

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次 報告書 2012 全1冊

その他（別言語等） のタイトル	Muroran Institute of Technology Aerospace Plane Research Center Annual Report 2012
雑誌名	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
巻	2012
発行年	2013-07
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008859

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2012

Muroran Institute of Technology
Aerospace Plane Research Center
Annual Report 2012

年次報告書2012



2013年7月

 国立大学法人 室蘭工業大学

航空宇宙機システム研究センター

巻頭言

超音速飛行に向けた研究と大型試験設備運用の本格化

センター長 棚次亘弘

今年度は特別経費(プロジェクト分)から一般経費へ組替えられた最初の年度です。一般経費への組替えによって、幾つかの制約が生じています。大きな制約は、設備費が組替の対象から外され、人件費と運営費のみになったことです。ただし、「基盤的設備等整備分」として、概算要求が認められることになりました。また、一定期間(最低3年間)は、当初計画どおり事業が進捗しているか否か把握するため、通常の特別経費と同様に、事業の進捗状況の報告が求められています。

本学は研究活動の更なる向上を図るため、研究の実施体制や研究成果等について自己点検・評価を行い、さらに学外有識者からの評価を受けました。大学全体の研究活動状況のほか、当研究センターは、他の2研究センターと共に自己点検・評価および外部評価を受けました。評価の概要は本年次報告書に記載しました。

航空機は高度なシステムの象徴であり、主要な構成要素である機体、エンジン、誘導制御(遠隔データ伝送を含む)の間でより一層の融合と整合性を図る段階になってきました。また、この高度なシステムを安全に効率よく試験するための手法や関係する法規の検討も必要になってきました。

機体については、本格的な超音速飛行試験が可能な「オオワシ2」の概念設計を行い、実物大のモックアップを製作しました。これを用いて、搭載機器の配置やメンテナンス性等の検討を行います。

超音速飛行を行うためのエンジンとして、小型で大推力を発生するエアータンボラムジェットエンジン(GG-ATR)のコンポーネントの製作が進んでおり、全体の約50%程度の部品の製作が完了しています。昨年度に実施しました「オオワシ1」の飛行試験の結果、本格的な超音速飛行が可能な形状の機体を無線操縦することは難しく、特に、低速飛行時の操縦の難しさを再認識しましたので、オンボードコンピューターによる全自動操縦を行うための誘導制御の研究を進めました。

大型試験設備の高速走行軌道試験設備については、川崎重工との共同研究で本格的な運用段階に入りました。この試験設備では、10G程度までの加減速環境と時速500km程度の高速環境が提供でき、航空宇宙機に搭載する機器の高耐G試験や高速空気力学試験ができます。川崎重工との共同研究では、高いG環境で搭載機器が正常に作動することを確認しました。これによって、実際に飛行試験を行わないで、地上で繰り返し、安全に試験ができ、開発コストの低減や開発期間の短縮に繋がります。

以上のようなシステムプロジェクト研究と並行して、推進燃料、飛行制御、空力制御、構造解析、等に関する基盤技術の研究も進めています。特に推進燃料に関する研究では、アルミニウムと水を触媒を介して反応させ、短時間に20MPa程度の水素を発生させられることを実験によって確認しました。これは航空宇宙分野のみならず広く応用できる技術であると思われます。JAXAや民間企業からその応用についての共同研究の打診もあります。これらの基盤技術研究の詳細についても本報告書の各項を参照してください。

本研究センターの研究開発の進捗状況や組織および試験設備等の詳細については、本学ホームページの「航空宇宙機システム研究センター」の項を参照ください。(http://www.muroran-it.ac.jp/aprec/)

目 次

巻頭言一 超音速飛行に向けた研究と大型試験設備運用の本格化

航空宇宙機システム研究センターの外部評価	1
航空宇宙機システム研究センターの組織および設備の整備・拡充	5
連携および共同研究	7
講演等の啓蒙活動の概要および見学者	9

研究成果の概要

[機体関連]

第一世代および第二世代小型超音速飛行実験機の操舵空力の評価	11
第二世代小型超音速飛行実験機の抗力特性評価	15
第二世代小型超音速飛行実験機の飛行性能予測	19
小型超音速飛行実験機の縮小機体の設計・試作	23
超音速後退翼上の孤立粗度により励起された横流れ不安定変動の研究	27
Active 制御によるラジコン機主翼の低速空力特性改善	31
小型無人超音速実験機の複合材機体構造概念設計	35
小型無人超音速実験機の実機大モックアップの製作	40
マッハ数2におけるエンジンインテーク溢れ出しによる抵抗特性	42

[エンジン関連]

GG-ATR エンジンの設計と製作、冷走試験について	45
反転軸流ファン試験装置の基礎特性	47
アルミ合金を用いた高圧水素製造に適した基礎パラメータ及び宇宙機システムへの適用	49
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ー特にメチルシクロヘキサンについて.....	52
バイオエタノール・ロケットエンジンシステム検討と課題	56
バイオエタノールにおける熱分解吸熱反応について	60
バイオエタノールの材料適合性研究	62

[誘導制御関連]

小型無人超音速機向け誘導制御システムの研究開発 - 概要 -	66
慣性航法装置の特性把握 -測定装置及び測定結果	69
航空機向けダイナミクス同定の研究	72
複数無人航空機用ブロードバンドデータリンク形成技術の研究	74
小型超音速機の着陸時横・方向制御系の検討	77
小型無人航空機制御用アクチュエータ伝達関数測定法の研究	81
誘導制御及び遠隔監視制御回路の開発	84

[試験設備関連]

中型超音速風洞の気流特性－その2 88
高速走行軌道装置に関する基盤技術研究 91

発表論文 96

2012 年度 査読付き論文 96

国際会議発表論文

国内学会発表論文

2005～2011 年度 査読付き論文 99

国際会議発表論文

国内学会発表論文

航空宇宙機システム研究センターの外部評価

○ 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 特任教授)

本学は研究活動の更なる向上を図るため、第2期中期目標期間の中間で、研究の実施体制や研究成果等について自己点検・評価を行い、さらに学外有識者からの評価を受けました。自己点検・評価の対象は、大学全体の研究活動状況のほか、研究センターである航空宇宙機システム研究センター、環境科学・防災研究センター、サテライト・ベンチャー・ビジネス・ラボラトリーの活動状況となり、独立行政法人大学評価・学位授与機構が行う「選択評価事項A 研究活動の状況」の観点に基づき自己点検・評価が行われました。外部評価委員は以下に示します学外の有識者です。

委員長 高橋 実 国立大学法人名古屋工業大学学長
委員 中橋 和博 独立行政法人宇宙航空研究開発機構
理事・研究開発本部長・航空プログラム推進リーダー
委員 原田 昭 公立大学法人札幌市立大学特任教授(前学長)
委員 三上 隆 国立大学法人北海道大学理事・副学長
(敬称略。評価委員は五十音順)

自己点検・評価および外部評価は以下のようなスケジュールで実施されました。

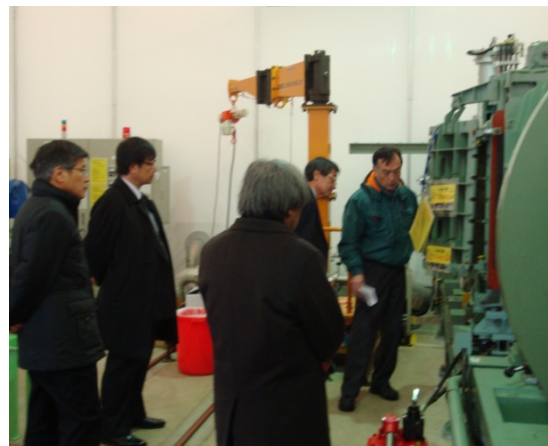
平成23年10月13日 認証評価に向けた自己評価の実施依頼
平成24年 2月 3日 自己評価書等提出(研究活動の状況、研究活動実績票、根拠となる資料)
平成24年 8月28日 自己評価書等完成
平成24年12月13日 実地調査
平成24年12月14日 施設見学、講評
平成25年 2月 外部評価報告書公表

(http://www.muroran-it.ac.jp/guidance/about/evaluation/e_evaluation.html)

当研究センターの施設見学が実施された時の様子を以下に示しました。



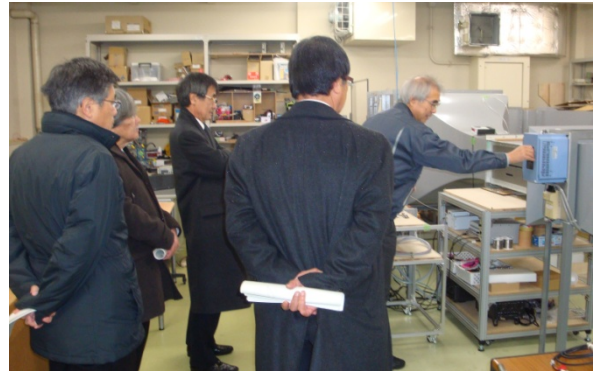
オオワシ2号機モックアップの見学



超音速風洞の見学



フライトシミュレータの見学



低速風洞の見学

次ページに外部評価報告書(研究活動状況)の当研究センターの評価部分を抜粋しました。
結果は5段階評価で、4と評価されました。優れている点、改善すべき点、提言の詳細は、外部評価報告書を参照してください。

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
研究活動状況の評価結果

外部評価委員長 高橋 実

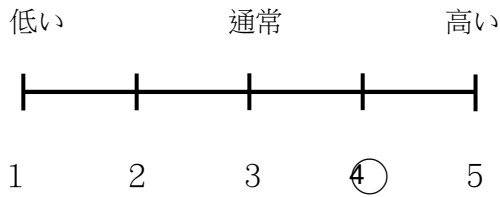
【優れている点】

- ・超音速風洞設備や高速走行軌道試験設備などの地の利点(スペース)を活用した他大学に無い試験設備を整備し、且つ機体、エンジンや燃焼系の開発を進める等、実践的な研究活動は評価される。
- ・また、大型特殊実験設備を供用した IHI 並びに川崎重工等各社との共同研究体制や地元加工業者の育成を図るなど、産学官連携活動は十分なものと言える。
- ・併せて、文部科学省への概算要求(特別教育研究経費獲得) 科研費、科学技術振興機構資金の確保等競争資金の獲得に積極的である。
- ・研究出版物、研究成果物の公表状況、国際学会等発表数、国内学会発表数、査読付き論文数、著書数は、第1 期中期計画期(平成21 年度以前)と第2 期中期計画期(平成22 年度以降)との比較において、おおむね第 2 期中期計画以降の年度ごとの発表件数が増加しており、研究の質が確保されている。
- ・実践的研究に連動した教育として、平成 18 年 JAXA との連携大学院方式による教育研究協力協定を結び、全国からの学生を集めた大学院教育の実質化を図っている。文部科学省により特別研究経費が平成 24 年度から一般経費への組み替えが認められたのも、この特色ある実践研究教育が高く評価された結果であると言える。
- ・当該研究センターの設立目的は「新産業創出領域(航空宇宙工学分野)」の研究実施にある。設立目的に沿った活動実績並びに人材育成への貢献は十分なものと評価される。

【改善すべき点】

- ・航空宇宙の実践的研究活動には理論研究よりも遥かに大きな予算が必要である。企業等との共同研究を活発に行っているが、国内の航空宇宙の産業基盤は相対的に小さい(GDP比0.2%)。外部資金の安定的獲得と増加を図るためには、航空宇宙の研究活動を中心に据えながらも他分野への応用を検討することも必要である。
- ・学生の就職の困難さは理解できるが大学院博士後期課程の学生数の増加並びに社会人育成を望みたい。
- ・成果の広報活動は十分とは言えず、有識者や産業界などの助言を頂き一層の「見える化」を図って欲しい。

【研究水準】 ※番号に○を付けてください。



【全体的な意見（提言）】

- ・特別経費から一般経費に組換えが行われた意義を自覚し、今まで以上に学部・大学院教育への積極的な参画が問われる。航空宇宙工学分野における実践的な研究教育をしっかりとアピールし、全国から優秀な学生が集う充実した場となることを期待したい。
- ・航空宇宙工学分野での具体的な貢献はその技術を活用して国、産業界、そして国民が何を得るのかという点にある。そのためには T 字型やクロス型の研究体制づくりが重要であり、幅の広い異分野連携が問われる。領域制を活用し、複合的な連携研究による新しい応用にも取り組んで頂きたい。また、国内各地での航空宇宙機関連研究拠点との差別化を一層進めるとともに最終目標とする「基盤技術の創出」を練り直し、より高次の研究教育の展開を期待したい。

航空宇宙機システム研究センターの組織および設備の整備・拡充

- 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 特任教授)
- 東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)

1. 専任教員の充実

平成20年度から5年計画で、概算要求による特別教育研究経費(プロジェクト分)で当研究センターの運営が行われてきたが、最終年度の平成24年度(2012年度)から一般経費への組替が認められ、中長期的な視点から引き続き本事業を推進することになった。当該事業費に配算されている人件費を活用して引き続き教員を採用した。以下の表に平成24年度現在の航空宇宙機システム研究センターの専任教員を示した。

航空宇宙機システム研究センターの専任教員

教員名	役職	研究分野
棚次亘弘	センター長・特任教授	航空宇宙推進・エネルギー工学
東野和幸	教授	宇宙推進・宇宙環境利用工学
高木正平	教授	航空宇宙分野の空力制御工学
杉岡正敏	特任教授	化学反応・燃焼工学
中田大将	特任助教	宇宙推進工学・エネルギー工学

2. 白老エンジン実験場の整備

3. 1 フルサイズ高速走行軌道試験設備の防音対策

フルサイズ高速走行軌道設備でのスレッドの高速化・高加速度化を図るため、スレッド台車を加速する推進器(ロケットやジェットエンジン)の推力増強を行った結果、推進器から発生する騒音も大きくなり、周辺への影響を低減するために図1に示すような土手を軌道の北側に構築した。特に、軌道東端には計測室やボンベ保管庫も含めた土手をコの字型に築いた。スレッドの移動に伴って推進器から発生する騒音源も移動するため、スレッドがスタートする軌道東端から150m付近まで軌道北側に土手を築いた。

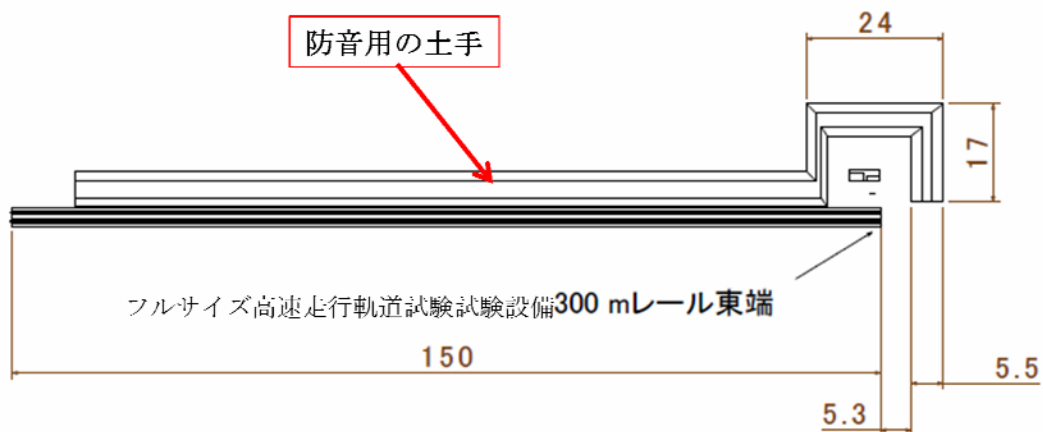


図1 フルサイズ高速走行軌道試験設備の防音土手配置図

2.2 防犯設備の設置

白老エンジン実験場には職員が常駐して居いないため、実験場開設以来2回空き巣被害が発生している。これまでは空き巣程度で、被害は寡少であるが、今後実験場の設備の充実に伴って高価な機器が配置されるため、防犯上から防犯カメラと警報器を設置した。防犯カメラは実験場の主要な場所に複数個設置し、常時録画記録している。この防犯カメラは、実験時には保安監視のために使用している。

4. 第二世代小型超音速実験機(オオワシ2)作業場の整備

本格的に超音速飛行試験が可能な第二世代小型超音速実験機(オオワシ2)の開発を開始しましたが、機体長が第一世代のオオワシに比較して2倍程度になっている。今年度は、機体に搭載する機器(エンジン、推進剤タンク、供給系、誘導制御機器、等)の配置を検討するための実物大モックアップを製作した。これは全長が6m、翼幅が2.5m程度有り、周囲での作業性を考慮すると大きな部屋が必要である。そこで、CRDセンターの1階に作業上を整備した。CRDセンター玄関を入り、直ぐ左側の部屋で、大型の機器を搬入できる出入り口もある。S等の航空宇宙機システム研究センターからも近く、また、見学者への対応にも便利な場所である。部屋を提供して頂いたCRDセンター関係者に感謝します。

連携および共同研究

棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 特任教授)

○ 東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)

1. 平成24年度実施の共同研究

1. 1 JAXA宇宙輸送系システム技術研究開発センターとの共同研究:「将来輸送系リファレンスシステムの推進系に関する研究」

バイオエタノール/液体酸素の推力21ton 級、250ton 級の各ロケットエンジンシステムの複数について成立性、性能比較さらに技術課題について検討を実施した。その結果、いずれのシステムも実現性はあるが、特にガスジェネサイクルが比較的低压でかつ柔軟性のあるシステムであることを示した。また、研究開発において技術課題としてはターボポンプ系では軸受冷却、潤滑特性、燃焼系は冷却特性とコーキング、サルファアタック等であることを明らかにした。

1. 2 JAXA宇宙輸送ミッション本部との共同研究:「バイオエタノールのロケット燃料への適合性に関する研究」

バイオエタノール/液体酸素の実機ロケットエンジン使用素材補について高温(max 約550K)、高圧(max 約10MPaG)環境下での適合性実験をH23年度につづき実施した。特に、H24年度はFRPやシール材の腐食、サルファアタック特性さらに陽極酸化処理によるアルミ合金の腐食防止策の提案、工業用エタノールとの腐食反応の差異について実験的研究を実施した。

1. 3 川崎重工業株式会社との共同研究:「高加速度環境下における高速走行軌道実験の実施」

白老エンジン実験場に設置した高速軌道試験設備を用いて川崎重工業株式会社と共同で高加速度環境の実験を実施した。川崎重工業株式会社は、高加速度環境下で航空機搭載機器の健全性を確認した。室蘭工業大学は高速走行する走行台車の走行プロファイルと水制動の特性を取得した。走行中の最大加速度は約7G、最高速度は時速約405km/hであった。



水制動中の走行台車

1.4 JAXA 宇宙輸送ミッション本部との共同研究:「飛行試験計測技術に関する研究」

JAXA が開発した超小型超軽量高速高精度データロガーを電動ラジコン機に搭載し、翼表面境界層の順流・逆流を診断するセンサー信号を収録した。また、地上試験では、データロガーの低速風洞計測やプロペラ回転時、舵面操作時の電気ノイズに対する耐雑音特性などを調べた。特に、電動モータからの電気ノイズに対しては特段の対策が必要であることなど今後に向けた問題点と改善点などを把握した。



JAXA が開発したデータロガー搭載と翼表面にセンサーを貼付した電動ラジコン機

講演等の啓蒙活動の概要および見学者

○ 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 特任教授)

航空宇宙機システム研究センターの専任教員および併任教員は、依頼講演、高校訪問、オープンキャンパス、大学開放推進事業に協力しています。平成24年度に行いましたこれらの活動の概要を表1にまとめました。ここでは、主に社会に対する啓蒙や本学の広報に関する活動を示しました。学会やシンポジウム等の研究に関する活動は除いています。

表1 航空宇宙機システム研究センターが協力した啓蒙・広報活動の概要

学外依頼講演				
講演者	依頼先・場所	日時	講演内容	参加者数
棚次 亘弘	精密工学会北海道支部学術講演会	2012年9月1日	航空宇宙機システム研究センターの教育研究活動について	約100名
高木正平	神奈川県金沢区 金沢地区センター	2012年9月16日	おもしろ講演 ”飛行機はなぜ飛べるの”	約40名
高木正平	電気通信大学	2012年11月24日	日本流体力学会主催の小中学生向け企画「ながれと遊ぼうコンテスト」で飛行機の飛ぶ仕組みを解説	約50名
東野和幸 中田大将	JAXA 研究開発本部	2013年3月28日	第1回将来輸送系ワークショップ	約70名
高校訪問				
訪問者	訪問高校	日時	訪問目的	参加者数
湊 亮二郎	北海道白石高校	2012年6月20日	模擬講義	約30名
湊 亮二郎	北海道栄高等学校	2012年10月17日	ブース	約20名
湊 亮二郎	室蘭清水ヶ丘高校	2012年11月14日	ブース	約20名
オープンキャンパス				
実施担当者	実施内容	日時	実施場所	参加者数
東野和幸 高木正平 溝端一秀 湊 亮二郎 中田大将 樋口 健 上羽 正純	オープンラボ (模擬講義、見学) Access to space	2012年8月4日	学 内	約100名
スーパーサイエンスハイスクール(室蘭栄高校)				
実施担当者	実施内容	日時	実施場所	参加者数
樋口 健 境 昌宏	課題研究「ペットボトルロケット飛行機の製作と折り紙による宇宙展開構造物」	2012年5月8日 ～9月18日 (11回)	学 内	5名

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・高校の教諭が見学されます。見学は、主に、超音速風洞設備、フライトシミュレーター、小型ジェットエンジンテストセル、高速走行軌道実験設備、白老エンジン実験場です。

平成24年度に訪問された学外の見学者を表2に示します。見学者の総数は97名でした。

表2 航空宇宙機システム研究センターを訪問された見学者

日時	見学者	見学内容	見学者数
2012年4月27日	JAXA宇宙輸送システム本部	研究センター活動説明 風洞装置、フライトシミュレーター、 白老エンジン実験場	4
2012年5月11日	華中科技大学学長 化学化工学院院長 船舶海洋工程学院院長 材料化学工程学院院長	研究センター活動説明 風洞装置、フライトシミュレーター	6
2012年5月25日	室工大同窓会	風洞装置、フライトシミュレーター	24
2012年7月10日	文部科学審議官、国立大学法人支援課長、他	研究センター活動説明 風洞装置、フライトシミュレーター	3
2012年8月27日	JAXA 宇宙科学研究所 教授	研究センター活動説明 風洞装置、フライトシミュレーター、 白老エンジン実験場	1
2012年8月29日	(株)INCエンジニアリング 取締役技術本部長 サンテクノロジー 営業部長	研究センター活動説明 風洞装置、フライトシミュレーター	5
2012年9月4日	電気工学科41年卒同窓会	風洞装置、フライトシミュレーター	31
2012年9月12日	愛知県議会産業労働委員会	研究センター活動説明 風洞装置、フライトシミュレーター	16
2012年9月13日	JAXA 角田宇宙センター	研究センター活動説明 風洞装置、フライトシミュレーター、 白老エンジン実験場	1
2012年12月14日	外部評価委員	超音速風洞、オオワシモックアップ、 低速風洞、フライトシミュレーター	4
2013年2月27日	大阪大学 環境・エネルギー工学専攻 准教授、副工学技術長	研究センター活動説明 風洞装置、フライトシミュレーター	2
		(注)小中高校生の見学は除いています。	

第一世代および第二世代小型超音速飛行実験機の操舵空力の評価

- 鈴木 祥弘（機械航空創造系学科 4年）
- 近藤 賢（機械航空創造系学科 4年）
- 大石 栄（航空宇宙システム工学専攻 M1）
- 溝端 一秀（もの創造系領域 准教授）

1. はじめに

室蘭工大・航空宇宙機システム研究センターでは、大気中を高速度で飛行するための革新的な基盤技術を創出する研究開発が推進されており、地上で研究された基盤技術を小規模ながらも実際の高速飛行環境で飛行実証するための飛行実験機の研究開発が進められている。これまで、クランクアロー主翼を有し反転軸流ファン式ターボジェットエンジン2基を搭載する M2006 形状が提案され、これと概ね同等の M2006prototype 空力形状を有するプロトタイプ機体(オオワシ 1号機)が 2009 年度に設計・製作され、2010 年度夏期および 2011 年度夏期にはこのプロトタイプ機体を用いた飛行実験が白老滑空場で実施された。さらに、超音速飛行に一層適した ATR-GG エンジンを1基搭載しマッハ 2 程度の超音速飛行までの一連の飛行が可能な第二世代超音速飛行実験機の設計が進められており、その M2011 空力形状が提案されている。

これらの空力形状 M2006prototype および M2011 について、これまでの風試によって亜音速～超音速域の縦の空力について概ね良好な特性が確認されている。一方、各舵面に舵角を与えた場合の空力特性は十分には評価できておらず、特に横方向の空力特性について亜音速域・大迎角条件においてエルロン効きが損なわれている可能性が示唆されている。

そこで本研究では、小型超音速飛行実験機の空力形状 M2006prototype および M2011 について、舵面に舵角を与えた場合の空力特性を風洞試験によって解明する。

2. 空力形状

M2006prototype 形状と M2011 形状では主翼と尾翼の形状・配置は相似であり、翼幅および胴体外径は M2006prototype に比して M2011 は 1.5 倍に設定されている。その三面図を図1に示す。

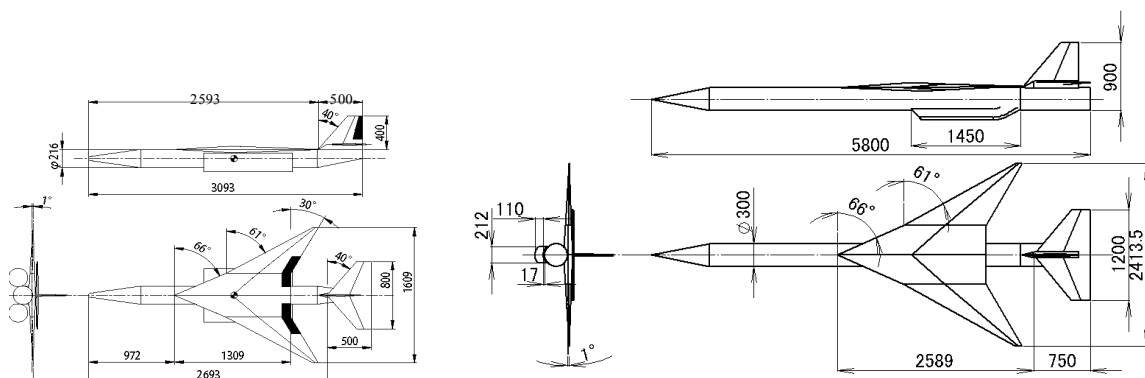


図1. M2006prototype 空力形状および M2011 空力形状

3. 風試による空力評価

風試模型は、風洞の計測胴に模型全体が収まること、模型の胴体中央に外径φ25の六分力内挿天秤が収まること、等の条件を満たすように、縮尺をM2006prototype形状に対して7/40倍、M2011形状に対して7/60倍に設定しており、主翼、尾翼、中胴部、および後胴部は共通部品となっている。本研究では新たにエルロン舵角を伴う主翼、エレベータ舵角を伴う水平尾翼、およびエレボン舵角を伴う水平尾翼を設計・製作した。その一覧と概観を表1および図2に示す。水平尾翼は裏表逆に設置でき、これによって一枚で二通りの舵角を設定できる。ここで、舵角の正負はピッチングに関しては機体を頭上げにする方向、すなわち水平尾翼前縁を下げる方向を正とし、ローリングに関しては右ロールを生ずる方向すなわち左側の舵面後縁を下げる方向を正としている。

表1. 舵角付風試模型部品

部品名	舵面	舵角
主翼	エルロン	右ロール +10°
		右ロール +20°
水平尾翼	エレベータ	ピッチアップ +10°
		ピッチアップ +15°
	エレボン	右ロール +10°, ピッチ 0°
		右ロール +15°, ピッチ 0°

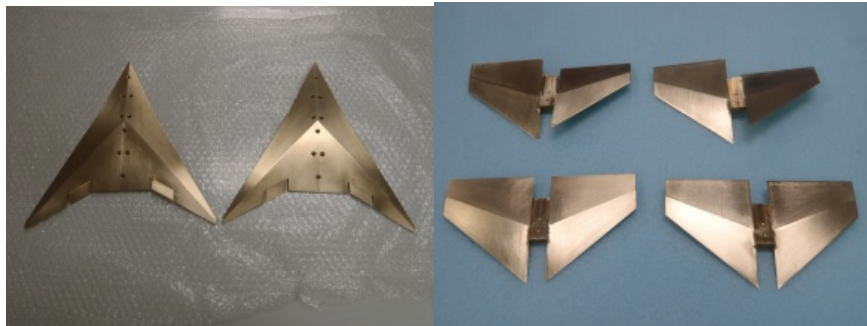


図2. エルロン舵角付主翼およびエレベータ・エレボン舵角付水平尾翼

M2011形状に関しては、図3に示す通り前胴部（ノーズ）と空気取り入れ口（インテーク）の長さがそれぞれ三通り用意されている。今回の風試ではノーズC（推進剤搭載量130kgに対応）を搭載しインテークを搭載しない形態をベースライン形状とした。

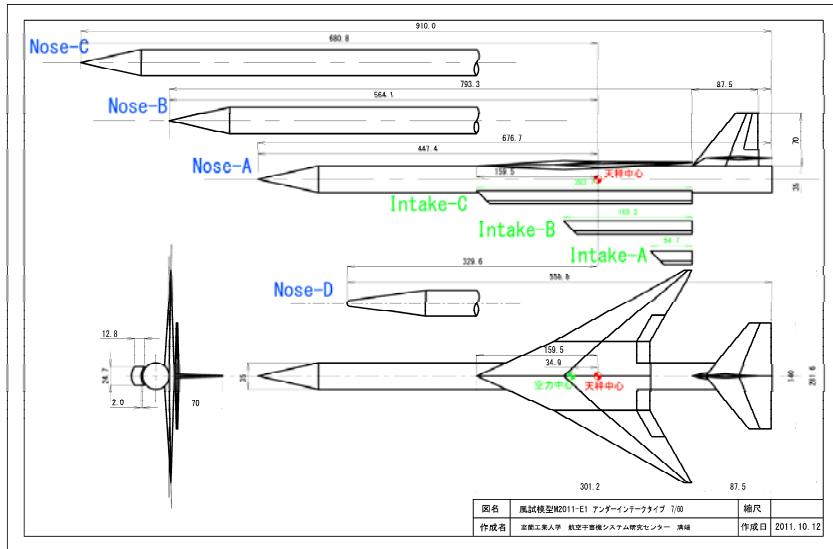


図3. M2011空力形状の風試模型

この風試模型を用いて大阪府立大の亜音速風洞において亜音速風試を

実施した。その結果のうち、エルロン舵角によるローリングモーメント係数の変化およびエレベータ舵角によるピッチングモーメント係数の変化を図4に示す。ピッチングモーメント係数 C_m については両形状共に広範囲で右上がりの傾向を維持しており、ピッチング静安定が保たれていることが確認できる。また、エレベータ舵角 $-15^\circ \sim 15^\circ$ の範囲でピッチングトリムを得られる迎角の範囲は $-10^\circ \sim 10^\circ$ であることも確認できる。一方、エレベータ舵角を変化させた場合に舵角が大きくなるにつれてエレベータの効きが鈍

る性質も示されている。さらに -15° 以上の負の大迎角時に頭上げ方向にエレベータ舵角を与えたとき、エレベータの効きが喪失する現象が確認出来る。この現象の原因として、水平尾翼が風軸に対して -30° という大迎角を取ることにより流れが剥離し、水平尾翼が失速していることが考えられる。しかし実際の飛行ではここまで大きな負の迎角を取ることはないため問題にはならない。ローリングモーメント係数 C_l のグラフは舵角を与えた場合に両形状共に上下に平行移動しており、エルロンの効きが良好であることが確認できる。

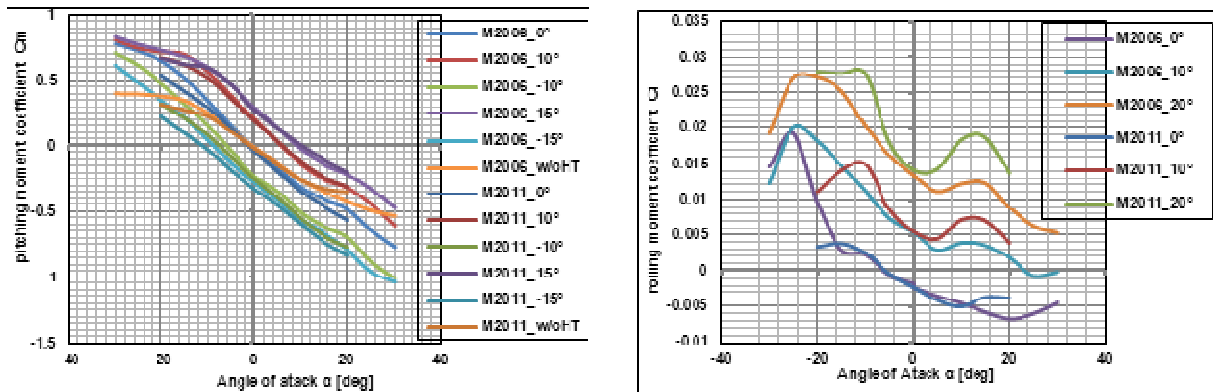


図4. 舵角によるピッチングモーメントおよびローリングモーメント

次に両形状での横制御発散係数(Lateral Control Departure Parameter: LCDP)を図5に示す。LCDPは式(1)により定義され、その値が負となる場合にはエルロンが通常と逆方向に作用する現象(エルロン・リバーサル)が発生する。過去の風試データに基づく補外的な推算では離着陸時などの大迎角においてエルロン・リバーサルの発生可能性が示唆されていた。

$$LCDP = C_{n\beta} - \frac{C_{n\delta a}}{C_{l\delta a}} C_{l\beta} \dots\dots\dots(1)$$

図5に示す実際の風試データに基づく推算結果によれば、M2006prototype 形状では迎角 $-15^\circ \sim 20^\circ$ 、M2011 形状では 迎角 $-10^\circ \sim 12^\circ$ においてエルロンは正常に機能し、それよりも正負に大迎角を取った場合にエルロン・リバーサルが発生することが示されている。

エルロン・リバーサルすなわち LCDP の値が負となる主な原因は、式(1)中の4種の空力微係数のうち風見安定 及びアドバース・ヨー であると考えられる。実際のは他の空力微係数と比較してかなり小さなオーダーであることを考えれば、M2011 形状の方がエルロン正効きの迎角範囲が狭い原因は、高迎角時に風見安定が損なわれて が負となったことによると考えられる。

