

Muroran Institute of Technology
Aerospace Plane Research Center
Annual Report 2011

年次報告書2011



2012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

実践的な研究の充実と試験設備の高度化を推進

センター長 棚次亘弘

平成20年度から文科省の概算要求による特別教育研究経費（研究推進：H20～21）および特別経費（プロジェクト：H22～23）によって、当該研究センターの研究・教育活動が運営されてきました。当初の概算要求では、平成24年度までの5カ年間で事業を完了する計画でしたが、最終年度を迎えるに当たり、一般経費への組み替えを申請し認められましたので、更に継続して当該計画を推進することができることになりました。これに伴い少し長期的な観点から計画を見直し、着実に発展させる予定です。

研究センターの主な研究プロジェクトは、小型無人超音速実験機およびその推進エンジン、高速走行軌道試験設備の能力と機能の高度化です。また、これらのプロジェクトを推進するための基盤技術に関する研究（推進燃料、飛行制御、空力制御、構造解析、等）を並行して進めています。

小型無人超音速実験機（全長：約 3m）のプロトタイプの飛行試験を昨年度と同様に実施しましたが、白老滑空場から離陸し、上昇・右旋回する過程で墜落する結果になりました。詳細なデータ解析と分析の結果、前年度の飛行に比べて右ロール角が非常に大きくなり、これによって揚力の上向き成分が不足し、降下・墜落したものと推定しています。詳細については、本報告書の「小型超音速飛行実験機プロトタイプの飛行試験」の項を参照してください。飛行実験は無線操縦によって行っており、この種の無人実験機の無線操縦に経験豊かな民間企業に操縦を依頼しましたが、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改めて知る結果になりました。今後は、オンボードの全自動操縦を行う方向で研究を進めることにしました。

推進エンジンについては、従来から進めてきた軸流反転ファン式ジェットエンジンの反転ファンの特性を解明するためサブスケールのファンを製作し、試験設備を整備して試験を実施できる状態になりました。また、実際に超音速飛行実験に供するエアーターボラムジェットエンジンの設計を完了し、主要コンポーネントの一部を製作し、平成24年度には、残りのコンポーネントを製作し、回転試験を行う予定です。

フルサイズの高速走行軌道設備は国内唯一のものであり、これを学外研究機関に共用することを目的として、試験の効率化、能力と信頼性・安全性の向上を図るため、走行台車と計測系等の付帯設備を充実しました。民間企業との具体的な共同研究も予定しています。また、この走行スレッドに大型機体模型を搭載し、その空力特性を計測するための天秤を試作し、走行実験を実施しました。

以上のような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を行いましたので、詳細は本報告書の各項を参照してください。

他大学（東京大学、東京都市大学）や学外研究開発機関（JAXA、KHI）との共同研究も実施しました。昨年度までに実施した（株）IHI との共同研究（試験）に参加しました博士後期課程の学生が、博士の学位を取得し、同社に就職しました。今後も、民間企業との共同研究を通して、大学院学生のキャリアパスに繋げていく所存です。

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関連施設リンク「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－基本インフラの整備完了、本格的な研究開発の推進

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	1
連携および共同研究	4
講演等の啓蒙活動の概要および見学者	6

研究成果の概要

[機体関連]

小型超音速飛行実験機プロトタイプの飛行試験	8
第二世代小型超音速飛行実験機の空力設計と空力評価	17
超音速機のヨーイング制御に向けた主翼前縁境界層の基本特性把握	21
小型無人超音速実験機の複合材機体構造概念検討	24
小型無人超音速実験機の構造の空力加熱モデル計算	30
小型無人超音速実験機の簡易型衝撃吸収脚検討	32
小型無人超音速機向け誘導制御システムの研究	34
非定常運動するデルタ翼の低速空力特性	37
小規模飛行試小規模飛行試験にもとづくパラフォイルの飛行特性解析	40

[エンジン関連]

ガスジェネレータサイクル・エア・ターボラムジェットエンジンの設計と製作	44
反転軸流ファン試験装置の設計及び設置	46
水素製造に適した AI 合金の選択及び AI 合金の持つ基礎パラメータの取得	48
廃棄 AI 合金を用いた水素製造実験および評価	51
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－特にシクロヘキサンについて－	54
触媒を用いたメチルシクロヘキサン(MCH)の反応評価	57
バイオエタノール分解特性・コーキング実験(その 2)	60
バイオエタノール(BE)材料適合性実験	63

[試験設備関連]

大気吸い込み超音速風洞の気流評価－湿度の効果について－	66
高速走行軌道装置に関する基盤技術研究	70
スレッドの高速化に関する研究	75

[その他]

電気負荷変動による宇宙用スターリングサイクル発電機の発電特性	80
--------------------------------------	----

発表論文	83
2011年度 査読付き論文	83
国際会議発表論文	
国内学会発表論文	
2005～2010年度 査読付き論文	89
国際会議発表論文	
国内学会発表論文	

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

概算要求によって、平成20年度から5年計画で、特別経費(プロジェクト分)で当研究センターの運営が行われており、この経費で認められている人件費を活用して教員を採用している。また、定年退職した教授2名を特任教授としてし、引き続いて研究センターの研究、運営業務を担当する。高速走行軌道設備の整備と関連研究を担当する特任助教1名を採用した。

以下の表に平成23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. フルサイズ的高速走行軌道試験設備の整備・拡充

高速走行軌道実験設備の効率良い運用と長期的な信頼性および安全性を確保する観点から重点的な整備を行なった。これによって、国内唯一の当該設備を学外に共用できるようになった。

2.1 整地工事

スタート地点周辺およびゴール地点周辺は平坦な領域が狭く、効率的な運用に支障があった。このため、白老町からの借地面積を増大すると共に、傾斜面を整地し車が転回できる程度のスペース(スタート地点では10×10m程度)を確保した。図1はスタート地点周囲の施工図である。

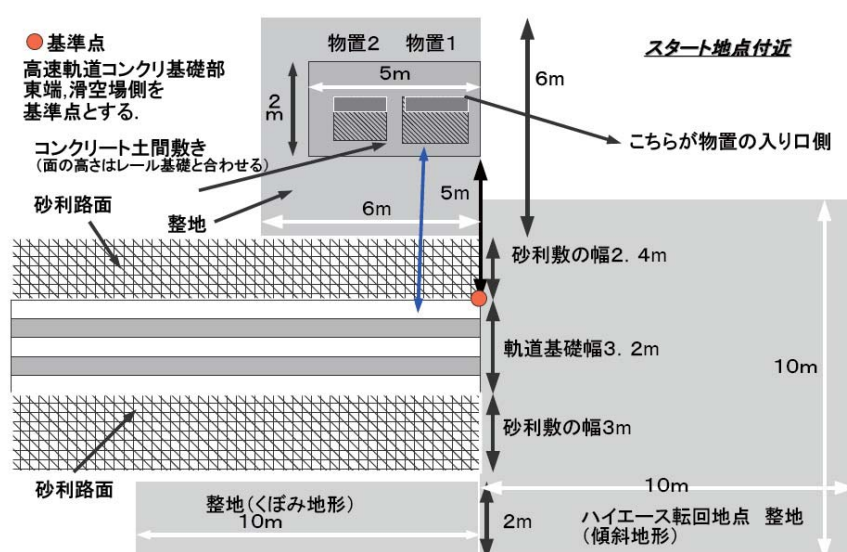


図1: 300m フルサイズ高速軌道実験設備スタート地点(東端)周辺の整地

2.2 高圧水道管の敷設

高速走行軌道実験設備では時速数百 km にも達する走行台車を全長約 140m の減速区間で確実に停止するため、水路に制動板を突入させる方式(水制動)を採用している。運用時には予め $0.2\text{m} \times 0.2\text{m} \times 140\text{m}$ の水路溝に水を注入しておく必要があり、口径の細い従来の水道管ではかなりの時間を要していた。そこで新しく2インチ口径の水道管を地中に敷設すると共に、大出力の井戸水ポンプを配備



図2: 高圧水道管敷設経路図

した。水道管の敷設経路は図2に示す通りである。100m レール終端部および 300m レール終端部の2箇所地上水栓が設置されている。これにより昨年度までは2時間以上を要していた注水時間が30分以下となった。

2.3 スタート地点ポンベ保管庫

高速軌道に使用するガス類(亜酸化窒素・酸素・窒素)については運用時に都度運搬する方式を取っていたが、効率の良い運用のため、スタート点側に専用ポンベ保管庫を設けた。レギュレータは保管庫内壁に設けられたパネル上に常設とし、ポンベ交換に要する時間の短縮を図った(図3)。また、ポンベ倉庫からは常設の配管をロケットのスタート点まで敷設した。



図3 計測器・ポンベ保管庫

2.4 白老定点監視カメラ

定点からのリアルタイム監視を実現するため、300m 軌道終端部付近(西端)に約 3m のポールを設置し、ここに屋外型ネットワーク監視カメラ(Panasonic 製 SW-395)を設置した。カメラ映像はLAN ケーブルを通じて白老実験場計測室モニターで確認でき、静止画や動画の撮影が可能である。また、このカメラは監視者からネットワークを介して 360 度の回転と 36 倍の光学ズームが可能であるため、高速走行軌道実験設備のみならず、白老実験場の広範な領域を監視することが可能である。図4は監視カメラから撮影した静止画像の一例を示す。通信レートの制約から解像度は劣るものの、室蘭からの監視も可能であり、積雪状況などの確認が可能となった。

図4は白老実験場定点監視カメラの静止画像である。画面中の日時と時刻についてはネットワーク接続前のため、正しく表示されていない。撮影日は 2011 年 11 月 9 日である。



図4 定点監視カメラの静止画像 左)300m 軌道, 中)100m 軌道, 右)エンジンテストスタンド

3. 反転ファン実験装置の設置

反転軸流ファン式ジェットエンジンの反転軸流ファンの部分を試験するための実験設備を中型超音速風洞の真空排気装置を利用して設置した。2機の小型のファンを電動モーターで互いに逆回転させ、その特性を解明する装置で、ファンを駆動する電動モーターの駆動力を低減して定格回転数まで回転させるため、低い空気密度の環境が必要であり、中型超音速風洞の真空排気装置を利用することにした。



反転軸流ファン実験装置（中型超音速風洞設備内に設置）

4. GG-ATR、600kgロケットエンジン燃焼実験設備の検討

白老エンジン実験場でのバイオエタノール燃料を用いた高圧燃焼実験結果を反映し、おおわし2号機に用いる具体的なガスジェネレーターサイクル・エアターボラムジェット(GG-ATR)エンジン、高速走行軌道の加速に用いる推力600kgロケットエンジンの燃焼実験を目指して試験設備系のシステムや部品の仕様を検討した。これらは共通した技術事項が多く、部品共通化を考慮しつつ進めている。バイオエタノールや液化酸素用のタンクについては、軽量化、材料適合性、強度、等の設計および製造に関する克服すべき課題が多く、学外研究機関とも共同して検討を進めている。

