幸, 小林悌宇「液体ロケットエンジンにおけるバイオエタノールの材料適合性に関する実験的研究」, 日本航空宇宙学会北部支部 2013 年講演会ならびに第 14 回再使用型推進系シンポジウム, 東北大, 2013 年 3 月 14-15 日.
- [149] 高木正平, 上田祐士 (室蘭工業大学) 「小翼列を用いた翼剥離流の Active 制御」, 日本航空宇宙学会北部支部 2013 年講演会ならびに第 14 回再使用型推進系シンポジウム, 東北大, 2013 年 3 月 14-15 日.
- [150] 高木正平, 宮森康臣, 大立目浩幸 (室蘭工業大学) 「低レイノルズ数における二次元物体後流の渦構造の可視化」, 日本航空宇宙学会北部支部 2013 年講演会ならびに第 14 回再使用型推進系シンポジウム, 東北大, 2013 年 3 月 14-15 日.
- [151] 上羽 正純, 樋口 健, 東野 和幸 (室蘭工業大学), 「B-3-5 緊急時リアルタイム画像伝送高速小型無人航空機システムの提案」, 電子情報通信学会 2013 年総合大会, 岐阜大, 2013 年 3 月 19 日~22 日
- [152] 竹内僚太郎, 上羽 正純 (室蘭工業大学), 矢野一人, 小林聖 (ATR) 「B-5-77 複数無人航空機及び追尾アンテナ付地上局間 MIMO 空間相関行列特性の検討」, 電子情報通信学会 2013 年総合大会, 岐阜大, 2013 年 3 月 19 日~22 日
- [153] 棚次亘弘, 東野和幸, 樋口 健, 中田大将(室工大), 姫野武洋(東大), 渡邊力夫(都市大), 「P05 高速走行軌道試験設備」, 日本航空宇宙学会 第 44 期年会講演会, 東京大学 山上会館, 2013 年 4 月 18 日-19 日.
- [154] 高木 正平, 横山慶輔: 後流不安定と超音速縮流胴境界層の再遷移, 第 53 回乱流遷移研究会, (東京, 9/24-25, 2013).
- [155] 山本康平, 塚野 徹 (室蘭工業大学大学院), 湊 亮二郎, 杉岡正敏, 東野和幸 (室蘭工業大学) 「2A10 バイオエタノールの熱分解吸熱反応に関する研究~特に準静的環境における熱分解特性~」, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, 鳥取県, 2013 年 10 月 09-10 月 11 日.
- [156] 宮森康臣, 畠中和明, 高木正平: 石鹼膜に形成される柱体後流渦列のシュリーレン法による可視化, 高速度イメージングとフォトンクスに関する総合シンポジウム 2013 (JCHSIP2013), (室蘭, 10/17-19, 2013).
- [157] 高木正平, 上田祐士: 小翼列を用いた翼剥離流の Active 制御, 第 51 回飛行機シンポジウム, (高松, 11/20-11/22) .
- [158] 中田大将, 樋口 健, 棚次亘弘, 東野和幸: ロケットスレッドの構造設計について, 日本航空宇宙学会・日本機械学会共催, 第 55 回構造強度に関する講演会, 1A09, JSASS-2013-3012, pp.25-27, (2013.8.7-9), 室蘭.
- [159] 相原弘匡, 岩井達也, 似鳥 透, 樋口 健, 岩佐貴史, 岸本直子, 藤垣元治: 格子投影法 2 カメラ計測法による大型構造物の面形状計測と精度評価, 日本航空宇宙学会・日本機械学会共催, 第 55 回構造強度に関する講演会, 2A06, JSASS-2013-3050, pp.136-138,

(2013.8.7-9), 室蘭.