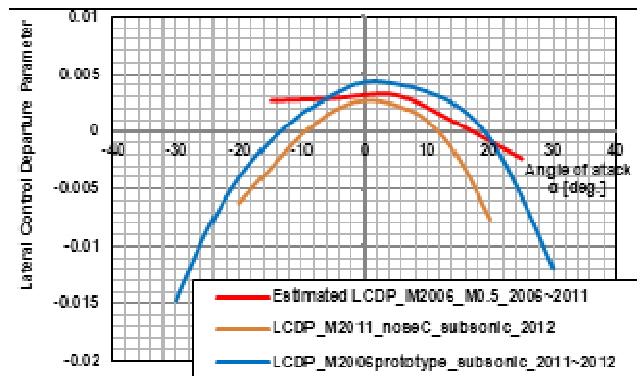


図5. LCDP の推算値

横滑り角 β とヨーイングモーメント係数 の関係を図6に示す。M2006prototype 形状では は全範囲で右下がりの傾向、すなわち風見安定を維持している。一方、M2011 形状では -10° 以下および 12° 以上の迎角で右下がりとなっており、風見不安定となっている。この風見安定劣化の原因は、M2011 は GG-ATR エンジンの採用による所要推進剤搭載量の増加に応じてノーズを延長しているためであると考えられる。

なお、オオワシの通常の飛行状態の迎角は、亜音速で数度、遷音速・超音速では 1° 以下であるから、LCDPが負になる局面は発生しないものと予測される。しかし、離着陸時にはごく短時間ではあるがLCDPが負となるような 12° 以上の大迎角をとることも予想される。これに対応するには、エルロン逆効きを考慮した制御系設計をするか、機体の風見安定性を改善する必要がある。風見安定性を改善する具体的な方法としては、垂直尾翼の拡大、ラダー操舵の併用、エンジン推力増強による所要燃料搭載量の削減(ノーズの短縮)、等が考えられる。また、今回の風試ではエンジンの空気取り入れ口(インテーク)を設置していないが、インテークを重心より後ろに設置することによって後胴部の側面積を増やし風見安定を増強できる可能性がある。

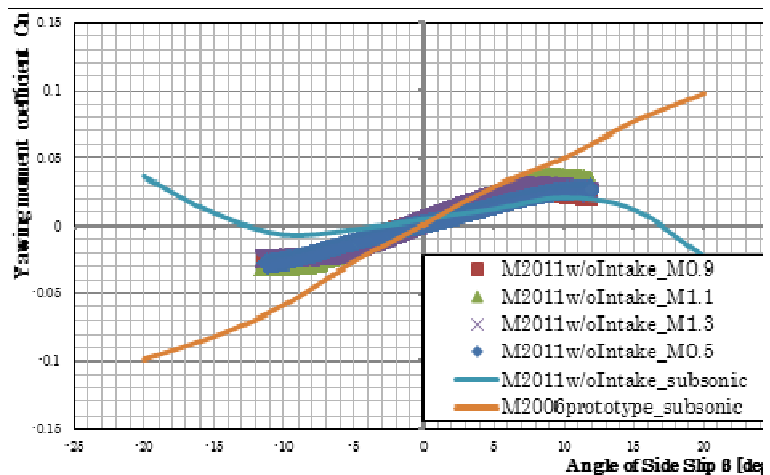


図6. 横滑り角 β とヨーイングモーメント係数 C_n の関係

4. まとめ

小型超音速飛行実験機の空力形状M2006prototypeおよびM2011について、舵面に舵角を与えた場合の空力特性を風洞試験によって評価した。その結果は以下の通りである。

- (1) 両形状でエレベータの効きは良好であり、 $\pm 15^\circ$ のエレベータ操舵によりピッチングトリムを得ることのできる迎角の範囲は $-10^\circ \sim +10^\circ$ である。
- (2) 両形状でエルロンの効きは良好である。
- (3) エルロンが正効きとなる迎角の範囲はM2006prototypeの場合 $-15^\circ \sim +20^\circ$ 、M2011形状では $-10^\circ \sim +12^\circ$ である。
- (4) エルロン正効きの迎角範囲を広げるには機体の風見安定性を改善する必要があり、その方法として垂直尾翼の拡大、ラダー操舵の併用、エンジン推力の増強による所要燃料搭載量の削減(ノーズの短縮)、等が考えられる。

第二世代小型超音速飛行実験機の抗力特性評価

- 大石 栄 (航空宇宙システム工学専攻 M1)
 近藤 賢 (機械航空創造系学科 4年)
 鈴木祥弘 (機械航空創造系学科 4年)
 溝端 一秀 (もの創造系領域 准教授)

1. はじめに

室蘭工大・航空宇宙機システム研究センターでは、大気中を高速度で飛行するための革新的な基盤技術を創出する研究開発を推進しており、その一環として、小規模ながらも実際の高速飛行環境で飛行実証するための飛行実験機(フライング・テストベッド FTB)を研究開発している。現在、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)エンジンを一基搭載する第二世代飛行実験機的设计を進めている。その空力形状 M2011 の空力特性を評価するために2011年度に遷音速および亜音速風洞試験を実施し、これを元にして飛行経路解析を実施したところ、目標飛行マッハ数 2.0 に到達するためには抗力を 15%程度低減する必要があることが示された。そこで本研究では、遷音速・超音速風試を追加実施し、M2011 空力形状の抗力特性を一層詳細に把握することを目的とする。

2. M2011 空力形状

M2011 空力形状の主翼・尾翼・胴体の形状・配置は第一世代実験機の M2006prototype 形状と相似であり、主翼・尾翼の寸法および胴体外径は 1.5 倍である。これによって M2006prototype の風試データや飛行データを有効活用できる。また、飛行ミッションに応じて推進剤搭載量が増えることを想定して、3通りの胴体全長を想定している。さらに、現時点ではインテークの設計が未確定であることから、その長さを3通りに想定している。その主要諸元と三面図を表1および図1に示す。当面、推進剤搭載量最大の Nose-C (胴体全長 7.8m) とインテーク長さ最短の Intake-A の組み合わせをベースライン形状としている。

表 1. 第二世代実験機の M2011 空力形状の主要諸元

胴体全長	Nose-A	5.8m (推進剤と 80kg)	主翼	翼幅	2.41m	
	Nose-B	6.8m (推進剤 105kg)		面積	2.15m ²	
	Nose-C (基本形状)	7.8m (推進剤 130kg)		平均空力翼弦	1.19m	
インテーク長	Intake-A (基本形状)	0.47m		前縁後退角	内翼	66deg
	Intake-B	1.45m			外翼	61deg
	Intake-C	2.43m		翼厚	6%	

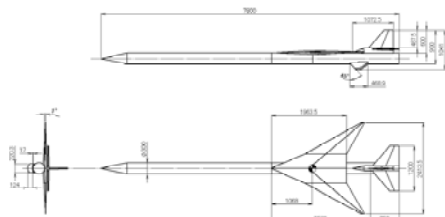


図 1. 第二世代実験機の M2011 空力形状 (Nose-C、Intake-A)



図 2. M2011 空力形状の風試模型 (Nose-C、Intake-A)

3. 風洞試験による抗力特性の評価

3. 1. 風試模型と試験条件

風試模型を縮尺 7/60 で設計・製作した。主翼、尾翼、中胴部（天秤インターフェース）、および後胴部は M2006prototype 模型（縮尺 7/40）と共通である。3 通りの胴体長に対応するノーズ部品 A、B、C および 3 通りのインテーク長に対応するインテーク部品 A、B、C を製作した。Nose-C と Intake-A を搭載したベースライン形状模型の外観を図 2 に示す。

本研究では、インテークの壁厚、エンジンの作動状態（空気流量）、および操舵機構を収めるための尾翼角台の抗力への影響を調査する。インテーク壁厚に関しては壁厚 1mm と 0.5mm の模型を使用する。また、エンジン作動状態（空気流量）を模擬するために開口比 80% および 60% のオリフィスをインテーク出口に設置する。さらに、インテーク入口・出口の流れの状態を計測するために静圧および総圧プローブを用いる。これらの模型部品の形状・寸法を図 3 に示す。

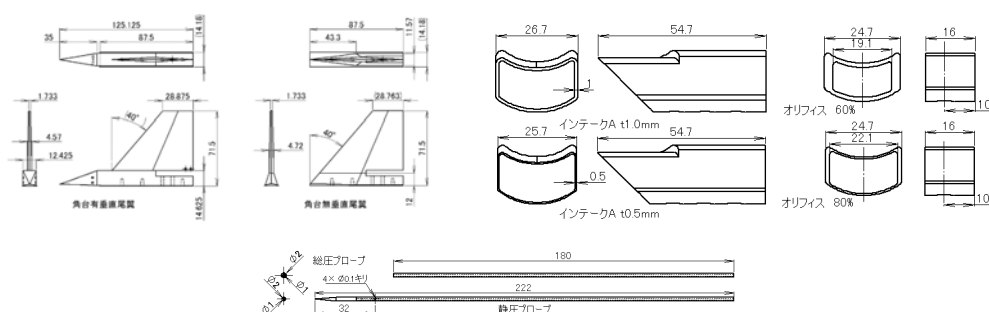


図 3. 風試模型部品の設計

風洞試験は JAXA/ISAS の吹出式遷音速/超音速風洞で行う。空力測定には 6 分力内装天秤を用いる。遷音速風試ではノーズ C・インテーク A を基本形状とし、試験項目によりオリフィスや尾翼等を付け替える。迎角は 0 度とし、マッハ 1.3 から 0.7 までのマッハスイープを実施する。超音速風試ではノーズから発生した衝撃波が風洞内壁に反射して模型後部に当たることを避けるために最短のノーズ A を搭載する。マッハ数は 1.5、1.8、または 2.0 で通風毎に固定であり、ピッチ角を -5~+5 度の範囲でスイープさせる。一様流全圧は遷音速・超音速ともに 2.0kgf/cm^2 である。

3. 2. 風試結果

マッハ数 0.7~2.0 の範囲での各模型形態での全機寄生抗力係数（迎角ゼロの全機抗力係数）を図 4 に示す。全般的にマッハ数 1.1 付近で寄生抗力係数は最大となっている。インテークの壁厚が大きいほど、またオリフィス開口比を小さくするほど寄生抗力係数が大きくなっており、インテーク流路が絞られるほど抗力は大きくなると考えられる。

次に遷音速域および超音速域における全機抗力とインテーク抗力推定値をそれぞれ図 5、図 6 に示す。ここでインテーク抗力は、インテーク入口および出口における圧力計測に基づくマッハ数推定値を元にして運動量収支解析から推定している。遷音速域では通風マッハ数が大きくなるに従って全機抗力も増加しているが、インテーク単体の抗力増加は僅かである。超音速域では、全機抗力はピッチ角が 0 度に近いほど小さいが、インテーク単体抗力はピッチ角が大きくなるほど概ね単調に大きくなる。全機抗力のうちインテーク抗力が占める割合は、全機抗力最小の時（ピッチ角 0° 付近）で 8.6% である。なお、インテーク抗力推定の際には、流れに垂直な面内の流速

分布を考慮していない。この流速分布の効果を、たとえばインテーク壁面境界層の排除厚として運動量収支解析に取り入れる必要がある。

三通りのオリフィス開口比（オリフィス無し、80%、60%）において、遷音速域でのインテーク入口・出口の圧力計測に基づくマッハ数推定結果を図7に、対応するシュリーレン映像（通風マッハ数 1.3）を図8に示す。遷音速域ではインテーク出口マッハ数はオリフィス開口比によってあまり変わらないが、入口マッハ数は開口比が小さいほど下がっており、これに対応してシュリーレン画像におけるインテーク入口の衝撃波は開口比が小さいほど強くなることが確認できる。また、入口マッハ数よりも出口マッハ数のほうが大きくなっており、これはインテーク内の亜音速流れにおいて壁面境界層が発達して流れが加速されているためと考えられる。さらに、シュリーレン画像から、インテーク後端から鼓状衝撃波が発生していることが確認され、インテーク出口の流れは過膨張状態であることが分かる。開口比が小さいほど鼓状衝撃波が強くなっているようであり、開口比が小さいほどインテーク内で流れが加速していると考えられる。

次に、マッハ 2.0 の超音速条件でのインテーク入口・出口のマッハ数推定結果を図9に示す。超音速では遷音速とは逆にインテーク出口マッハ数が入口マッハ数よりも低くなっている。これは、遷音速と同様に超音速条件でもインテーク内部で壁面境界層が発達して流れが絞られるが、今度はインテーク内流れは超音速であるため、絞られることによって減速するものと考えられる。

最後に、尾翼角台の有無による抗力の変化を図10に示す。抗力係数が最も大きいマッハ 1.1 近辺でのみ角台によって抗力係数が大きくなり、それ以外のマッハ数域では角台によって却って抗力係数が減じている。亜音速域では角台によって尾翼・胴体の空力干渉が緩和された可能性があり、また超音速域では角台によってエリアルールに従って造波抗力が減じた可能性がある。

4. まとめ

室蘭工大で研究開発している小型超音速飛行実験機について、従前の M2006prototype 形状を基にして、一層高速飛行に適した GG-ATR エンジンの搭載を想定した機体形状 M2011 が設計された。そして、インテーク壁厚、エンジンの作動状態、および垂直尾翼根に設ける角台の抗力への影響を確かめるために風洞試験を実施した。その結果、インテーク抗力について、流路が絞られるほど（エンジンの空気流量が小さいほど）全機抗力係数が大きくなることが分かった。また、全機抗力に占めるインテーク抗力の割合は小さく、特に超音速条件では 8.6%以下であることが分かった。インテーク内部では壁面境界層により流れが絞られ、遷音速条件では加速、超音速条件では減速されると考えられる。さらに、角台を設けることによる抗力の著しい増加は確認されなかった。

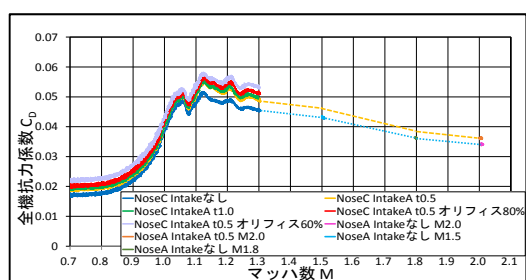


図4. インテーク壁厚とオリフィスによる抗力の変化

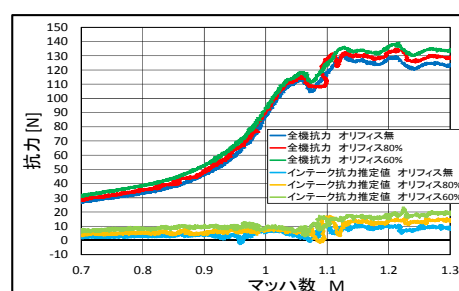


図5. 遷音速域における全機抗力とインテーク抗力推定値

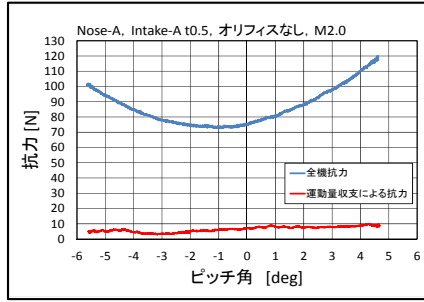
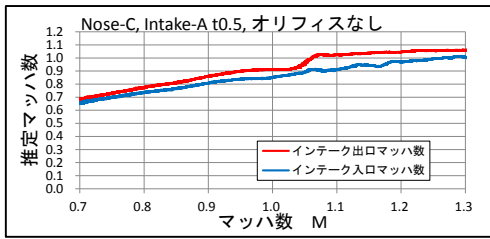
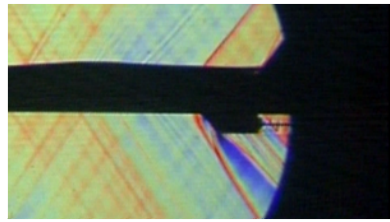


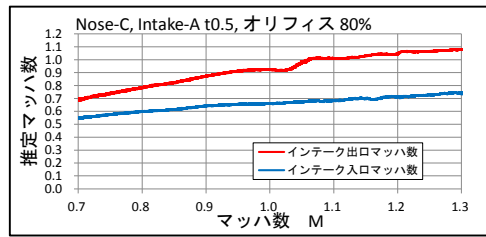
図6. 超音速域における全機抗力に対するインテーク抗力



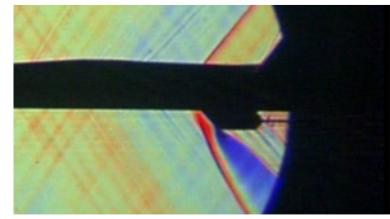
(a) オリフィスなし



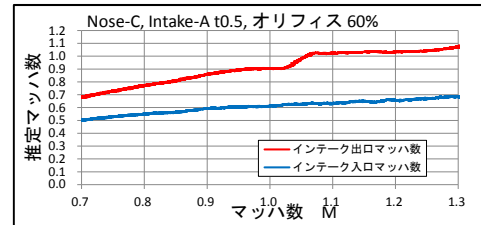
(a) オリフィスなし



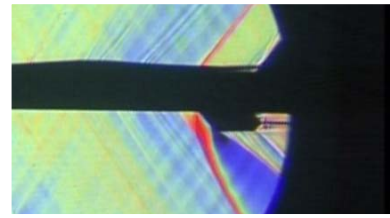
(b) オリフィス開口比 80%



(b) オリフィス開口比 80%



(c) オリフィス開口比 60%



(c) オリフィス開口比 60%

図7. 遷音速域におけるインテーク入口出口の推定マッハ数 (Nose-C、Intake-A t0.5)

図8. M1.3におけるシュリーレン写真 (Nose-C、Intake-A t0.5)

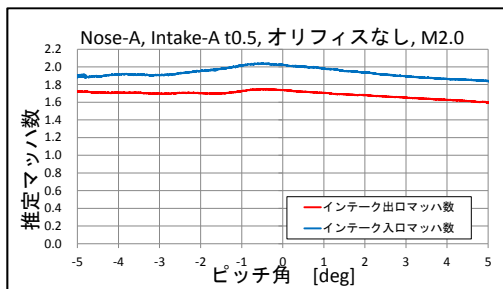


図9. M2.0におけるインテーク入口出口の推定マッハ数 (Nose-A、Intake-A t0.5、オリフィスなし)

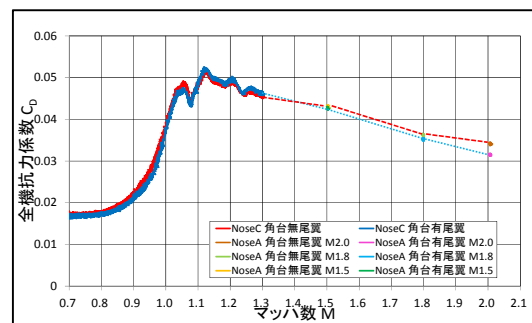


図10. 角台の有無による全機抗力への影響

第二世代小型超音速飛行実験機の飛行性能予測

○ 近藤 賢 (機械航空創造系学科 4年)

溝端 一秀 (もの創造系領域 准教授)

1. はじめに

室蘭工大・航空宇宙機システム研究センターでは、大気中を高速度で飛行するための革新的な基盤技術を創出する研究開発が推進されており、地上で研究された基盤技術を小規模ながらも実際の高速飛行環境で飛行実証するための飛行実験機の研究開発が進められている。これまで、クランクアロー主翼を有し反転軸流ファン式ターボジェットエンジン2基を搭載する M2006 形状が提案され、これと概ね同等の M2006prototype 空力形状を有するプロトタイプ機体(オオワン 1号機)が 2009 年度に設計・製作され、2010 年度夏期および 2011 年度夏期にはこのプロトタイプ機体を用いた飛行実験が白老滑空場で実施された。さらに、超音速飛行に一層適した ATR-GG エンジンを1基搭載しマッハ 2 程度の超音速飛行までの一連の飛行が可能な第二世代超音速飛行実験機の設計が進められており、その M2011 空力形状が提案されている。

そこで本研究は、第二世代オオワシの空力形状 M2011 の空力特性を評価し、さらにその結果を用いて飛行経路解析を行い、目標飛行マッハ数 2.0 に到達するための条件を明らかにする。

2. 小型超音速飛行実験機の機体形状と緒元

M2006prototype 形状と M2011 形状では主翼と尾翼の形状・配置は相似であり、翼幅および胴体外径は M2006prototype に比して M2011 は 1.5 倍に設定されている。その三面図を図1に示す。

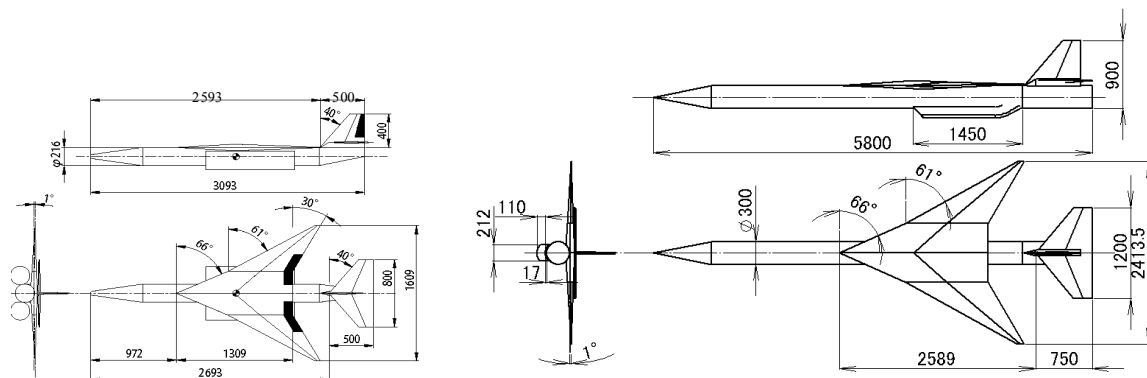


図1. M2006prototype 空力形状および M2011 空力形状

3. 空力特性評価

M2011 形状の揚力・抗力特性を評価するために風洞試験を行う。風洞設備としては JAXA/ISAS 所有の遷・超音速風洞を使用する。これは間欠吹き出し式であり、測定部断面積は 600×600 [mm²]、通風可能マッハ数は遷音速で 0.3~1.3、超音速で 1.5~4.0 である。機体に作用する空気力の測定には 6 分力内挿天秤を用い、機体底面の圧力測定には 4 本の圧力管および圧力トランスデューサを用いる。通風条件は遷音速風洞でマッハ 0.5~1.3、超音速風洞でマッハ 1.5~2.0、迎角-10~10[deg]である。風洞試験

で計測された結果の例を図2に示す。

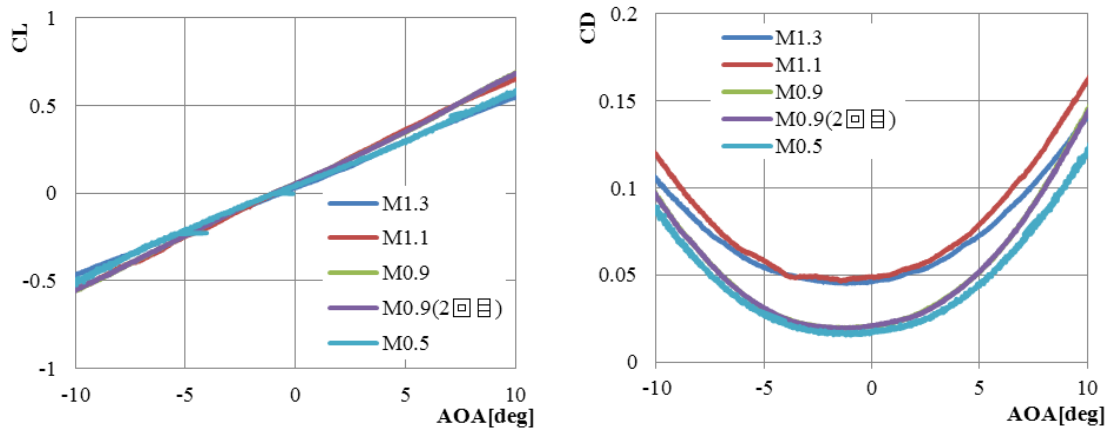


図 2 . 風洞試験で計測した各マッハ数での揚力係数と抗力係数

4. 推力余裕

風洞試験によって得られた抗力データと、熱サイクル解析によって推算された ATRGG エンジンの定格回転 (100%) および 105% 回転での推力データを用いて、推力余裕 (推力 - 抗力) を推算した結果を図3に示す。推力余裕が負になる領域は濃紺色で表示している。マッハ 1.1~1.7、高度 11km の辺りに推力余裕の尾根ができており、ここを通過して加速上昇する必要がある。また、定格回転の場合は、海面上で加速してゆくと推力余裕が減り、マッハ 1.0 の近傍で推力余裕が負となる。つまり、地上での加速補助によって却って離陸後の加速性が損なわれる可能性がある。一方、105% 回転の場合はこの傾向が緩和されている。

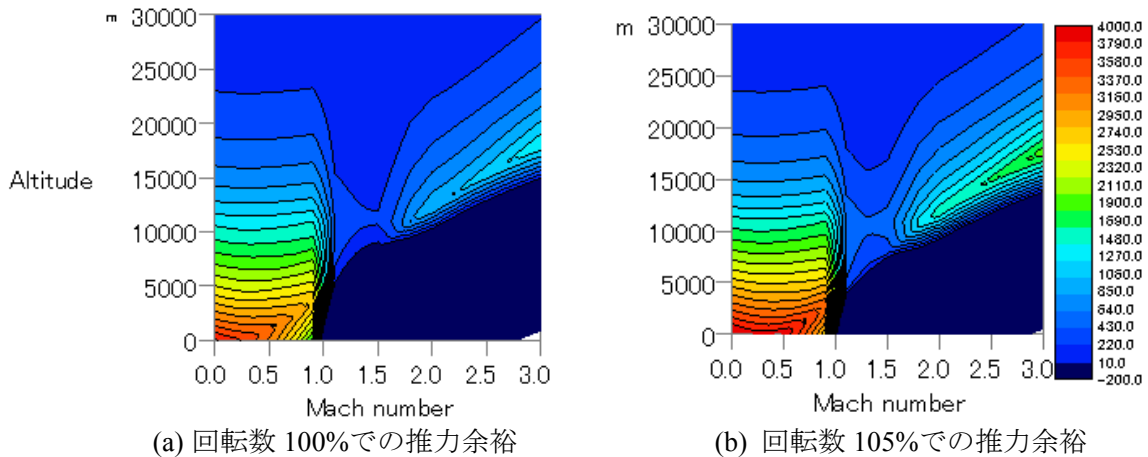


図 3 . M2011 形状と ATRGG エンジンのデータから作成した推力余裕マップ

5. 飛行経路解析

5. 1. 手法

図4に示された地球の中心を原点とする三次元極座標系において解析対象の機体を質点として扱う。機体にはたらく力 (揚力、抗力、推力、重力) を推算しつつ機体の三自由度運動方程式を解く手順をフォ

ートランでプログラムする。風洞試験で得られた揚力係数・抗力係数、構造設計によって推算された機体質量、および ATR-GG エンジンの性能推算による推力・比推力データを用い、機体の迎角・バンク角およびスロットル開度を時系列に調整しながら、上述のプログラムを実行することによって、図5のような飛行経路の解が得られる。

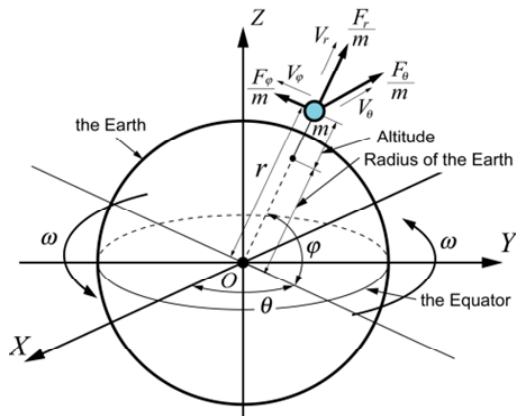


図 4. 3 自由度慣性極座標系

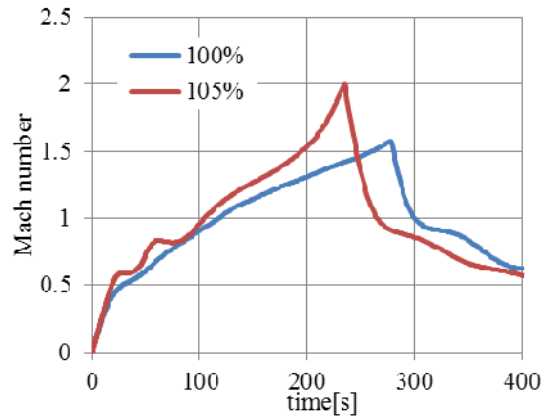


図 5. 飛行経路解析結果の例

5. 2. 解析条件

解析において調整できる飛行条件は、機体乾燥質量(搭載燃料以外の機体の質量)、搭載燃料質量(ノーズ長に対応)、エンジンスロットリング(エンジン回転数に対応)、エアールールなどの抗力低減手段を用いたと想定した場合の抗力低減率、および目下研究開発中の高速走行軌道装置等による地上加速補助により付与される初速度である。これらの条件を調整しつつ飛行経路解析を実施し、目標飛行マッハ数 2.0 に到達するための条件を見いだす。エンジンスロットリングについては定格回転(100%回転)と105%回転の二通りエンジン性能データを用いる。この二通りのエンジン回転数に基づいて得られた飛行経路の解の例を図5に示す。

5. 3. 解析結果

上述の諸条件において飛行経路解析によって推算された到達マッハ数を表1に示す。機体乾燥質量の 60kg 程度の低減、機体抗力の 8%程度の削減、ATRGG エンジンを 105%回転で作動させること、及び地上加速補助のいずれも飛行到達マッハ数を上昇させる手段として効果的である。これらを併用するとさらに効果的であり、所要燃料搭載量を減らすことができる。所要燃料搭載量によってノーズ長が決まるため、ノーズ長を縮めることによる空力安定性の改善、特に横方向の空力安定性の改善が見込まれる。あるいは航続性能の向上が期待される。

6. まとめ

小型超音速飛行実験機(第二世代オオワシ)について ISAS/JAXA での遷・超音速風洞試験によって各マッハ数、迎角ごとの空力特性データを得、抗力データとエンジン性能推算データから推力余裕を評価した。さらに、風洞試験で得られた空力特性データとエンジン性能推算データを用いて種々の飛行条件で飛行経路解析を行い、到達マッハ数を比較した。その結果以下のことが分かった。

- ① ATR-GG エンジンの 105%回転による推力増強、機体乾燥質量の 60kg 程度の軽量化、機体抗力の 8%程度の削減、および地上加速補助が、到達マッハ数 2.0 を実現する上で有効である。
- ② これらを併用すると所要燃料搭載量を減らすことができ、ノーズ長を縮めることによる空力安定性の改善あるいは航続性能の向上が期待される。

表 1. 各条件での飛行経路解析によって推算された到達マッハ数

解析条件 No.	機体乾燥質量[kg]	搭載燃料質量[kg]	抗力 [%]	エンジン回転数[%]	滑走加速補助による初速度[Mach]	到達マッハ数
1	270	130	100	100	0	1.6
2	210			105		2.0
3	270			95		2.0
4			93	1.8		
5			92	1.9		
6			100	0.3		2.0
7				0.5	1.7	
8				0.7	1.7	
9			105	0.3	1.8	
10				0.5	2.1	
11				0.7	2.2	
12	0.7			2.2		
13	270		100	100	0.7	1.7
14	270		105	100	0.7	2.0
15	210		92	2.5		
16	80			2.2		

小型超音速飛行実験機の縮小機体の設計・試作

- 渡口 翼 (機械航空創造系学科 4年)
 - 福士 誠 (機械航空創造系学科 4年)
 - 溝端 一秀 (もの創造系領域 准教授)
-

1. はじめに

室蘭工大・航空宇宙機システム研究センターでは、大気中を高速度で飛行するための革新的な基盤技術を創出する研究開発の一環として、実際の高速度飛行環境で技術実証するための実験機(フライングテストベット)の研究開発を進めている。この実験機は、遷音速・超音速域での抗力低減のために主翼・尾翼にダイヤモンド翼型を採用し、主翼に大きな前縁後退角(66°・61°)が与えられている。このため離着陸を含む低速飛行が難しくなっている可能性がある。また、滑走中や離着陸の低速飛行中の地面効果や、姿勢変化に伴う空力特性などは、風洞試験だけでなく飛行試験によって初めて十分な評価が可能である。

そこで飛行試験によってその低速飛行特性を検証することを主な目的として、小型超音速実験機と概ね同等形状・同等寸法のプロトタイプ機体(オオワシ1号機)が製作された。2010年度および2011年度に地上パイロットによる無線操縦によって低速飛行試験が実施され、概ね良好な飛行特性が示された。しかし、予め計画された12フライトのうち実施できたのはパイロットが機体特性に慣れるための2フライトであり、そこではパイロットが試行錯誤で頻りに操縦入力を与えており、飛行特性評価に必須の定常飛行の継続時間が非常に限られた。所定の定常飛行を維持して質・量ともに十分な飛行特性データを取得するには、繰り返し安全に飛行試験を実施する必要がある。オオワシ1号機は2011年度の飛行試験において失われたことから、今後は製作・保守および取り回しの容易な機体を用いて繰り返し低速飛行試験を実施することを狙って、サブスケール機体を設計・製作することとした。

2. 縮小比の検討

大学内の一般的なスペースと一般的な工具を用いて手作業で製作する計画であることから、取り回しの容易さや工作精度を考慮して、縮小比を1/2とする。相似則に従って機体の主要諸元は表1の通りとなる。推進器としてダクテッドファンユニット2個を搭載することとし、推重比はオオワシ1号機と概ね同等の1.23と計画される。

表1 オオワシ1号機と縮小機体の主要諸元

機体の種類	オオワシ1号機	1/2スケール機体
全長(ピトー管を除く)[m]	3.178	1.589
主翼 翼幅[m]	1.609	0.8045
主翼 翼面積[m ²]	0.9956	0.2489
主翼 平均空力翼弦長[m]	0.796	0.398
主翼 アスペクト比	2.71	2.71
主翼 翼厚[%]	6	6
離陸重量[kg]	27.3	3.41 (計画)
推進システム	JetCat turbojet engine P160SX (直径 φ112, 質量 1.53kg)×2	Ducted Fan Unit LEDF68-1A35 (ファン直径 φ68, 質量 0.268kg)×2
公称推力	326N(33.2kgf)	4.2kgf
推重比	1.22	1.23 (計画)

3. 機体構造の設計と製作

3-1. 機体構造の設計と製作

オオワシ1号機の製作用概略図面と実機構造を参考にして3D-CAD SolidWorksを用いて縮小機体の構造を設計した。設計された全機構造を図1に示す。製作の容易さの観点から木質主体の構造とし、SolidWorksで形状設計した構造部材をレーザー彫刻機で正確に切り出し、手作業で接着している。

3-2-1. 主翼の設計と製作

桁をケヤキ角材、リブをバルサ板で製作し、外皮としてt1.0~2.0のバルサ板と熱収縮フィルムを貼ることとしている。左右のエルロンとフラップの計4枚の舵面を駆動するために4個のサーボモーターを搭載している。