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23年度実施の共同研究・受託研究

1.1 JAXA 宇宙輸送システム本部との共同研究概要

1.1.1 バイオエタノールの材料適合性に関する研究 (契約期間: :H23年5—H24年3月)

バイオエタノールの材料適合性に関する研究その2として、バイオエタノールを燃料としてロケットエンジン実機に使用する各種素材について高温、高圧環境下(上限750K、20MPa)における適合性実験を白老エンジン実験場にて実施し分析評価した。その結果、シール材や複合材に適合性がないケースが多々知見できた。今後代替え品等さらに検討が必要となる。これらの成果はバイオエタノール使用時に様々な分野に適用可能である。実験結果概要を下表に示す。

表2 適合性評価結果一覧

材料名	適合性	備考
SMC	○～△	硫黄成分の付着によるサルファアタックの発生に注意が必要
OFHC	○～△	
Ni	○～△	
HASTELLOY-X	○	
Inconel600	○～△	硫黄成分の付着によるサルファアタックの発生に注意が必要
SUS304	○	
Ti	○	
A6061+Niメッキ	○	メッキ表面の維持が重要
CFRP(エポキシ樹脂)	×	BEIによる腐食反応を確認
CFRP (ビスマレイミド樹脂)	○	
CFRP(エポキシ樹脂) +Niメッキ	○～△	エポキシ樹脂とNiメッキの線膨張係数の違いに注意が必要
シリコンゴム	×	BEIによる腐食反応を確認
フッ素ゴム	×	
ニトリルゴム	×	

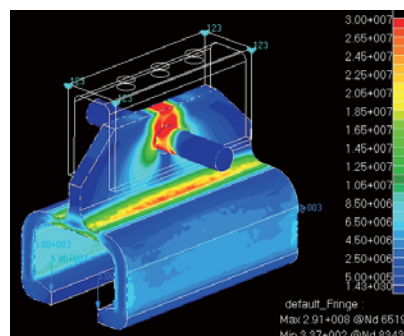
1.2 川崎重工株式会社との共同研究概要

1.2.1 高速走行軌道装置の民間への共用に関する検討 (契約期間: :H24年2—H24年3月)

民間企業に高速走行軌道を共用する場合の走行台車や付帯設備について検討した。走行台車各部の強度や振動および運用方法について検討した。



走行台車の軽量化の検討図



スリッパの強度解析

1. 3 東京大学との共同研究概要

1. 3. 1 高速走行軌道実験装置水制動における開水路閉塞効果の解明 (2011 年 9 月 3～8 日)

東京大学 航空宇宙工学科 姫野研究室

参加者

室蘭工大：中田大将(特任助教)，矢島淳(修士2年)，西根賢治(修士1年)，
棚次亘弘(特任教授)，東野和幸(教授)

東京大：姫野武洋(准教授)，友常雄太郎(修士2年)

概要

室蘭工大高速走行軌道装置で採用されている水抵抗ブレーキの抗力係数について，東京大学姫野研究室に流体数値計算を依頼した．9月上旬に数値計算の結果について検証実験を共同で行ない，傾向が定性的にも定量的にもよく一致していることを確認した．共同研究の結果は2012年1月にJAXA主催の平成23年度宇宙輸送シンポジウムにて東京大・友常君より講演発表された．



サブスケール走行軌道設備での実験の様子

1. 4 東京都市大との共同研究概要

1. 4. 1 水/液体窒素ロケットエンジンの軌道上稼動試験 (2011 年 9 月 17～23 日)

東京都市大学 機械システム工学科 渡邊研究室

参加者

室蘭工大：中田大将(特任助教)，矢島淳(修士2年)，西根賢治(修士1年)，
棚次亘弘(特任教授)，東野和幸(教授)

東京都市大：渡邊力夫(准教授)，他 学生5名

概要

東京都市大学にて研究されている水/液体窒素ロケットの打ち上げフェーズ前実証のため検証実験を共同で行なった．期間中にいくらかの改良を行い，ロケット出力の大幅な向上を実現した．共同研究の概要は2012年1月機械学会主催のSpace Engineering Conferenceにて東京都市大・渡邊氏より講演発表された．



サブスケール走行軌道設備での実験の様子

2. 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23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
東野和幸	室蘭経済同友会 ホテルサンルート室蘭	2011年9月22日	宇宙開発における基盤研究と産業化の現状	約50名
棚次亘弘	ビジネスEXPOビジネスセミナー アクセスサッポロ	2011年11月11日	北海道の宇宙開発	約100名
高木正平	電気通信大学	2011年11月26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	65名
高校訪問				
訪問者	訪問高校	日 時	訪問目的	参加者数
棚次亘弘	北海道学園高校札幌校	2011年5月24日	模擬講義・教諭面談	約30名
樋口 健	北海道札幌東高等学校	2011年8月8日	教諭面談	進路指導教諭1名
湊 亮二郎	北海道札幌新川高等学校	2011年11月8日	模擬講義	約30名
東野和幸	北海道札幌開成高等学校	2011年11月16日	模擬講義・教諭面談	約30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	2011年8月6日	学 内	約100名
プロビデンスプログラム				
訪問者	実施内容	日 時	実施場所	参加者数
室蘭清水丘高校	超音速風洞、フライトシミュレータ 見学	2010年7月13日	学 内	18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
溝端一秀 湊 亮二郎	課題研究「飛行機が飛ぶ仕組みを探る」	2011年5月10日～9月27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23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26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
2011年6月29日	北海道宇宙科学技術創成センター(HASTIC)	研究センター活動説明、見学	6
2011年7月7日	(株)IHI	研究センター活動説明、見学	2
2011年7月11日	HBC取材	研究センター見学・取材	2
2011年8月25日	JAXA宇宙輸送システム本部	白老エンジン実験場見学	5
2011年10月5日	北海道経済産業局	白老エンジン実験場見学	1
2011年11月21日	河南理工大学	研究センター見学	6
2011年12月8日	北海道大学 研究推進部 外部資金戦略室	研究センター見学	4

(注)小中高校生の見学は除いています。

小型超音速飛行実験機プロトタイプの実験飛行

○ 溝端 一秀（もの創造系領域 准教授）

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 特任教授）

湊 亮二郎（もの創造系領域 助教）

1. はじめに

室蘭工業大学・航空宇宙機システム研究センターでは、文科省の特別教育研究経費（研究推進）によって、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いる。この研究開発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実験機（フライング・テストベッド FTB）の研究開発を進めてきた。この実験機は離陸からマッハ2程度の超音速飛行を経て着陸するまでの一連の飛行ができるように設計されている。超音速飛行を目指すため、超音速飛行時の空気抵抗を低減する目的から主翼・尾翼にダイヤモンド翼型を採用し、主翼には大きな前縁後退角（ 66° ないし 61° ）が与えられている。このため離着陸を含む低速飛行が比較的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空飛行中の地面干渉は風洞試験等で予測困難である。

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たる目的として、小型超音速飛行実験機と同等形状のプロトタイプ機体（オオワシ1号機）を2009年度に設計・製作した。このプロトタイプ機体を用いた第1回飛行試験を白老滑空場で2010年8月に実施し、亜音速域の基本的飛行性能（離陸、加速・上昇、旋回、進入・着陸）が概ね良好であることが確認された。しかし、ハードランディングにより機体を損傷したため、計画の12フライト中2フライトを実施したのみであり、またこの2フライトでは空力特性・運動特性の同定に適した飛行方法を探っていなかったため、空力特性・運動特性を解明するには取得データの質が不十分であった。

このことから、引き続き2011年度にもプロトタイプ機体を用いた第2回目の飛行試験を実施し、空力特性・運動特性の同定に適した飛行方法によって良質の機上計測データを取得して、その低速飛行特性を詳細に検証することとした。

その目的、実施期間、および実施場所は以下の通りである。

試験目的：

- 1) 亜音速域の基本的飛行性能（離陸、加速・上昇、旋回、進入・着陸）の把握
- 2) 亜音速の実飛行状態での空力特性の解明
（無人機の飛行試験による空力特性推定の手法の確立）
- 3) 亜音速域における操縦入力に対する運動応答性の解明
- 4) 飛行試験実施に関する各種経験の蓄積

実施期間：2011年7月21日（木）～27日（水）8:00～13:00（予備日を含む）

実施場所：白老滑空場（白老町北吉原）

2. 小型超音速飛行実験機のプロトタイプ機体

2010 年度飛行試験に供した機体と同一であるが、2010 年度飛行試験で損傷した主翼および脚を改修している。また、タッチダウン時の衝撃を吸収するために、脚のスプリングを廃し、アルミハニカム式のダンパー(ショックアブソーバー)を搭載する。その他の主要諸元を以下に再掲する。

- 形状: M2006 形状を基本とし、低速空力安定を確保するために尾翼の面積を増やし後退角を低減している。さらに、製作上の都合と重心調整のために機首を 210mm、機尾を 80mm 延長している。
- 寸法: 全長 3.1m、全幅 1.6m、全高 0.85m
- 質量: 乾燥質量 22.2kg、燃料質量 4.6kg、離陸質量:26.8kg
- 構造: CFRP(炭素繊維強化プラスチック)によるセミモノコック(半張殻)構造
- エンジン: JetCat P160SX ターボジェットエンジン×2 基、最大推力 33kgf
- 燃料搭載量: エンジン一発当たりメインタンク 1500cc、サブタンク 1200cc、ホッパータンク 200cc、計 2900cc。2 つのエンジンで総計 5800cc。
- 通常飛行速度: 200km/hr～350km/hr
- 最高飛行可能速度: 370km/hr
- 離陸速度: 100km/hr 程度
- 操縦方法: 地上のパイロットの手動による無線操縦
- 愛称: 公募にもとづき「オオワシ」1 号機としている。