- [160] 岩佐貴史, 小野静之, 後垣雄太, 岸本直子, 相原弘匡, 似鳥透, 樋口健, 小木曾望, 藤垣元治, ISAS/JAXA 戦略開発費高精度計測チーム: 点計測と面計測を統合した大型宇宙構造システムの表面形状計測法に関する検討実験, 日本航空宇宙学会・日本機械学会共催, 第55回構造強度に関する講演会, 2A07, JSASS-2013-3051, pp.139-141, (2013.8.7-9), 室蘭.
- [161] 近江信耶, 蒔田愛道, 樋口健, 宮崎康行, 古谷寛, 青木隆平, 川端信義, 渡邊秋人, 坂本信臣, SIMPLE-IEM 実験チーム: 宇宙インフレーション伸張マストの軌道上初期運用, 日本航空宇宙学会・日本機械学会共催, 第55回構造強度に関する講演会, 3A10, JSASS-2013-3080, pp.225-227, (2013.8.7-9), 室蘭.
- [162] 浅野等, 五明泰作, 河南治, 廣川智己, 新本康久, 大田治彦, 鈴木康一, 今井良二, 川崎春夫, 藤井清澄, 栗本卓, 駒崎雅人, 二相流体ループISS 実験装置のシステム特性, 日本混相流学会混相流シンポジウム2013, 2013年8月9日, 長野市(信州大学).
- [163] 和田大輔, 今井良二, 三原礼, 極低温流体による予冷時の沸騰熱伝達特性の計測, 日本混相流学会混相流シンポジウム2013, 2013年8月9日, 長野市(信州大学).
- [164] 岸本直子, 小野静之, 後垣雄太, 岩佐貴史, 樋口健, 藤垣元治: 格子投影法による大型構造物の面形状計測と精度評価, 日本機械学会, 2013年度年次大会, 岡山, (2013.9.8-11).
- [165] 岸本直子, 岩佐貴史, 樋口健: 格子投影法を用いた3次元形状計測の高精度化実証実験について, 第57回宇宙科学技術連合講演会, 1K14, JSASS-2013-4191, 米子(米子コンベンションセンターBigShip), (2013.10.9-11).
- [166] 樋口健, 青木隆平, 宮崎康行, 渡邊秋人, 川端信義, 堀利行, 伊藤裕明: SIMPLE 宇宙実験に供されたインフレーション伸張マストの開発試験, 第57回宇宙科学技術連合講演会, 3M12, JSASS-2013-4676, 米子, (2013.10.9-11).
- [167] 栗本卓, 松本聡, 駒崎雅人, 澤田健一郎, 川崎春夫, 大田治彦, 新本康久, 鈴木康一, 浅野等, 河南治, 今井良二, 「きぼう」における沸騰二相流実験装置の開発状況, 日本マイクロ重力応用学会第27回学術講演会(JASMAC-27), 2013年11月29日.
- [168] 樋口健, 相原弘匡, 似鳥透, 松尾剣都, 岩佐貴史, 岸本直子: 格子投影法2カメラ法における繰り返し計測精度, 第29回宇宙構造・材料シンポジウム, A11, (2013.12.3), ISAS/JAXA 相模原.
- [169] 貝森政明, 勝又暢久, 樋口健: 形状記憶合金を用いた組紐被服ブームの展開挙動評価, 日本機械学会宇宙工学部門, 第22回スペース・エンジニアリング・コンファレンス(SEC'13), (2013.12.20-21), 東京.
- [170] 藤原直也, 勝又暢久, 樋口健: 大型宇宙構造物の実現に向けた自動構築メカニズムの開発, 日本機械学会宇宙工学部門, 第22回スペース・エンジニアリング・コンファレンス(SEC'13), (2013.12.20-21), 東京.
- [171] 岩佐貴史, 牧恒男, 原田卓, 岸本直子, 亀井宏貴, 樋口健, 相原弘匡, 藤垣元治, 吉川隆章, 小木曾望, 田中宏明, 石村康生, 河野太郎, 神谷友裕, 古谷寛, 坂本啓, 佐藤泰貴, 中篠恭一, 荻芳郎, 泉田啓, 仙場敦彦: 高精度大型宇宙構造システムの開発研究 - 高精度形状計測技術の開発研究 -, ISAS/JAXA 第14回宇宙科学シンポジウム, 相模原, (2014.1.9-10).