3-2-2. 胴体、エンジンナセル、および尾翼の設計と製作

集中荷重や衝撃荷重がはたらくと予想される脚取付け部、胴体・エンジンナセル接合部、および翼胴接合部に丈夫なリングフレームを配置している。また、整備性の観点からノーズコーンやテールコーンを着脱できるようにしている。水平尾翼は全可動式エレボンであり、水平尾翼に埋め込んだ支柱(回転軸)を胴体内部のベアリング2個で支えている。ロンジロンをケヤキ角材、リングフレームをベニヤ板材および強化バルサ厚板で製作した。外皮のφ100円筒は、t1.0バルサ板材を芯材とするGFRPサンドイッチ板で製作している。ラダーおよび左右のエレボンを駆動するために3個のサーボモーターを搭載している。

3-2-3. 機体全体の組み立て

製作した各部品を組み合わせて機体全体を完成させた。その外観を図4に示す。推進器、推進用バッテリー、無線操縦受信機等の搭載機器を含めて総質量 3.93kg となり、推重比は 1.07 となった。



図1 1/2スケール機体の構造



図2. 製作された主翼



図3. 製作された胴体部



図4. 組み立てられた1/2スケール機体

4. 飛行性能の予測

オオワシ1号機の M2006prototype 形状については、亜音速風試によって主要な空力特性データが得られている。その揚力係数・抗力係数データを利用して、縮小機体の海面上での定常水平飛行の必要推力を推算すると図5 のとおりである。必要推力と利用可能推力の交点が生常水平飛行

速度を表しており、推力 100%で 61.4m/s、70%で 50.6m/s、50%で 41.5m/s と推算される。また、風試によるピッチング静安定のデータより、エレベータ舵角 15°で迎角 10°を保ちつつ離陸する事が想定され、その場合の離陸速度は 22.8m/s、離陸滑走距離は 35.8m と推算される。いずれも白老滑空場等で容易に取り扱える飛行性能である。

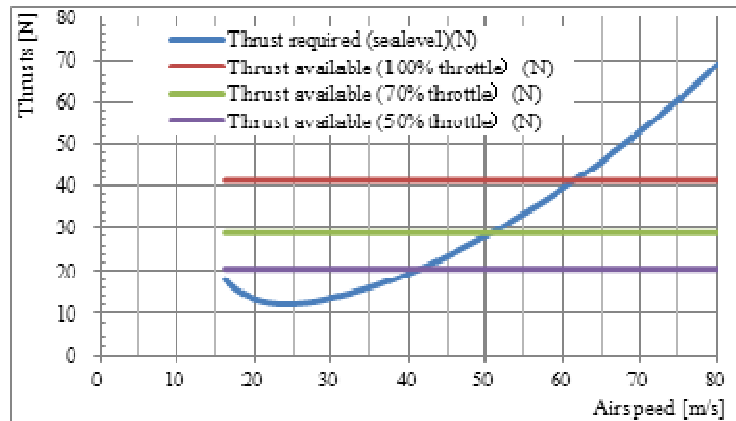


図 5. 海面上での必要推力と利用可能推力

5. まとめ

本研究では、2011 年度の飛行試験で失われた小型超音速飛行実験機プロトタイプ機体（オオワシ 1 号機）の代わりとなる縮小機体を設計・製作し、今後の飛行試験に向けての準備を進めた。そのまとめと今後の展望を以下に記す。

- (1) 繰り返し飛行試験を実施するために、製作・保守および取り回しの容易な 1 / 2 スケール機体を設計・製作した。
- (2) 製作・整備に手間の掛かる箇所があり、また、推重比が計画を下回ったことから、構造設計および製作手法に改良の余地がある。
- (3) 今後、縮小機体の設計製作を改良し、飛行試験に供することによって、M2006prototype 形状の低速飛行特性の解明を進める。

超音速後退翼上の孤立粗度により励起された横流れ不安定変動の研究

○ 高木 正平（航空宇宙機システム研究センター 教授）

高田 晃輔（航空宇宙システム工学専攻 M2）

1. 研究背景と目的

航空宇宙機システム研究センターでは、大気中を高速で飛行するための基盤技術の創出を目的としてプロジェクト研究開発が進められている。その基盤技術創出の一環として主翼表面の操作による境界層遷移制御技術の研究を進めている。

2. 研究の経緯

超音速機の先端に10度円錐模型に圧力センサーを埋め込み飛行試験で確認されているように、大気中を超音速で飛行する際の大気外乱は一般に小さい。このような飛行環境下での境界層遷移の制御を念頭に置かなければ、風洞実験も同レベルの低乱環境が要求される。低乱環境における亜音速境界層の振る舞いは大方理解されているが、超音速三次元境界層の遷移についてはほとんど研究報告がないのが実情である。その理由として、境界層遷移研究に耐える低乱（あるいは静粛）超音速風洞が少ないことが挙げられる。本学中型超音速風洞は大気吸い込み式であるため、測定部上流に調圧弁のような突起構造がないため低乱が期待される。実際、その気流評価は実施され、測定部のマッハ数が2の場合については、2011年度の年次報告書にまとめられている。それによると、静粛流の目安である動圧に対する静圧の変動の実効値が0.1%以下の条件が満たされる場合もあるが、湿度が高い季節では0.3%に達する。すなわち、湿度の高い気流が超音速スロートを通過する際、膨張による水蒸気の凝縮によって自励的な凝縮振動が起こり、気流の変動を増大するからである。しかし、このような振動が生じない湿度条件であっても、水蒸気の凝縮に伴う変動の効果は予想以上に大きく、測定部におけるマッハ数が2の場合については、静粛流の境界の目安は、絶対湿度がおよそ2[g/m³]であり、室蘭地区でこの条件を満たすのは冬季のしかも限られ日である。

2011年度は主翼前縁を模擬した斜め円柱模型を用い、滑らかな表面に発達する三次元境界層の遷移の振る舞いを調べた。その主要な成果は2011年度の年次報告書にまとめてあるが、概略を以下に述べる。三次元境界層遷移は横流れ不安定により不安定化する。その不安定の結果として、境界層の外側流方向にほぼ平行な軸を持つ定在型の縦渦と位相速度を持つ時間変動（進行波）が成長する。それらの空間的な振る舞いは線形安定解析結果と概ね一致が確認された。実は、進行波の検出は、絶対湿度が2[g/m³]以下の環境で確認されたもので、湿度がそれ以上の条件下では境界層遷移の振る舞いは明らかに異なることも明らかになってきた。

3. 研究の狙い

斜め円柱模型で存在が確認された定在型の縦渦は、模型表面の粗さに極めて敏感であることから、可視化のために表面に塗布した薬材で励起された可能性も否定できない。2012年度は、まず円柱表面を滑面として縦渦の存在の確認を行うこととした。縦渦は模型表面に定在しているわけであるから、熱線センサーを円柱表面に沿って移動させれば、その存在は確認できるはずである。そのために1回の通風中にセンサー円柱表面に沿って90°回転させ縦渦の存在を確認し、存在していない場合には孤立した粗

度で縦渦の励起を行い、その波長を確認することとした。また、この波長間隔で粗さを並べると縦渦は共鳴して遷移は促進されるが、逆に粗さ間隔を波長の 0.75 倍程度に選ぶと縦渦の成長を抑制する可能性があり遷移の遅延につながると推測し、研究を進めた。

4. 実験装置

4.1 中型超音速風洞

本実験では、室蘭工業大学所有の 대기吸い込み式中型超音速風洞を用いた。マッハは2とし、常に湿度・温度・気圧等気象条件を把握した上で実験を行った。

4.2 斜め円柱模型

本実験では、図 1 に示すような斜め円柱模型を用いた。後退角 $60[\text{deg}]$ 、直径 $40[\text{mm}]$ である。また、図 2 には熱線プローブを周方向に回転させる機構が示されている。機構はプローブを固定するリング状バンドとそれを回転させるステッピングモータで構成され、回転開始と停止は遠隔操作できる。また図 3 は縦渦を励起するための孤立粗度固定用の穴が前縁より $\phi 20[\text{deg}]$ の位置に直径 $0.7[\text{mm}]$ の孔が空けられ、直径 0.6mm 以下の針金を突き出すことで粗さを導入する。その高さは微調整可能である。図 4 は座標の定義を示している。

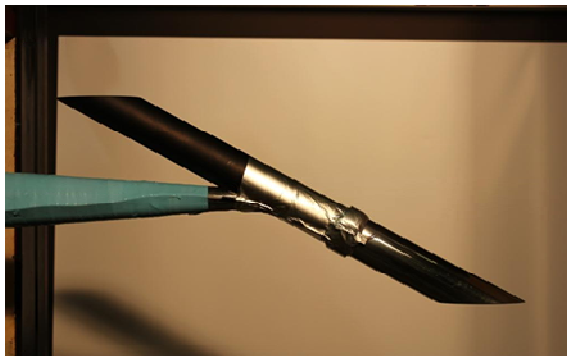


図 1 斜め円柱模型

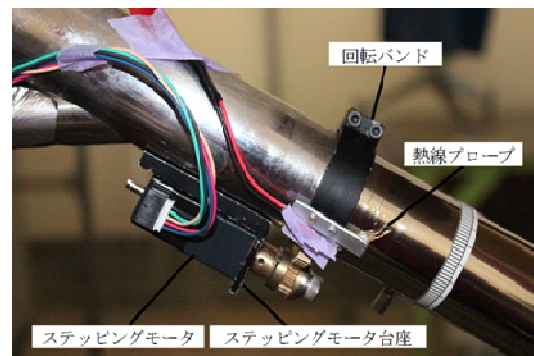


図 2 熱線プローブ回転機構

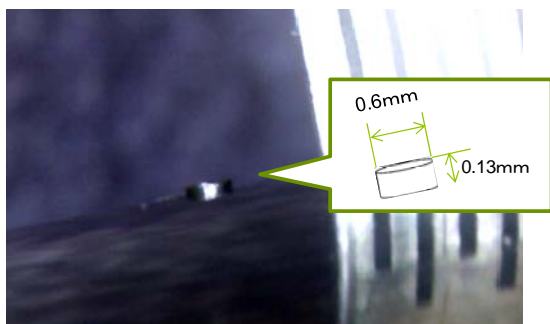


図 3 孤立粗度の貼付状況

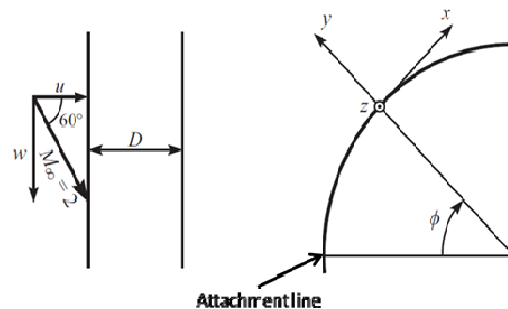


図 4 座標の定義

5. 実験結果

5.1 熱線計測とオイルフロー可視化

円柱表面に突起や粗度を貼付しない滑面条件では、熱線プローブの回転計測から縦渦の存在は全く確認できなかった。その理由として2つの可能性が考えられる。本質的に縦渦は滑面条件では成長しない。もう一つは、気流変動が大きいことによるバイパス遷移の可能性である。いずれも現段階で断定はで

きない。そこで、孤立粗度の高さを 0.5[mm]に設定し、オイルフロー法により孤立粗度の下流を可視化した結果を図 5 に示す。粗度の下流には弱いながらも縦渦の存在を示す筋状の痕跡が確認できる。

5.2 熱線プローブによる縦渦計測

この痕跡を定量計測するために孤立粗度の高さを 0.13 [mm]として、熱線プローブを回転し粗度下流の 3 断面を計測した。すなわち、計測位置は孤立粗度を原点として、それぞれ $Z=16.5$ 、 18.5 、及び

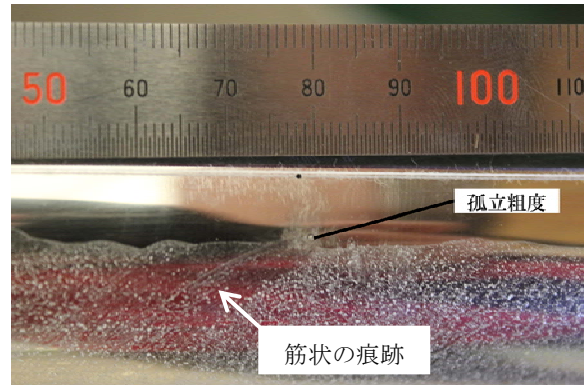


図 5 オイルフロー法による円柱表面の可視化

20.5[mm]である。縦渦は模型表面に定在しているわけであるから熱線風速計の直流成分に着目す

ればよいわけである。計測結果を図 6(a)と(b)に示す。波形の相似性が確認できることから、計測した 2 断面で対応した波形の番号を結んだ結果を図 7 に示す。結んだ線群は孤立粗度から起因した縦渦の存在を示唆している。これらの線群から縦渦の波長 λ は約 0.2mm である。しかし、線形安定解析の結果によれば最も不安定な縦渦の波長は 0.8mm であり、大きな不一致が見られる。气流変動のレベルを考慮した再計測が必要である。

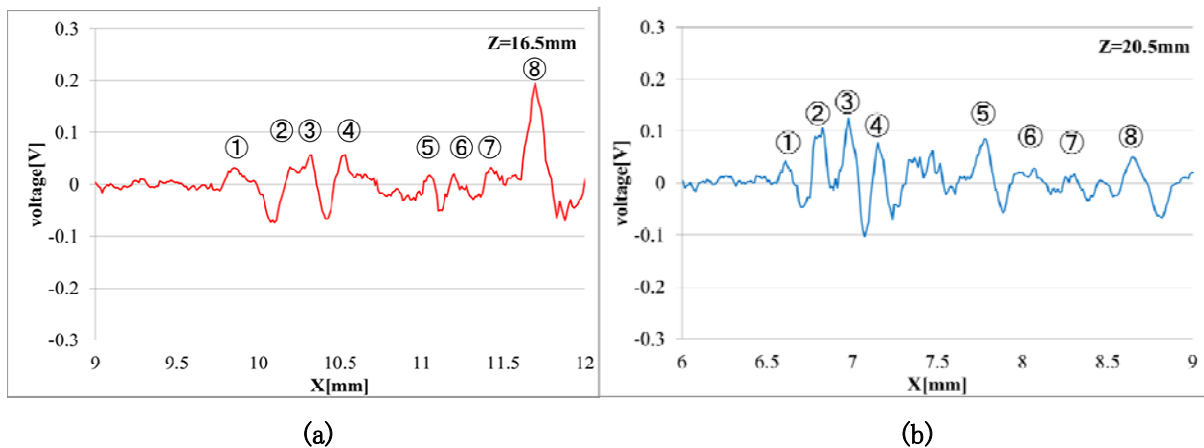


図 6 熱線で捕らえた孤立粗度から成長した変動

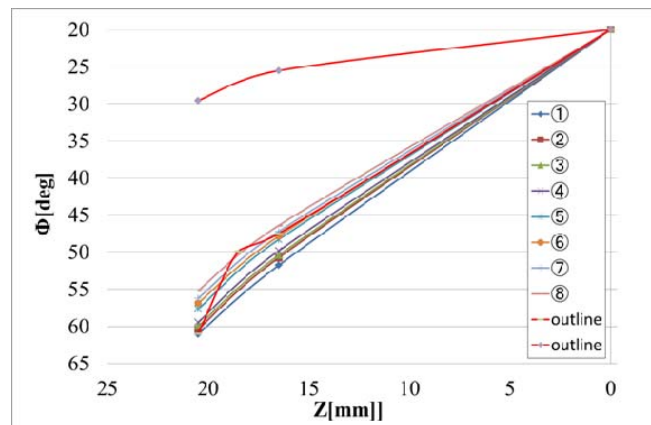


図 7 孤立粗度から延びる変動の波頭線

6. まとめ

本研究は、横流れ不安定に起因する定在波の波長の計測及び孤立粗度を用いた制御の基礎データの取得を目的として、孤立粗度の下流を熱線プローブによる回転計測を実施した。その結果、次のことが明らかとなった。

- (1) 滑面では横流れに起因した縦渦は観察されなかった。滑面の斜め円柱模型では本来縦渦は成長しないのか、バイパス遷移によるのかは本実験結果からは断定できなかった。
- (2) 前縁近傍に高さ0.5mmの孤立粗度を与え、下流をオイルフロー法で可視化すると、孤立粗度に起源をもつ縦渦の存在を示す筋状の痕跡が確認できた。
- (3) この筋状の痕跡を確認するために、孤立粗度の高さを0.13mmとして熱線プローブで回転計測した結果、波長 λ 0.2mmの縦渦の存在が観察された。
- (3) しかし、線形安定解析結果と大きな隔たりがあり、さらに詳細な調査が必要である。

Active 制御によるラジコン機主翼の低速空力特性改善

- 上田 祐士 (航空宇宙システム工学専攻 M1)
- 田中 清隆 (機械航空創造系学科 4年)
- 高木 正平 (航空宇宙機システム研究センター 教授)

1. 研究背景および目的

現行の小型無人機は予期せぬ突発的な外乱に対しての安全飛行の対策が十分とは言い難い。汎用ラジコン機の主翼前縁近傍の境界層は層流であり、対気流角の急変により翼上面の流れが大規模に剥離しやすく、失速して墜落の危険に晒される。従来の剥離制御技術は強靱性、小型化、省電力化など克服すべき問題を抱える。ロバスト性を有し、必要な時のみ流れを制御できるような Active 制御機構が求められている。

本研究の最終目的は、ラジコン飛行機の失速を検知し、必要に応じて境界層を乱流化させ失速回復させる Active 制御手法を考案し、それらを実装して飛行実証することである。今年度、「VG (Vortex generator)を用いた強制乱流化制御」と「ジェット吹き出しによる境界層制御」の2つの手法を考案し、それらの有効性を確認するため本学の水平回流式低速風洞を用いて風洞実験を行った成果を報告する。

2. 逆流計測技術の開発

熱線風速計では剥離の大きさを計測できないことから、翼表面の流れの方向を検出できる逆流検出器を新たに開発した。基本原理は、3本のタングステン線を流れ方向に0.65mm 間隔で配置し、中央のタングステン線を定温度型熱線風速計(CTA)として作動させ、その前後のタングステン線で中央の熱線の温度ウエーク(熱タフト)を検出するものである。従って、この検出計は局所的な瞬間速度とその方向を同時に診断できる。この検出計のセンサー部を図1に、増幅回路を図2に示す。周波数応答は約200Hzである。

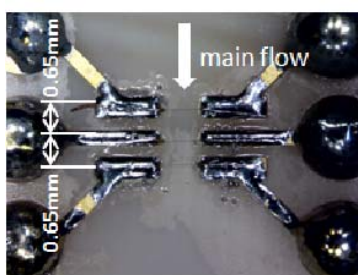


図1 逆流検出器拡大図

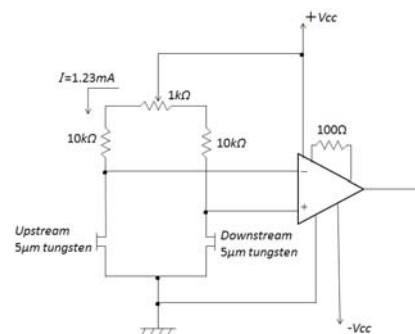


図2 逆流検出器の回路

3. ボルテックスジェネレーター (VG) を用いた Active 制御

3.1 翼模型諸元

図3は、この実証実験で使用した翼模型の外観と翼断面形状で、翼弦長170mm、翼幅300mm、翼弦長に基づくRe数は 2.0×10^5 である。VGは0.5mm厚のアルミ板で製作し、翼弦長の30%位置に40mm間隔で6つ取り付けられている。VGの形状や寸法については図4の通りである。VGの高さはその位置

での境界層厚さを考慮して4mmとした。最後に表面をラッピングフィルムで仕上げた。

また、図5は翼模型内部の構造を示している。VGの制御機構としては、ラジコン機などに多く使用されているサーボモータを駆動源とし、ピアノ線を介してねじで回転支持されたVGを外部信号で制御でき、VGが主流に対して約 $\pm 30^\circ$ 回転する往復運動を実現した。これにより、必要な時のみ外部からVGを作動させるActive制御が可能となった。また、VGを往復運動させることによる剥離遅延効果を確認するため、本実験では、約2.5Hzの周波数でVGを往復運動させ計測を行った。

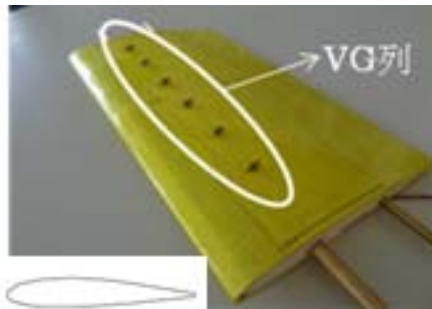


図3 翼模型外観・翼断面形状

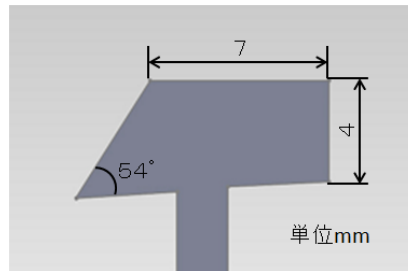


図4 VG形状・寸法

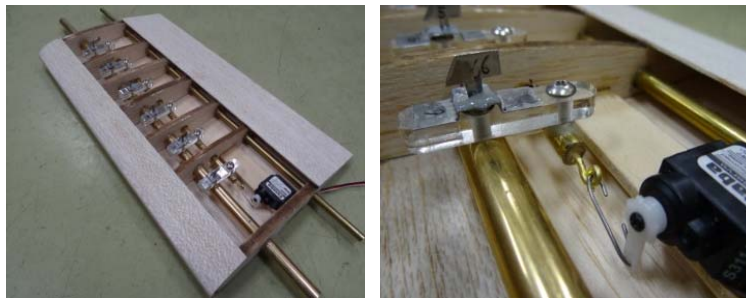


図5 翼模型内部とリンク構造

3.2 タフト法による可視化結果

翼上面流れの様子をタフト法で可視化し、今回使用した模型の失速迎角は 18° であると断定した。そこで、迎角 18° の条件で、80%翼弦位置に貼り付けたタフトによる流れの可視化結果を図6および図7に示す。図6はVGが作動していない場合、図7はVGを左右に往復運動させた場合の可視化結果である。2つの結果より、VGが作動していない場合は翼上面流れが逆流となっているが、VGを往復運動させると逆流から順流に転じた。また、VGに約 30° の角度を与えて定常計測を行った場合については、タフト法による可視化で明確な逆流低減効果を確認することができなかった。



図6 流れの可視化(VG 0°)

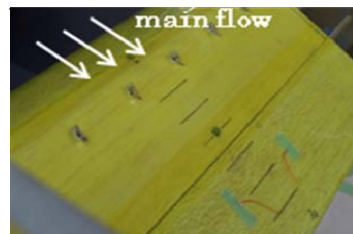


図7 流れの可視化(VG往復運動)

3.3 逆流検出器計測結果

図8は、可視化実験と同じ条件・位置で逆流計測を行った結果である。青いグラフは中央熱線に接続さ

れている CTA 出力(左軸)、赤、緑、黄のグラフが熱タフト出力(右軸)を示している。熱タフト出力が正であれば流れが順流であり、負であれば逆流であることを示し、黒い線がその境界である 0V を表している。

VG を作動させない場合と 30° に固定した場合、共に熱タフト出力は負の値を示しており、流れは逆流であることが分かる。しかし、VG を 30° に固定した場合の出力はわずかに正方向に転移しており、逆流低減効果が見られる。さらに、VG を往復運動させた場合、熱タフト出力は正の値を示しており、逆流から順流に転じていることが分かる。絹糸を用いたタフト法による可視化結果を定量的に裏付けることができた。

以上の結果より、VG を往復運動させて剥離を抑制する Active 制御技術の有効性を確認することができた。

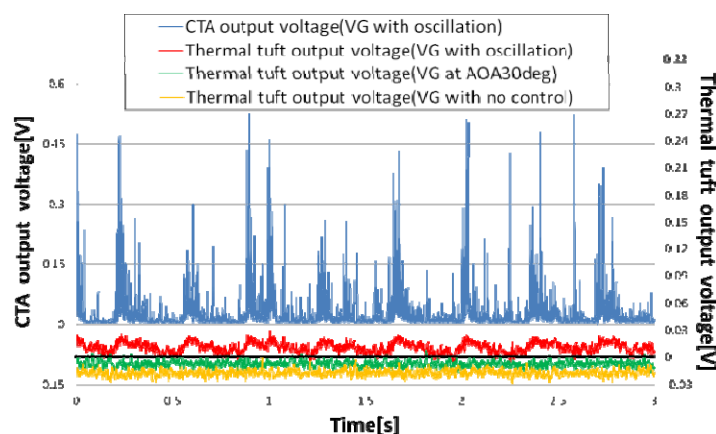


図 8 逆流検出器計測結果

4. ジェット吹き出しによる境界層制御

4.1 翼模型諸元

ジェット吹き出しによる境界層制御の方法として、本実験では図 9 に示すような翼模型を用い、翼前縁に設けた孔列からのジェット吹き出しを行った。翼前縁からのジェット吹き出しによる境界層制御は、過去の研究¹⁾から少ない流量で有用な効果を得られるということが分かっており、ラジコン飛行機に高圧空気を搭載する際の軽量化につながる事が期待できる。また、この手法の大きな利点として、現行のボルトテックスジェネレータとは異なり、ジェット ON/OFF の切り替えで必要時にのみ剥離制御を行える。

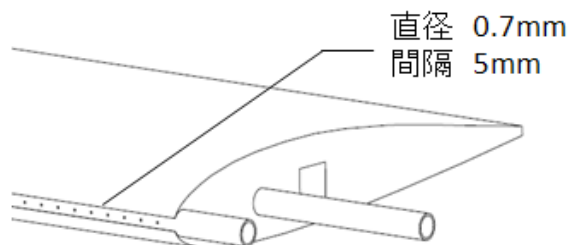


図 9 翼前縁に設けた孔列

4.2 実験条件

本実験では、ラジコン機の飛行速度を考慮して一様流速度を約 18m/s とし、この時失速が起こる迎角 18° に設定した。また、翼弦長 50%付近の翼上面境界層速度分布計測から最適な吹き出し条件を探し

出した。その結果、最も効果が現れた吹き出し量 20[L/min]の下で、周期的吹き出し法の結果を以下に示す。

4.3 剥離抑制効果

迎角 18° 、翼弦長 50%付近における逆流検出計の出力結果を図 10 および図 11 に示す。図 10 は周期的吹き出し 1[Hz]の場合、図 11 は 5[Hz]の場合である。赤い波形は逆流検出器の出力であり、青い波形は熱線風速計の波形である。また、緑色の波形は無風時の逆流検出器の波形を示しており、黒い線は赤い波形の平均を表している。この結果より、黒い線が緑色の線より上にあれば順流、下にあれば逆流を示すことになる。

これより、周期的吹き出し 5[Hz]のとき、最もその効果が現れている。また、各図の赤い波形のピークをみても、周期的吹き出しが 5[Hz]のとき、最も高くなっていることから、より強い順流が生じているということが明らかである。よって周期的吹き出し 5[Hz]が最も効果的であると言える。

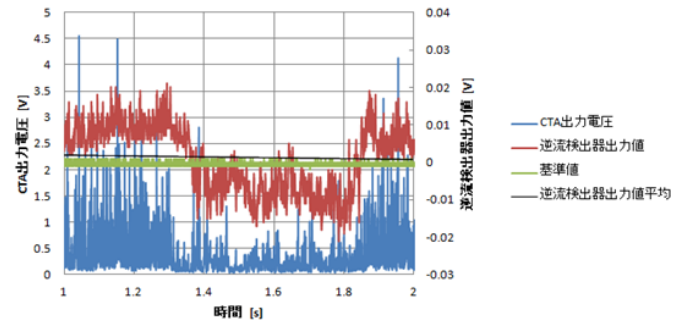


図 10 周期的吹き出し 1[Hz]

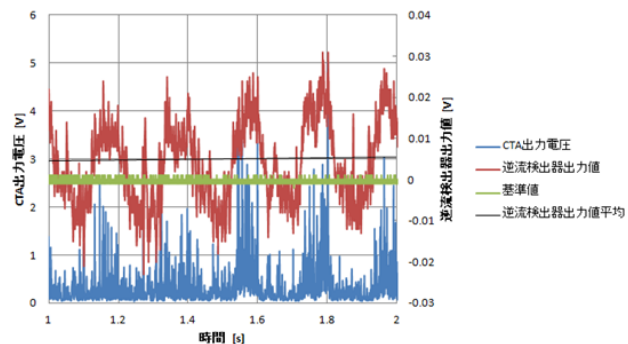


図 11 周期的吹き出し 5[Hz]

5. 結言

失速による剥離抑制するための 2 つの異なる Active 制御法を提案した。VG を往復振動させることで前縁近傍失速が起こる迎角 18° において、翼弦長 80%まで効果が現れた。また、ジェット吹き出しでは翼弦長の 50%付近まで効果が現れた。どちらの方法も翼上面流れの剥離に対して効果的であるということがわかり、今後さらなる風洞での検証の後、ラジコン機に実装し飛行実験を行う予定である。現在はラジコン機に搭載する各種機器の選定、計測システムの構築を行っているところである。

参考文献

- 1) Phil Kreth, Farrukh Alvi, Vikas Kumar, and Rajan Kumar. "Microjet Based Active Flow Control on a Fixed Wing UAV". AIAA 2010-1260.

小型無人超音速実験機の複合材機体構造概念設計

- 樋口 健 (もの創造系領域 教授)
 - 鷹取 一哉 (航空宇宙システム工学専攻 M2)
 - 石田 貴大 (航空宇宙システム工学専攻 M1)
 - 金谷 良平 (航空宇宙システム工学専攻 M1)
 - 加藤 弘朗 (機械航空創造系学科 4年)
 - 竹内 健 (機械航空創造系学科 4年)
 - 矢久保 誠志郎 (機械航空創造系学科 4年)
-

1. 複合材主翼構造解析

1.1 複合材サンドイッチパネルの試作

一般に CFRP のような複合材を単品生産すると製造コストが高くなり複合材の使用のネックとなっている。ここでは製造コストを低減しつつ単品生産にも適合するロハセルサンドイッチ CFRP パネルを主翼外板に用いることを念頭に置き、ロハセルサンドイッチ CFRP パネルの試作を行い、実機大モックアップにも適用した(図1)。また、エルロンやフラップなどの舵面に低コスト複合材を用いることを念頭に置き、ロハセルサンドイッチ CFRP 舵面の試作を行い、実機大モックアップにも適用した(図2)。

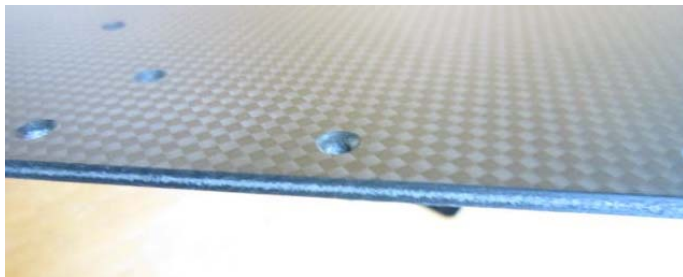


図1:ロハセルサンドイッチ CFRP パネル

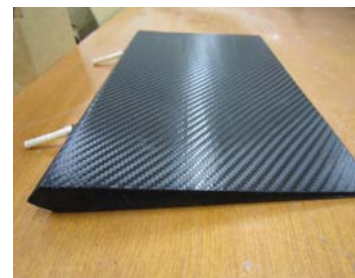
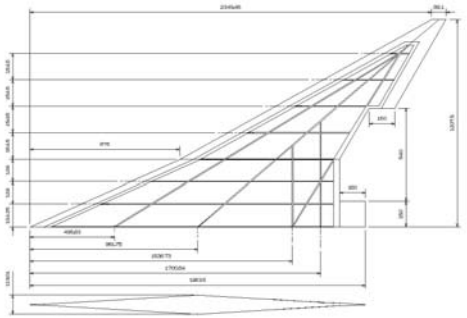


図2:ロハセルサンドイッチ CFRP 一体成形舵面

1.2 主翼構造の強度解析

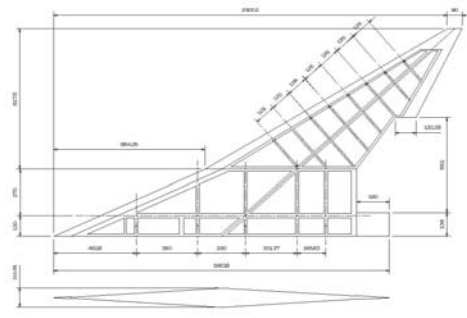
主翼に2つの構造様式案の構造解析モデルを製作し、NASTRAN による応力解析を実施した。ひとつは「3本桁構造」(図3(a),(b))と名付けられた構造様式であり、左右対称の主翼を片翼ずつ作り、機軸位置で締結するものである。主桁が翼根から翼端まで連続に通っていることが特徴である。もうひとつは「3分割構造」(図4(a),(b))と名付けられた構造様式であり、中央翼と左右翼の3分割で作り、中央翼に左右の外翼を締結するものである。主桁は連続していないが、製造コストの低減と運搬や組み立てなど取り回し易さを特徴としている。

解析では、全備重量 350kg に荷重倍数 6 および安全率 1.5 を考慮した静荷重を両翼の 25%弦長(亜音速飛行時)および 50%弦長(超音速飛行時)位置に線状に分布負荷した。その結果、荷重負荷位置に局所的に応力が集中する箇所があることがわかったが、NASTRAN 解析における荷重負荷方法に起因する



オオワシ2号機主翼 3本桁構造ソリッドモデル

図3:(a) 3本桁構造主翼計画図



オオワシ2号機主翼 3分割構造モデル

図4:(a) 3分割構造主翼計画図

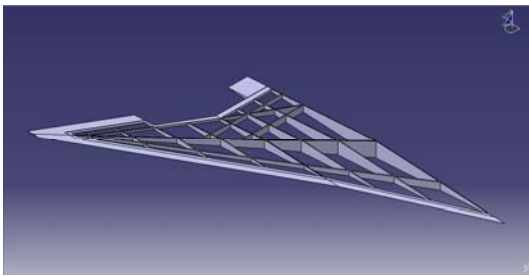


図3:(b) 3本桁構造主翼モデル

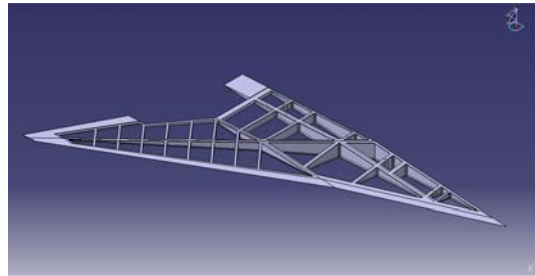


図4:(b) 3分割構造主翼モデル

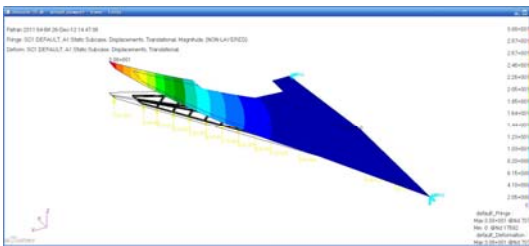


図5:主翼静荷重変位解析例
(3分割構造ソリッドモデル 25%弦長負荷)