図2-1 プロトタイプ機体の外観

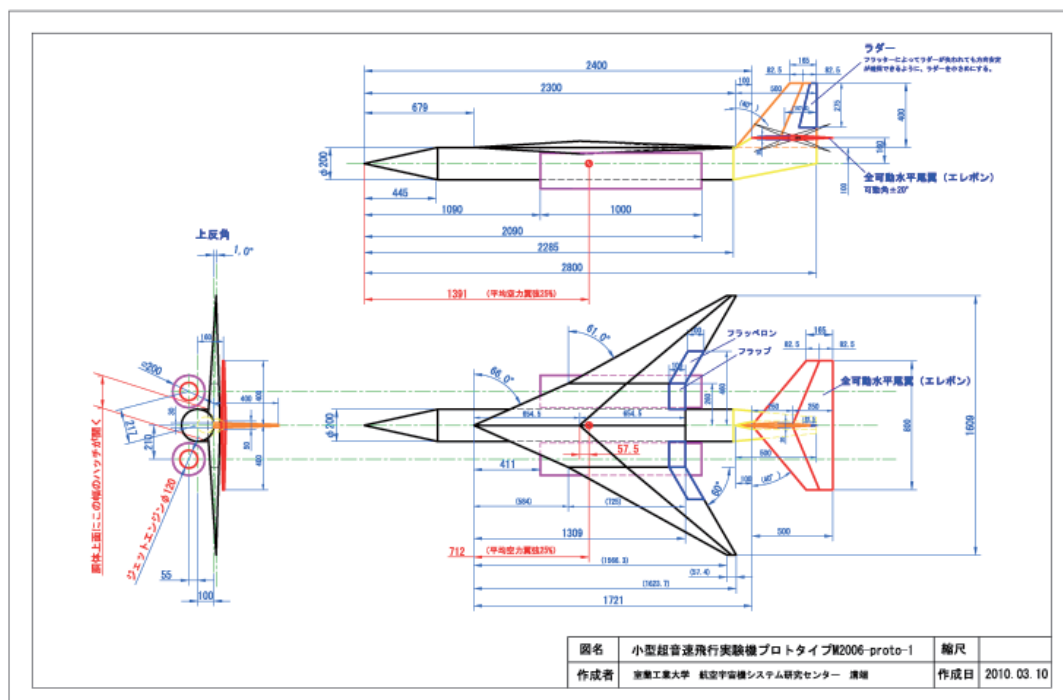


図2-2 プロトタイプ機体の三面図

3. 計測項目と計測機器

飛行試験の試験目的1, 2, 3に対応した計測項目を表3-1に示す。○は必須、△はあればベターである。実際のオンボード計測では、一貫してすべての項目を計測・記録する。

表3-1 計測を要する項目の一覧

目的	飛行方法	オンボード計測を要する事項							別途の地上計測を要する事項	
		GPS位置	GPS速度	INS加速度	INS角速度	ADS迎角 横滑角 動圧	ECU回転数 (推力)	操縦信号 (スロットル、 舵面、脚)	機体の形状・ 寸法・重心	質量・慣性 モーメント
1) 基本的飛行性能の実証・把握	基本的な離陸・旋回・着陸	○	○			○				
2) 実飛行状態での空力特性の解明	定常飛行中に迎角を種々に変える	△	△	○	○	○	○		○	○
3) 操縦入力に対する機体運動応答性の解明	種々の周期・振幅の操舵入力			○	○	○		○	○	○

機体に搭載する計測機器は以下の通りである。

1) Sylphide 拡張版:

- ① アビオニクス Sylphide: 東大・鈴木土屋研成岡氏設計、シマフジ電機製。GPS/INS 航法データ、以下の圧力センサおよび操舵信号記録ボードのデータを SD カードに収録する。着陸後 USB ケーブルでデータを PC に吸い出すとともに、収録開始・終了は電源の ON/OFF による。これによって飛行前後の作業性を改善する。
- ② 圧力センサーボード: 東大から譲受したもの。7kPa の差圧センサ×3、151kPa の絶対圧センサ(圧力高度計)
- ③ 5孔ピトー管: 独自に設計・製作した。先端の半頂角は超音速飛行に適した 16°。
- ④ 操縦信号記録ボード: 東大から譲受したもの。無線操縦受信機からサーボモータ等へ供給される操縦信号(3.3V パルス)を取り出して記録する。12 チャンネル中 8 チャンネルを記録する。

2) JetCat ECU

ジェットエンジンのコントローラであり、直近 15 分間のエンジン作動状態の履歴が記録されている。着陸後 ECU から回転数履歴情報を吸い出す。別途の地上作動試験によって、回転数と推力の関係を割り出す。

3) 東京計器・振動ジャイロ姿勢センサ内蔵の小型ロガー(試供品)

GPS/INS 航法データを収録する。着陸後 USB ケーブルでデータを PC に吸い出す。

4) 超小型ビデオカメラ

機首下面に設置し、機体から見た視界を撮影する。また、垂直尾翼端に設置し、翼面に貼付したタフトの飛行中の挙動を撮影する。

これらの機器で計測できる項目の一覧を表3-2に示す。

表3-2 搭載機器で計測できる項目の一覧

アビオニクス機器	計測できる事項							備考
	GPS (経度、 緯度、高 度、速 度)	INS (加速 度、角速 度)	迎角、横 滑角、動 圧	操縦信 号(スロ ットル、 舵面、 脚)	エン ジン 回転 数	機体 から見 た視 界	翼面タ フトの 挙動	
Sylphide 拡張版 (GPS、INS、圧力セン サ、操舵信号収録器) +五孔ピトー管	○	○	○ 正負 α 両側 β	○	×			大気温度の 計測方法は TBD
JetCat エンジンの ECU					○			
東京計器・振動ジャイロ 姿勢センサ内蔵の小型 ロガー(試供品)	○	○	×	×	×			
小型ビデオカメラ(3台)						○	○	

また、地上で実施すべき計測項目は以下の通りである。

- 1) 機体の重量の計測：機体の重心近くの腹を台秤に載せて計測する。飛行前(燃料満タン)と着陸後について計測する。
- 2) 機体の重心の計測：主翼下面を手で支えて機体を水平に保てる位置を求める。飛行前(燃料満タン)と着陸後について計測する。
- 3) 操舵信号と舵角の関係の計測：舵角を計測しつつ、アビオニクスで操舵信号を記録することにより、操舵信号と舵角の関係を割り出す。飛行試験前または後に1回計測する。
- 4) 機体の慣性モーメントの計測：機体および搭載品が 2010 年度飛行試験と同等であることから、2010 年度飛行試験直後の計測値を用いる。
- 5) 五孔ピトー管および圧力センサーボードの較正：2010 年度飛行試験の較正值を用いる。

4. 飛行経路および飛行方法

- 1回 4 分 30 秒間程度の飛行を午前中に2回実施する。2日間で4フライト。
- 図4-1の赤線のとおり、滑走路の南側のエリアを飛行させる。
- 東風の場合は時計回り、西風の場合は反時計回り。
- 飛行高度は 100m 程度。
- 飛行方法については、空力特性・運動特性の同定に適した飛行方法として、定常飛行状態を保ちつつ、スロットルとエレベータ操作のみによる飛行速度変化、エレベータ操作のみによる上昇・降下、エルロン操作のみによるロール往復運動、ラダー操作のみによるヨー往復運動、およびエレベータ操作のみによるピッチング往復運動を計画した。その一覧を表4-1に示す。



図4-1 飛行経路の概略

表4-1 飛行方法

1フライトあたり、滑走路上空を6周し、飛行時間は4分30秒程度。					
実施予定日	フライトNo		飛行パターン 上段：飛行経路 下段：機体運動	飛行パターンの模式図	
2010年8月に実施済み	M2006-02 M2006-02A	1～6周目	操縦者に一任	操縦者に一任	
			操縦者に一任		
7月22日	M2006-03	1～6周目	水平直線飛行	 横から見た図	
			速度を変える	滑走路上を水平直線飛行する際に、スロットル一定でエレベータ操作だけで水平飛行を保つ。 周回ごとにスロットル設定を変えることによって飛行速度・迎角を変える。	
	M2006-04	1～6周目	定常上昇、定常降下	 横から見た図	
				滑走路上を直線飛行する際に、スロットル一定でエレベータ操作だけで定常上昇または定常降下する。	
7月24日	M2006-05 M2006-06	1, 2周目	水平直線飛行	はじめはゆっくり(1秒間に1往復程度)、徐々に速く、最後はトリム姿勢に戻る。	
			細かいロール運動を与える飛行	 正面から見た図	
		3, 4周目	水平直線飛行	はじめはゆっくり(1秒間に1往復程度)、徐々に速く、最後はトリム姿勢に戻る。	
			細かいヨー運動を与える飛行	 上から見た図	
		5, 6周目	水平直線飛行	はじめはゆっくり(1秒間に1回程度)、徐々に速く、最後はトリム姿勢に戻る。	
			細かいピッチ運動を与える飛行	 横から見た図	
飛行をやり直す場合はフライト番号にA、B、・・・を付す。					
ノーコンの場合の飛行方法の設定					
エンジン		止める			
舵面		トリム位置			
脚		出す			
ドロークシュート		放出しない			

5. 飛行試験の結果

機体の整備状況を鑑みて 7 月 23 日にフライト No.2006-03 を実施した。南東風の吹く条件下であったため、滑走路西端から東方向へ滑走・離陸することとした。滑走、離陸は正常に推移したが、離陸直後の右旋回において機体を右へ深く傾けて急降下し、墜落した。これによって機体は大破した。この墜落の原因を以下に分析する。



図5－1 離陸直後の機体の様子
(フライト No.2006-03)

5－1. 飛行状態の分析

同実験機は、離陸直後の右旋回において、機体を右へ深く傾けて降下・墜落した。一連の機体姿勢の様子を図5－2に示す。



図5－2. 離陸後の右旋回中の機体姿勢の様子

また、機上搭載の GPS 受信機(2 系統)による飛行軌跡を図5－3に示す。



図5－3. 滑走開始から墜落までの飛行軌跡

同実験機は、2010 年 8 月 8 日および 10 日には飛行に成功している。その時の飛行方法は 2011 年 7 月 23 日と同じであり、地上パイロットによる無線操縦によって離陸後右旋回した。搭載機器によって計測された滑走・飛行軌跡(GPS 測位データ)と姿勢角(ロール角、ピッチ角)について、2010 年の飛行と 2011 年の飛行の比較を図5-4および図5-5に示す。図5-4の滑走・飛行軌跡を見ると、2010 年の飛行に比べて 2011 年の飛行では、滑走開始地点が南東に約 40m、離陸地点も南東に約 20m ずれている。図5-5の姿勢角履歴を見ると、2010 年の飛行では、離陸後ロール角 $50\sim 60^\circ$ (機体を右に $50\sim 60^\circ$ 傾ける姿勢)を 9 秒間保つことによって緩やかに右旋回している。一方、2011 年は、 $70\sim 85^\circ$ の深いロール角を 3 秒間程度保つことによって急旋回している。

機体が右ロールすると、主翼にはたらく揚力の方向が右に傾いて揚力の水平分力が生じ、これを利用して右旋回する。従って、ロール角が大きいほど急旋回できる。一方、機体がロールすると揚力の上向き成分、すなわち重力に逆らって機体を支える力が減るため、降下しやすくなる。2010 年の飛行では、ロール角 $50\sim 60^\circ$ を保つことによって揚力の上向き成分をぎりぎり確保して、ほぼ水平面内で旋回できている。これは図5-5の 2010 年のピッチ角が $10\sim 20^\circ$ を維持していることから分かる。一方 2011 年の飛行では、離陸直後はロール角をあまり与えず、5 秒後～7 秒後に 35° 、8 秒後以降は急に $70^\circ\sim 85^\circ$ まで傾けている。これによって機体を支える力が急激に失われ、図5-4に示されたとおりピッチ角が急激に負の大きな値となって機体は降下している。ちなみに、機体を支えるために揚力の何%を使えるかについては、ロール角 60° で 50%、 70° で 34%、 85° では 8.7%である。従って、ロール角 60° が機体を支えるぎりぎりの条件であるならば、 $70^\circ\sim 85^\circ$ では確実に降下・墜落することになる。