- [172] 溝端一秀, 湊亮二郎, 樋口 健, 勝又暢久, 上羽正純, 中田大将, 高木正平, 東野和幸, 棚次亘弘(室蘭工大), 室蘭工大の小型超音速飛行実験機(オオワシ)の研究開発の現状, 宇宙輸送シンポジウム, 2014年1月16-17日, 相模原市, STCP-2013-026.
- [173] 鈴木祥弘, 大石栄(室蘭工大院), 上村隆太, 塩田光平, 行澤陽, 溝端一秀, 棚次亘弘(室蘭工大), 新井隆景(阪府大), 室蘭工大の小型超音速飛行実験機(オオワシ)の操舵空力特性, 宇宙輸送シンポジウム, 2014年1月16-17日, 相模原市, STCP-2013-027.
- [174] 側原圭太(筑波大院), 加藤優一(名大工院), 松岡健(名大), 笠原次郎(名大), 松尾亜紀子(慶大), 船木一幸(ISAS/AXA), 中田大将(室工大), 東野和幸(室工大), 棚次亘弘(室工大), 高速走行軌道装置における回転デトネーションエンジン滑走試験に関する研究, 宇宙輸送シンポジウム, 2014年1月16-17日, 相模原市, STCP-2013-033.
- [175] 中田大将(室工大), 棚次亘弘, 湊亮二郎, 軸流反転ファンの基礎実験, 宇宙輸送シンポジウム, 2014年1月16-17日, 相模原市, STCP-2013-036.
- [176] 高木正平(室工大), 上田祐士, 伏木田裕介, 平田裕, 低速から超音速境界層の空力制御について, 宇宙輸送シンポジウム, 2014年1月16-17日, 相模原市, STCP-2013-041.
- [177] 正木陽(室工大・院), 高木正平, 棚次亘弘(室工大), ISAS 高速風洞の気流特性, 宇宙輸送シンポジウム, 2014年1月16-17日, 相模原市, STCP-2013-042.
- [178] 中田大将, ムハマド ハフィズ, 棚次亘弘, 東野和幸, 廣田光智(室工大), ハイブリッドロケットの着火遅れに関する基礎実験, 宇宙輸送シンポジウム, 2014年1月16-17日, 相模原市, STCP-2013-044.
- [179] 杉岡正敏, 東野和幸, 神田康晴, 板倉賢一(室蘭工業大学) UGC ガスの脱硫と水素製造における触媒開発, 第14回北海道資源環境研究発表会, 北大, 2014年1月28日.
- [180] 塚野 徹, 山本康平, 杉岡正敏, 棚次亘弘, 東野和幸(室蘭工業大学)「炭化水素燃料における熱分解吸熱反応」, 第11回 HASTIC 学術講演会, 北大, 2014年2月24日.
- [181] モハマドハフィズ, 中田大将, 棚次亘弘, 東野和幸, 廣田光智(室蘭工業大学)「ハイブリッドロケットの着火遅れ」, 第11回 HASTIC 学術講演会, 北大, 2014年2月24日.
- [182] 飯島 明日香, 笹木 康平, 山本 康平, 塚野 徹(室蘭工業大学大学院), 湊 亮二郎, 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吸熱特性に関する研究~特に白金アルミナ触媒を用いた場合, 日本航空宇宙学会北部支部 2014年講演会ならびに第15回再使用型推進系シンポジウム, 東北大, 2014年3月10-11日.
- [183] 近藤賢, 鈴木祥弘, ムハマドハナン, 溝端一秀, 湊亮二郎, 東野和幸, 棚次亘弘, 「室蘭工大の小型超音速飛行実験機の空力特性と飛行性能予測」, 日本航空宇宙学会北部支部 2014年講演会ならびに第15回再使用型推進系シンポジウム, 東北大, 2014年3月10-11日.
- [184] 渡口 翼, 小野正貴, 溝端一秀, 湊亮二郎, 東野和幸, 棚次亘弘, 福士誠, 山中大樹, 梅村諒磨, 「室蘭工大の小型超音速飛行実験機の予備的飛行試験」, 日本航空宇宙学会北部支部 2014年講演会ならびに第15回再使用型推進系シンポジウム, 東北大, 2014年3月10-11日.
- [185] 上羽 正純, 溝端一秀(室蘭工業大学大学院)「1C10 小型無人超音速実験機の着陸制御の一検討」, 第51回飛行機シンポジウム, 香川県, 2013年11月20-11月22日.
- [186] 山下 智也, 上羽 正純(室蘭工業大学大学院)「1C12 小型無人超音速実験機のリアルタイムダイナミクス同定法」, 第51回飛行機シンポジウム, 香川県, 2013年11月20-11月