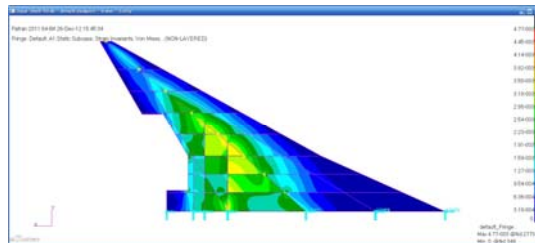


図6:主翼静荷重応力解析例
(3本桁構造シェルモデル 50%弦長負荷
ミーゼス応力)

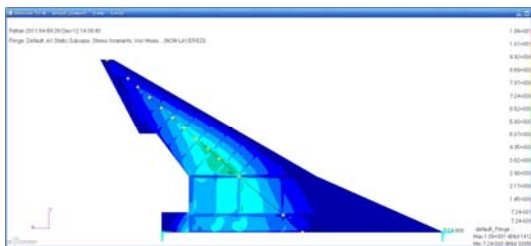


図7:主翼静荷重応力解析例
(3分割構造ソリッドモデル 50%弦長負荷
ミーゼス応力)

現象であり、3本桁構造および3分割構造ともに、想定した構造部材配置で静荷重では破壊が起こらないと考えられる。

より正確な解析には、揚力を面分布荷重として与えることや、開口部、ボルト締結部および接着部の応力解析を実施する必要がある。

1.3 主翼構造の固有振動数解析

主翼構造モデルの固有値解析を実施した。3本桁構造および3分割構造の2種類の構造様式に、シェルモデル、ソリッドモデルがあり、想定される複合材料の物性値(2種類を想定したので、材料A, 材料Bと呼ぶ)があるので4通りの固有値解析を行った。解析例として、3本桁構造シェルモデル材料Aの場合の固有振動数は、最低次から 38Hz, 111Hz, 193Hz である。図8(a),(b),(c)に3本桁構造シェルモデルの低次の3モード形状を示す。

本機体は超音速機であるので、今後はフラッター解析が必要である。

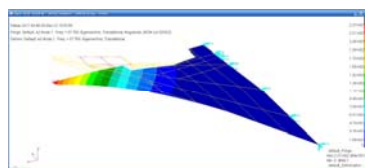


図8:(a) 主翼1次振動モード

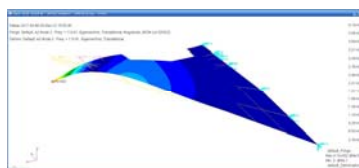


図8:(b) 主翼2次振動モード

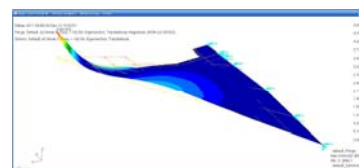


図8:(c) 主翼3次振動モード

2. 全機構造解析

全機構造解析においては、搭載機器、脚、エンジン、インテーク、水平尾翼がない、機体構造のみを解析対象とした。

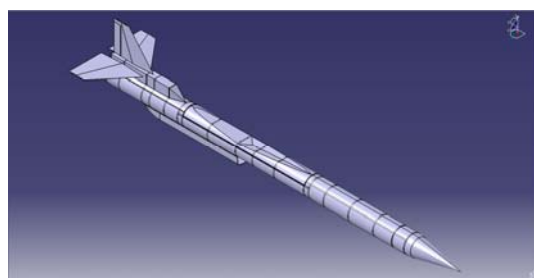


図9: 胴体構造解析モデル

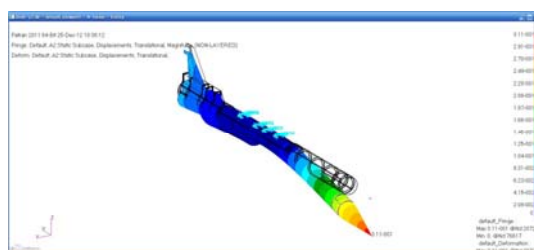


図10: 胴体構造静荷重変位解析例

表1 全機固有振動数

モード 次数	固有振動数 [Hz]	振動モード
1	0.00	剛体モード
2	0.00	剛体モード
3	0.00	剛体モード
4	0.00	剛体モード
5	0.00	剛体モード
6	0.00	剛体モード
7	30.98	主翼曲げ
8	36.75	主翼曲げ
9	58.27	機体ピッチ軸曲げ
10	59.25	機体ヨー軸曲げ
11	92.63	主翼曲げ
12	96.14	主翼曲げ

2.1 胴体モデル

先ず、胴体構造モデルを作り、強度解析を実施した(図9、10)。荷重条件は、主翼との結合部である8本のボルト穴位置を支持点として胴体構造のみの自重に荷重倍数 6 および安全率 1.5 を考慮した静加

速度荷重を負荷した。その結果、ボルト穴に局部的応力集中が見られるが、主構造部では破壊は起こらないものと考えられる。但し、構造のみの重量に対する解析であるので、搭載機器等全備重量に対する解析が必要である。

2.2 全機固有振動数解析

主翼構造モデルと胴体構造モデルを結合して全機モデル(図11)の固有値解析を実施した。低次の6モードは剛体モードであるので(表1)、7次以上の6個の固有振動数と振動モードを図12(a)~(f)に示す。表1によれば、固有振動数としては十分大きい値となっているが、構造重量のみの解析であることを留意しなければならない。すなわち、全備重量での固有値解析が必要である。

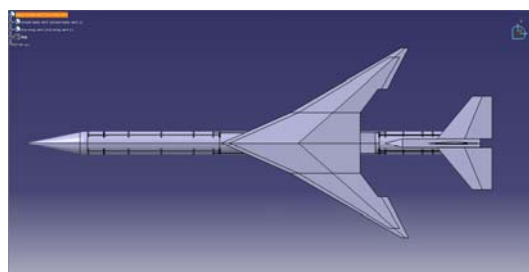


図11:全機構造解析モデル

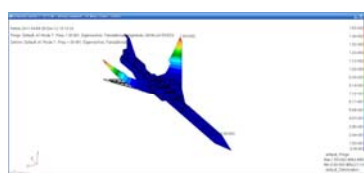


図12:(a) 全機7次振動モード

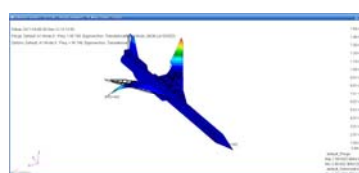


図12:(b) 全機8次振動モード

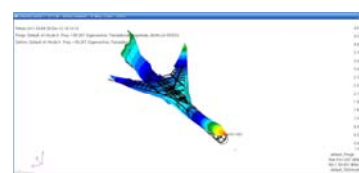


図12:(c) 全機9次振動モード

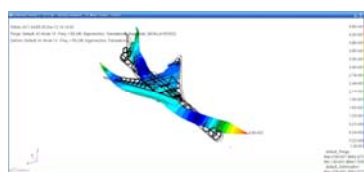


図12:(d)全機10次振動モード

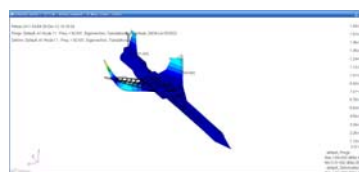


図12:(e)全機11次振動モード

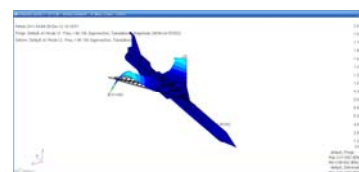


図12:(f)全機12次振動モード

3. 衝撃吸収材料による脚構造の検討

着陸時の接地衝撃を緩和するための衝撃脚として、脚構造自体がエネルギー吸収部材となり機構と構造の機能が一体化された簡潔な構成となり得ることを狙って、形状記憶合金を脚構造部材とするトラス脚を提案している。SCSMA (Single Crystal Shape Memory Alloy)は、銅系の単結晶形状記憶合金であり、9%という大きな許容ひずみを有する。この脚組み構造は形状記憶合金のエネルギー吸収能力を利用して接地時衝撃加速度を緩和するものであり、SCSMA を加熱し形状回復させることで繰り返し使用可能である。しかし、SCSMA の物性値のひずみ速度依存性は明らかではないため、まず SCSMA の基本的な材料特性を取得すること、および衝撃的引張り時のひずみ履歴を取得することとした。試験片を図13に示す。静的引張り試験で得られた応力ひずみ関係を図14に示す。静的応力ひずみにおいても、引っ張られた試験片の長さを



図13:SCSMA 試験片(全長 150mm)

一定に保つ計測時間に応力緩和が見られるので、脚組みの着陸衝撃解析を行うには SCSMA の粘弾性モデルを作る必要があることがわかった。また、製作した衝撃的引張り試験装置（図 1 5）を用いたひずみ履歴を図 1 6 に示す。

衝撃試験の結果、繰り返し使用に対してはひずみが蓄積されて行くため、吸収可能エネルギーの推定や破断予測が難しいことがわかった。また、昇温しすぎると延性が失われ脆性的に破断することもわかった。今後は、これらの問題について考察し、実利用の成立性可否を検討する。

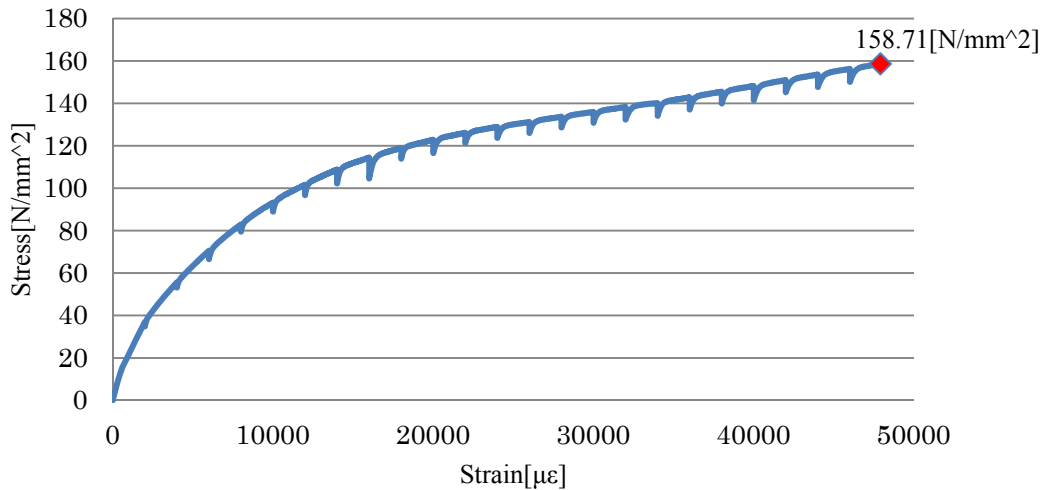


図14: 静的引張試験による SCSMA 応力ひずみ線図の取得



図15: 設計製作した落下式
衝撃引張試験装置

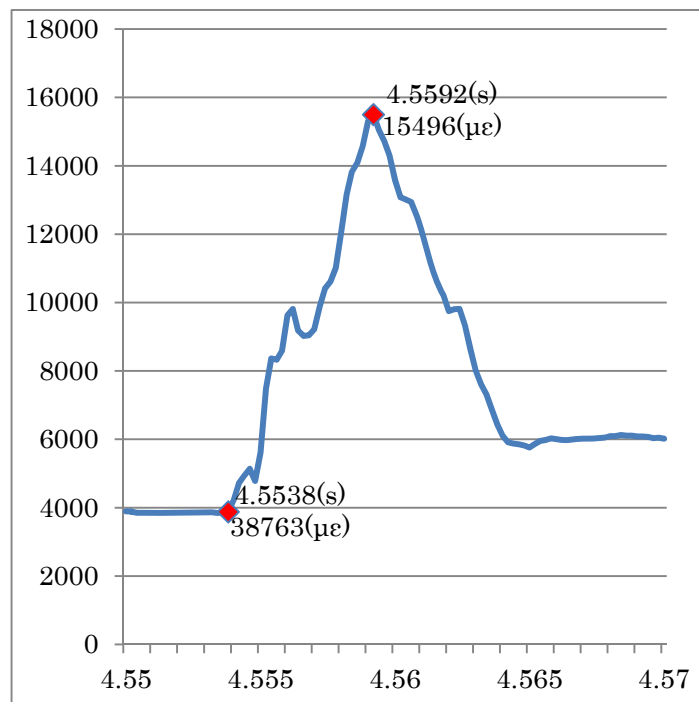


図16: 衝撃引張による発生ひずみ計測例
(10kg, 50cm, 1回目落下)

1. オオワシ2号機実機大モックアップ製作の必要性

オオワシ2号機の機体形状は、オオワシ1号機の空力設計を生かすために相似拡大の形状としている。しかし、オオワシ1号機に比べ大幅な高速化と大型化にともなう飛行荷重の増大と固有振動数低下に対処するため、機体構造設計は強度・剛性の大幅な向上が必要である。要求される飛行性能を満たすためには併せて軽量化も必要であるため、複合材を用いた軽量・高強度・高剛性の機体構造を検討している。しかし、複合材構造は製造後のインターフェース調整や設計変更が容易でないため、概念設計の段階で実機大モックアップを製作して、実機詳細設計の検討、実機試験方法の検討、搭載機器インターフェースの確認、機体インテグレーション手順および組立治具の検討、実機製作コスト低減方法の検討等に供することとした。

2. オオワシ2号機実機大モックアップの設計と製作

モックアップの設計製作方針は、コストダウンを優先させるために使用材料は実機と異なるが、構造様式や寸法は想定される実機と同じとし、各種インターフェース確認ができるものとした。現在の設計では、主翼構造は中央翼と左右翼の3分割組立方式とし、スパー(桁)とリブ(小骨)材質は ABS 樹脂切削・接着構造としている。エルロン、フラップ等の舵面は形状のみ模擬し、主翼内の舵面アクチュエータ搭載部は内部アクセス検

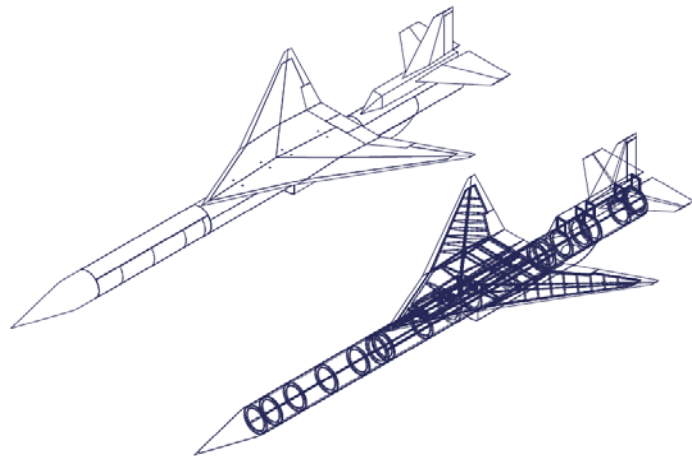


図1:実機大モックアップ計画図

討用に外板を着脱可能とした。翼構造の一部に、外板/リブ一体化サンドイッチ成形翼型を適用したものを試作した。また、一部に実機で想定されるロハセルコア/CFRP スキンのサンドイッチパネルを試作し適用した。胴体モックアップには、主翼取り付けインターフェース構造、垂直尾翼・水平尾翼インターフェース構造、エンジン搭載インターフェース構造を含む。脚とエンジン空気インテークは現在は含まれていないが、将来取り付けを検討できるようにした。ストリング(縦通材)は、飛行試験用の実機とは異なり機軸方向に分割してアルミ角パイプ製とした。リングフレーム(円筐)は ABS 樹脂の切削とした。胴体外板は内部アクセス検討用に透明樹脂の曲面板とし着脱可能とした。主たる材料は、アルミニウム合金、バルサ、航空ベニヤ、ケミカルウッド、ABS 樹脂、ポリカーボネイトである。

実機では、CFRP を主体とした複合材構造にする計画であるが、今後想定される設計変更の必要性と設計変更の容易さ、搭載機器インターフェース、要求重量・強度・剛性、スケジュール、製造コストなどを

勘案して適する材料を選定して行くこととしている。なお、地上温度と高高度大気温度との温度差に起因して発生する、CFRP とアルミ合金等金属との熱応力の問題を回避するためには、同質材料で製造する必要があり、CFRP を主体とした複合材構造にするには、製造コストとの兼ね合いが解決すべき問題である。エンジン搭載部では、CFRP、アルミ合金等の材料が耐熱性の観点から使えないと考えられるため、エンジン周囲の強制冷却を行った上で、ステンレス鋼を用いる必要がある。これは重量増加要因となる。これらのインテグレーション検討のためにも、実機大モックアップを用いて検討できるようになった。

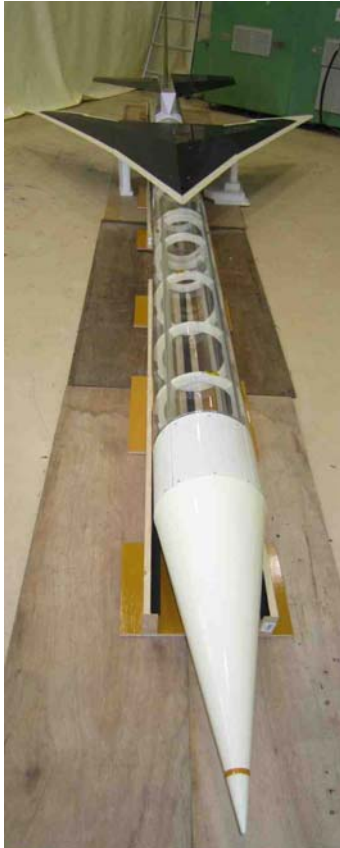


図 2 : モックアップ前方からの



図 3 : モックアップ後方からの



全景および胴体前部

全景および尾翼

図 4 : 主翼および胴体後部

マッハ数 2 におけるエンジンインテーク溢れ出しによる抵抗特性

- 正木 陽 (機械航空創造系学科 4 年)
- 高木 正平 (航空宇宙機システム研究センター 教授)
- 齋藤 務 (もの創造系領域 教授)

1.はじめに

航空宇宙機システム研究センターでは、大気中を高速で飛行するための基盤技術の創出を目的としてプロジェクト研究開発が進められている。

本研究は、超音速飛行中のエンジンインテークからの溢れ出しによる抗力特性を把握することを目的として、エンジンを円筒に単純化し、その内筒にオリフィス(リング)を挿入して流量調整を行い、天秤による力計測、また流量並びにマッハ数計測のために静圧・総圧計測を実施した。さらに、円筒模型周りの流れの把握と支持装置に係る抗力を推定するために数値計算を実施した。その結果について報告する。

2.実験装置

2.1 超音速風洞

実験には、室蘭工業大学の気吸い込み式中型超音速風洞を用いた。全ての実験はマッハ数2の超音速ノズル内で実施し、その測定部断面は 400mm×400mm である。

2.2 インテーク模型

オオワシのエンジンのインテーク部分を模擬し、材質は真鍮、円筒の外形は 40mm、内径は 37mm であり、静圧孔用模型と力計測用の2種類用意した。風洞測定部に設置した側面写真を図1に示す。流入量の調整は、エンジンの出口部の断面積を絞るための厚みの異なるオリフィス(リング)を2つ用意した(図2)。

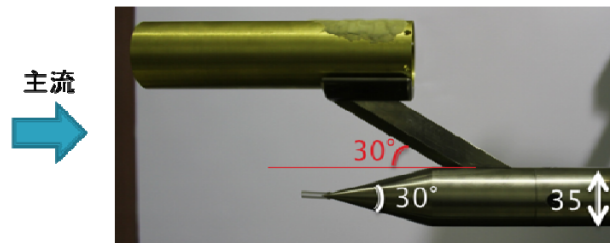


図1 マッハ数2の測定部に設置したインテーク模型

リングのない形態では入口と出口の面積比は 86%、またリングを取り付けると 68%と 61.6%、計3パターン変化させ、それぞれに抗力計測、圧力計測を行った。

抗力計測には、六分力天秤を用いた。圧力計測は、静圧孔の付いたインテーク模型と総圧プローブを用いた。



図2 開口比の異なるオリフィス

2.3 データ収録装置

NFブロックの高速データ収録装置 EZ7510 を用い、抗力および圧力計測をサンプリング周波数 20kHz

で収録しオフライン処理をした。

3.実験結果

3.1 抗力計測

抗力測定の結果を抗力係数として図 3 に示す。オリフィス無し(86%)のCFD解析は、推進工学研究室の方々にご協力いただいた。

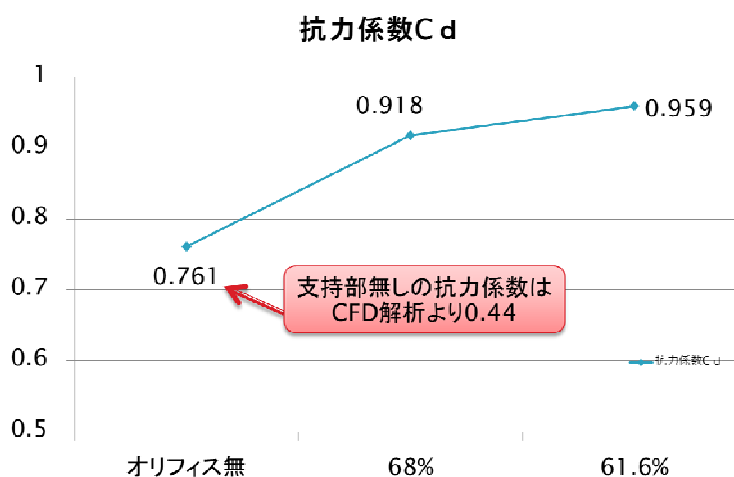


図 3 抗力係数

3.2 圧力計測

総圧プローブ、静圧管を用いて計測した総圧、静圧の実験結果を表1と表 2 に示す。

表1 総圧

	オリフィス無	68%	61.6%
入口[kPa]	72.14	70.93	71.33
出口[kPa]	82.97	72.27	70.78

表 2 静圧

	オリフィス無	68%	61.6%
入口[kPa]	16.39(16.24)	57.54(54.40)	63.34
出口[kPa]	21.05(17.86)	62.59(55.22)	64.42

計測した総圧と静圧からマッハ数、質量流量を計算した結果を表 3、表 4 に示す。

表 3 マッハ数

	オリフィス無	68%	61.6%
入口	1.74(1.9)	0.56(0.6)	0.42
出口	1.63(1.75)	0.46(0.7)	0.37

表 4 質量流量

	オリフィス無	68%	61.6%
入口[kg/s]	1.131	1.039	0.845
出口[kg/s]	1.131	0.623	0.467

※()内はCFD解析

4. まとめ

- (1) 圧力計測の結果からオリフィスが無い形態 (86%) から出口面積を 68% に絞ると静圧は高くなり、円筒内の流れは超音速から亜音速に減速した。さらに、68% の開口比では、入口と出口の質量流量が違うことから溢れ出しが発生していることが分かった。
- (2) 抗力計測結果から、オリフィスが無い場合の抗力係数は 0.761、68% の開口比では 0.918 に増加した。つまり、溢れ出しにより抗力係数が 0.157 増大したことになる。
- (3) CFD 解析結果によると保持部を除いた模型単体の抗力係数は 0.44 であることから、抗力係数 0.157 の増分は、模型単体の抗力の 35% の相当している。
- (3) インテーク周り CFD 解析結果と、風洞実験から得られた結果は概ね一致することが確認できた。

GG-ATR エンジンの設計と製作、冷走試験について

○ 湊 亮二郎 (もの創造系領域 助教)

東野 和幸 (航空宇宙機システム研究センター 教授)

1. 背景と目的

現在、航空宇宙機システム研究センターでは、次世代の航空宇宙輸送システムに関する革新的基盤技術の創出とその飛行実証を目的に、小型無人超音速機オオワシの開発と超音速飛行実験計画を進めている。同実験機の推進エンジンとしてガスジェネレータサイクル・エア・ターボラムジェットエンジン (Gas-Generator Cycle Air Turbo Ramjet Engine, GG-ATR) が想定されている。現在、その性能解析、エンジン要素設計及び製作を進めており、その現状を報告する。

2. エンジンサイクル解析コードの拡充

GG-ATR エンジンのエンジンサイクル解析コードについて、以下の点の改良を進めた。

1. 斜流圧縮機の実設計点性能を、CFD 解析で得られた性能特性マップデータを元に評価するようにした。
2. エンジン推力の増加を見込んで、ラム燃焼器に燃料又は酸化剤を直接噴射して、ラム燃焼器での燃焼が等量比燃焼にすること想定し、その解析機能を追加した。

斜流圧縮機の実設計点性能と特性マップ性能を反映させた解析結果を図 1,2 にそれぞれ示す。

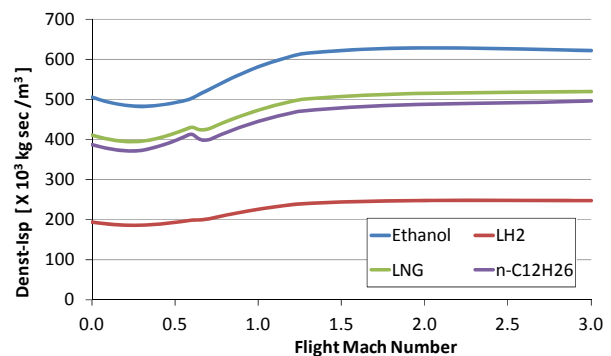
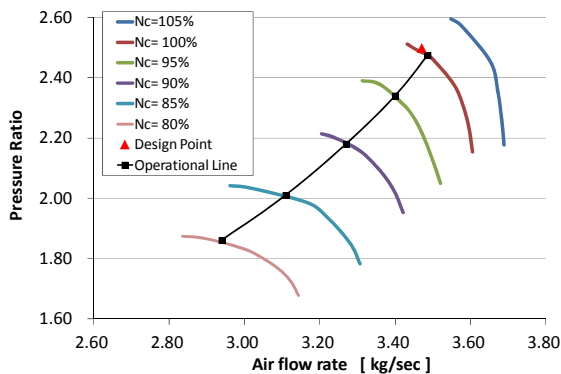


図 1 GG-ATR エンジン用斜流圧縮機特性マップ

図 2 動圧一定 (25kPa) 飛行経路における GG-ATR エンジンの密度比推力

3. エンジン要素の製作

H23 年度までに斜流圧縮機の設計と CFD による性能解析を終えた。同時にエンジン軸系要素の設計・製作を進めている。図3に製作例を示す。

また H24 年度はラム燃焼器の冷却方式の検討を行った。ラム燃焼器の燃焼温度は 2300K 以上にも達することから、燃焼器ライナをアフターバーナーのような二重円筒型ライナを形成するような構造にすることが考えられている。二重円筒型ライナ間には冷却空気を流し、内側のライナには強制対流による冷却、輻射冷却、及びフィルム冷却によってどのくらいまで温度が下がるか解析的に求めてみた。図4に検討例

を示す。



図3 H24年度に製作したエンジン部品 (左:ラビリンスシールリテーナーD 右:シールスリーブ)

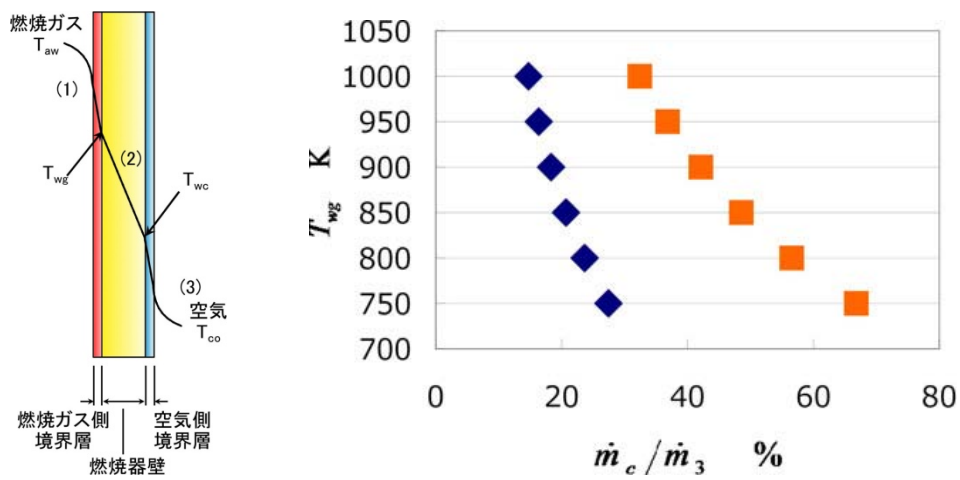


図4 ラム燃焼器ライナ伝熱モデル(左)と熱伝達解析結果の例(右)

4. 今後の展開

今後の展開としては、オオワシに搭載する超音速インテークとラム燃焼室の検討作業を進める。また、Cold ガス(N₂ ガス)によるエンジン回転要素の軸系試験の検討を進めている。Cold ガスによる回転試験では、タービン駆動気体に GN2 を用いた場合、定格回転数(58,000 rpm)の 40%程度までしか回転しない。Cold ガスで定格回転数まで回転させるには、H₂ または He ガスを用いる必要があるが、H₂ ガスには回転試験での安全性に問題があり、He ガスには入手性、コストに問題がある。

これらを考慮し、試験方法、運用なども含めて軸系試験、エンジン燃焼試験計画を検討中である。

反転軸流ファン試験装置の基礎特性

- 湊 亮二郎 (もの創造系領域 助教)
- 中田 大将 (航空宇宙機システム研究センター 特任助教)
- 東野 和幸 (航空宇宙機システム研究センター 教授)

1. 背景と目的

現在、航空宇宙機システム研究センターでは、次世代の航空宇宙輸送システムに関する革新的基盤技術の創出とその飛行実証を目的に、小型無人超音速機オオワシの開発と超音速飛行実験計画を進めている。同実験機には空気吸込み式エンジンを搭載して、超音速飛行することを目指しているが、エンジンの高性能化を図るためには、圧縮機の断熱圧縮効率と圧力比の向上が不可欠になる。両者を達成する一方法として、二段のファンを互いに反転させる反転軸流ファンが考えられている。

2. 反転軸流ファン試験装置の準備と回転試験の実施について

反転軸流ファン試験装置は、LiPO 電源によって電動モーターを回転させてファンを回す仕組みになっている。そのため、ファンを定格回転数まで回転させるには、低圧環境下(10kPaA 程度)で試験させることが必要になる。H23 年度に試験装置と真空槽を製作し、本学航空宇宙機システム研究センターの中型超音速風洞の真空タンクと接続させた。

真空槽に設置した反転ファン試験装置とモーター回転に使用した電源ボックスをそれぞれ図 1、2 に示した。

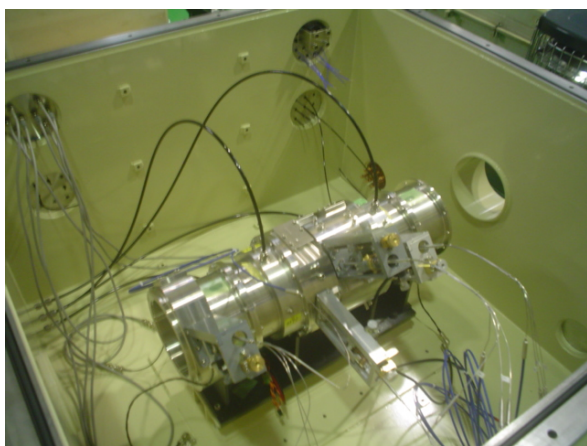


図1 反転ファン試験装置概観



図2 LiPo 電源ボックス

H24 年度は、計測系の整備と大気圧環境下で試験機の電動モーターを作動させて、正常に回転できるか検証を行った。同時に回転系のセンサーや振動加速度などの計測系の検証を行った。

表 1 に反転ファン試験装置で整備する計測項目をまとめた。また回転試験では、電動モーターに LiPO 電源から電力を供給させ、電動モーターに接続されているコントローラーに、ファンクションジェネレーターからの矩形波パルス信号を入力させることによってモーターを駆動させるようにしている。回転数はこの矩形波パルス信号の Duty 比を変化させることで制御させる。試験では電圧 53V、最大電流は 2A 程度まで実施した。回転試験では回転数計測に不備があったものの、Duty 比を変化させることで回転数制御が

できることを確認できた。

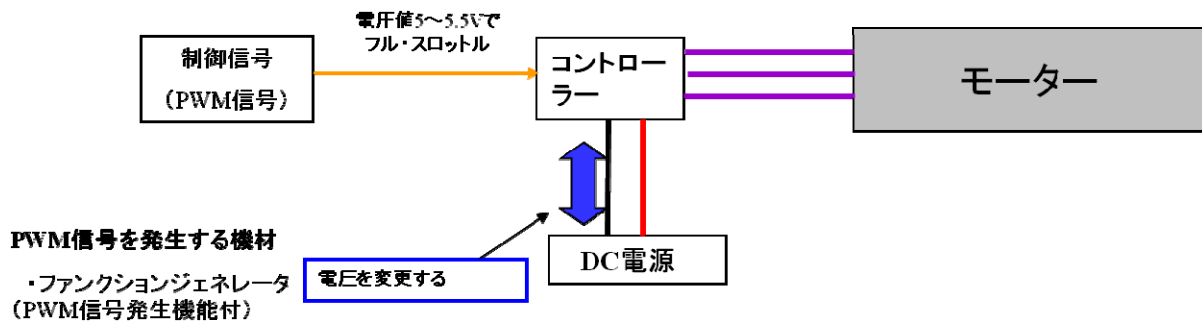


図3 電動モーターと回転数コントローラーの概念図

表1 反転ファン試験装置の計測項目一覧

	計測項目	Tag	計測レンジ			
圧力 (18点)	第1段ファン入口3孔Pitot管 全圧孔, 静圧孔R, 静圧孔L	PF1INT, PF1INPIR, PF1INPIL	10	100	kPaA	
	ファン翼間3孔Pitot管 全圧孔, 静圧孔R, 静圧孔L	PFBT, PFBTPIR, PFBTPIL	10	100	kPaA	
	第二段ファン出口3孔Pitot管 全圧孔, 静圧孔R, 静圧孔L	PF2OUTT, PF2OUTPIR, PF2OUTPIL	10	100	kPaA	
	ディフューザー3孔Pitot管 全圧孔, 静圧孔R, 静圧孔L	PDT, PDPIR, PDPIL	10	100	kPaA	
	第1段ファン入口静圧	PF1INS	10	100	kPaA	
	第1段ファン動翼上静圧	PF1RS	10	100	kPaA	
	第1-2段間静圧	PFBS	10	100	kPaA	
	第2段ファン動翼上静圧	PF2RS	10	100	kPaA	
	第2段ファン出口静圧	PF2OUTS	10	100	kPaA	
	オリフィス下流圧	POS	10	100	kPaA	
	温度 (7点)	第一段ファン入口3孔Pitot管(全温)	TF1INT	260	310	K
		ファン翼間3孔Pitot管(全温)	TFBT	260	400	K
		第二段ファン出口3孔Pitot管(全温)	TF2OUTT	260	480	K
ディフューザー3孔Pitot管(全温)		TDT	260	480	K	
第1段ファン入口静温		TF1INS	260	310	K	
第1-2段間静温		TFBS	260	400	K	
第2段ファン出口静温		TF2OUTS	260	480	K	
回転数 (2点)	第1段ファン回転数	RF1	0	50000	rpm	
	第2段ファン回転数	RF2	0	50000	rpm	
軸変位 (2点)	第1段ファン軸変位	DF1	0	100	μ m	
	第2段ファン軸変位	DF2	0	100	μ m	
真空度 (2点)	テストセルの真空圧力	PV	0	100	kPaA	
	テストセルの真空圧力(ブルドン管)	PBV	0	100	kPaA	
計31点						