このように 2010 年の飛行に比べて 2011 年の飛行では、短時間ではあるが右ロール角が非常に大きくなっており、これによって揚力の上向き成分が不足して、降下・墜落したものと推定される。

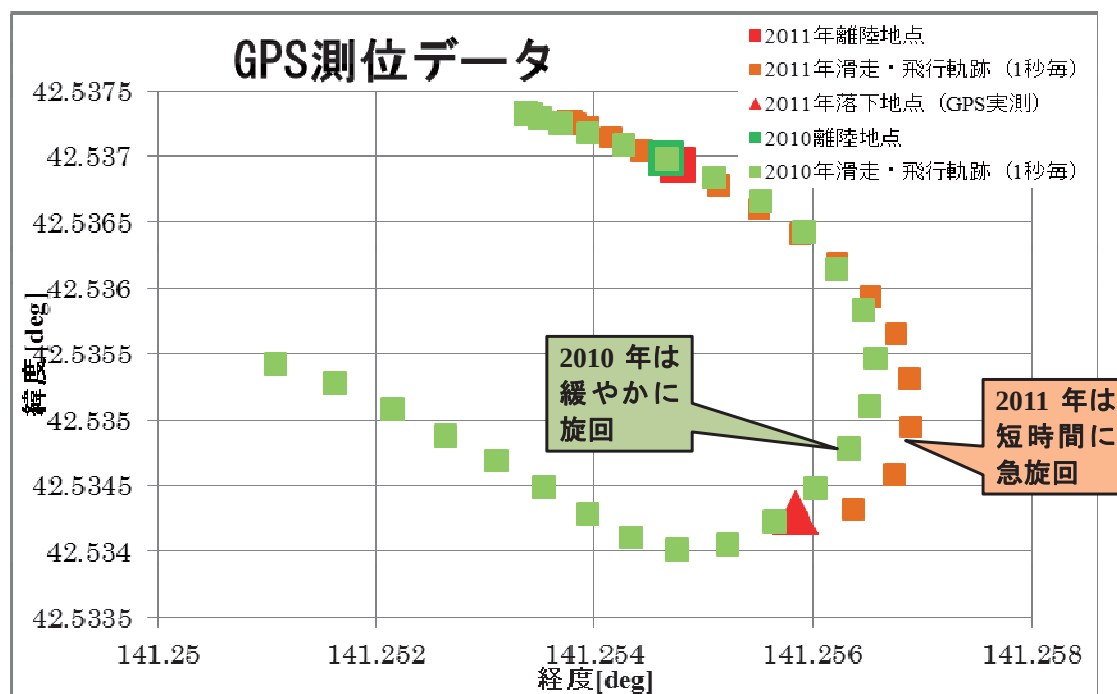


図5-4. 機上搭載 GPS 受信機による滑走・飛行軌跡

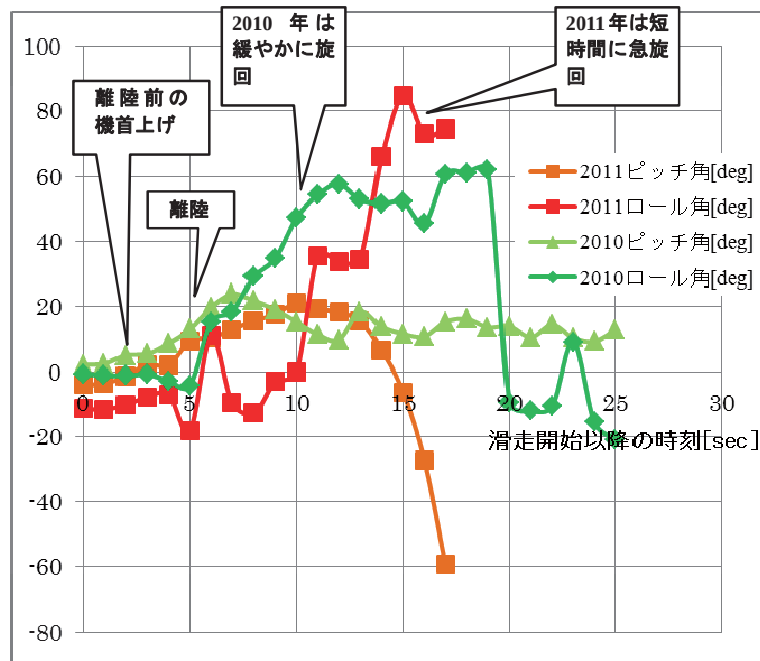


図5-5. 機体姿勢の推移
(ピッチ角とは水平面から機首がどれだけ上を向いているかを表す角度。
ロール角とは機体軸まわりに機体が右に傾く角度。)

5-2. 大きな右ロールの原因の考察

このように機体が大きく右ロールしたことの原因として、

- 1) 機体自身に右ロールしやすい性質があった可能性
- 2) 操縦者が超音速形状の機体の飛行特性に馴染めなかった可能性の2つが考えられる。

1)は機体形状の左右非対称性や舵面の作動不良に起因する。そこで、墜落後の主翼、尾翼、胴体の形状・寸法を精密に計測したところ、特に目立った左右非対称性は認められなかった。また、舵面およびサーボモータの作動確認も行ったところ、問題なかった。さらに、飛行に用いた機体と同じ形状で縮小模型を製作し、阪府大低速風洞において風洞試験を実施した。その結果、機体にはたらく空気力にも問題は認められなかった。

2)については、本実験機はマッハ2(音速の2倍)程度の超音速飛行に適合するように設計されており、その副作用として離着陸や低速旋回等の低速飛行が、通常の飛行機に比べて難しくなっている。今回無線操縦を担当したパイロットは、ターボジェットエンジン搭載の実験機を無線操縦する技術について余人に代え難い国内トップレベルの技量と実績の持ち主であるが、それでも本実験機の操縦の困難さには対応しきれなかったものと理解される。

また、本実験機の無線操縦は市販の無線送受信機を用いており、電波法の規制のため電波到達距離に限界がある。地上で350m(実績値)であり、上空で1km程度と推定される。このように電波到達距離に限界があるため、本実験機の操縦においては、離陸後速やかに右旋回させることによって、地上パイロット(無線操縦送信機)から実験機(無線操縦受信機)までの距離が伸びないように計画している。パイロットはこの点を厳格に守ろうと常々留意している。図5-4に示された通り、2010年の飛行に比べて2011年の飛

行では滑走開始地点が南東方向に約 40m ずれており、その結果離陸地点も南東方向(パイロットから離れる方向)に約 20m ずれている。このためパイロットは自分(無線操縦送信機)から実験機(無線操縦受信機)までの距離が必要以上に伸びて電波到達限界を超えそうだと感じて、右急旋回の操縦を採ったものと推察される。その際、通常の飛行機であれば機体姿勢を立て直すことが容易であるが、超音速飛行用の本実験機では容易には機体姿勢を立て直すことができなかったものと推定される。

なお、今回のような深いバンク角を取ることによる急降下・墜落の事例は、ジェットエンジン搭載型航空機の人力操縦でしばしば発生しており、たとえば 1994 年の米国フェアチャイルド空軍基地における B-52 の墜落事故が有名である。その様子を図5-6に示す。



図5-6 米国フェアチャイルド空軍基地における B-52 の墜落の様子

6. まとめ

M2006 形状の小型超音速飛行実験機の低速飛行特性を検証するために、2009 年度に製作したプロトタイプ機体(オオワシ1号機)を用いて、2010 年度に引き続き白老滑空場で飛行試験を実施した。操縦は地上パイロットによる無線操縦とした。滑走、離陸は正常に推移したが、離陸直後の右旋回において機体を右へ深く傾けて急降下し、墜落した。その飛行状態を解析した結果、短時間ではあるが非常に深い右ロールを採ったため揚力の上向き成分が不足して急降下してしまったことが判明した。また、そのような飛行状態に陥った原因としては、本実験機は超音速飛行に適した空力設計となっているため低速飛行時の操縦が難しく、国内トップクラスの無線操縦パイロットでも完全には対応できなかったものと推察された。このような事故を防ぐには、無線操縦パイロットを補助するための部分的自動操縦システム、あるいはパイロット無しで操縦するための完全自動操縦システムを整備することが効果的と考えられ、今後早急に取り組むべき研究課題である。

今回の飛行試験の実施に当たっては、白老滑空場(滑走路ならびに建屋)の使用について、白老町殿ならびに日本航空専門学校殿のご協力を賜った。また、搭載計測機器については、東大航空宇宙工学科鈴木・土屋研殿ならびに(株)東京計器殿のご協力を頂いた。また、機体の低速空力特性を検証するための追加風試を実施するに当たって、大阪府立大航空宇宙工学科の新井隆影教授のご協力を賜った。この場を借りて御礼申し上げる。

第二世代小型超音速飛行実験機の空力設計と空力評価

○ 溝端 一秀(もの創造系領域 准教授)

上村 威揮 (航空宇宙システム工学専攻 2年)

大石 栄 (機械システム工学科 4年)

1. はじめに

室蘭工業大学・航空宇宙機システム研究センターでは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、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実験機(フライング・テストベッド FTB)の研究開発を進めている。これまで、クランクトアロー翼を有し反転軸流ファン式ターボジェットエンジン二基を搭載するM2006空力形状をベースラインとしており、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たる目的としてプロトタイプ機体(オオワシ1号機)を2009年度に設計・製作した。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試験を白老滑空場で実施した。

さらに、超音速飛行に一層適したエアターボラムジェット・ガスジェネレータサイクル(ATR-GG)エンジンを一基搭載しマッハ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実験機の設計を進めている。本稿では、この第二世代実験機の空力設計と風試による空力評価を概観する。

2. M2011 空力形状

第二世代実験機の飛行プロファイルとしては、地上から離陸して飛行マッハ数2.0に到達することを「ミニマムサクセス」と定義している。自主設計によるエアターボラムジェット・ガスジェネレータサイクル(ATR-GG)エンジン一基、ミニマムサクセスに必要な推進剤(バイオエタノールおよび液体酸素、計80kg)のタンク、推進剤押し出し用のGN2のタンク、および補器類(ガスジェネレータ、バルブ・配管、等)を搭載する。エンジンおよびタンク類の外径は223mmであり、胴体リングフレームの高さ(半径方向の厚み)、エンジン・タンク外面とリングフレーム内面の間のすき間(クリアランス)、および胴体外板の厚みを考慮に入れて胴体外径を300mmとしている。