22 日.

- [187] 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.
- [188] 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.
- [189] 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.
- [190] 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.
- [191] 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.
- [192] 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).
- [193] 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 インフレーター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).
- [194] 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).
- [195] 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).
- [196] 笹木 康平, 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, 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).
- [197] 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).
- [198] 中田大将, 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).
- [199] 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(ウエルリサーチ), 蒔田愛道(室工大大学院): SIMPLE インフレーター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).
- [200] 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)).

- [201] 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)).
- [202] 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)).
- [203] 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)).
- [204] 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)).
- [205] 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)).
- [206] 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)).
- [207] 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
- [208] 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
- [209] 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
- [210] 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一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
- [211] 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).

- [212] 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).
- [213] 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).
- [214] 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
- [215] 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
- [216] 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
- [217] 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
- [218] 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
- [219] 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, 2017 年 1 月 27 日.
- [220] 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, 2017 年 1 月 27 日.
- [221] 飯島 明日香, 笹木 康平, 湊 亮二郎, 中田大将, 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吸燃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.
- [222] 笹木 康平, 飯島 明日香, 湊 亮二郎, 中田大将, 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.
- [223] 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.
- [224] 立桶 薫, 中田大将, 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.
- [225] 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

- [226] 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
- [227] 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
- [228] 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ー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
- [229] 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
- [230] 中田大将, 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
- [231] 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.
- [232] 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).
- [233] 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).
- [234] 飯島明日香, 中田大将, 湊亮二郎, 杉岡正敏, 棚次亘弘, 東野 和幸(室蘭工業大学): 高圧でのバイオエタノールの熱分解吸熱特性に関する研究, 第59回宇宙科学技術連合講演会, 1B13, 鹿児島, (2015.10.7-9).
- [235] 小野寺英之, 今井良二, 杉岡正敏, 東野 和幸(室蘭工業大学), 増田井出夫, 畑井啓吾(JAXA): AI-水高圧水素製造と制御および衛星推進系への適用, 2B03, 第59回宇宙科学技術連合講演会, 1A04, 鹿児島, (2015.10.7-9).
- [236] 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)
- [237] 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).
- [238] 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
- [239] 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ポ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
- [240] 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.
- [241] 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.
- [242] 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.
- [243] Shoichi Kitazawa (ATR)・Masazumi Ueba (MuroanIT)・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.
- [244] 土居明広, 河野裕介, 木村公洋, 馬場満久, 松本尚子, 中原聡美, 村田泰宏, 芝井広, 石村康生, 田中宏明, 坂本 啓, 樋口 健, 小木曾望, 児玉 峻, 鳥阪綾子, 仙場淳彦, 上原顕太, 本間希樹, 鈴木駿策, 小山友明, 秋山和徳, 小山翔子, 坂東信尚, 福家英之, 莊司泰弘, 小川英夫, 本間愛彩, 高田勝太, 長谷川豊, 井上将徳, 藤澤健太, 中村 拓, 今村俊哉: 気球VLBI ミッション, 大気球シンポジウム, (2015.11.5-6), 相模原.
- [245] 河野裕介, 土居明広, 木村公洋, 馬場満久, 松本尚子, 中原聡美, 村田泰宏, 芝井 広, 石村康生, 田中宏明, 坂本 啓, 樋口 健, 小木曾望, 児玉 峻, 鳥阪綾子, 仙場淳彦, 上原顕太, 本間希樹, 鈴木駿策, 小山友明, 秋山和徳, 小山翔子, 坂東信尚, 福家英之, 莊司泰弘, 小川英夫, 本間愛彩, 高田勝太, 長谷川豊, 井上将徳, 藤澤健太, 中村 拓, 今村俊哉, 小山翔子, 坂東信尚, 福家英之, 莊司泰弘, 小川英夫, 本間愛彩, 高田勝太, 長谷川豊, 井上将徳, 藤澤健太, 中村 拓, 今村俊哉: 気球VLBI 地上試験, 大気球シンポジウム, (2015.11.5-6), 相模原.
- [246] 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
- [247] 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
- [248] 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
- [249] 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
- [250] 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).
- [251] 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.
- [252] 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.
- [253] 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.
- [254] 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.
- [255] 小野寺英之, 今井良二, 杉岡正敏, 東野和幸 (室蘭工業大学) 「AI/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.
- [256] 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) 「AI/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.
- [257] 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.
- [258] 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.
- [259] 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.
- [260] 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造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.
- [261] 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.
- [262] 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
- [263] 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
- [264] 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
- [265] 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
- [266] 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．