3. 計測システムの確認

今後は、計測、操作システムに関して、試験機は真空槽の中に設置するためインターフェイスは真空槽に設けられたフランジを通じて、空槽内部と外部を隔てているため機能確認を実施する。また回転数コントローラーの低圧環境下での確認を進めて行く。

アルミ合金を用いた高圧水素製造に適した基礎パラメータ及び宇宙機システムへの適用

東野 和幸 (航空宇宙機システム研究センター 教授)

杉岡 正敏 (航空宇宙機システム研究センター 特任教授)

○ 近藤 光輝 (航空宇宙システム工学専攻 M2)

1. 緒言

Al/水反応を宇宙機推進システムに適応すると Al/水反応はヒドラジンと比べ無毒であるため、クリーンな推進剤として使用できる。また、Al/水反応の場合は機体内で水素を適宜製造できるため長期ミッションにおいても水素を利用することが可能である。

Al-Sn-Bi 系合金は水との接触のみで水素を製造することが可能であり、これまでの Al を用いる水素製造に必要な攪拌装置が不要である。

本研究では水素製造システムの要求を満たす Al-Sn-Bi 系合金を使用した水素製造実験を行った。さらに Al-Sn-Bi 合金を用いた Al/水反応のシステム概念を提案し、ヒドラジンを使用している現存の衛星との質量比較を行った。

2. 実験

実験にはステンレス製高圧反応容器(以下オートクレーブとする)を用い、高圧水素圧は圧力計にて圧力を読み取った。耐熱温度は 300°C までであり、最高使用圧力は 20MPaG までである。

3. 実験結果と考察

3-1 高圧水素製造実験

図 1 に Al-40%Sn-10%Bi 合金による高圧水素製造の結果を示す。また、Al-100%の実験結果も比較対象として図 1 に示した。

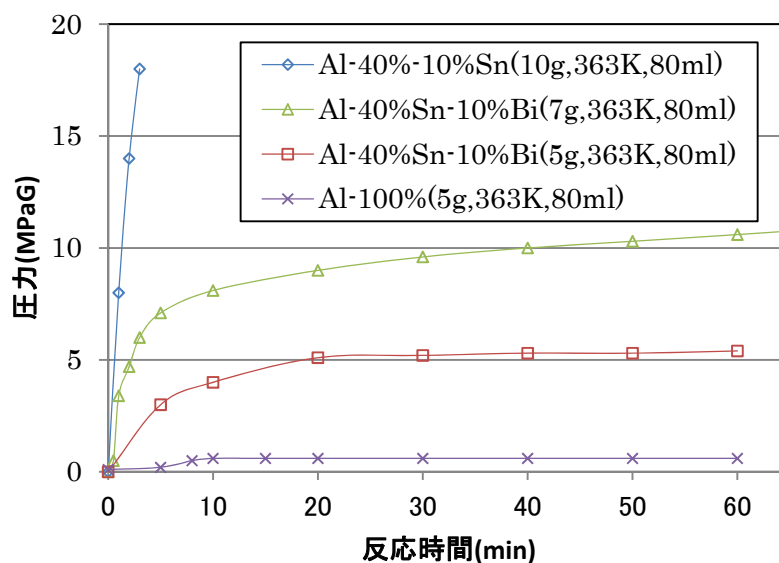


図 1 圧力の経時変化

Al-100%:5g の場合では圧力は 0.6MPaG までしか上昇しなかったが、Al-40%Sn-10%Bi:5g を用いた場合は 5.6MPaG まで上昇した。Al40%-Sn-10%Bi:7g では開始 10 分ほどで約 8MPaG、30 分ほどで約 9MPaG まで圧力は上昇し、最終的には約 12MPaG まで上昇した。また Al-40%Sn-10%Bi:10g を用いた場合、圧力は実験開始 3 分間で 18MPaG まで上昇したが、オートクレーブの最高使用圧力は 20MPaG であるためこの時点で実験を終了した。

よって Al-40%Sn-10%Bi: 10g では一般的な高圧水素ポンペ(15MPaG)以上の圧力を得られることがわかった。また、3分間で高圧水素を製造できたことより、Al-40%Sn-10%BiはAl/水反応での課題である即応性や水素製造効率を大幅に改善できる可能性がある。

4.システム検討

4-1Al/水反応を用いたシステム概念

図2に本実験からのシステム概念図を示す。すなわち、Al-40%Sn-10%Biと水の反応から製造した水素を酸化剤の液体酸素で燃焼させて推力を得る方法である。水素を燃焼させることにより比推力が増加し、推進剤質量を減少できると考えられる。

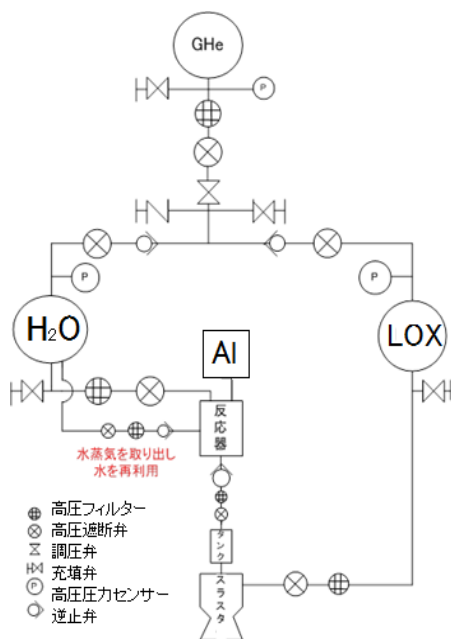


図2 システム概念図

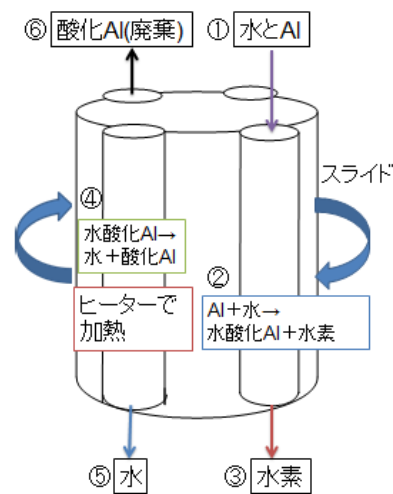


図3 反応容器概念図

図3に反応容器の概念図を示す。反応容器自体をスライドさせ、各反応器内で各々の反応を進行させる。最初の過程では水とAl合金から水素を取り出し、次の過程では水酸化Alをヒーターで加熱し水と酸化Alを取り出す。

この方法を用いることにより、取り扱いが難しい水酸化Alを有効的に処理することができ、さらに取り出した水は循環することが可能であるため更なる質量低減が可能であると考えられる。なお、貯蔵する水が凍結するのを防ぐため、水の貯蔵タンクおよび Al-40%Sn-10%Bi と水の反応の最適温度を保つために反応器にもヒーターを設置する。

4-2 既存の衛星との重量比較

Al-40%Sn-10%Bi を用いる Al/水システムとあかつきの推進系質量を比較した結果、あかつきの方が有利となった結果となった。これは使用している Al 合金の質量の半分が添加金属であり、この添加金属の質量が負担となっていることが原因である。そのため使用する合金を Al-40%Sn-10%Bi 合金から Al-20%Sn-10%Bi 合金に変更し、さらに質量を減らすことを考えた。なお、Al-20%Sn-10%Bi 合金は高圧水素製造能力も十分持っていることをすでに確認している。

Al-20%Sn-10%Bi 合金を用いた場合の推進剤質量を表 1 に示す。Al-20%Sn-10%Bi 合金を用いることにより Al 合金質量が 80 kg 以上削減できることがわかる。また、これによりあかつきの質量にも大幅に近づけることが可能となった。

表1 各サイクルでの比較

名称	Al/水 (Al-40Sn-10Bi)	Al/水 (Al-20Sn-10Bi)	あかつき
燃料	水素ガス	水素ガス	ヒドラジン
酸化剤	LOX	LOX	四酸化窒素
比推力 (s)	450	450	310
燃焼圧 (MPaA)	0.69	0.69	0.69
膨張比	150	150	150
H2 (kg)	16.08	16.08	
LOX (kg)	112.55	112.55	
Al 合金 (kg)	289.41	206.72	
H2O (kg)	12.06	12.06	
N2H4			103.73
NTO			82.99
推進剤合計 (kg)	414.02	331.33	186.72
衛星質量 (WET) (kg)	727.3	644.61	500

5. 結言

本研究では Al/水反応を宇宙機推進システムに適応させるため、Al-Sn-Bi 系合金を用いて高圧水素製造実験を行った。また、Al-Sn-Bi 合金を用いた Al/水反応のシステム概念を提案し、ヒドラジンを使用している既存の衛星との比較を行った。今後は Al 合金における添加金属の更なる削減や新たな添加金属の探索などを行う。

熱分解吸熱性燃料の触媒脱水素反応特性に関する研究-特にメチルシクロヘキサンについて

- 塚野 徹 (航空宇宙システム工学専攻 D2)
- 飯島 明日香 (機械航空創造系学科 4年)
- 杉岡 正敏 (航空宇宙機システム研究センター 特任教授)
- 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

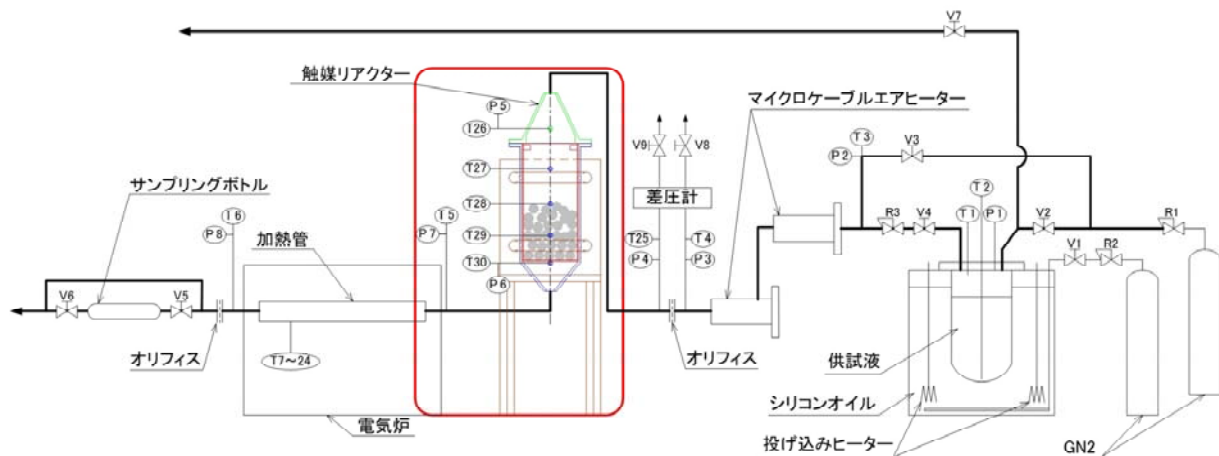
次世代の航空宇宙輸送システムにおいて、超・極超音速飛行体は機体表面やエンジンへの熱負荷が課題となる。そこで、この課題を解決する手段の一つとして燃料を冷媒とした再生冷却システムが考えられる。極超音速機の燃料には、液体水素が候補に挙げられている。一方、炭化水素系燃料は液体水素に比べ、単位質量あたりの発熱量、比熱および熱伝導率が小さいが、密度は液体水素の 10 倍程度あり、推進剤タンクの小型化が可能である。また、炭化水素化合物には熱分解によって吸熱反応を示すものがあり、このような炭化水素系燃料は熱分解吸熱性燃料(Endothermic Fuel, EF)と呼ばれ、これを再生冷却に用いることで冷却能力の向上が見込める¹⁾。

これまでに行った準静的環境における基礎実験で、炭化水素系燃料の主成分の一つであるメチルシクロヘキサン(Methylcyclohexane, MCH)に対して白金担持触媒(Pt/Al₂O₃, 粒状)を使用することで、分解開始温度を下げ、比較的吸熱量の大きな脱水素反応を促進させることが分かっている²⁾。本研究では、Pt/Al₂O₃を用いた MCH の加熱流通実験を行い、反応温度に対する吸熱量などの熱分解吸熱特性を検証した。

2. 実験装置と実験条件

2.1 実験装置

実験には、本学航空宇宙機システム研究センター・白老エンジン実験場にある動的環境下加熱流通装置を用いた。図1に装置概要と外観写真を示す。今年度は動的環境下で触媒を用いた反応を検証するため、これまでの実験装置に触媒を充填した触媒リアクターを新たに設置した(図1(a)の赤枠で囲まれた箇所)。密閉したタンク内に供試流体である MCH を封入し、外部からシリコンオイルを介して電機ヒ-



(a) 装置概要



(b) 外観写真

図1 動的環境下加熱流通装置

ター (2 kW×2) で加熱する. 更に2基のエアヒーター (3 kW×2) を用いて供試流体を段階的に実験温度まで昇温し, 触媒リアクター内に流通させ, 触媒と供試流体を接触させることで分解反応を起こさせる. また, 触媒リアクターの温度を設定温度で安定させるために触媒リアクターと上流配管の外部にシースヒーター (触媒リアクター部: 400 W×3, 配管部: 200 W×2) を取り付け, 実験直前まで予熱する. 流量は触媒リアクター上流に配置したオリフィス (φ 2) によるチョーク流量から算出した結果, 平均流量で約 1.3 g/s であった.

2.2 実験条件

表1に実験条件を示す. 流通時間は過去の実験から安定して供試流体が流れる時間を参考にした. また, 実験温度は過去に行った準静的環境の実験において, Pt/Al₂O₃ によって脱水素反応が促進された温度とした²⁾. 触媒リアクター内には Pt/Al₂O₃ または Al₂O₃ を充填した. Al₂O₃ は Pt/Al₂O₃ の担体で, 炭化水素化合物に不活性であることから, 白金の触媒効果のみを確認するために使用した.

表1 実験条件

供試流体	MCH	
質量流量	1.3 g/s	
流通時間	120 sec	
実験温度	423~723 K	
使用触媒	Pt/Al ₂ O ₃ (0.5Wt%)	Al ₂ O ₃
触媒質量	300 g	

3. 実験結果

吸熱量は触媒前後の供試流体の比エンタルピーの変化量として式(1)より算出した. 比エンタルピーは実験で得られた温度と圧力から NIST Thermophysical Properties of Hydrocarbon Mixtures Database (SUPERTRAPP) を用いて算出した. ただし, 反応後の供試流体の成分の割合は不明であるため, 出入口の比エンタルピーは MCH の値を使用した. 入口ガス温度に対する式(1)で算出した触媒前後における MCH の比エンタルピーの変化量を2種類の触媒 Al₂O₃ および Pt/Al₂O₃ について図2に示す.

$$Q_{CR} = h(T_{OUT}) - h(T_{IN}) \quad (1)$$

記号

Q_{CR} [J/kg]: 比エンタルピーの変化量, h [J/kg]: 比エンタルピー, T [K]: 流体温度
添え字

IN : リアクター入口, OUT : リアクター出口

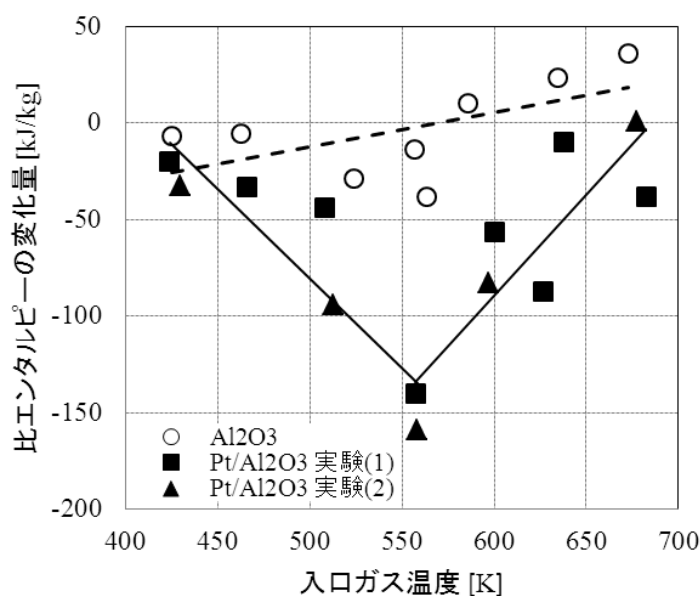


図2 入口温度に対する比エンタルピーの変化量の関係

このグラフにおいて負の値は触媒の前後で供試流体の比エンタルピーが減少し、吸熱を示している。担体である Al_2O_3 を用いた場合には、比エンタルピーの変化量は温度上昇に伴い増加傾向ではあるが、その値は微小であり、熱分解反応は起きていないといえる。一方、 Pt/Al_2O_3 を用いた場合には、約 560 K で比エンタルピーの変化量が最小値を示しており、この時の吸熱量は約 150 kJ/kg であった。 Al_2O_3 の場合に比べて Pt/Al_2O_3 の場合には、比エンタルピーの変化が大きくなる温度が存在し、これは白金の触媒効果であると考えられる。

これまでに行った基礎実験では、523 ~ 623 K の温度範囲で比較的吸熱量が大きくなる脱水素反応が促進されており²⁾、本実験の吸熱量が大きくなる温度と一致している。更にトルエンも検知されていることから判断して、この吸熱は脱水素反応による吸熱であると言える。

4. まとめ

本研究では、炭化水素系燃料の主要成分の一つである MCH の熱分解吸熱特性を実験的に解明した。白金担持触媒を用いた加熱流通実験を行い、触媒効果の確認と吸熱量を評価した。

その結果として、脱水素反応が促進される温度範囲と吸熱量が増大する温度範囲が一致することを確認できた。また反応後の流体からトルエンが検知されたことから得られた吸熱は脱水素反応であることを示した。特に、供試流体温度が約 560 K の時に吸熱量は最大となり、その吸熱量は約 150 kJ/kg であった。これらのことから触媒を利用することで炭化水素系燃料の熱分解吸熱能力を向上させることができると言える。

参考文献

- 1) 小野文衛, 竹腰正雄, 斎藤俊仁, 植田修一: 有機ハイドライドの推進剤としての可能性について, 第 52 回宇宙科学技術連合講演会講演集(2008), pp.577-582.
- 2) 前田大輔, 笹山容資, 杉岡正敏, 東野和幸: 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講演集(2011).

バイオエタノール・ロケットエンジンシステム検討と課題

○ 中田 大将 (航空宇宙機システム研究センター 特任助教)
東野 和幸 (航空宇宙機システム研究センター 教授)

1. 概要

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターでは、バイオエタノールを燃料とする再使用型ロケットの基礎研究を進めている。将来の再使用型往還機においてどのような形態が現実的であるか、サイクル計算を含むシステム検討を行った。

2. 仕様

仕様としては、JAXA 調布において提案されている2段式垂直離陸・水平着陸型往還機を想定する[1,2]。表1に代表的な要求仕様を示す。ブースター段では表記のスペックのエンジンを5機クラスターとして用いる。

表1 二段式往還機の要求仕様

	ブースター	オービター
推力, kN	2453-2780	236
比推力, s	315	320
出口直径, m	2.2	1.8
再使用回数	200	200

これらの仕様を満たすような燃焼室圧力、O/Fなどを決定する。また、得られた仕様における技術的課題等についてこれまでの基礎研究の成果から提言を行う。

3. システム解析

エタノールでは等量比付近の O/F を用いない限り、所定の水準の性能を発揮しない。また、膨張比はブースター段で約 30、オービター段では約 50 以上なければ比推力要求を満たさない。出口径に制限があるため、膨張比を大きく取るとスロート径が小さくなって推力要求を満たさない。このため、比推力要求と推力要求の双方を同時に満たすように膨張比を決定する必要がある。図1で示すピンクの帯の領域が推力要求を満たす範囲であり、かつ灰色の縦線よりも右側が比推力要求を満たす範囲である。このようなプロセスを経て、燃焼室圧 11 MPa、膨張比 30 程度が適切な作動点として選定した。オービターについても同様に燃焼室圧 5 MPa、膨張比 100 程度を選定した。諸元について表2に示す。再生冷却によりノズル壁面温度が 850 K を超えないような(最も厳しいのはスロート部である)設計が可能であるかどうか注目される。エタノールでは 550 K 付近で密度等の物性が大きく変化するため、500 K 程度以上まで昇温させることはサーマルスパイク等を引き起こす危険性があり望ましくない。このため、現時点では有効な昇温幅はせいぜい 200 度程度(300-500 K)であると考えられている。比熱についても水素より小さいことから、エタノールで担保できる吸熱量は決して大きくない。

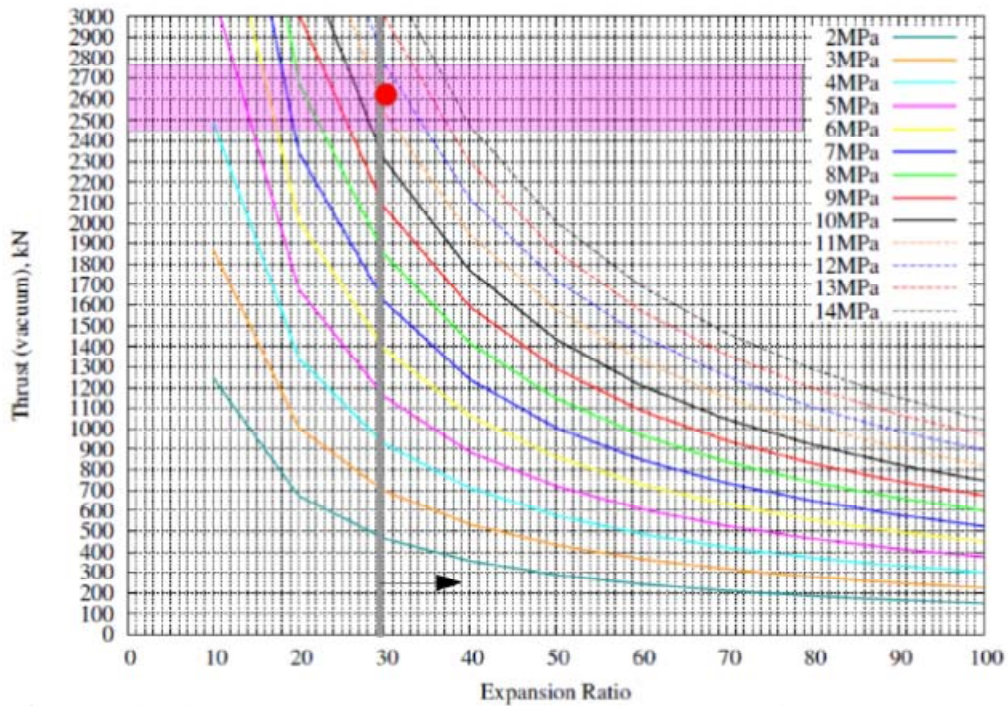


図1 P_c と膨張比が推力に及ぼす影響(ブースター)

表2 燃焼室定格一覧

		ブースター	オービター
主燃焼室圧	P_c , MPa	11	5
主燃焼室温度	T_c , K	3510	3415
特性速度	C^* , m/s	1738	1725
推力係数(海面上)	CF_{sea}	1.822	1.974
推力係数(真空中)	CF_{vac}	1.932	2.055
比推力(海面上)	Isp_{sea} , s	323.2	347.4
比推力(真空中)	Isp_{vac} , s	342.7	361.7
出口径	D_e , m	2.2	1.8
膨張比	ϵ	30	100
スロート径	D_t , m	0.4017	0.1800
推力(海面上)	F_{sea} , kN	2539.5	251.1
推力(真空中)	F_{vac} , kN	2692.8	261.5
主燃焼室流量	m_{tot} , kg/s	802.0	73.8
主燃焼室燃料流量	m_{fu} , kg/s	286.4	26.3
主燃焼室酸化剤流量	m_{ox} , kg/s	515.6	47.4

本解析では Baltz の式および Dittus-Boelter 式により燃焼室側および冷却管側の熱伝達係数を推定すると共に、Swamee-Jean 式によって管摩擦係数を求め圧損を計算した。過去の検討例[3]では冷却性能を主に解析されていたが、本検討では圧損と冷却性能のトレードオフについて言及している。長方形断面のアスペクト比を様々にふった結果、 $h/b = 3.0$ 程度において両者がバランスする妥当な作動点が存在することが確認された。この際のスロート温度は 850 K 程度となり、圧損は 3 MPa 弱となる。また、疲労による寿命予測推定では 400 回程度の繰り返し使用が可能であることが示唆された。

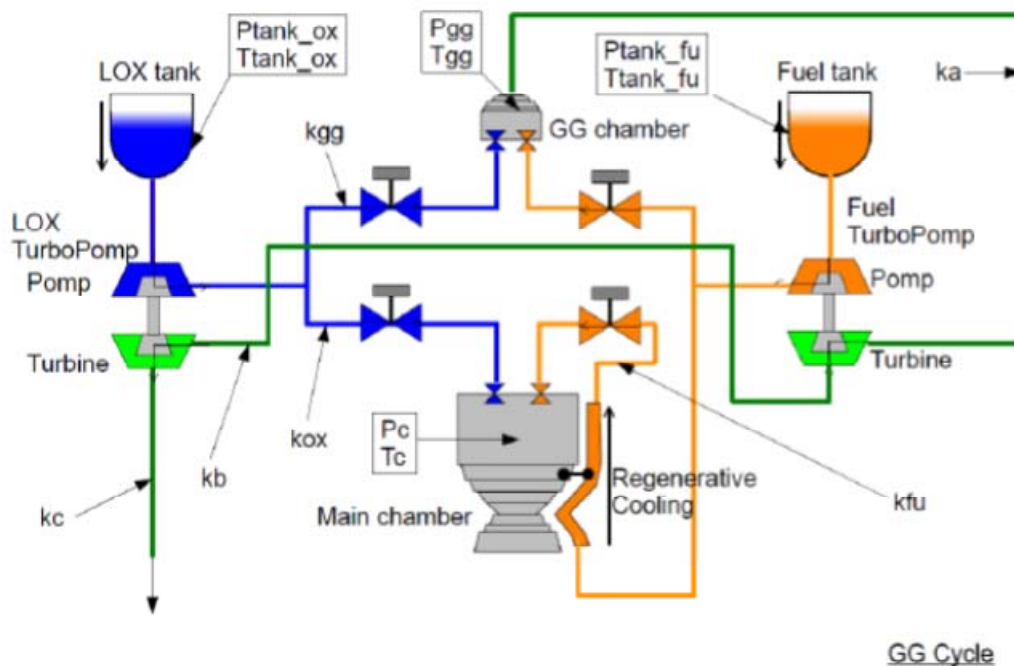


図2 GG サイクル検討例(サイクル図)

図2のような GG サイクルを想定し、ブリード比がどの程度になるかについて簡易計算を行った。各配管・バルブでの圧損を固定値とし、NPSH の観点からタンク圧を燃料・酸化剤とも 0.3MPa とした。タービン効率・ポンプ効率はいずれも 0.7 とした。一連のイタレーションを行うと、燃料側タービン圧力比が 5 程度の時にブリード比 0.023 程度でシステム成立することがわかる。この場合のエンジン諸元は表3のようになり、システム比推力は I_{sp} 効率 0.97 を仮定してもなお要求仕様を満たしている。

このような解析を GG サイクルの他、エキスパンダー、エキスパンダーブリード、二段燃焼サイクルのそれぞれに対しても行い、いずれもシステムが成立する点が存在することを確認した。特に言及すべき点として、ブースター段のエキスパンダーサイクルは成立せず、エキスパンダーブリードサイクルについてはぎりぎり成立することである。この場合、15 kg のエタノール(全体の 5.2%に相当)をブリード流量として用い、200 K の昇温幅でシステム成立する。今後タービン効率やポンプ効率の低下等によりシステム成立性が厳しい場合には、燃焼室圧力を上げることで対応できる。

表3 GG サイクルの場合の諸元

	ブースター	オービター
Fuel 側タービン圧力比	5.2	4.4
OX 側タービン圧力比	5.6	3.0
GG O/F	0.06	0.04
ブリード比	0.023	0.011
主燃焼室流量, kg/s	802.0	73.8
ブリード流量, kg/s	18.4	0.81
システム流量, kg/s	820.4	74.6
チャンバ比推力(真空), s	342.7	361.7
システム比推力(真空), s	335.0	357.8

4. 技術的課題

これまでの実験研究により定常燃焼特性・冷却特性としては特筆される問題はない。インジェクターについては衝突型で対応可能である。今後の課題としておよび起動・カットオフシーケンスの確立、ターボポンプにおける軸受冷却・潤滑特性の把握・検証、Oリングに対する腐食問題の解決等があげられる。

参考文献

- [1] 室蘭工大 B040 将来輸送系リファレンスシステムの推進系に関する研究 (JAXA共同研究)
- [2] 石本, 沖田 再使用型輸送システムの構想と研究状況, JSASS2012-4518
- [3] 笹山, 再使用型ロケットエンジンの再生冷却に影響する冷却剤の化学的挙動に関する研究, 室蘭工業大学博士論文, 2011年3月

バイオエタノールにおける熱分解吸熱反応について

- 山本 康平 (航空宇宙機システム工学専攻 M2)
- 杉岡 正敏 (航空宇宙機システム研究センター 特任教授)
- 東野 和幸 (航空宇宙機システム研究センター 教授)

1. 緒言

宇宙開発の更なる進展のため、宇宙輸送システムには低コストである事、安全性及び環境への配慮が求められる。この課題を解決する新たな燃料としてバイオエタノールが注目を集めている。バイオエタノールは常温で液体であり、取り扱いが容易かつ毒性も有しておらず管理および運用コストを低減させられる可能性がある。また、植物等のバイオマスを原料として製造されているためカーボンニュートラルであることから、環境へ配慮した燃料である。しかし、バイオエタノールを燃料としたエンジンシステムの開発実績は少なく、実用化のためには燃焼特性、冷却特性、材料適合性等の基礎特性を解明する必要がある。このうち冷却特性について、バイオエタノールはアルコール燃料である事から、高温環境下で熱分解する際に化学的吸熱量が生じる可能性がある。この化学的吸熱量をエンジンや機体の冷却に利用すれば、再生冷却の流量を少なくする事により機体の比推力を向上できる可能性がある。また、適切な金属触媒を使用する事により、熱分解が始まる温度を低くすることができ、さらに、吸熱量の大きな分解反応を選択的に促進できる可能性がある。

本研究では、バイオエタノール熱分解において、吸熱量の大きな脱水素反応を選択的に促進する白金及び、脱水反応を選択的に促進する γ -アルミナの触媒効果の解明を目的として、 γ -アルミナに白金を0.5wt%担持した白金アルミナ触媒を使用して準静的環境下での加熱実験を実施した。

2. 実験装置及び実験条件

本実験で使用した実験装置の概要図を図1、実験条件を表1に示す。本実験では、窒素ガスとバイオエタノールの混合ガスを窒素ガス圧により電気抵抗炉内の石英管に導入し加熱する。加熱された混合ガスは下流側より採取し、ガスクロマトグラフ(GC)によりガス成分を分析する。

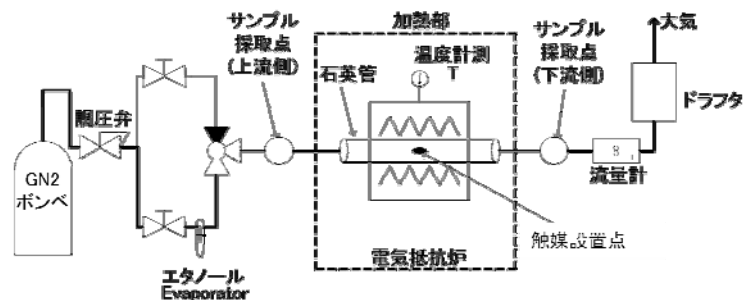


図1 実験装置概要

表1 実験条件概要

実験目的	実験種別	実験温度	実験時間	触媒種類(触媒量)
反応傾向確認	昇温	約300~1273K	約160分	白金担持触媒(0.03, 0.1, 0.3g)
熱分解分解開始温度確認				γ -アルミナ(0.1g)
熱分解過程解明	等温	約450~850K	約140分	白金アルミナ触媒(0.03, 0.1g)

3. 実験結果

表2にバイオエタノールが熱分解を開始する温度について示す。触媒を使用しない場合は約650Kから熱分解が開始することを確認したが、触媒により熱分解開始温度は約100～280K低下した。

図2に触媒なしおよび各触媒を用いた条件での反応温度とバイオエタノール反応率の関係を示す。反応率とはバイオエタノールの分解割合を示す値である。触媒を使用した場合には、より高い反応率を確認し、特に白金アルミナ触媒の反応促進効果は著しい事を確認した。

また、図3にバイオエタノールが熱分解する際に発生したガス成分として推定されているものを示す。触媒を使用した場合、特に650K付近においてエチレンの生成割合が増加しており、触媒によって特定の反応が促進されている事が確認された。

表2 バイオエタノールの熱分解開始温度

触媒種類(触媒量)	熱分解開始温度
無触媒(-)	約650K
γ -アルミナ(0.1g)	約550K
白金アルミナ触媒(0.1g)	約370K

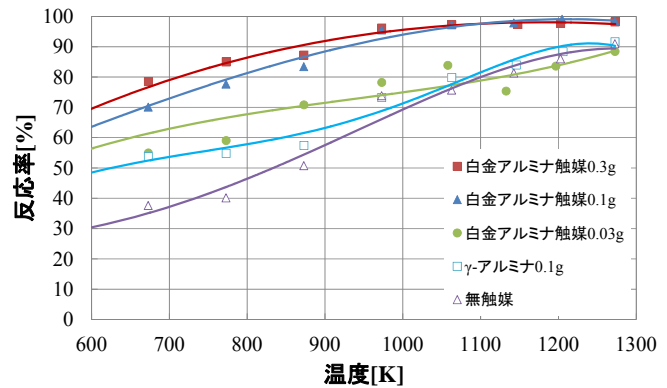
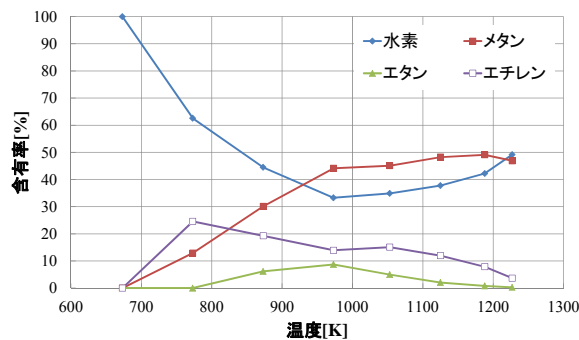
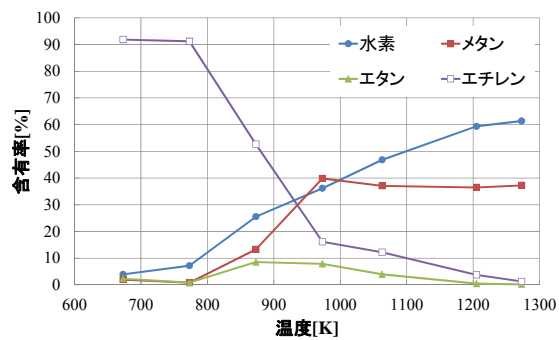


図2 バイオエタノールの各温度での反応



(a)無触媒



(b)白金アルミナ触媒 0.1g 使用

図3 バイオエタノール熱分解時に確認されたガス成分

4. 結言

本研究では、バイオエタノールの熱分解反応を促進させる金属触媒として白金及び γ -アルミナを使用し、加熱実験を実施した。実験の結果、触媒を使用する事により、より低温で熱分解が発生し、熱分解反応が促進された。また、バイオエタノールが熱分解する際に生成されるガス成分は触媒を使用する事によって変化し、触媒により特定の反応を促進している事を確認した。今後はバイオエタノール流量を増加し、熱分解による化学的吸熱量の定量評価を実施する予定である。

バイオエタノールの材料適合性研究

東野 和幸 (航空宇宙機システム研究センター 教授)

杉岡 正敏 (航空宇宙機システム研究センター 特任教授)

泉 俊太郎 (航空宇宙システム工学専攻 M2)

○ 笹木 康平 (機械航空創造系学科 4年)

1. はじめに

現在, 宇宙開発の活性化に向けてロケットの完全再使用化と整備性の向上によるコスト低減が求められている. また近年, 地球温暖化を含む環境問題への対策が急がれており, 環境適合性を有するクリーンロケット燃料に注目が集まっている. そこで, 再使用性や環境適合性に優れたロケット燃料として, バイオエタノール(BE)が近年注目されている. しかし, エタノールはアルミニウム(Al)への腐食性を持つことが知られており, ロケットエンジンに適用した高温、高圧における材料適合性の基本的な機構解明やデータは知見できない. 本学では2010年に高温、高圧(最大523[K], 10[MPaG])のBEに対するロケットエンジン材料の適合性実験が行われた. 結果, Al合金のA6061とCFRPで溶解が確認された. さらに2011年には, 実機環境で想定される最大温度域における適合性評価が実施され, NiメッキによるA6061の防食効果や, フッ素ゴムやニトリルゴムなどのゴム材料において腐食を確認した.