これはM2006形状の胴体外径の1.5倍である。さらに、主翼および尾翼の形状と位置関係をM2006プロトタイプ機と相似とし、その寸法を1.5倍に設定している。これによって、主翼・尾翼・胴体の主要形状はM2006形状と相似となり、これまでに取得したM2006形状の風試データやプロトタイプ機の飛行試験データを有効活用することができる。一方、飛行ミッ

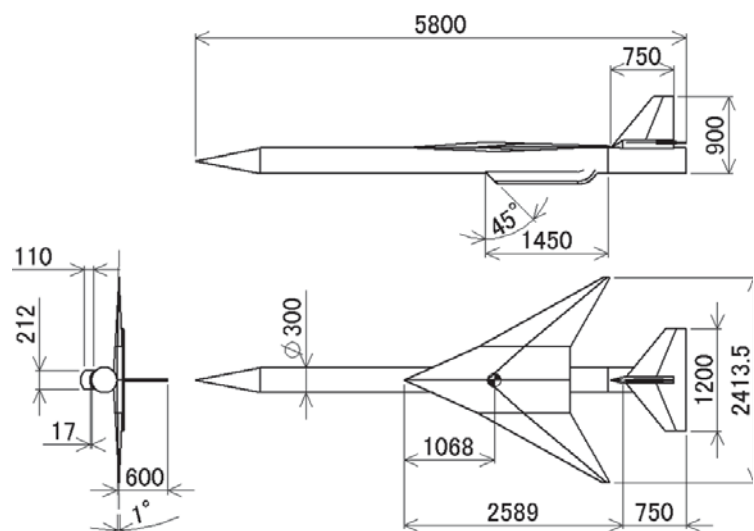


図1. 第二世代実験機の M2011 空力形状(ベースライン形状)

ションに応じて推進剤の所要搭載量が増えることを想定して、胴体全長はベースライン形状の5.8m(推進剤搭載量 80kg)のほかに 6.8m(同 105kg)および 7.8m(同 130kg)の計 3 通りを想定している。また、インテークについては、設計中の ATR-GG エンジンの空気吸い込み流量に適合した流路面積を与え、当面は胴体下面に設置することとしている。ベースライン機体形状(M2011 形状)の三面図を図1に示す。

3. 風試による空力評価

この空力形状 M2011 について、図2の通り風試模型を設計・製作した。実機全長 5.8m、6.8m、および 7.9m に対応して、風試模型のノーズ部品として「ノーズ A」、「ノーズ B」、および「ノーズ C」の三通りを製作した。

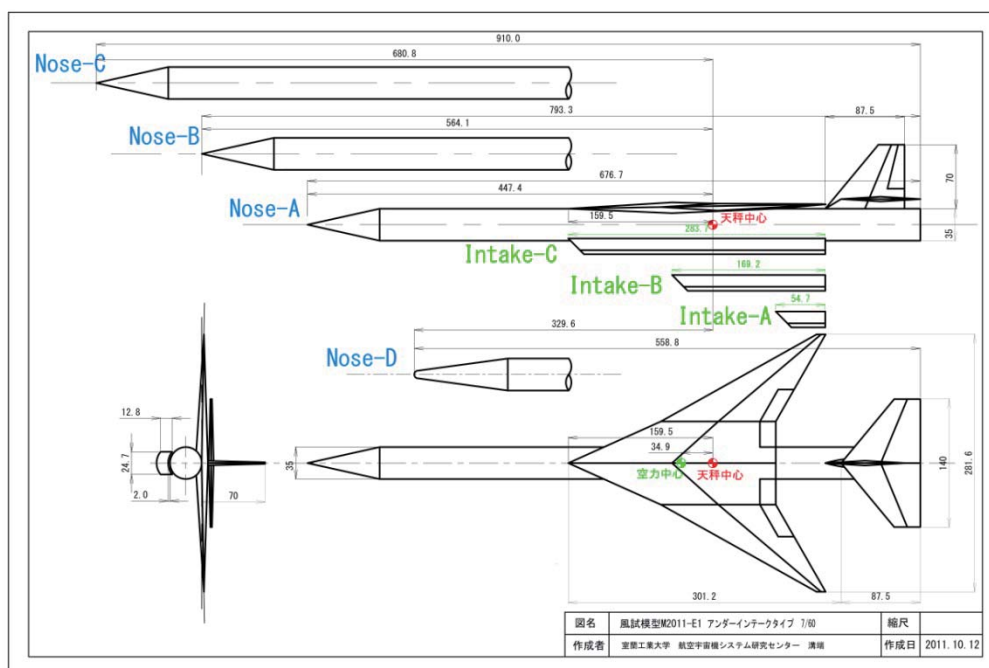


図2. M2011 形状の風試模型 (a)三面図

また、現時点でインテークの形状設計に未確定要素が大きいため、インテーク長さとして三通りを想定し、短い方から「インテーク A」(インテーク前縁が主翼の翼根後縁の位置にある)、「インテーク B」(インテーク前縁が主翼の翼根翼弦 50% の位置にある)、および「インテーク C」(インテーク前縁が主翼の翼根前縁の位置にある)としている。これら三通りのノーズ長および三通りのインテーク長によって、空力特性がどのように変わるかを評価することにした。なお、インテークによって流れを堰き止めないように、インテークは筒形状であり、その内部流路断面形状は機軸方向に一定であるとともに後端は開いている。



(b) ベースライン形状の風試模型の外観(ノーズ A、インテーク B)

図2. M2011 形状の風試模型

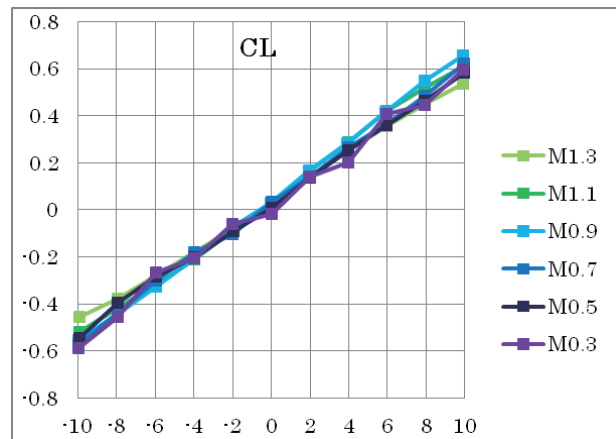
この風試模型を用いて、JAXA/ISAS の遷音速風洞において亜音速および遷音速風試(マッハ 0.3～1.3)を実施した。その結果のうち、ベースライン形状の縦の空力係数を図3に示す。揚力係数については M2006 形状とほぼ同等の特性になっており、エレベータ固定条件の揚力傾斜は約 0.06 である。抗力係数については、エンジンを胴体内に収めることによって寄生抗力係数(揚力ゼロの時の抗力係数)を M2006 形状の 65%程度に低減できている。ピッチングモーメント係数 C_M については、迎角 α に対する C_M 曲線が一貫して右下がりであることから、ピッチング静安定が得られていることが分かる。

また、ノーズ長およびインテーク長の異なる 5 つの形態について、マッハ 1.3 における縦の空力係数の比較を図4に示す。揚力係数および抗力係数は、ノーズ長およびインテーク長によってほとんど変化しない。ピッチングモーメントについては、ノーズ長が長くなる(ノーズ B, C)とピッチング静安定性($\alpha \sim C_M$ 曲線の負の傾き)が少し減じるが、問題ない程度である。

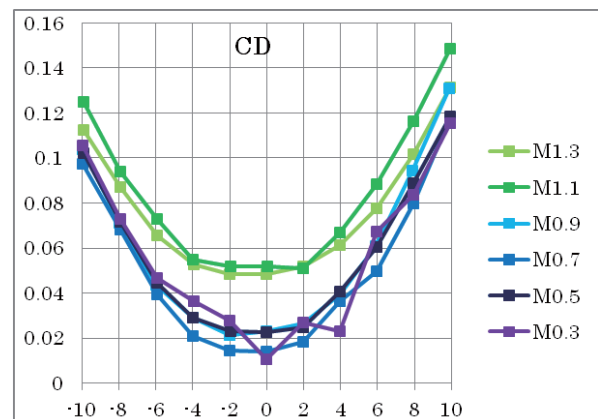
風試で得られた空力係数、機体構造の予備的設計から見積もられる機体質量、およびエンジン設計データとしての推力・比推力マップを用いて、三自由度飛行経路解析を実施し、得られた飛行経路解の例を図5に示す。目標飛行マッハ数 2.0 に到達する可能性を検討した結果として、抗力係数を 15%低減し、かつ燃料搭載量を 130kg(機体全長 7.8m に対応)とする必要性が示されている。この抗力低減のためには、所謂エアリアルールに従って、機軸に沿う方向の胴体断面積分布やインテークの形状・位置を調整することが有効と考えられる。

4. まとめ

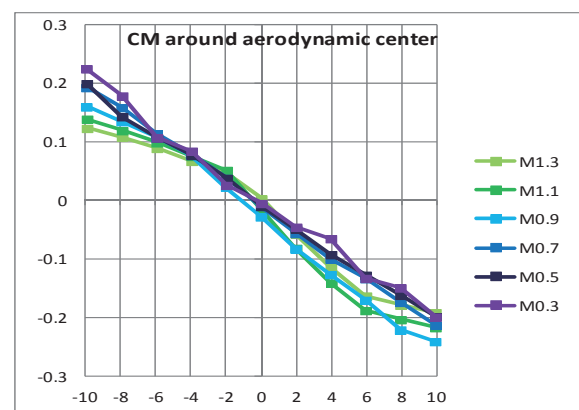
超音速飛行に一層適合した ATR-GG エンジンを一基搭載する第二世代実験機の空力設計を進め、主翼・尾翼・胴体を第一世代実験機と相似で寸法 1.5 倍とし機首を前方に延長した M2011 形状を提案した。亜音速域および遷音速域で風洞試験を実施し、縦の空力について概ね良好な特性が確認された。さらに、飛行経路解析によって、目標飛行マッハ数 2.0 に到達するためには抗力を 15%程度低減する必要性が示された。今後、空力形状 M2011 の抗力低減策の検討を進め、超音速飛行可能なフライングテストベッドの実現を目指す。