- [267] 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．
- [268] 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．
- [269] 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．
- [270] 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．

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)

室蘭工業大学紀要

- [1] 室蘭工業大学紀要第 58 号 航空宇宙機システム研究センター特集号

(平成 21 年 2 月 ISSN 1344-2708)

1. 小型推進エンジンプロジェクトグループ

- (1) 湊 亮二郎, 竹田広人, 西村宗真, 「反転ファンターボジェットエンジンの研究」
- (2) 東野和幸, 杉岡正敏, 小林隆夫, 湊 亮二郎, 丸 祐介, 笹山容資, 大塚雅也, 牧野 隆, 坂口裕之, 「LNG ロケットエンジンのメタンコーキング特性に関する基礎研究」
- (3) 東野和幸, 杉岡正敏, 小林隆夫, 境 昌宏, 湊 亮二郎, 笹山容資, 大塚雅也, 沖田耕一, 青木賢司, 川島秀人, 東 伸幸, 「LNG ロケットエンジンにおけるサルファアタック・コーキングに関する基礎研究」
- (4) 東野和幸, 駒崎慎一, 笹山容資, 木元健一, 坂口裕之, 石橋利幸, 「ロケット燃焼室におけるニッケル電鍍特性向上に関する基礎研究」
- (5) 高橋将人, 磯田浩志, 棚次亘弘, 東野和幸, 湊 亮二郎, 「熱分解吸熱反応燃料に関する研究」

2. 小型無人実験機プロジェクトグループ

- (6) 溝端一秀, 羽田尚太, 工藤摩耶, 笹山容資, 桑田耕明, 丸 祐介, 湊 亮二郎, 棚次亘弘, 新井隆景, 坪井伸幸, 「小型超音速飛行実験機の空力特性」

3. 地上・飛行試験設備支援グループ

- (7) 丸 祐介, 宮瀬宗彦, 安田有佑, 棚次亘弘, 溝端一秀, 「サブスケール高速走行軌道装置の試作と走行実験」
- (8) 湊 亮二郎, 溝端一秀, 桑田耕明, 「吸込み式超音速風洞におけるスターティングロードの計測と評価」

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 大将, 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
— 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 大将, 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 2016

2017年8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: 0143-46-5316

E-mail: higashi@mmm.muroran-it.ac.jp

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