AlやCFRPは宇宙輸送機の重量低減において重要であるが, BEロケットエンジンへの適用には腐食対策が必要である. そこで本研究では, A6061に陽極酸化処理を施し, 防食効果をBE適合性実験により評価した. また, Alの腐食に関する基本的な知見を得るため, 常圧実験および工業用エタノールを用いた浸漬実験を実施した. FRPに関しては, マトリックス樹脂の異なるFRPを供試した. さらに, 航空宇宙産業で使用されているゴム材料の適合性評価や, テフロン被覆によるゴム材料の表面保護効果を評価した.

2. 実験概要

本研究で使用した実験装置を表1に, 実験条件を表2に示す. オートクレーブを用いた高温・高圧実験では, 供試液と試験片を投入した容器を窒素ガス(GN_2)で加圧後, ヒーターで加熱した. そして, 設定温度まで加温したのち一定温度で保持し, 実験中の温度と圧力を監視, 記録した. オートクレーブの最高使用温度は573[K], 最高使用圧力は20.0[MPaG]である.

また, BEの沸点・常圧における実験では, 加熱還流実験装置を用いた. 丸底フラスコにBEと試験片を投入してヒーターで加熱し, BEを沸点で維持した. 冷却器の他端は大気開放し, フラスコ内を常圧に保った.

そして, 高温・常圧実験では固定床反応流通装置を用いた. 試験片を石英管内に設置し, GN_2 でパージした後ヒーターで加熱し, BEと GN_2 の混合ガスに切り替えて常圧実験を行った.

実験条件についてはエタノールの臨界点(約514[K], 約6.14[MPaA])や, 実機で想定される最大温度・圧力及び供試材料の耐熱限界温度を考慮し設定した. また, アルマイトの適合性実験では, 同一試験片を4回供試する熱サイクル実験も実施した. 試験片については, ロケットのタンクからエンジンまでの想定箇所において代表的な材料を使用した.

表 1 実験装置

分類	装置	実験温度 [K]	実験圧力 [MPaG]	実験時間 [min]	供試材料	供試流体	系統図
高温・高圧	オートクレーブ	400 523	約5 約10	120	A6061 A6061+アルマイト FRP ゴム材料	バイオエタノール 工業用エタノール 20[mℓ]	
沸点・常圧	加熱還流実験装置	352 (沸点)	常圧	120 480 1440	A6061	バイオエタノール 20[mℓ]	
高温・常圧	固定床反応流通装置	400 523	常圧付近	120	A6061	GN2 + バイオエタノール 20[mℓ/min]	

表 2 実験条件概要

評価項目	試験片	試験温度 [K]	試験圧力 [MPaG]	試験時間 [min]
ゴム材料 (ゴムリング)	HNBR : 水素化ニトリルゴム ACM : アクリルゴム EPDM : エチレンプロピレンゴム FVMQ : フロロシリコンゴム Viton : バイトン(フッ素ゴム) Kalrez : カルレッツ(パーフロロエラストマー) Viton+Teflon : テフロン被服ゴム(バイトン)	常温, 380 400, 523	約5 約10	120
	FRP PI/CF : ポリイミド樹脂/炭素繊維積層板 BMI/CF : ビスマレイミド樹脂/炭素繊維織物 SI/GF : シリコン樹脂/ガラス繊維織物			400, 523
A6061	陽極酸化処理による 防食効果 素材: A6061, 表面処理: アルマイト+Niメッキ 皮膜厚さ: 約10, 30[μm], 傷深さ(傷付試験): 約1~20[μm]	常温, 400 523	常圧	120
	工業用エタノール	352, 400 523		120, 480, 1440
	圧力依存性			

3. 実験結果

3.1 A6061

3.1.1 陽極酸化処理によるアルミニウム合金の腐食防止策の提案

A6061+アルマイトの試験片を用いた実験では、全ての条件において外観や質量の変化は確認されなかった。したがって、BEによる腐食反応は生じておらず防食効果を維持しているため、適合性を有していると考えられる。また、図1に示す傷付試験片を用いた実験でも同様に耐食性を示したが、図2の熱サイクル実験では試験片の軟化が確認された。したがって、高温での使用や繰り返しの使用には注意が必要だと考えられる。

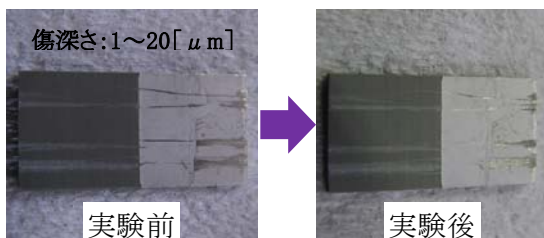


図 1 A6061+アルマイト(皮膜厚さ: 30[μm])
10[MPaG], 523[K], 120 分

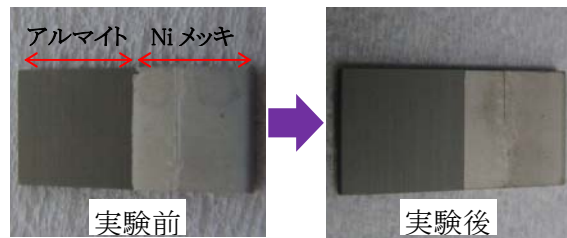


図 2 A6061+アルマイト(皮膜厚さ: 30[μm])
10[MPaG], 523[K], 120 分 × 4 回

3. 1. 2 工業用エタノールとBEとの腐食反応の差異

工業用エタノールを用いた高温・高圧実験では、温度 400[K]の条件では試験片の一部が溶解し、温度 523[K]では試験片が完全に溶解した。試験片が一部溶解した条件の外観観察結果を図 3 に示す。また、容器にコーキングと推測される黒色の粉末や、反応生成物のアルミニウムエトキシド ($Al(OC_2H_5)_3$) と考えられる白色の粉末が見られた。このことから、純粋なエタノールを用いた場合においても、BE と同様に反応することが実験的にも確認された。



図 3 A6061(約 5MPaG, 400K)

表 3 供試エタノール成分表

	エタノール試薬 (99.5%)	BE (苫小牧産)
純度[%]	99.5以上	100
密度[g/ml]	0.789~0.791	0.7937
水分[%]	0.2以下	0.03
メタノール	0.02[%]以下	0.02[g/L]
硫黄分[mg/kg]	-	1以下

3. 1. 3 腐食反応における圧力依存性

A6061 の常圧、沸点および常圧、高温実験では、外観観察や質量変化測定において変化は見られなかった。この結果より、腐食反応には圧力依存性があることが確認された。しかし、顕微鏡観察では表面の荒れや無数の孔が見られたことより、表面近傍においてわずかに腐食している可能性がある。さらに、 GN_2 と BE の混合ガスを用いた常圧、高温実験では、523[K]の条件で試験片の軟化が確認された。そのため、常圧の条件でも高温環境下に長時間さらされた場合には外観観察で確認可能な程度に腐食が進行する恐れがある。

3. 2 ゴム材料の適合性調査

実験後の外観観察において水素化ニトリルゴム(HNBR)、エチレンプロピレンゴム(EPDM)、バイトン、カルレッツでは表面に凸部が見られた。アクリルゴム(ACM)とフロロシリコーンゴム(FVMQ)では亀裂が確認され、テフロン被覆ゴムでは被覆の破れが見られた。また、図 4 のように実験直後は膨潤現象が見られたが、試験片を十分に乾かすと未使用の試験片とほぼ同じ寸法に戻った。顕微鏡観察では、HNBR や FVMQ、カルレッツ等ではくぼみや亀裂、変色等が確認され、テフロン被覆ゴムでは被覆に傷が見られた。以上より、本実験で供試したゴム材料はいずれも形状の変化等を生じたため、適合性を有さないことが判明した。



図 4 アクリルゴム(約 5MPaG, 400K)

3.3 FRPの適合性調査

図5に示す外観観察よりポリイミド樹脂マトリックスのCFRP(PI/CF)では側面に亀裂が見られ、ビスマレイミド樹脂マトリックスのCFRP(BMI/CF)では変色部を確認し、シリコーン樹脂マトリックスのGFRP(SI/GF)では図6のように積層が分解した。顕微鏡観察ではBMI/CFでも亀裂が見られ、SI/GFは樹脂の溶解が確認された。以上より、本実験で供試したFRPはいずれも亀裂や分解を生じたため、適合性を有さないことが判明した。

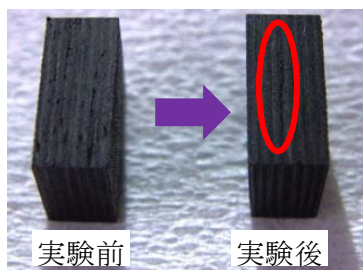


図5 PI/CF(約10MPaG, 523K)

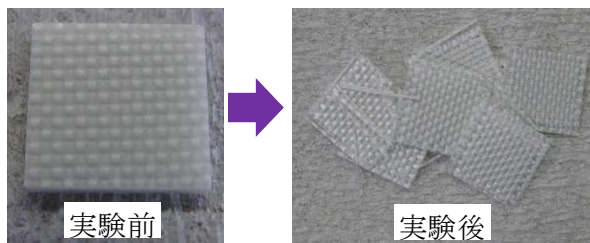


図6 SI/GF(約5MPaG, 400K)

4. まとめ

本研究ではBEロケットエンジンにおける材料適合性評価と、Alの腐食に関する基本的知見を得るための実験を実施した。本研究により得られた知見を表4と以下に示す。

(1) Al合金の陽極酸化処理による防食効果

400~523[K]で防食効果が確認された。

熱サイクル実験や、傷付試験片を用いた実験でも耐食性を示したが、熱サイクル実験では試験片の軟化が確認された。

(2) 工業用エタノールとBEとの腐食反応の差異

400[K]で一部溶解し、523[K]で完全に溶解した。そのため、工業用エタノールを用いた場合でもBEと同様に腐食を生じることが確認された。

(3) 腐食反応における圧力依存性

BEの沸点における実験では、24時間供試後も変化は見られなかった。523[K]では試験片の軟化が確認された。

(4) ゴム材料の適合性調査

380[K]でHNBRが、400[K]以上でACM, EPDM, FVMQ, バイトン, カルレッツ, テフロン被覆ゴムに腐食や亀裂等が確認されたため、適合性を有さないことが判明した。

(5) FRPの適合性調査

温度400[K]においてSI/GFに樹脂の溶解が確認され、400[K]以上においてPI/CFおよびBMI/CFに亀裂や剥離が見られたため、適合性を有さないことが判明した。

表4 適合性評価一覧

ロケットエンジン材料		温度範囲[K]			備考	
分類	試験片材料	常温	~400	~523		~750
Cu合金	OMC	○	○	○	-	
	SMC	○	○	○	○	EPWAでSの塊出
	QF-Q	○	○	○	○	
Ni合金	Ni	○	○	○	○	EPWAでSの塊出
	FASTLOY-X Inconel600	○	○	○	○	EPWAでSの塊出
ステンレス	A286	○	○	-	-	
	SL304	○	○	○	○	
	SL316	○	○	-	-	
Al合金	A6061	x	x	x	-	
	A6061+ハニッキ	○	○	○	-	
	A6061+アルマイト	○	○	△	-	熱サイクルで軟化
樹脂	PEEK	○	○	-	-	
	PTFE	○	○	-	-	
	EP/CF	x	x	x	-	
	BMI/CF(積層板)	△	△	△	-	
	BMI/CF(織物)	○	x	x	-	織物では亀裂発生
FRP	PI/CF	○	x	x	-	
	SI/GF	△	x	x	-	亀裂発生
	GFRP+ハニッキ	○	○	○	-	熱サイクルに注意
ゴムシート	エチレンプロピレン	○	○	-	-	
	シリコン/VMC	x	x	-	-	
Oリング	フッ素FVMQ	○	x	-	-	
	ニトリル/ACM	x	x	-	-	
	HNBR	○	x(380)	-	-	
	ACM	x	x	-	-	メタルOリング等の 使用が望ましい
	EPDM	○	x	-	-	
	FVMQ	x	x	-	-	
	Viton(フッ素ゴム)	-	x	-	-	
Kalrez	○	x	x	-		
Viton+Teflon	○	x	x	-		

○:適合性あり △:条件付き適合性 x:適合性なし -:未実施
 ※ :2012年度実施項目

1. はじめに

超音速機をはじめとする大気中を高速・高々度まで飛行する飛翔体実現のための基盤技術の一つである誘導制御技術は、単に姿勢の安定を確保しつつ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、離陸から超音速飛行、帰還までの一連のミッションを最適に飛行するための重要技術である。かつ誘導制御技術以外の必要な空気力学、構造力学、推進力学の各基盤技術を確立するためには小型無人機を用いて実証する必要がある、この観点から誘導制御技術は着陸から、上昇・加速、超音速飛行、亜音速飛行、着陸までを自律的に行うための実証プラットフォームとして大変重要である。加えて、本実験機には、通常の航空機同様、地上から飛行状態を常に監視し、必要に応じて飛行モードの変更、緊急時に備えて安全モードへの移行等の制御を行う遠隔監視制御系を具備することが必須となっている。

ここでは、2011 年度より開始した誘導制御系及び遠隔監視制御系実現のための検討項目、構築のシナリオを示す。

2. 小型無人超音速機の試験条件

マッハ2の超音速の実現を目指す本実験機は、離陸から超音速に到達するまでの10分程度の飛行時間において、概ね100km飛行し、高度10kmに到達することを想定している。安全の観点から、離陸直後から海上に出ることか可能で、海上での飛行距離が100km確保可能な実験場所として、北海道大樹町の多目的航空公園エリアを前提とする(図1)。また、本航空公園が有する1000m滑走路、本実験機の離着陸性能検討に反映する。

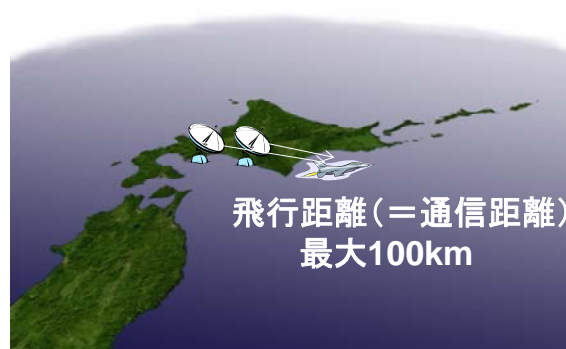


図1 小型無人超音速機による飛行試験エリア

3. 誘導制御系及び遠隔監視制御系構築方針と検討事項

誘導制御システムとしては、誘導制御系と遠隔監視制御系から構成(図2)し、下記に示す方針に基づく構築及び技術的検討を進める。

① 誘導制御系

a) 市販慣性航法装置の使用

航法系を実験機に実装する手段として、近年小型低価格化が進む市販の慣性航法装置を用いることとする。これにより、実際に加速度センサ、角速度センサを搭載し、それらセンサからの出力に基づく搭載マイコンボードでの演算処理を不要にし、搭載マイコンボードを誘導・制御計算のみに使用することを狙う。

・検討事項：市販の慣性航法装置の場合、ロケットに搭載される高精度な慣性航法装置と比して、低価格化であるが故に位置、姿勢誤差が大きい。実験条件等から、飛行時間が限定されていることから、その時間内において十分使えるかどうかを装置の性能測定により確認する。

b) 誘導則の生成

誘導系は、航法系からの計算結果を受けて、現在の位置・速度から、目標点まで到達するためには、どのような飛行経路をとるべきかを決定する。これを決定するためには、航空機の場合、さらに目標点が単なる通過点であるか、最終着陸点であるかを始め、許容される旋回半径、上昇率、下降率、着陸速度、残存燃料等、様々な制約条件をみることが必要となる。

・検討事項：決定された飛行経路を制約条件のもと実現するには、初期値(現在位置と速度)及び終端値(目標点)を境界条件として、評価関数を最適にする制御問題に帰結されるが、このような問題を搭載マイコンボードによりリアルタイムで計算することは大きな処理負荷が発生し、現実的でない。そこで可能な限り簡易な誘導則を策定する。当面は、指定点の通過から始め、緊急時の帰還も飛行経路決定及び誘導則を検討する。

c) 飛行モードに対応した制御系

機体姿勢角と機体姿勢角速度をフィードバックするPID制御を基本に、表1に示すような飛行モードに対応できるような各種制御系を準備しておく。しかしながら、超音速飛行に適した機体形状は、亜音速となる高迎角低速の着陸時には機体の不安定度が増す、あるいは、実験機特有の問題として、離陸時の全備重量に対して、超音速飛行完了後の帰還時の全備重量が半分以下となるなどによりダイナミクスの変化が大きいと予想される。

・検討事項:ダイナミクスの変化に対応した制御系の検討、或いは、飛行中の制御系が作動している状態でのリアルタイムでダイナミクス同定法を検討する。

航法系を除く、誘導系及び制御系については、アルゴリズム検討を主体に進める。

d) 誘導制御回路

b)、c)の誘導制御アルゴリズム等を実装する誘導制御回路は、市販のマイコンボードを用いて

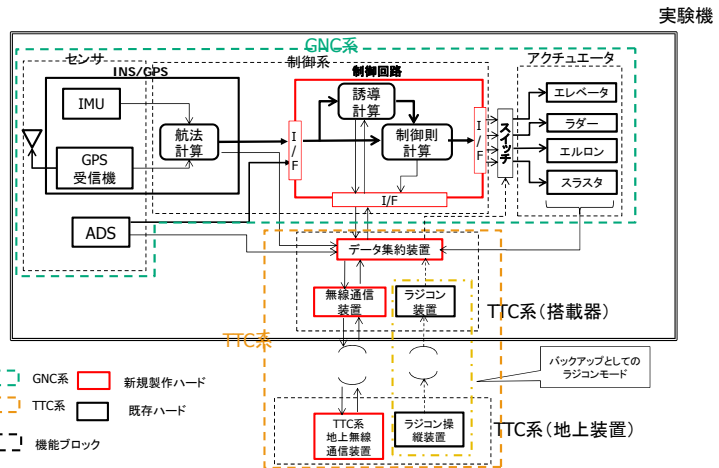


図2 誘導制御及び遠隔監視制御系構成

表1 飛行モードと制御

	制御変数	飛行モード				
		離陸(含む上昇)	水平定常	旋回	着陸(GS&AT同時制御)	着陸(自動フラ)
縦系の制御	U (X軸方向速度)	誘導則指示値	一定	一定	誘導則指示値	誘導則指示値
	W (Z軸方向速度)	誘導則指示値	一定	一定	誘導則指示値	誘導則指示値
	θ (ピッチ角)	誘導則指示値	一定	一定	誘導則指示値(一定)	誘導則指示値
横・方向系の制御	V (Y軸方向速度)	ゼロ	ゼロ	ゼロ*	誘導則指示値(ゼロ)	誘導則指示値
	Φ (ロール角)	ゼロ	ゼロ	一定	誘導則指示値(ゼロ)	誘導則指示値
	Ψ (ヨー角)	ゼロ	ゼロ	目標角迄	誘導則指示値(ゼロ)	誘導則指示値

GS:Glide Slope, AT:Auto Throttle

構築する。必要な機能を有し、最高性能を有するマイコンボードに対してアルゴリズムを実装し、必要に応じてマイコンボードをグレードアップする。

②遠隔監視制御系

a) 誘導制御回路との分離

遠隔監視制御系の目的は、可能な限り飛行状態をモニターすることである。そのため、誘導制御回路自身の不具合が、遠隔監視制御回路に及ばない方策を講じる。重量、容積の点では劣るが、最も簡単な方策は、誘導制御回路と遠隔監視制御回路を別回路、即ち、2枚のマイコンボードで構築することである。誘導制御及び遠隔監視制御回路については、最終的には分離した構成で開発を進める。

b) 市販無線通信装置の転用

遠隔監視制御系で重要となるのは、実験機側からデータを送信するテレメリーのデータ速度と実験機が受け取るコマンドに関するデータ速度と、地上装置と実験機を結ぶ伝送距離である。テレメリーについては、伝送距離に依存するが、初期実験ベースでは1Mbps程度、コマンドについては、10kbps程度を基本に構築を開始する。まずは、飛行状態のみのデータの伝送を基本に、段階的に市販無線通信モジュールを用いて、無線伝送距離を長距離化し、最終的には、特注品にて100kmを可能とする実験機搭載無線通信装置及び地上無線通信装置を構築する。実験機搭載無線通信装置については、消費電力、重量に制約があるため、情報データ速度とのトレードオフも念頭に構築を行う。

4. まとめ

小型無人超音速機の飛行のための誘導制御系及び遠隔監視制御系構築の方針と検討事項を示した。次ページ以降、検討事項について順次その結果を示す。

慣性航法装置の特性把握 - 測定装置及び測定結果

○ 上羽 正純 (もの創造系領域 教授)

松崎 充宏 (機械航空創造系学科 4年)

1. 研究の背景と目的

無人機飛行のための制御系においては、位置・速度・姿勢情報を得ることが必要である。そのためのセンサの 1 つとしてハイブリッド航法装置 (INS/GPS) が有用であり、本研究では、安価で低精度な INS/GPS (図1) を用いて、高精度な位置・速度・姿勢の検出を可能にすることを目的にする。そのため INS/GPS の構成部品である MEMS ジャイロの特性把握のための装置を構築するとともに、実際に測定を行った結果を報告する。

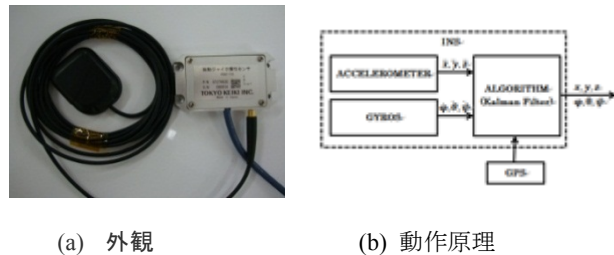


図1 INS/GPS

2. 問題の所在と解決方法

本研究が対象とする安価で低精度な INS/GPS には MEMS シリコンジャイロが使用されている。MEMS シリコンジャイロは小型・安価で汎用性が高いが、ジャイロ自体が変形することによって角速度を得るため重力の影響を受けて特性が変化しやすく、また、振動エネルギーによる内部の温度上昇とそれによるシリコンと電子部品の温度特性が変化しやすいというデメリットが存在する。このため、ジャイロの重力の影響と温度特性を把握し、それらを補正することとする。補正の方法としては、ハードウェアとしての改良は困難であることと製造後への組込みが容易なアルゴリズムにより行う。

3. 特性測定と手法

3-1. 測定項目

INS/GPS の位置・速度・姿勢の検出アルゴリズムには Kalman Filter が使われている。Kalman Filterを使用するには、MEMS ジャイロにおいて発生するスケールファクタ、バイアス、ランダムドリフトを定量的かつ、数学モデルとして把握することが必要である。スケールファクタとバイアスは温度や重力加速度によって変化すると考えられる。また、ランダムドリフトは時間経過によって変化する。

スケールファクタとバイアスは温度や重力加速度によって変化すると考えられる。また、ランダムドリフトは時間経過によって変化する。

3-2. 重力加速度の影響

ジャイロに加わる重力加速度の大きさによってスケールファクタとバイアスが変化する。この影響を見るために図2に示すようにINS/GPSの取付角を変更することより、入力する重力加速度を変える。取付角は重力と反対向きを 90° , 重力方向を -90° と



図2 角度設定治具



図3 回転テーブル



図4 小型恒温槽

し、15° 刻みとする。これを図3に示す回転テーブルに取り付け、既知の角速度を与える。入力角速度は 0° /s から 180° /s を 10° /s 刻みとする。この時、温度変化による影響を少なくするために、恒温槽を用いて INS/GPS の温度を 1°C 以内の変動幅 ±0.5°C 以内でほぼ温度が一定になるようにする。

3-3. 温度特性

温度特性を調べるためには、図に示す自作による恒温槽を用いた。この恒温槽に INS/GPS を入れ、これを回転テーブルに取り付け、各入力角速度に対する出力角速度を測定する。温度条件は 0°C から 40°C を 10°C 刻みとする。恒温槽では ±0.5°C の範囲に抑えるように温度制御されている。入力角速度は 0° /s から 180° /s を 10° /s 刻みとする。

3-4. ランダムドリフト

INS/GPS を 1 時間静止した状態に置き、その時の出力を計測する。得られたデータを(3.1)式で示す Allan Variance を求め、ホワイトノイズ成分とランダムドリフト成分を明確にする。

$$\sigma^2(\tau) = \frac{1}{2\tau^2(N-2m)} \sum_{k=1}^{N-2m} (\theta_{k+2m} - 2\theta_{k+m} + \theta_k)^2 \quad (3.1)$$

N:全データのサンプリング数 m:使用データ数 τ :平均時間 θ :出力値

4. 特性測定と評価

4-1. 重力加速度の影響

4-1-1. バイアスの変化

入力角速度が 0° /s で重力加速度を変更したときの出力角速度を図5に示す。本データを最小二乗法で処理し、重力の影響によるバイアスの直線の式を求めた結果が(4.1)式である。

$$b_g = -0.0022g - 0.0297 \quad (4.1)$$

b_g :重力加速度によるバイアス量 g :重力加速度

4-1-2. スケールファクタの変化

治具の角度を変更した時の入力角速度と出力角速度を測定した結果が図6である。図6にスケールファクタ SF_g と重力加速度の関係を示す。本データを曲線近似すると(4.2)式が得られる。

$$SF_g = 0.0004g^2 - 3 \times 10^{-5} + 0.9762 \quad (4.2)$$

重力加速度によるスケールファクタの変化量 ΔSF_g は式(4.3)になる。

$$\Delta SF_g = 0.0004g^2 - 3 \times 10^{-5} - 0.0238 \quad (4.3)$$

4-2. 温度特性

4-2-1. バイアスの変化

入力角速度が 0° /s で温度を変更した時の出力角速度を図7に示す。本データを最小二乗法で処理し、温度変化によるバイアスの直線の式を求めた結果が(4.4)式である。

$$b_T = 0.0018T - 0.0562$$

b_T :温度によるバイアス量 T :温度 (4.4)

4-2-2. スケールファクタの変化

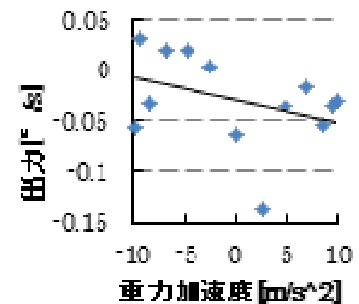


図5 バイアス重力特性

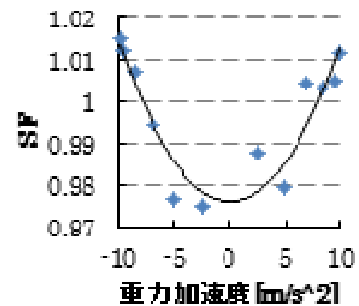


図6 スケールファクタ重力特性

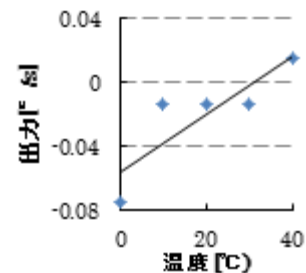


図7 バイアス温度特性

各温度の時の入力角速度と出力角速度を測定した結果が図8である。図8にスケールファクタと温度の関係を示す。本データを直線近似すると(4.5)式を得る。

$$SF_T = 0.0004T + 1.0041 \quad (4.5)$$

SF_T :スケールファクタ

温度によるスケールファクタの変化量は式(4.6)のようになる。

$$\Delta SF_T = 0.0004T + 0.0041 \quad (4.6)$$

ΔSF_T :スケールファクタの変化量

4-3. ランダムドリフト

Allan Variance で処理した結果を Fig.9 に示す。 τ が小さくホワイトノイズ成分が強いところでは再現性があったが、 τ が大きくランダムドリフト成分が強いところでは再現性があるようには見えなかった。理論では図 9 の曲線 a のようになるはずだが、実際に曲線 b のような理論に合わない結果も出ていた。

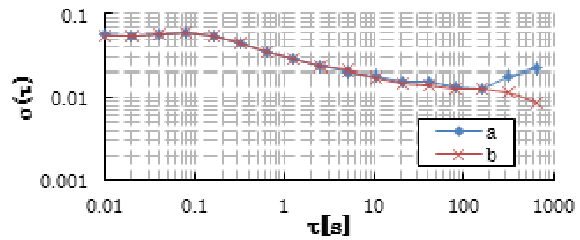


図9 アラン分布計算結果

4-4. 総合特性

4-1, 4-2 より出力は以下の式で表されることを明確化した。

$$\begin{aligned} \omega_{out} &= (SF + \Delta SF) \omega_{in} + b + w \\ &= (SF + \Delta SF_g + \Delta SF_T) \omega_{in} + b_g + b_T + w \\ &= (0.0004g^2 - 3 \times 10^{-5}g + 0.0004T - 0.9803) \omega_{in} \quad (5.1) \\ &\quad -0.0022g + 0.0018T - 0.0859 + w \end{aligned}$$

5. まとめ

重力加速度および温度の影響についてモデル化を完了した。今後は a) Y軸・Z軸の特性測定 b) ランダムドリフトの測定特性の解析とモデル化 c) 特性に基づくアルゴリズムの改良の順に進める。

参考文献

- 1) 多摩川精機(株), ジャイロ活用技術入門, 株式会社工業調査会, 2003
- 2) 成岡 優, 低精度 MEMS センサと汎用 GPS 受信機の融合による高精度航法システムの研究, 東京大学, 2007
- 3) D. W. Allan, "Time and Frequency (Time-Domain) Characterization, Estimation, and Prediction of Precision Clocks and Oscillators", IEEE trans. UFFC, vol UFFC - 34, No.6, Nov. 1987.