(a) 揚力係数



(b) 抗力係数



(c) ピッチングモーメント係数(主翼空力中心周り)
図3. M2011 ベースライン形状の縦の空力係数

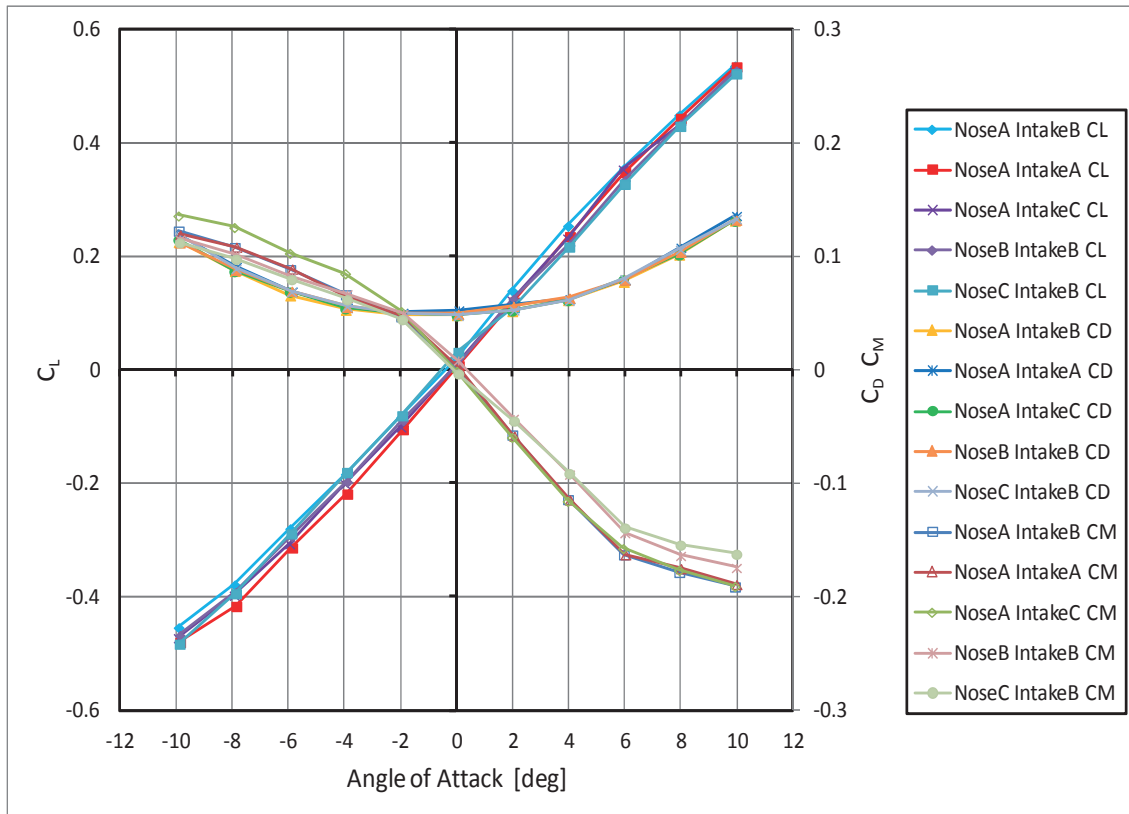


図4. ノーズ長・インテーク長の異なる 5 通りの M2011 形状の縦の空力係数(マッハ 1.3)

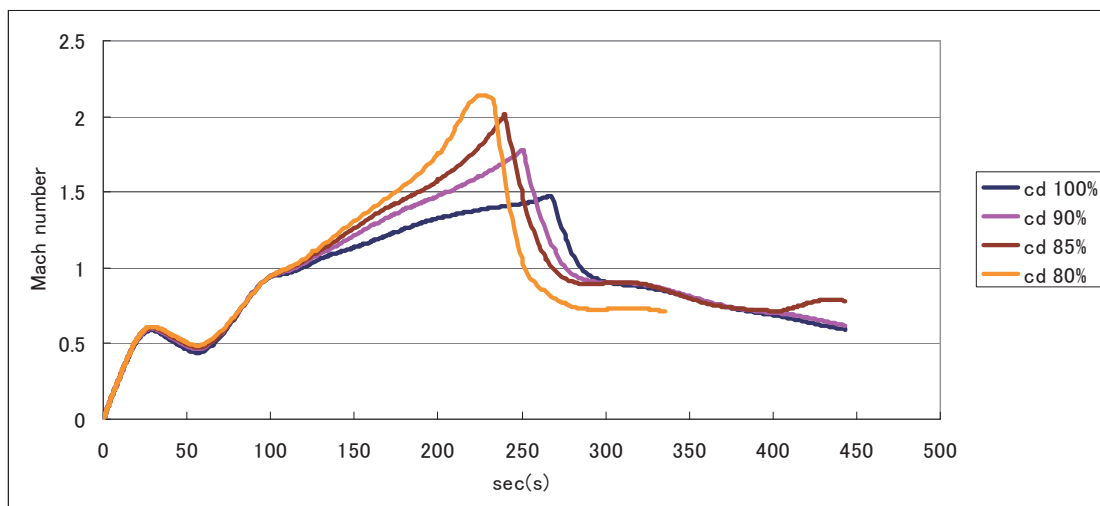


図5. 飛行経路解析の解の例

超音速機のヨーイング制御に向けた主翼前縁境界層の基本特性把握

- 高木 正平（航空宇宙機システム研究センター 教授）
平田 裕（航空宇宙システム工学専攻 M2）
上村 卓也（航空宇宙システム工学専攻 M2）
大立目 浩幸（航空宇宙機システム工学コース 4年）

1. はじめに

高速航空機の主翼は衝撃波の発生による抵抗増大を回避ないしは低減するために、亜音速前縁となるよう後退させる。しかし、この後退によって主翼の等圧線と主流の方向が直交からずれ、翼幅方向に圧力勾配が生じて、二次的な横流れが境界層内に誘導される。この流れの速度分布は翼表面と境界層外縁で0となることから、速度分布のどこかで必ず変曲点を持つ。変曲点型速度分布は流体力学的には不安定であり、翼前縁近傍で層流境界層の乱流化が促進される。このような二次流れで捻れた三次元境界層の層流から乱流への遷移を人工的に促進あるいは遅延させることができれば、左右の主翼の摩擦抵抗の違いを利用して航空機の横力すなわちヨーイング制御が可能である。このようなアクテブ制御技術の確立を目指して、後退翼前縁を模擬した斜め円柱を製作し、境界層の基本特性を調べた。

2. 実験装置

2.1 超音速風洞

実験には、室蘭工業大学の気体吸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、その測定部は400mm×400mmである。この風洞は大気を吸い込む方式であることから、大気の水蒸気レベルによってはノズル内で凝縮による潜熱の放出で凝縮振動が生じる恐れがある。この振動で気流変動を招来し、境界層遷移に多大な影響が予想されることから、事前に湿度・温度に対する気流変動との関係を把握した。この評価結果は本報告書内に別報で掲載してある。

2.2 円柱模型

ノズル断面の大きさを考慮して、円柱模型は40mm直径とし、後退角を60度として、測定部下流のステイニングに固定した。設置状況を図1に示す。気流変動が小さい場合には、円柱境界層は前述した横流れに起因する変曲点不安定で乱流遷移し、その遷移過程では模型表面に定在する縦渦と位相速度をもつ進行波の2種類のモードの変動が成長すると予測されている。

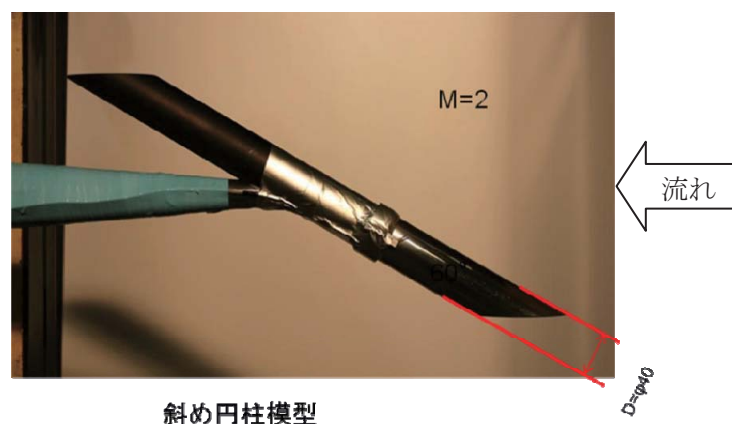


図1 マッハ数2の測定部に設置した斜め円柱模型

それ故、前者はオイルフロー法で、後者は円柱外周に手で回転できる金属バンドに固定した熱線ブ

ローブを用いて検出を行った。オイルフローによる可視化については、起動から停止までビデオカメラによる撮影を実施した。

2.3 データ収録装置

横流れ進行波の中心周波数は 50-60kHz と予想されていることから、NF ブロックの高速データ収録装置 EZ7510 を用い、通風中熱線風速計出力はサンプリング周波数を 200kHz で離散化した。

3. 実験結果

3.1 模型表面の可視化

オイルフローで可視化した円柱表面の痕跡を図2に示す。写真上部には 1mm 単位のスケールと右手には付着線からの角度 ϕ (度)を示す数字が映し込まれている。 $\phi=40$ 度より下流から多数の筋状の痕跡が認められる。そこで、 $\phi=50$ 度に沿って画像に書き込んだ青線方向に沿って画像デジタルデータをスペクトル解析することで波長を算出した(図3)。可視化像から波長は 0.9mm、線形安定解析から 0.82mm であることから、概ね両者一致も確認され、筋状の痕跡は横流れ不安定の定在モード縦渦の存在を示唆するものと言えよう。しかし、常に明確な筋状の痕跡が確認されたわけではなく、相対湿度が高い条件では殆ど痕跡を確認できない場合もあった。これは水蒸気の凝縮による気流変動の増大によって、微小変動から遷移する場合と異なる遷移過程を経ている可能性が高いと推察される。

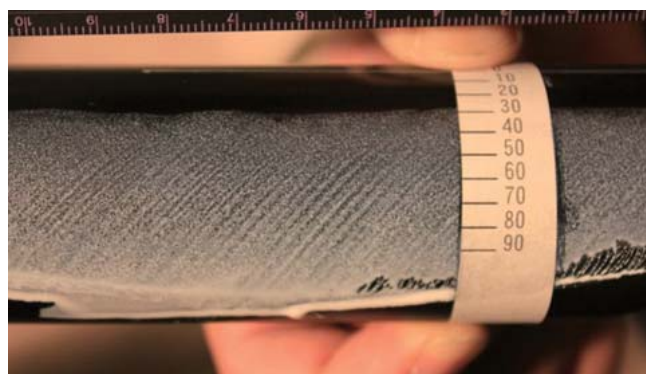


図2 オイルフローによる可視化像

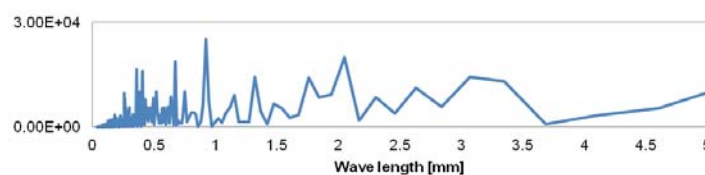


図3 図2の $\phi=50$ 度に沿って画像の濃淡をスペクトル解析した例

3.2 熱線計測

熱線風速計による境界層内の変動計測でも、可視化による縦渦の観察と同様な傾向が起こった。すなわち、湿度が高い条件では規則的な変動成分は観察されず、境界層遷移の終盤で観察されるような低周波成分が支配的な変動が検出された。凝縮変動から解放され気流静圧変動が極めて低い条件で検出された時間変動とそれを周波数分析した結果を図4に、またそれらを周波数解析した結果を図5に示