1. 研究の背景と目的

高速・高高度を飛行する超音速機は燃料の大量消費によって質量、慣性能率、固有振動数等の構造特性の変化を介して、ダイナミクスが大きく変化することが予想される。常に姿勢制御精度を維持しながら飛行するには、変化するダイナミクスを正確に知り、飛行中に制御パラメータを変更することとなる。そのため、本研究はまずは、飛行しながらダイナミクス同定を可能にする手法を確立する。

ここでは、ダイナミクスは、運動方程式から求まるラプラス変換による式を離散時間近似し、その近似式の係数を入出力データから最小 2 乗法等の手法により推定することにより求める。航空機以外にも制振構造物に対し保守をするために構造特性を推定、人間をシステムの一部ととらえその挙動を解析・評価するためなど様々な分野で同定法は使われている。

しかしながら、飛行している航空機に対して、ダイナミクス同定を行った論文は少なく、それゆえに航空機に対して精度の良い同定手法は明確ではない。本研究では、まずは亜音速の航空機に対し伝達関数について精度の良い同定法を明確化することを目的とする。

2. 扱うシステム

2.1 縦系微小擾乱運動方程式

縦系の微小擾乱運動方程式は(1)のようになっている。

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_\alpha & 0 & \frac{g}{57.3} \\ \bar{Z}_u & \bar{Z}_\alpha & 1 & 0 \\ M'_u & M'_\alpha & M'_q & M'_\theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \bar{Z}_{\delta e} \\ M'_{\delta e} \\ 0 \end{bmatrix} \delta e \quad (1)$$

この運動方程式をラプラス変換することで縦系のダイナミクスとしてエレベータ角に対するピッチ角応答の伝達関数が得られる。

2.2 閉ループ系と開ループ系

通常、飛行中の航空機は制御系が組みこまれており、図 1 のような閉ループ系となる。しかし今回は手法の確認のため、図 2 に示すような、開ループ系の $\delta e \rightarrow \theta$ 伝達関数を求めることとした。

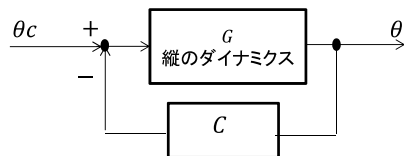


図 1 航空機の制御系ループ系 (閉ループ)

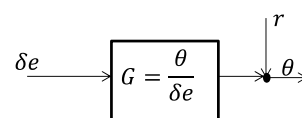


図 2 シミュレーション用開ループ

3. ダイナミクス同定

3.1 連続時間と離散時間

現実に存在するシステムの多くは時間的に連続に変化する連続システムである。しかしながら、データ

処理においては、離散的に入出力信号を取得するため、必然的に離散システムとして扱う。そこで今回扱う連続時間システムを双 1 次変換 (2) により離散時間近似をした。

$$s = \frac{2}{T} \cdot \frac{1-z^{-1}}{1+z^{-1}} \quad (2)$$

これによって得られる離散時間近似システムの係数は、連続時間システムの係数の線形和で表されるため、推定値から連立方程式を解くことにより、元の伝達関数の係数を導く。

3.2 最小 2 乗法

入出力から伝達関数の係数を求めるのに次に示すようなアルゴリズム (3) を使用した。ここで $\hat{\omega}_N$ は推定値、 P_N は共分散行列、 z_N は推定ゲイン、 θ_N は最新の出力値である。これは逐次最小 2 乗法と呼ばれ、入力と出力が得られるたびに推定ゲインに代入することで、推定値をリアルタイムで更新することができる。

$$\hat{\omega}_N = \hat{\omega}_{N-1} + \frac{P_{N-1} z_N}{1 + z_N^T P_{N-1} z_N} (\theta_N - z_N^T \hat{\omega}_{N-1})$$

$$P_N^{-1} = P_{N-1}^{-1} - \frac{P_{N-1} z_N z_N^T P_{N-1}}{1 + z_N^T P_{N-1} z_N} \quad (3)$$

4. シミュレーション

上記の運動方程式、推定アルゴリズムによりシミュレーションを行った。サンプリング時間 0.01 秒、インパルス入力するエレベータ角は 1° 、 10° 、センサノイズ分散 0.01° から 1° 、計測時間 10 から 30 秒の条件でシミュレーションを実施した。その一部の結果としてインパルス入力としてのエレベータ角度 δe 1° 、センサノイズ分散 0.01° の場合のボード線図を図 3 に示す。

図 3 より共振周波数はよく一致しているものの、低周波数領域では、あまり一致していない結果が得られた。

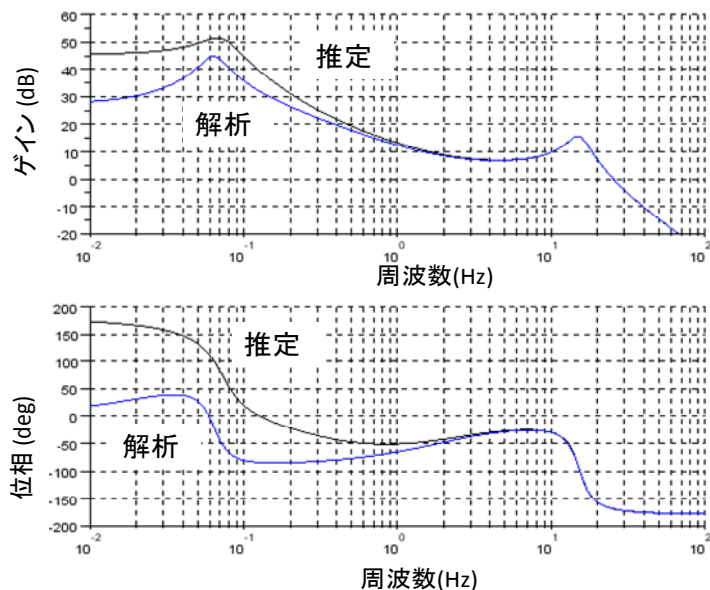


図 3 推定値によるボード線図

5. まとめ

閉ループ系の伝達関数の推定を行い、ある程度伝達関数が復元できることを確認した。今後は、不一致部分の解明を行った後、差分方程式ではなく、連続時間システム出力を直接使用した場合の伝達関数の復元を進める。

参考文献

- 1) 片柳, 「航空機の飛行力学と制御」, 森北出版株式会社, 2007
- 2) 中溝, 「信号解析とシステム同定」, コロナ社, 1988

1. 研究の背景と目的

無人航空機の運用には、機体の飛行状況・搭載機器の状態を確実に把握するための遠隔監視制御系が必須であり、遠隔監視制御系においてそれらデータを地上に送信あるいは地上から送信される各種コマンドを受信するブロードバンドワイヤレスシステムは重要な技術である。

本検討では、上記ブロードバンドワイヤレスを実現するための手段として、無人航空機と地上局追尾アンテナによる MIMO システムを用い、その空間相関行列を意図的に変化させ固有値の最大化することで通信容量を増大させる新たな通信システムを提案し、アンテナを追尾させることによる固有値の変化をシミュレーションにより求め、空域全体の空間相関行列の固有値を最大化できる可能性があることを確認した結果を報告する。

2. 提案システム

図1に示すように複数の無人航空機と複数の追尾アンテナ付地上局との通信において同一周波数帯を使用し通信を行う MIMO システムを想定する。

この複数無人航空機及び追尾アンテナ付複数地上局間で構成された MIMO チャンネル特性は、航空機の位置・姿勢によって絶えず変化し、伝搬路の状況によって通信品質が悪化することがある。そのため航空機の位置・姿勢推定を用いて追尾アンテナを駆動させることで MIMO チャンネルを変化させ、対象空域の総伝送速度の最大化や、最低保証速度を向上させる。

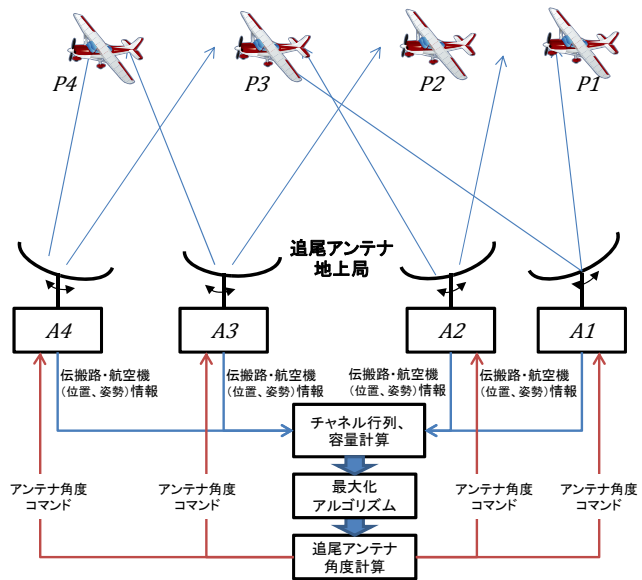


図1 提案システム

3. MIMO 技術

一般的に MIMO システムでは複数の送信アンテナからの電波を複数の受信アンテナで受ける通信システムであり、それらのアンテナ間の電波干渉は以下のチャンネル行列で表される。

$$H(l) = \begin{bmatrix} h_{11}(l) & \cdots & h_{1N_t}(l) \\ \vdots & h_{ij}(l) & \vdots \\ h_{N_r1}(l) & \cdots & h_{N_rN_t}(l) \end{bmatrix}$$

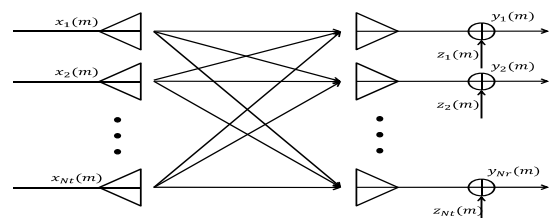


図2 MIMO システム

チャンネル行列の複素共役転置とチャンネル行列自体の積を用いて空間相関行列と定義されている。

$$R = H^H H$$

チャンネル行列の一要素 h_{ij} はボアサイト方向と航空機とのなす角度からアンテナゲインと、周波数から算出される位相 θ 、通信距離の関数である自由空間伝搬損失より算出され、追尾アンテナを操作することにより角度の関数であるアンテナゲイン、位相を変化させることができる。

4. シミュレーションによる定性確認

提案技術の実現可能性を、MATLAB を用いたシミュレーションにより確認する。

4-1 a). 航空機及び地上局の初期配置

図3に示すように4機の無人航空機と4基の地上局アンテナを配置する。ボアサイト方向に航空機が位置する場合にアンテナゲインは最大となる。初期状態において座標変換行列を用いてアンテナボアサイト方向をそれぞれの航空機に向け x 軸とする。

b). 航空機の運動

航空機の運動は、アンテナからの距離を一定に保つことで自由空間伝搬損失の変化によるチャンネル行列への影響をなくし、追尾アンテナの角度変化のみによって伝搬路の電波干渉状況を変化させるため、円上を原点から見て左右に飛行させるものとする。シミュレーションを行う航空機の運動を以下のように定義する。

Case1:P2 のみ反時計回りに円上を移動。
P1,P3,P4 は静止

Case2:P1,P3,P4 が反時計回り, P2 が時計回り

c). アンテナ

本検討では将来の実証実験の容易性を考慮し、周波数は 2.4GHz 帯、地上局追尾アンテナについては以下の式でアンテナゲインを定義する半値幅 24° のパラボラアンテナである。

なお、無人航空機は無指向性アンテナとした。

4-2. シミュレーション結果

アンテナゲインと位相の算出からチャンネル行列、空間相関行列と計算させ、その固有値を調べることで伝搬路状況の特性を把握し総伝送速度の最大化や最低保証速度を行える追尾アンテナ角度を求める。

t=50 秒のとき航空機方向にあった4基の追尾アンテナボアサイト方向を航空機以外の方向にずらす。終了時の固有値の総和と最低固有値を求めたものを図4, 5に示す。

上記結果より、ボアサイト方向を追尾対象からずらすことで固有値を変化させることができ、固有値の総和及び最低固有値を増加できる角度があることを確認した。

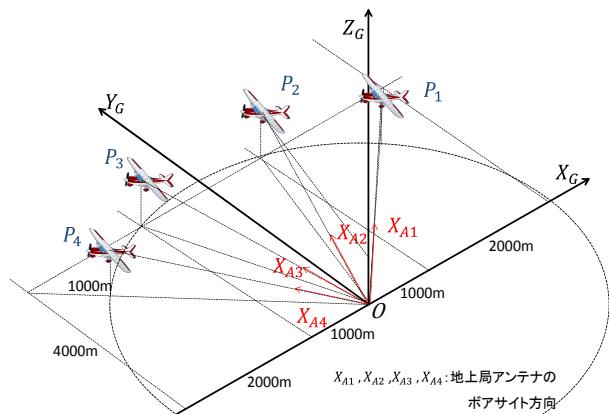


図3 追尾アンテナ地上局・航空機配置

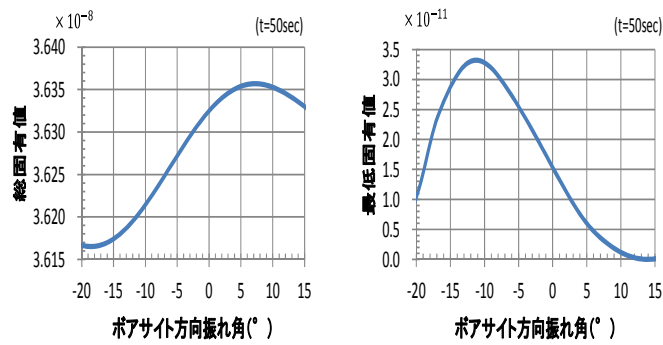


図4 case1 における固有値の変化

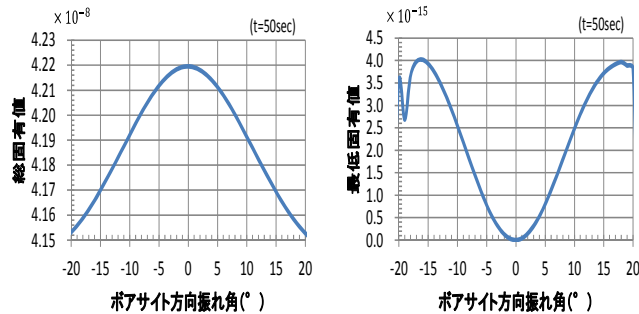


図5 case2 における固有値の変化

5. まとめ

複数無人航空機及び追尾アンテナを有する地上局間で形成される MIMO システムについて、追尾アンテナの積極的な操作により、固有値の総和あるいは最低固有値の最大化が可能であることを示した。今後は追尾アンテナをそれぞれ別々の角度に動かし固有値の変動を調べることが必要である。

参考文献

- 1) 大鐘武雄, 小川恭考, 「わかりやすい MIMO システム技術」, オーム社
- 2) 奥村善久, 進士昌明, 「移動通信の基礎」, 電子情報通信学会
- 3) Technical Notes, Antenna Models,
<http://www1.accsnet.ne.jp/~aml00731/c/STKManual/comm/CommRadarA-02.htm>

小型超音速実験機の着陸時横・方向制御系の検討

○ 上羽 正純 (もの創造系領域 教授)
 溝端 一秀 (もの創造系領域 准教授)

1. はじめに

大陸間輸送および地球周回軌道への往還輸送システムの実現には、高高度の大気中を高速で飛行するための空力、構造、推進、制御等の基盤技術の確立が不可欠である。特にそれら基盤技術は小型機を用いた実際的高速飛行試験により実証する必要がある。

本検討では、それらの実証のためのフライングテストベッドとして、マッハ2程度までの速度で飛行できる小型の無人超音速実験機の自律誘導制御系及び遠隔監視制御系のうち、横・方向の姿勢制御系を対象について、過去に実験に供したプロトタイプ機のデータを用いて、超音速機に特有のデルタ翼としたことにより発生する不安定化を解析するとともに、着陸時の高迎角における横・方向の制御性能を評価した結果を報告する。



図1 おおわし1号機外観

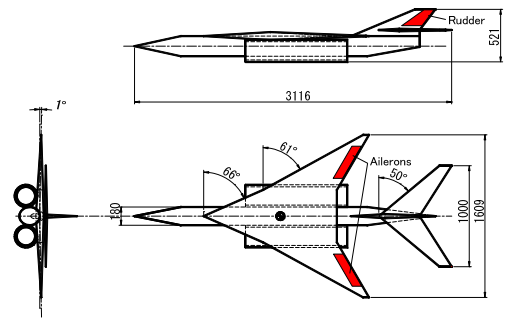


図2 おおわし1号機機体形状

● 小型無人超音速機の概要

この小型超音速飛行実験では、目標とする超音速飛行性能の達成を目指すものの、複数回の実験、実験の実施の容易性から、自力で滑走・離陸し、上昇・加速・超音速巡航を経て、自力で進入・着陸する性能を有することが重要である。従って、超音速飛行性能とともに亜音速飛行性能も重要である。

このため、超音速飛行実証を目的とする小型無人超音速機の前段階として、亜音速飛行性能の把握を目的としたプロトタイプ機^{1),2)}(図1、名称:おおわし1号機)に対して、横・方向の制御則の検討を行う。

本おおわし1号機は図2に示すように全長3.2m、翼幅1.6mで、デルタ翼を有する機体であり、表1に示すような物理特性を有する。また、風洞試験により明らかとなった空力微係数及び推算³⁾により求めた空力微係数を表2に示す。

表1 物理特性

質量(kg)	m	27.3
翼面積(m ²)	S	0.9548
慣性能率(kgm ²)	I _x	8.301
	I _z	11.13
慣性乗積(kgm ²)	I _{xz}	0.155*

(*は推算値)

表2 横・方向の無次元空力微係数

$C_{y\beta}$	-0.39015*	$C_{l\beta}$	0.0802
$C_{y\dot{\beta}}$	0.1483	$C_{l\dot{\beta}}$	0.0954*
$C_{y\delta_a}$	-0.0192*	$C_{l\delta_a}$	0.0*
$C_{y\delta_r}$	0.1870	$C_{l\delta_r}$	-0.1152*
$C_{y\dot{\delta}_a}$	0.01521	$C_{l\dot{\delta}_a}$	0.0107
$C_{y\dot{\delta}_r}$	-0.2194	$C_{l\dot{\delta}_r}$	-0.484*

空力微係数の定義は文献3、4、*は推算値)

● 横・方向運動の安定

一般に航空機においては迎角が大きい状態では横・方向系の特性は大きく変化する。特に超音速機においてはデルタ翼形状であり、低速で着陸するためには、高迎角になり不安定化しやすい。

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Y}'_{\beta} & \sin \alpha_0 & -\cos \alpha_0 & \frac{g \cos \theta_0}{V} \\ L'_{\beta} & L'_p & L'_r & 0 \\ N'_{\beta} & N'_p & N'_r & 0 \\ 0 & 1 & \tan \theta_0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix}$$

● 対象運動方程式と制御系

小型超音速実験機の着陸時の高迎角横・方向運動を解析するため、迎角を微小角近似せず、かつ、突風を考慮した(1)式で示される運動方程式⁴⁾を用いる。(β:横滑り角、p:ロール軸回り角速度、r:ヨー軸回り角速度、φ:ロール角、δa:エルロン角、δr:ラダー角、Vg: 突風速度、V: 着陸速度、θ0:ピッチ角(ノミナル)、α0:迎角(ノミナル))

$$+ \begin{bmatrix} \bar{Y}'_{\beta} \\ 0 & \bar{Y}'_{\delta r} \\ L'_{\delta a} & L'_{\delta r} \\ N'_{\delta a} & N'_{\delta r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta a \\ \delta r \\ Vg \end{bmatrix} \quad (1)$$

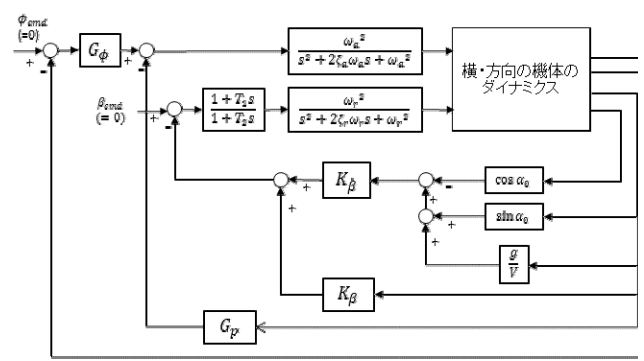


図3 横・方向の姿勢制御系 (β、φ)

制御系としては、図3に示すように着陸制御に使用されるロール角制御系を適用する。本制御系は、横滑り角βを抑えて旋回するときのコーディネーションターンの制御則をベースに、ロール角φをゼロに維持する制御である。

● 安定性解析

横・方向機体ダイナミクスを対象に図3⁵⁾に示す制御系を構成した場合、安定性の観点から必要となる下記項目の解析を行った。

①横・方向の特性方程式(伝達関数)の極

本方程式のsの2次の項はヨー安定(ヨーデパーチャー)に影響を与える。

②β/δrの伝達関数の零点

③φ/δaの伝達関数の零点

本伝達関数の分子の定数項は、エルロンの利きに影響を与え、LCDP⁶⁾(Lateral Control Departure Parameter)として指標化されている。

④2入力(δr、δa)2出力(β、φ)系の干渉係数⁷⁾

これらは迎角が影響することが運動方程式上から明らかである。さらに③については、LCDPを構成する空力微係数自

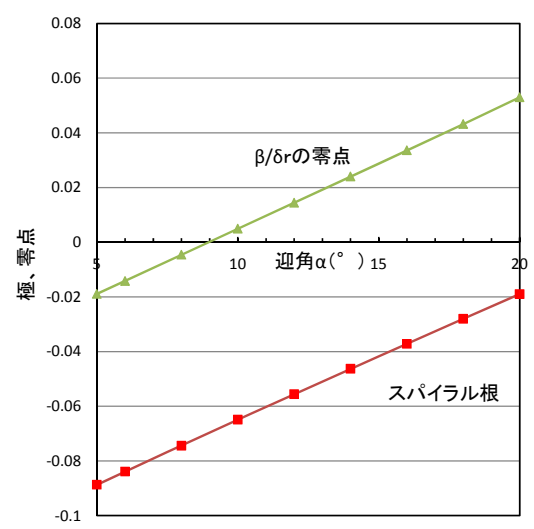


図4 迎角と極、零点の関係

表3 迎角に対する干渉指数と制御設計への影響

迎角 (°)	5	10	15	20
最大干渉指数	0.679	0.773	0.864	0.944
ゲイン余裕	4.5	4.97	5.41	5.77
位相余裕	39.7	45.5	51.2	56.3

体が迎角によって変化し、絶対量のみならず、正負に大きく影響することが知られている。高迎角でのそれら空力微係数の値は、今後の風洞試験による測定結果に委ね、ここでは、迎角によらず、空力微係数は一定とする。

また、④の干渉指数は、独立した1入力1出力系として設計する場合、更に付加すべきゲイン余裕、位相余裕の指標を与えてくれる。

迎角として、 $5^{\circ} \sim 20^{\circ}$ の範囲、着陸速度を設計値である 30m/s (時速 108km)として①～④の項目の解析結果を図4及び表1に示す。

①については想定迎角範囲では、スパイラル根がすべて負のため安定である。②については迎角 10° 以上で正となり、不安定零点に移行する。③については想定迎角範囲では、 $-0.625 \pm 2.06i$ 前後の複素根であり、安定零点である。また、④の干渉係数は、迎角に加え、対象とする周波数によって大きさが変化する。このため横滑り角制御及びロール角制御の制御帯域として $0.3 \sim 3 \text{ Hz}$ の範囲において、想定迎角範囲で計算を行った。その結果表3に示すように最大 0.9 程度であり、振幅安定の場合にはゲイン余裕として約 6dB 、位相安定の場合には位相余裕 50 数度を付加することにより、2入力2出力の独立制御が達成可能となる。

● 制御シミュレーションによる評価

前節での解析により横・方向は系としては安定であるが、迎角によっては、不安定零点が発生することが明らかになった。かつ、2入力2出力系を1入力1出力系として制御設計する必要余裕を明確となった。ここでは、図3の制御系構成を用いて、シミュレーションにより、不安定零点が発生する迎角においても時間的には安定な応答となるかどうか、必要な余裕を確保した設計の妥当性を確認する。

● シミュレーション条件

横滑り角 $\beta = 0.0^{\circ}$ 、ロール角 0.0° で着陸に向けてある迎角での飛行状態を想定する。この時、横方向から着陸速度の6分の1である 5m/s の風を機体固定座標系-Y方向に1秒間受けたとして、迎角 8.0° 、 20.0° の場合のシミュレーションを行う。前者の迎角では、 $\beta / \delta r$ は全て安定零点であり、後者の迎角では不安定零点を有する。

シミュレーション時間は、着陸時間を勘案し、 20 秒と設定した。

また、着陸時の各種迎角の変化に対応するために同一の制御器パラメータを使用することとした。

● 結果

$\beta / \delta r$ のダイナミクス、 $\phi / \delta a$ それぞれの伝達関数を用いて独立に干渉指数から導かれるゲイン余裕、位相余裕を確保した上で制御系設計を行い、それぞれ制御帯域 0.3Hz 、 3Hz となった。これら設計のパラメータを用いて前述の2種類の迎角に対するシミュレーションを行った。その結果、2種類の迎角ともほぼ同じような応答が得られた。図5に迎角 20° の場合の横滑り角及びロール角応答結果を示す。

β 、 ϕ ともに突風により最大 6° 程度まで変化するものの、その終了後 $3, 4$ 秒で安定的に収束することが確認できた。また、迎角による大きな応答の大きな相違はないことが確認された。特に不安定零点の逆応答特性は、突風終了以降の応答内に包含されているものと推測する。

● まとめ

本報告では、高迎角により不安定化しやすくなる横・方向の運動を解析し、迎角をパラメータとして過去に飛行試験を行った“おおわし1号機”の機体データを基に既存制御系で安定な制御が可能であること及び突風に対する横滑り角・ロール角変動姿勢変動角、収束時間の現状をシミュレーションにより確認できた。

現段階では、空力微係数が一部推算値であり、制御系も安定性のみを考慮した設計である。今後は、外乱を受けた時の変動姿勢角、収束時間等の目標設定を行い、それに合致する制御系の構築を行うとともに、縦方向を考慮した運動とセットにし、かつ、風洞試験により新に得られる空力微係数とそれ自体の変化による LCDP の影響も取り入れた制御系の総合評価を行う。

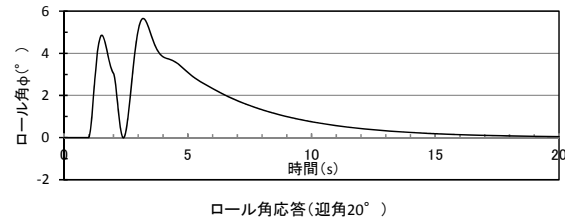
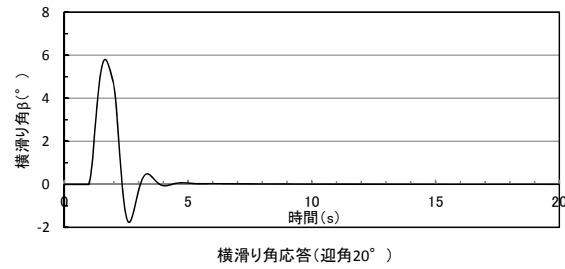


図5 突風に対する横滑り角及びロール角応答

参考文献

- 溝端、湊、吹場、東野、棚次: 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
の設計と試作、第45回飛行シンポジウム、2011.11.30-12.2、静岡
- 溝端、湊、東野、棚次: 小型超音速飛行実験機「オオワシ」の開発と予備的飛行試験、日本航空宇宙学
会北部支部講演会、JSASS-2012H014、2012.3、室蘭
- 加藤、大屋、柄沢: 航空機力学入門、東京大学出版、1982
- 片柳: 航空機の飛行力学と制御、森北出版、2007
- 片柳: 航空機の飛行制御の実際、森北出版、2011
- 塚本、矢内原、水藤: スプリットエレボンをを用いた有翼宇宙往還機の横/方向制御の検討、第41回宇宙
科学技術連合講演会、pp.1225-1226、1997
- 荒木: 周波数応答による多変数制御系設計、システムと制御チュートリアル講座、日本自動制御学会、
pp.61-80、1983

1. 研究の背景と目的

航空機の姿勢制御系ではコマンドに基づきアクチュエータが各種舵面を駆動し、所望の姿勢精度を達成する。この制御系設計では、外乱の大きさ、航空機のダイナミクスに加えてアクチュエータ単体のダイナミクスを組み入れて行うことが必須である。現在、計画している小型無人超音速実験機においては、舵面を動かすアクチュエータとしてラジコン機のサーボモータを想定している。このようなラジコン機用サーボモータはPWM方式で駆動されるが、ダイナミクスとしての伝達関数を測定した事例は報告されていない。

本研究では、舵面を動かすアクチュエータであるPWM方式に基づくサーボモータの伝達関数測定手法と測定装置の構築を目指す。

2. アクチュエータの伝達関数導出方法

2-1. 伝達関数

制御系でモータの持つ伝達関数は、入力値 $x(t)$ 、出力値を $y(t)$ のラプラス変換を用いて

$$H(j\omega) = \frac{Y(j\omega)}{X(j\omega)} \quad (1)$$

と表すことができる。

2-2. 時系列データによる伝達関数の算出

一般に、測定装置から得られるデータは時系列で表現される。また、図1に示すように、測定装置からのノイズが入力値、出力値に入ってくる。ノイズを考慮した場合の入力値と出力値は次の式になる。

$$x(t) = i(t) + u(t) \quad (2)$$

$$y(t) = o(t) + v(t) \quad (3)$$



図1 伝達関数と入出力の関係、

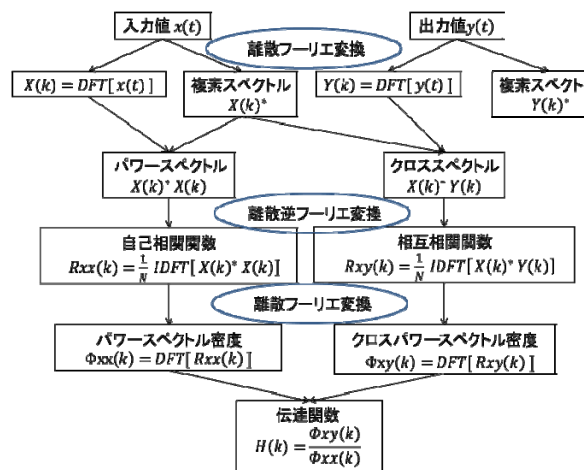


図2 伝達関数の導出方法

システムの動特性の推移問題はこのような観測値からシステムのインパルス応答あるいは周波数特性をノイズに影響されることなく推定することが必要である。この手法として有効な相関法と平均応答法のうち、相関法を用いる。相関法により、(7)式はさらに離散的に次式で表される。

$$H(k) = \frac{\Phi_{xy}(k)}{\Phi_{xx}(k)} \quad (4)$$

$H(k)$ は、周波数 k における伝達特性を示し、 $\Phi_{xy}(k)$ と $\Phi_{xy}(k)$ はそれぞれ $x(t)$ 、 $y(t)$ のクロススペクトル

密度および $x(t)$ のパワースペクトル密度である。すなわち、入出力間のクロススペクトル密度と入力のパワースペクトル密度の比をとれば、ノイズに影響されずに、周波数伝達特性が求められる。この場合には入力 $x(t)$ に対する制限はない。したがって、稼働中のシステムの入出力信号をそのまま使うことができる。

時系データから伝達関数を求めるためにはさらに、以下の処理を行う。^{1) 2) 3)} (図 2)

ここで、DFT[]は離散フーリエ変換を、IDFT[]は離散逆フーリエ変換を示す。また、 $X(k)^*$ は $X(k)$ の共役複素スペクトルである。Fig.3にあるように自己相関関数と相互相関関数を導くことでその値をフーリエ変換したパワースペクトル密度、クロススペクトル密度を用いて、(4)の式に示すように比を取ると伝達関数を導出できる。

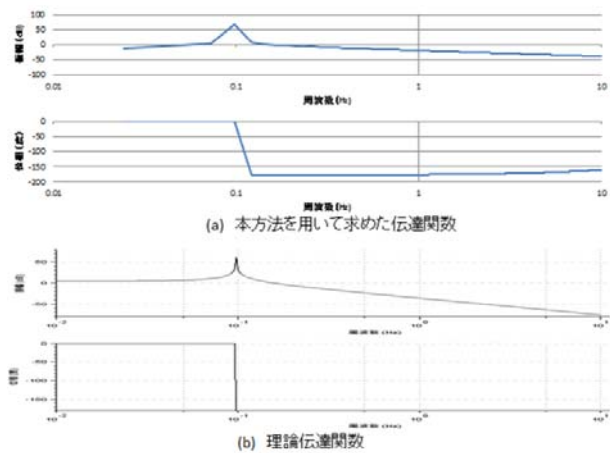


図3 (a) スペクトル密度関数より求めた伝達関数
(b)理論伝達関数

2-3. 検証

伝達関数がそれぞれ既知の入力系列と出力系列より、本方法を用いて、伝達関数を求める。正しい伝達関数は、上記出力系列の周波数要素と上記入力系列の周波数要素で割ったものになることを確認する。

入力値を単位インパルス、出力値を正弦波と仮定する。

$$\text{入力値 } x(t) = \delta(t) \begin{cases} 1 & t = 0 \\ 0 & t \neq 0 \end{cases} \quad (5)$$

$$\text{出力値 } y(t) = \sin\left(4 \times \frac{2\pi}{40.96} t\right) \quad (6)$$

図 3(a) のボード線図は前者の伝達関数を、図 3(b) ボード線図は後者の伝達関数を示したものである。両グラフを見ると、ほぼ一致しており、本手法が正しいことが確認された。

3. 測定系の構築

前述の手法を用いてサーボモータの伝達関数を求めるには、サーボモータの入力値、出力値を知る必要がある。そのため、測定装置を構築した(図 4)。サーボモータ s3003(Futaba社)とポテンシオメータ(東京コスモ社)の軸同士をカップリングで結合されており、プログラム駆動によりサーボモーターをパソコンからのD/A変換器を通して与えたコマンド電圧により回転させるとともに、ポテンシオメータに

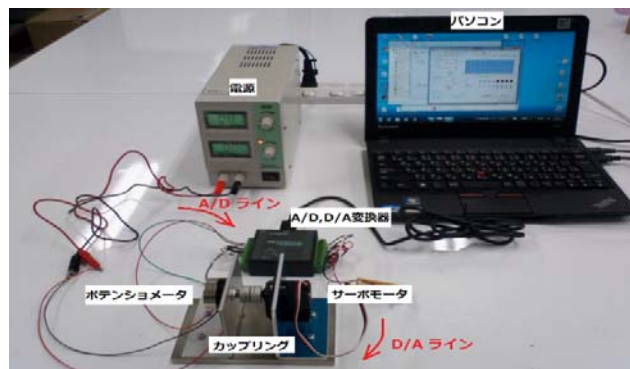


図 4 測定装置

て回転角度を A/D 変換器より電圧として測定する。回転コマンドはPWM方式に基づいて与える。

4. まとめ

小型超音速無人実験機制御用アクチュエータであるサーボモータの伝達関数導出方法を明確にし、測定装置を構築した。今後は、本測定装置を用いてPWM方式での駆動コマンドを発生させるプログラムを組み込、測定により伝達関数を求める。

参考文献

- 1) 森下 巖,小畑 秀文,「信号処理」, 社団法人計測自動制御学会
- 2) 城戸 健一,「デジタルフーリエ解析 I - 基礎編 -」, 日本音響学会,コロナ社
- 3) 城戸 健一,「デジタルフーリエ解析 II - 応用編 -」, 日本音響学会,コロナ社

誘導制御及び遠隔監視制御回路の開発

上羽 正純 (もの創造系領域 教授)

1. はじめに

誘導制御システムは、無人機を飛行させるために必須のサブシステムである。ハードウェアとして実現する必要がある。ここでは、その要となる誘導制御及び遠隔監視制御回路の開発方針及び各機器とのI/F条件を示すとともに、それに基づいて開発した回路を報告する。

2. 開発の基本方針

図1のような構成の誘導制御系及び遠隔監視制御系を構築する。この場合、まず、コアとなる誘導制御回路及び遠隔監視制御回路との入出力を行う各種機器との接続のための信号I/Fが重要である。

センサ及びアクチュエータ、無線通信モジュールは市販品を使用するため、その信号I/Fに合わせる。また、市販品を使わずに特注とする機器については、現時点

で I/F が未定の場合は、誘導制御システムにおいて決定する。回路構築に使用する制御回路は、市販のマイコンボードを使用するため、問題のない範囲で、信号 I/F を可能な限り揃えるものとした。従って、必要な信号形式と数を有するマイコンボードを用意し、入出力信号を扱うソフトウェア開発を主体とする。

3. 回路の信号I/F条件

対象とする回路は各種機器との接続を行い、所定の動作をすることが求められている。そのための信号I/Fについて検討・決定した。

① 誘導制御系

誘導制御回路としては、図1に示すようにセンサ(INS/GPS、ADS)からの信号が入力、アクチュエータ(舵面操舵サーボモータ、プロペラ駆動用電動モータ、ジェットエンジン)、データ集約装置からの入出力信号が存在する。これらについて、別紙表1のように信号 I/F を決定した。

② 遠隔監視制御

遠隔監視制御回路としては、図1に示すように、誘導制御回路とは独立に各種機器の状況を示す信号を取得して、無線通信装置を経由して、地上に送信あるいは、地上から送信されたコマンドを制御回路等に伝達する。各種機器の信号のうち、センサとしては、INS/GPS、ADS、及びアクチュエータの状況を把握する舵面操舵サーボモータの回転角、プロペラ駆動用電動モータあるいはジェットエンジンの回転

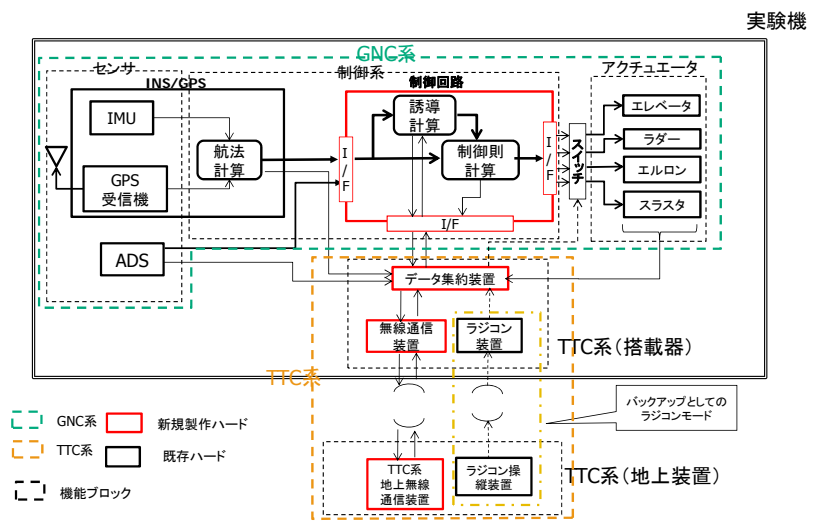


図1 誘導制御及び遠隔監視制御系構成

数・温度等を取得する。また、制御則に基づいて計算された上記アクチュエータへのコマンドも合わせて取得する。地上からは、ラジコン操縦と自動操縦の切替コマンドを無線通信装置を介して受信し、切替リレー等へ伝達する。これらの信号I/Fを別紙表2のように決定した。

4. 製作回路

前節での決定した信号I/F条件に基づいて、ハンドリングの容易性、機能性を重視して誘導制御回路と遠隔監視制御回路とを一体化したA型誘導制御回路(図2)と、誘導制御回路と遠隔監視制御回路を分離し、性能及び実装性を重視したB型誘導制御回路(図3)回路の2種類を製作した。

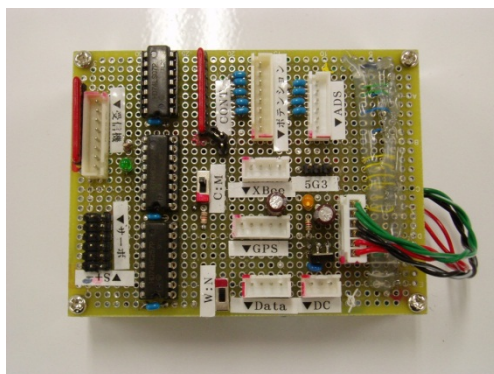
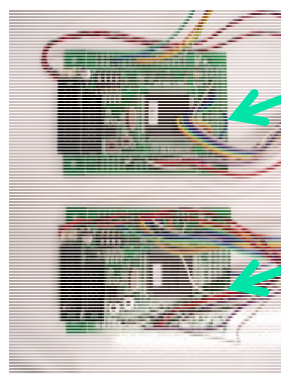


図2 A型誘導制御回路



誘導制御
回路

遠隔監視
制御回路

図3 B型誘導制御回路

5. まとめ

実験機搭載用機器の信号 I/F より、誘導制御システム内の誘導制御回路、遠隔監視制御回路の信号 I/F を決定し、これに基づいて制御回路を製作した。今後は、誘導制御回路に設計制御則を実装し、機体への組み入れ・調整ののち、自律飛行実験を目指す。

別紙

表 1 GNC 系制御回路における入出力信号 I/F

センサからの入力信号				
装置名	種類	信号形式	チャンネル数	備考
INS/GPS	加速度 (3 軸)	RS232C (SCI)	1	速度 : 115.2kbps センサ出力 : 10ms
	角速度 (3 軸)			
	速度 (3 軸)			
	姿勢角 (3 種)			
	位置 (3 軸)			
	時刻 (1)			
ADS	対気速度 (3 軸)	アナログ電圧 (0~5V)	4	
アクチュエータへの出力信号				
アクチュエータ名		コマンド信号 形式	必要 チャンネル数	備考
エレベーター		PWM	2	
エルロン		同上	2	
フラップ		同上	2	
ラダー		同上	1	
電動モータ		同上	1	共用 1 c h。
ジェットエンジン		同上	1	
データ集約装置への出力信号				
対象データ		通信形式	必要チャンネル数	備考
センサデータ		同期通信	1ch (データは、同期 通信の信号フォーマ ットに収納)	・電動モータ・ジェット エンジンへのコマンドは 共用
・制御則計算によるアクチュエ ータへのコマンド等				
データ集約装置からの入力信号				
コマンドの種類		通信形式	必要チャンネル数	備考
飛行モード切替等		同期通信	1ch (データは、同期 通信の信号フォーマ ットに収納)	

表2 TTC系データ集約装置における入出力信号 I/F

センサからの入力信号				
装置名	種類	信号形式	チャンネル数	備考
INS/GPS	加速度 (3 軸)	RS232C (SCI)	1	速度 : 115.2kbps センサ出力 : 10ms
	角速度 (3 軸)			
	速度 (3 軸)			
	姿勢角 (3 種)			
	位置 (3 軸)			
	時刻 (1)			
ADS	対気速度 (3 軸)	アナログ電圧 (0~5V)	4	
アクチュエータからの入力信号				
アクチュエータ名	種類	信号形式	チャンネル数	備考
エレベーター	舵角	アナログ電圧 (0~5V)	2	
エルロン	同上	同上	2	
フラップ	同上	同上	2	
ラダー	同上	同上	1	
電動モータ	回転数	同上	1	
ジェットエンジン	回転数	同上	1	電動モータ、ジェット エンジンの回転数用 Ch は共用
	温度	同上	1	
制御回路からの入力信号				
対象データ		通信形式	チャンネル数	備考
センサデータ		同期通信	1ch (データ収納方法は、 同期通信信号フォーマットに依存)	・電動モータ・ジェッ トエンジンマンドは 共用
アクチュエータへのコマンド				
ラジコン受信機からの入力信号				
装置名	信号形式	チャンネル数	備考	
プロポ	PWM	4		
制御回路への出力信号				
コマンドの種類	データ形式	チャンネル数	備考	
飛行モード切替等	同期通信	1ch (データ同期通信信 号フォーマットに格納)		
リレーへの出力信号				
種類	信号形式	チャンネル数	備考	
ラジコン⇄自動操縦切替	ON-OFF	1		
無線通信装置との I/F				
装置名	信号形式	チャンネル数	備考	
無線通信装置	UART	1		

中型超音速風洞の気流特性—その2

○ 高木 正平（航空宇宙機システム研究センター 教授）

高田 晃輔（航空宇宙システム工学専攻 M2）

1. はじめに

2011 年度に引き続いて超音速風洞の測定部における気流評価を継続している。特に、本風洞は大気を吸入するために気流特性は大気湿度の影響を受けることから、湿度に対する気流の変動強度や変動特性との相関を把握することを目的としている。測定部主流の気流を評価するために、前回と同様に 10 度円錐模型に埋め込んだ非定常圧力センサーを用いて静圧変動を計測する。また測定部の凝縮濃度は主流直角から微小径のレーザー光を透過させ、凝縮によるレーザー光の散乱による受光特性から評価する。境界層遷移は主流変動に極めて敏感であることは周知である。たとえば、三次元境界層を層流から乱流に導く横流れ不安定から、定在モードと進行波モードの二種類が成長するが、特に前者は気流変動に敏感であることが知られており、この性質を利用して気流変動のレベルを示す指標とする。そのために後退円柱表面に発達する三次元境界層の遷移過程で成長する横流れ定在モードを可視化した結果も併せて報告する。

2. 実験装置

2.1 超音速風洞

今回の気流評価はマッハ数 2 の超音速ノズル測定部で実施した。測定部の断面は幅並びに高さは 400mm の正方形で、その下流の模型保持機構に円錐模型あるいは斜め円柱模型を設置した。詳細は、2011 年度年次報告書を参照のこと。

2.2 円錐模型と後退円柱模型

測定部気流の静圧変動は全長 250mm の 10 度円錐模型の先端から 120mm の位置に開けた直径 0.5mm の静圧孔の下に埋め込んだ Kulite 圧力センサーで計測した。周波数特性は 30kHz まで平坦である。

三次元境界層遷移の試験には、図 1 に示すようにステンレス製の直径 40mm、軸長 500mm の円柱模型を主流に対して 60 度の後退角を持たせ、中央部を保持して鉛直面内に設置した。模型先端と後端はいずれも流れに対して平行に切り落とした。横流れ不安定に起因して成長する定在モードの縦渦列はオイルフロー法を用いて円柱表面の可視化を行った。通風中にはビデオカメラで、また通風後は静止画像を取得した。

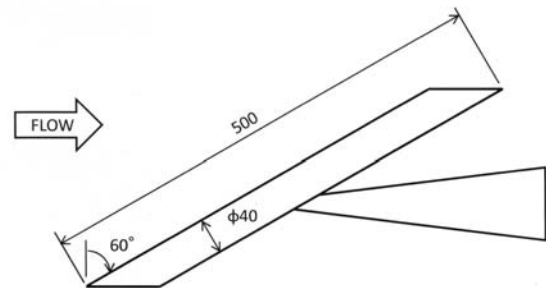


図 1 斜め円柱模型

2.3 凝縮濃度計測と絶対湿度の算出

大気湿度が高ければ超音速ノズルで水蒸気の凝縮が発生し、気流は白濁し目視でも十分確認で

きる場合もある。このような凝縮した微小な氷の粒は光を散乱することから、測定部の外部から主流直角に中心波長が 650nm の講演用赤色レーザーポインタ光を放射し、その透過光を浜松ホトニクス社の 970nm に最大感度をもつシリコン系 PIN フォトダイオード S6775 で受光することで、レーザー光の減衰率から凝縮濃度の評価が可能となる。また、大気の高湿度の場合には、超音速スロート近傍で自励的な凝縮衝撃波の発生から変動が生ずることが知られていることから、ダイオード出力の時間変動にも着目した。大気の相対湿度[%]から絶対湿度[g/m³]の換算は、文献 1 を参照した。なお、以降絶対湿度と相対湿度をそれぞれ AH と RH と略記することとし、AH3.1 は絶対湿度 3.1[g/m³]、RH50 は相対湿度 50%を意味する。

3. 評価結果

3.1 静圧変動特性

絶対湿度・相対湿度に対する静圧変動波形を図 2a に、またこれらの波形を周波数分析した結果を図 2b に、図 2c は絶対湿度が最も高いケースにおいて静圧変動とレーザー透過光の周波数分析結果を比較する。絶対湿度が最も低い AH1.9 では、静圧の変動は最も小さく、その実効値は動圧に対して 0.1%以下であり、一般に静粛な超音速流とみなせる。一方最も高い AH8.9 では静圧変動波形に水蒸気の凝縮による自励振動が観察され、図 2c からレーザー透過光との強い相関が確認できる。振動の全振幅は 1kPa 程度で、総圧に対して 1%に相当しているが、動圧に対する実効値は 0.3%以下を確認している。

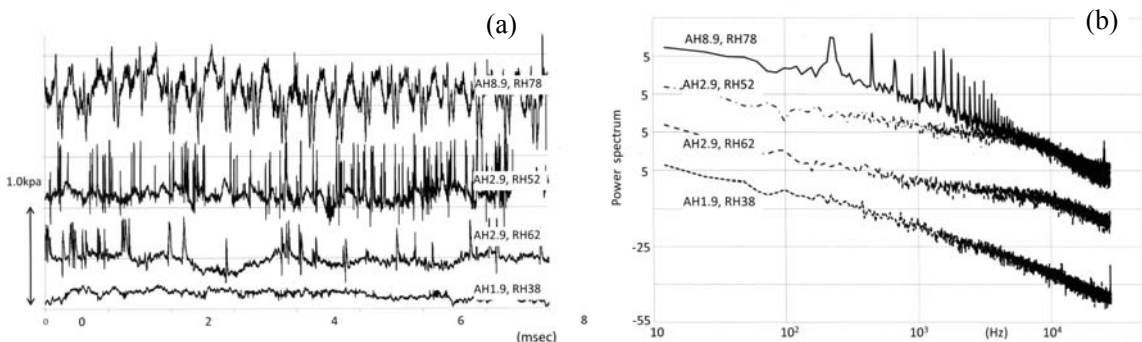
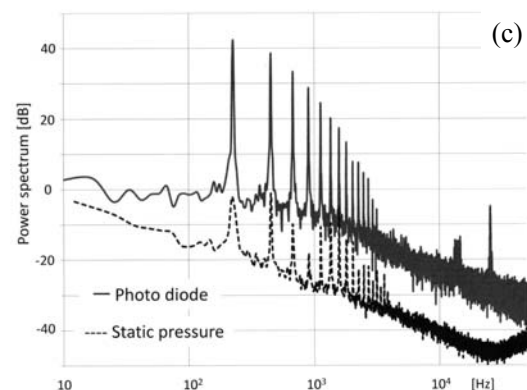


図 2. 絶対湿度・相対湿度に対する静圧変動、(a) 時間変動波形の比較、(b) 時間変動スペクトルの比較、(c) 静圧変動波形とレーザー透過光変動波形のスペクトルの比較

さて、絶対湿度が AH2.9 の 2つの条件では相対湿度が異なり、波形には際立つ凝縮自励は観察されない。しかしいずれの場合も低周波静圧変動にパルス状信号が重畳し、相対湿度が小さい場合の方がむしろ発生頻度は高い。このようなパルス状信号は今回初めて検出されたもので、その発生原因究明については今後の課題である。



3.2 境界層の可視化

三次元境界層遷移は外乱に敏感である。気流の変動が小さい場合には、線形安定理論から予測される微小な変動から遷移は開始され、線形増幅成長を経て最終的には乱流へ至る。しかし、変動レベルが大きい場合には、微小変動成長過程とは異なる遷移過程、一般にはバイパス遷移と呼ばれる遷移過程をたどることが知られている。三次元境界層の初期過程では、気流の変動が小さい場合には、模型にほぼ固定された縦渦の成長が観察されるはずである。逆に変動が大きいと、縦渦が観察されないであろう。このような想定の下で三次元境界層が形成される斜め円柱模型の表面をオイルフロー法で可視化した。その結果を図3と図4に示す。図3aはAH2.6条件で取得した可視化画像で、多数の筋状の痕跡が観察され、画像データを周波数分析した縦渦の波長(図3b)やその傾きを線形安定解析結果と比較したところ、境界層の不安定から成長した縦渦であることが同定された。一方、AH6.9の高い湿度条件では、通風初期に弱いながらも筋状の痕跡が観察されるけれども、その後次第に痕跡は弱まり消滅した。この結果から判断すると、境界層はバイパス遷移を経ている可能性が高い。

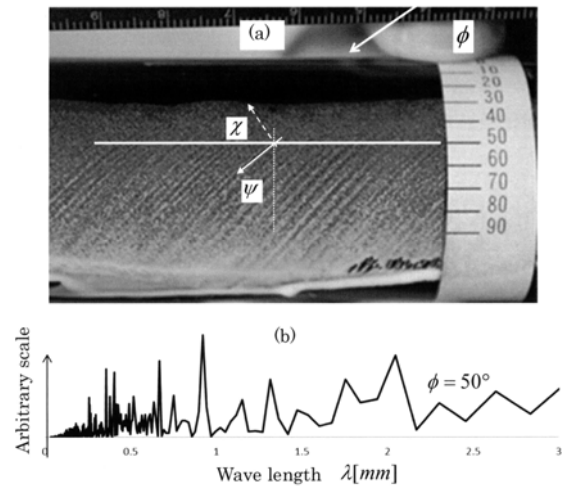


図3 定在型モードの確認、(a)オイルフロー法による可視化、(b)可視化画像の白線に沿う空間スペクトル

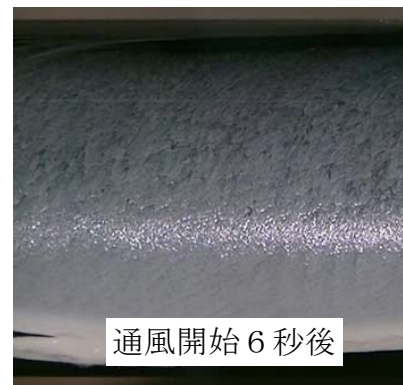
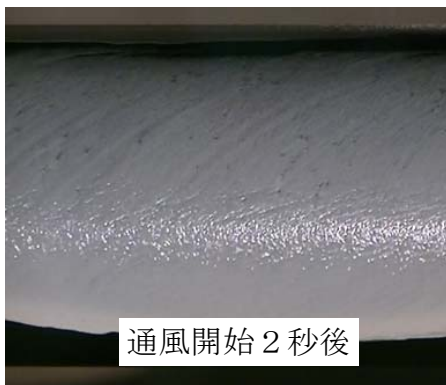


図4 絶対湿度が $6.9[\text{g}/\text{cm}^3]$ における斜め円柱模型表面に沿う可視化画像

4.今後の計画

湿度がある範囲で低周波静圧変動に重畳するパルス状信号の由来を追跡する必要がある。空気中の水蒸気は超音速スロートを通過する際膨張のため凝縮するが、円錐先端に形成される斜め衝撃波を通過する際再度氷の微粒子は微小水滴に相変化するであろう。この相変化は熱の吸収を伴うことから、吸熱反応の結果として静圧の上昇を伴う。この推測を確認するための実験として非定常圧力センサー近傍に高速に応答する温度計を配置し、圧力変動と温度変動の同時計測から裏付けデータを取得する予定である。

参考文献

1. 第一科学、湿度の計算：<http://www.daiichi-kagaku.co.jp/situdo/notes/note108.html>

高速走行軌道実験設備の研究開発

- 中田 大将 (航空宇宙機システム研究センター 特任助教)
 - 西根 賢治 (航空宇宙工学専攻 M2)
 - 立桶 薫 (機械航空創造系学科 4年)
 - ムハマド ナビル (機械航空創造系学科 4年)
 - 東野 和幸 (航空宇宙機システム研究センター 教授)
 - 棚次 亘弘 (航空宇宙機システム研究センター長 特任教授)
-

1. 概要

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繰り返し安全に高速度環境を作り出すことの出来る高速走行軌道実験設備の基盤研究を進めている[1-6]. 2012 年度は民間企業との共同研究により高加速度・高速度に耐える台車を製作し, 時速 405 km での走行を達成した[6]. この他, 機上搭載天秤の実証[1-3, 5]およびハイブリッドロケットに関する着火遅れ特性の基礎研究[4]を行ったのでその概要について述べる.

2. 高加速度・高速度に耐える台車の製作と実証

2011 年度に定められた設計仕様に基づき, 図1に示すような新スレッド RS702 を製作した. この台車はアルミ合金 A6063-T5 を主材として用い, スチール製で作られた従来のものよりも軽量である. 耐 G についてもこれまでよりも大きな加速度に耐えるよう設計されている. 部材の交換が容易に行えるよう溶接構造からガセットプレートボルト留め構造へ変更しており, ハードロックナットを使用して接合されている. 図 2 に示すような静荷重試験を経て 3 度の走行実証を行い, 予め計算された走行プロファイルに従って安全に停止した. 最高速度は 405 km であり最大減速 G は 7G であった.



図1 RS702 型走行スレッド. アルミ合金製で全重量は 72 kg(データロガー, 推進装置除く).

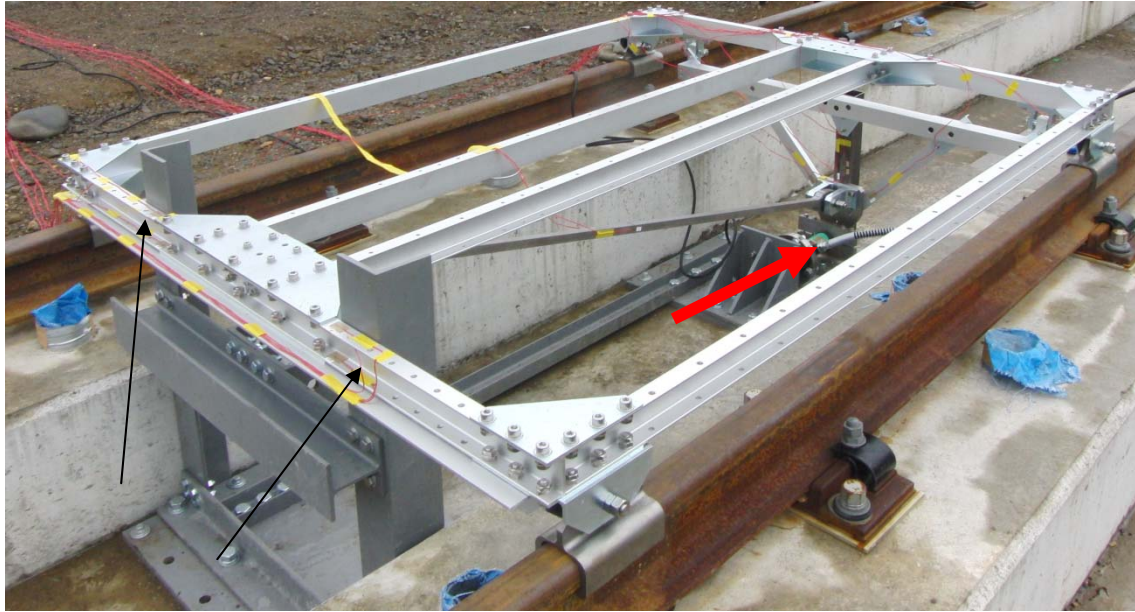


図2: 静荷重試験概要 (赤い矢印が荷重作用線. 黒い矢印が拘束点である)

3. 加速度補償型空力測定天秤の実証

大きな加速度がかかるスレッド上での空気力学測定では加速度に耐える秤量のロードセルを用いなければならない。測定精度の悪化要因となる。このため、機上での加速度をカウンターウェイトによってキャンセルし、空気力に見合うサイズのロードセルを使用できる加速度補償型空力測定天秤(図3)の研究開発を2010年度より進めている。2012年度には車載での実証も取り入れ、平行平板及びAGARD-B模型により多くのデータを取得した。平行平板を用いたデータの例を図4に示す。スレッド上は強い振動環境にあり、スティングの固有振動数での共振が確認された(図5)

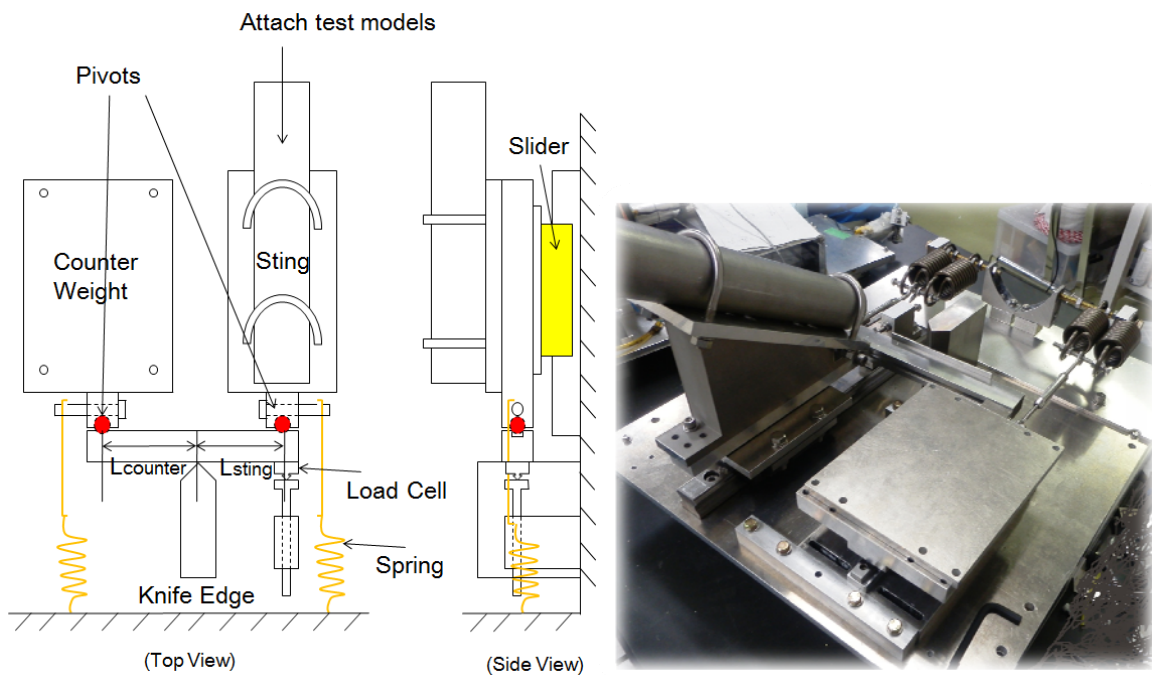


図3: 加速度補償型天秤の内部構造

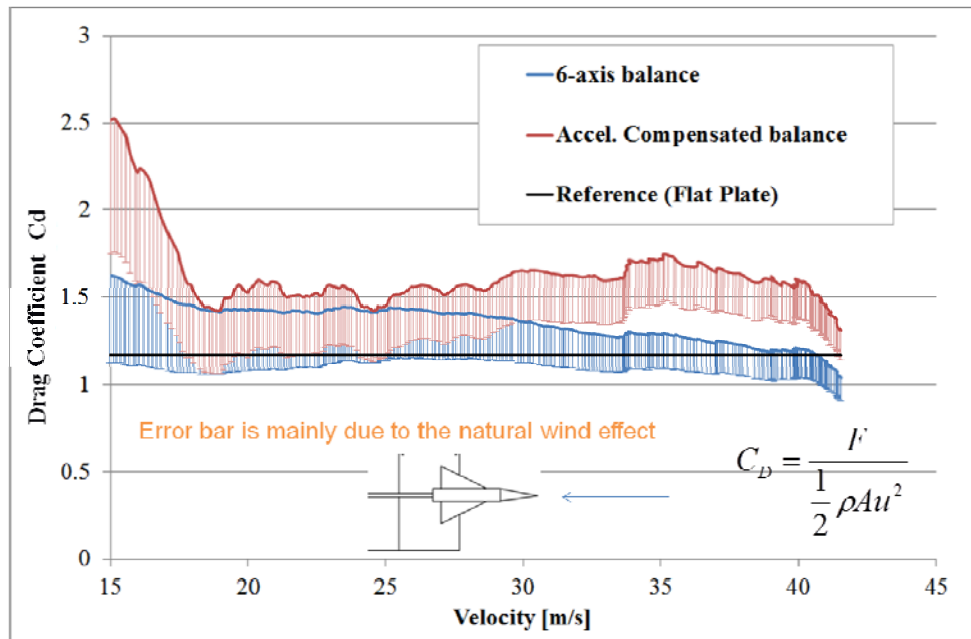


図4: 機上空力測定天秤で得られた平行平板の速度＝抗力係数の関係

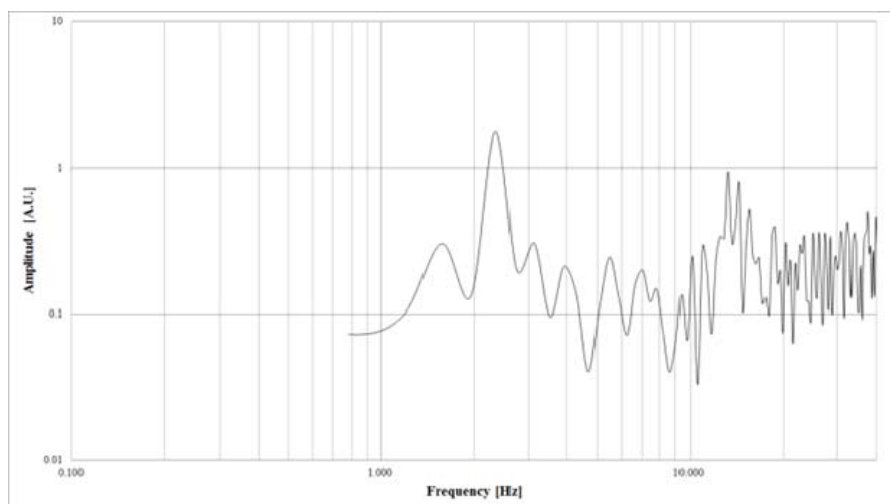


図5: 機上空力測定天秤における振動成分の FFT 解析結果

4. ハイブリッドロケット着火遅れ特性の解明

推進装置としてクラスター化されたハイブリッドロケットを用いているが、図6に示すようなスタート時の着火のばらつきは予測された走行プロファイルからのズレを招く要因となる。これを解消するため、着火のばらつきを低減するための着火特性解明のための基礎実験を進めている。図7に示すような実験装置を用い、高速度カメラ・燃焼室圧の双方のデータから図8に示すようなt1, t2, t3のばらつき及び条件依存性を調べた。ここでt1: 通電スイッチ ON から固体点火薬発火までの時間、t2: 固体点火薬発火からグレーンの一部へ引火するまでの時間、t3: 内圧がアレニウス則により加速度的上昇を伴うフェーズから、一定の後退速度へと遷移する変曲点に達するまでの時間である。t1についてはおよそ数 ms 程度でありt2, t3よりも十分に短く無視できる。t2 についてはグリスを塗布するなど、引火点を下げることにより短縮できる可能

性が示された. t_3 については点火時に用いられるガス酸素の流量に大きく依存し, クラスタ本数を多くした場合には可能な限り酸素ガスの供給量も増やすべきであることが示された.



図6: 加速用ハイブリッドロケット4本クラスタ時の着火ばらつきの様子 (左端から右端まで 0.5 秒)

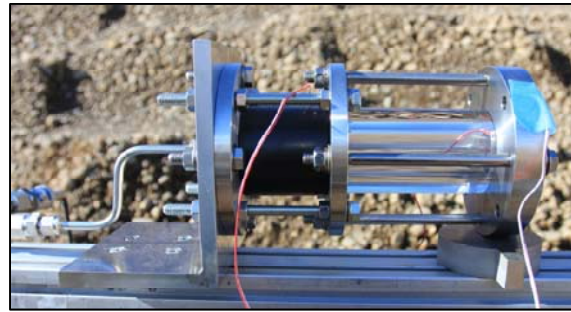


図7: ハイブリッドロケット着火遅れ特性確認実験リグ

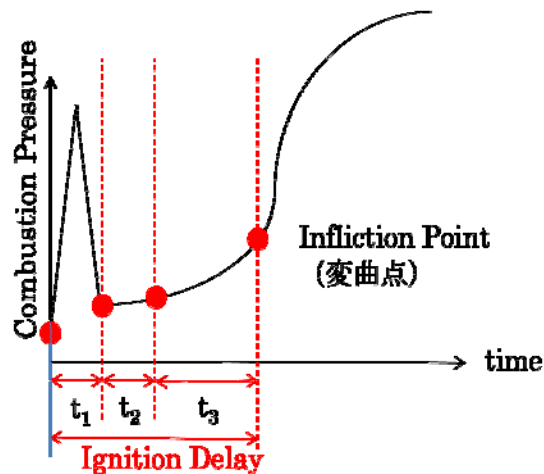


図8: ハイブリッドロケット着火遅れフェーズの分類 (t_1 , t_2 , t_3)

5. おわりに

高速度・高加速度に耐える新規スレドの設計と機上搭載天秤の実証, およびハイブリッドロケット着火特性に関する基礎研究を行った. データの詳細, 対外発表などについては参考文献を参照されたい.

参考文献

- [1] D. Nakata, K. Nishine, K. Tateoke, K. Higashino, N. Tanatsugu, “Aerodynamic Measurement on the High Speed Test Track,” 29th International Symposium on Space Technology and Science, Jun. 2-9, Nagoya, Japan
- [2] 西根賢治, ”高速軌道装置における空力特性計測システムに関する研究”, 平成24年度室蘭工業大学 修士論文
- [3] 立桶 薫, ”高速軌道走行実験用空力測定天秤の精度向上に関する研究”, 平成 24 年度室蘭工業大学 卒業論文
- [4] ムハマド ナビル, ”ハイブリッドロケットの着火遅れに関する研究”, 平成 24 年度室蘭工業大学 卒業論文
- [5] 西根賢治, 他, “ロケットスレッドを用いた飛翔体の空力測定,”HASTIC 学術講演会 2013
- [6] 室工大 B038, 高加速度環境下における高速走行軌道実験の実施

発表論文

2012 年度

査読付き論文

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

===== (投稿・審査中) =====

- [9] Takagi, S., N. Itoh and Nishizawa, A.: “Dispersive Disturbances due to Cross-Flow and Streamline-Curvature Instabilities in 3-D Boundary Layers”, AIAA J, (submitted on 20 June, 2011), in review.
- [10] 塚野 徹(室蘭工業大学大学院)、棚次亘弘、杉岡正敏、東野和幸 (室蘭工業大学)「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」、日本航空宇宙学会論文集 審査中

国際会議発表論文

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

国内学会発表論文

- [1] 岩井達也, 似鳥 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)
- [2] 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.
- [3] 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)
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] 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.
- [7] 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.
- [8] 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.
- [9] 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

- [10] 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.
- [11] 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.
- [12] 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.
- [13] 江上郁雄(HASTIC)、棚次亘弘、秋葉鎌二郎(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
- [14] 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HASTI学術講演会、北大、2013年2月22日.
- [15] 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.
- [16] 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 Al/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.
- [17] 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.
- [18] 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.
- [19] 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.
- [20] 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.
- [21] 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
- [22] 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

2005～2011 年度

査読付き論文

- [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ア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,「グラファ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,pp 803-808, 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

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 Kkimura, 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 (student セッションのため単著)
- [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, Goteburg, 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

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超音速機の試作」, 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, 神津重実, 「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ア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)「EF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ーダ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、「インフレーター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:「宇宙インフレーション構造の宇宙実証-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的设计, 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的设计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ション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, 似鳥透: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エーブ研究会、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, 「羹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 鎌二郎(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^o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 Al/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^o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).

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」

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 年次報告書 2012

2013 年 7 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: tana@mmm.muroran-it.ac.jp

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