す。中心周波数が約 60kHz の広帯域の変動が下流方向に成長しており、線形安定解析が予測する最も不安定な 50-60kHz とほぼ一致している。また、結果は割愛するが空間増幅率も解析結果と概ね一致しており、実験で観察された変動は横流れ不安定に起因する進行波と同定できる。

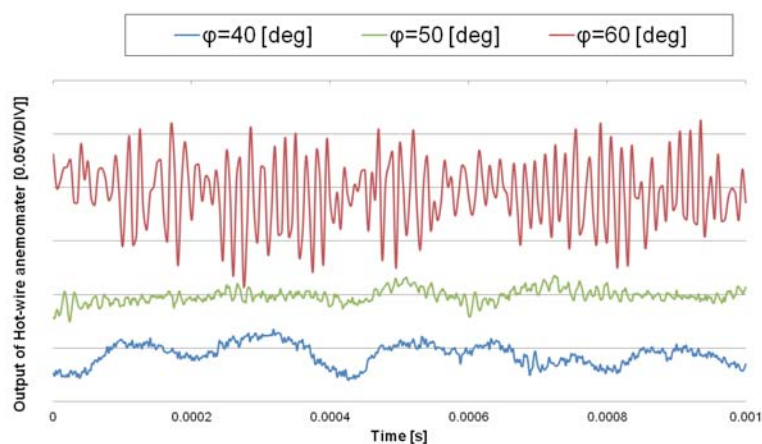


図4 熱線で検出された変動成分

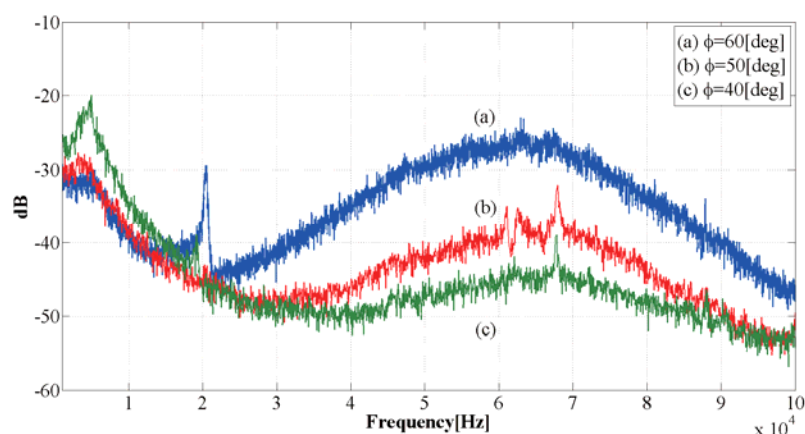


図5 図4の変動信号の周波数解析結果

4. まとめと今後の計画

実験で用いた中型超音速風洞の気流特性は、大気を注入する間欠風洞であることから、大気の影響を受けやすいが、湿度が低い条件では遷移研究に必要な低乱環境が実現されることが解った。このような条件下で後退翼の前縁近傍を模擬した斜め円柱模型の境界層は従来から知られた横流れ不安定が支配し、縦渦と進行波の2つのモードが確認された。この結果を踏まえて来年度は微小な表面分布等を用いた遷移の促進や逆に遅延の可能性を探る。また超音速飛行試験で用いられるダイヤモンド翼の境界層遷移についても調査する予定である。

謝辞

斜め円柱表面に沿う三次元境界層の安定解析は大阪府立大学の坂上昇史先生にお願いした。深甚なる感謝の意を表したい。

○ 樋口 健(もの創造系領域 教授)

谷川 豊(機械システム工学科 B4)

1. 機体構造概要

胴体構造はストリンガー（縦通材）とリングフレーム（円框）及び周囲をスキン（外板）で構成される。図 1，2 に機体構造外観を示す。図 3 に，機体構造構成部材を示す。胴体構造は，リングフレームの周囲に 90 度おきに機体前部から後部一体のストリンガーを配置する。リングフレームはアルミ合金製の切削加工製または板金製である。ストリンガーはアルミ合金製のチャンネル材を使用する。リングフレームとストリンガーで構成される構造内部には，機体前部より GN2，Ethanol，LOX の燃料系のタンクを搭載し後部はエンジンを搭載する。胴体外部のスキンは，機体内部の艀装を行った後に取付けるが，構造強度及び剛性はリングフレーム，ストリンガー及びスキンを取り付けた状態で成立するため，各スキンの取り付けはフレーム及びロンジロンと十分な結合力を持たせるのに必要な本数でボルト固定とする。

主翼桁、主翼リブ、主翼前縁、主翼後縁、機体カバープレート、エアーインテイクカウリングの構造材料は軽量化の観点から CFRP スキンのサンドイッチプレート製とし、胴体リングフレームと胴体ストリンガーはコストの観点からアルミ合金製とする。ノーズコーンには空力加熱を考慮して材料を選定する。

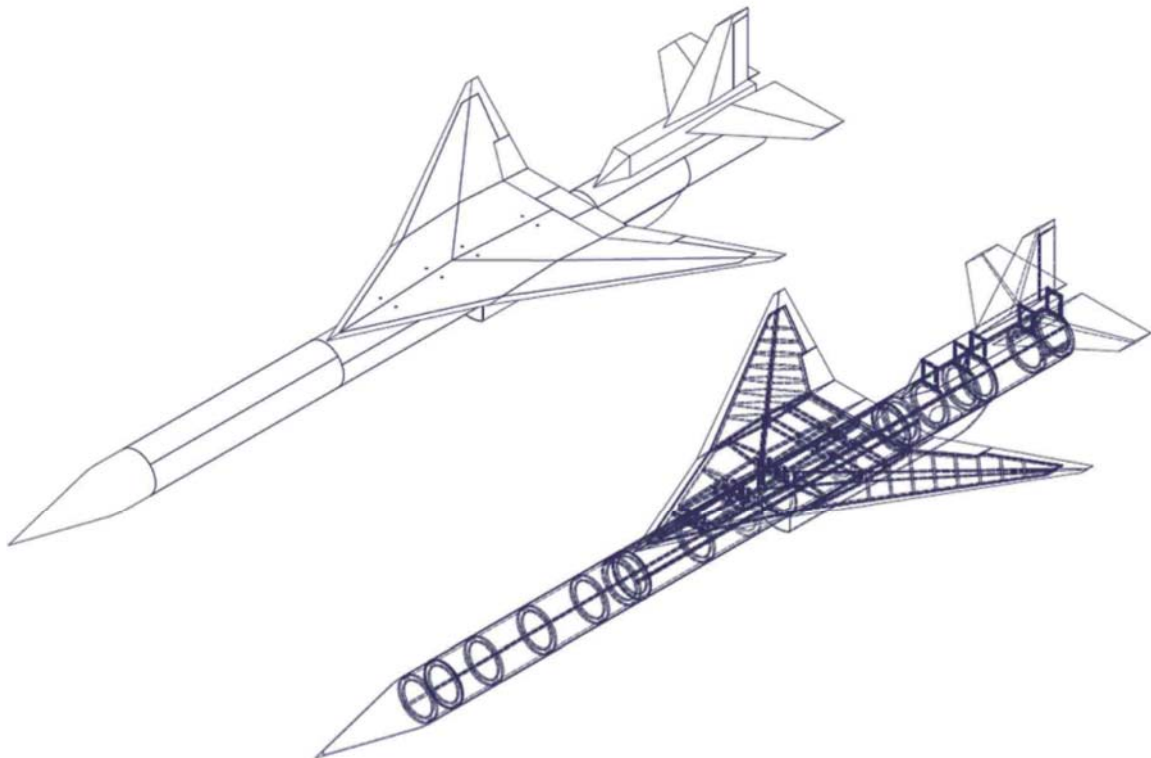


図 1 機体構造と外観

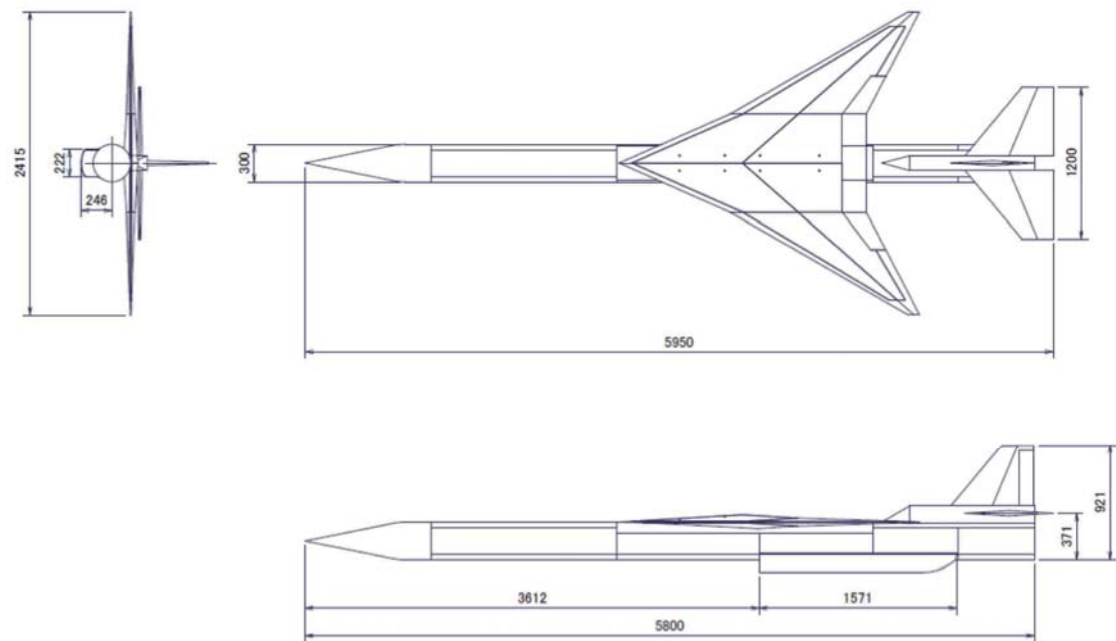


図2 機体構造外形寸法

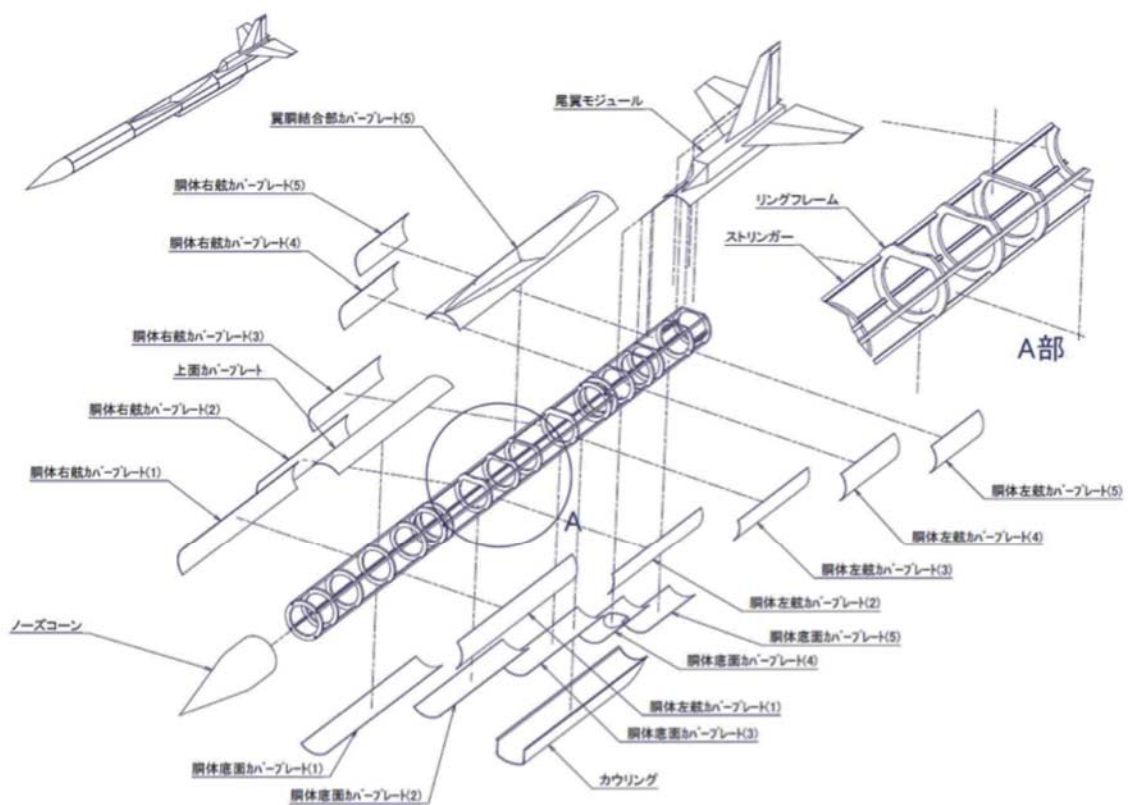


図3 複合材機体構造構成案

2. 機体強度解析

図1, 2に示す機体構造案（全備重量 350kg）に荷重倍数 6 と安全率 1.5 を作用させた場合の主要各部の安全余裕を表1に示す。

表1 機体構造主要個所の強度解析

部位	最大応力 (kgf/mm ²)	強度 (kgf/mm ²)	安全余裕 (MS)	破壊モード
翼胴結合部カバープレート	28.47	30.0	0.05	材料破壊
一般部カバープレート	14.49	30.0	1.07	表面版の 材料破壊
一般部カバープレート	18.67	25.75	0.6	せん断座屈
ストリンガー	9.57	25.28	1.64	クリップリング
リングフレーム	0.55	27.42	Large	材料破壊

3. 主翼強度解析

先ず、オオワシ1号機の主翼寸法を1.5倍に相似拡大した外形とし、(1)主桁など内部構造をオオワシ1号機と同じとした場合、(2)桁のコア材をCFRP化した場合、(3)3本桁構造とした場合についてモデル化しNASTRANでひずみ解析を行った。超音速飛行時に、自重に荷重倍数6と安全率1.5を掛けた揚力が発生している場合の解析結果を図4に示す。オオワシ1後期の主翼構造(PM品)試験で負荷された主翼付根での曲げモーメント約12kgfmに対し、オオワシ2号機の主翼では、設計上の曲げモーメントは約710kgfm(60倍)である。(1)の主桁など内部構造をオオワシ1号機と同じとした場合には限界ひずみを大きく上回っている部位が多いが、(2)のように桁のコア材をCFRP化すると限界ひずみを大きく上回っている部位は減り、(3)のように3本桁構造とした場合には限界ひずみを大きく上回る部位は局所的に限定されることがわかる。

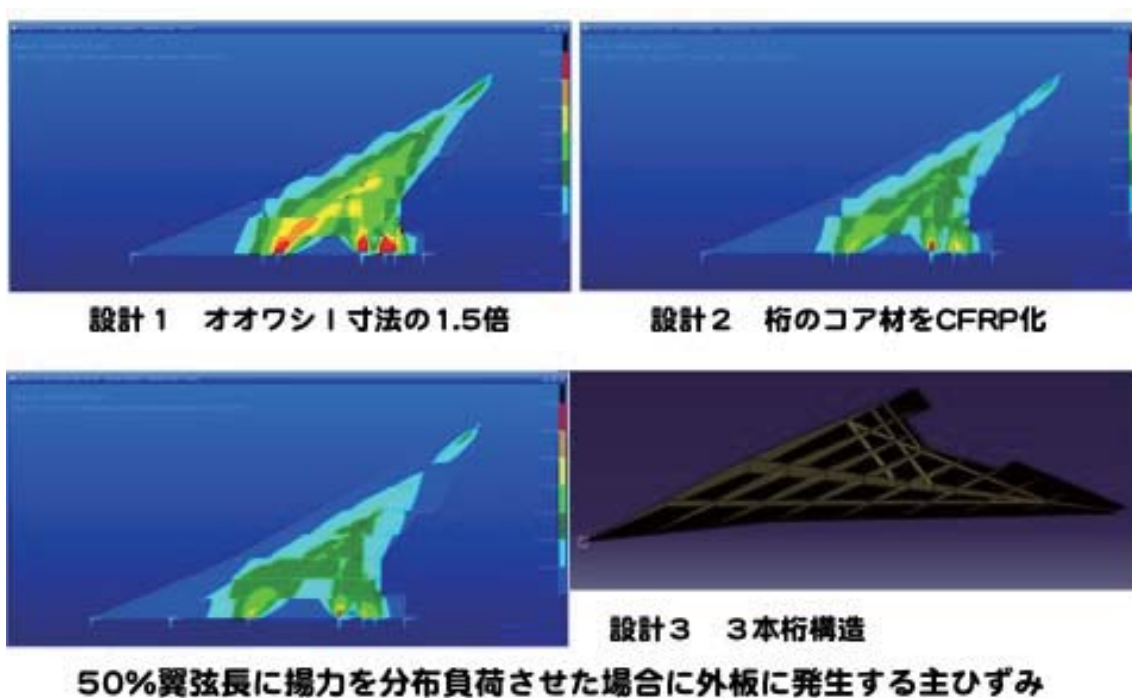


図4 超音速飛行負荷時の発生ひずみ

次に、主翼を3分割で製造する案を検討した。主翼を3分割することにはいくつかの利点がある。(1)飛行試験で翼端を損傷することは多い。翼端を損傷しても左翼または右翼だけを取り替え可能とできる。(2)曲げ荷重が最も大きくかかる翼胴結合部の強度設計が非常に重要であると考えており、中央翼と胴体をできるだけ一体化して強度検討することができる。曲げ荷重最大の場所で分割しなくて済む。(3)左翼および右翼をリブなしのダイヤモンド断面ハニカムサンドイッチパネルとして一体化できるとすると、軽量化と低コスト化が図れる可能性がある。(4)強度剛性試験の荷重負荷装置と試験場所を作り易い。(5)組み立て時にハンドリングし易い。(6)飛行試験場所が大学から離れていることを想定すると、分解して運搬し易い大きさであることが必要となる。

そこで、ここでは、オオワシ1号機の主翼寸法を1.5倍に相似拡大した外形とし、構成は、CFRP製で成型した主翼桁構造組立（主桁、前桁としての前縁部材、後桁としての後縁部材）と表面版をCFRP製とするサンドイッチパネル製の主翼面パネル構成とする。主翼桁構造と翼外面パネルは接着部分とアクセスのためのファスニング部分とがある。主翼構造案を図5、6に示す。

主翼と胴体との結合はM8 ボルト8箇所固定する。

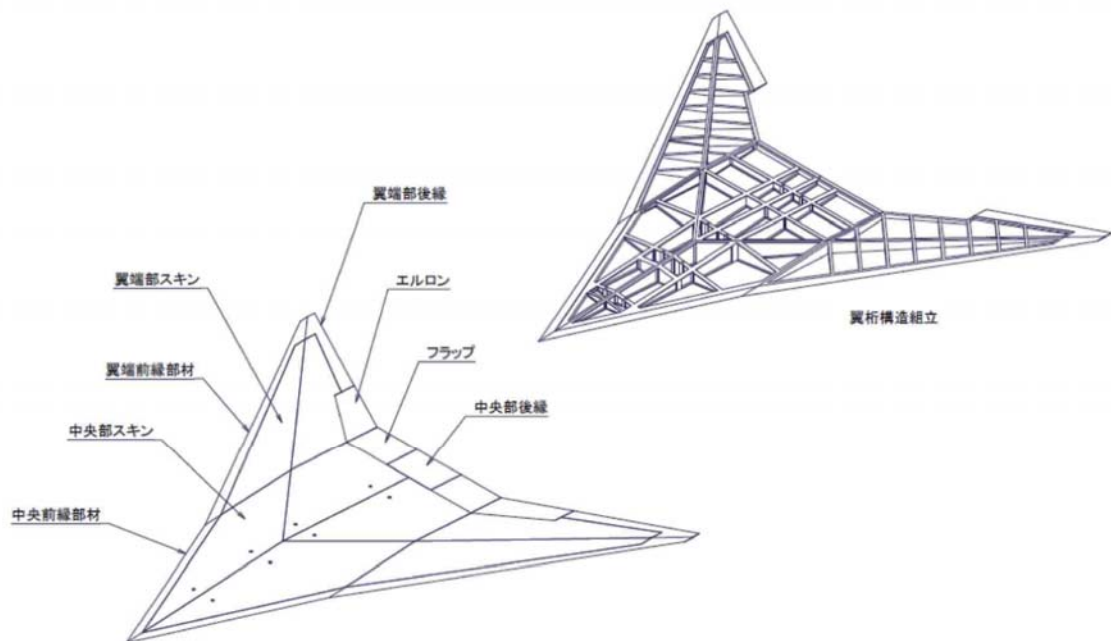


図5 複合材主翼構造案

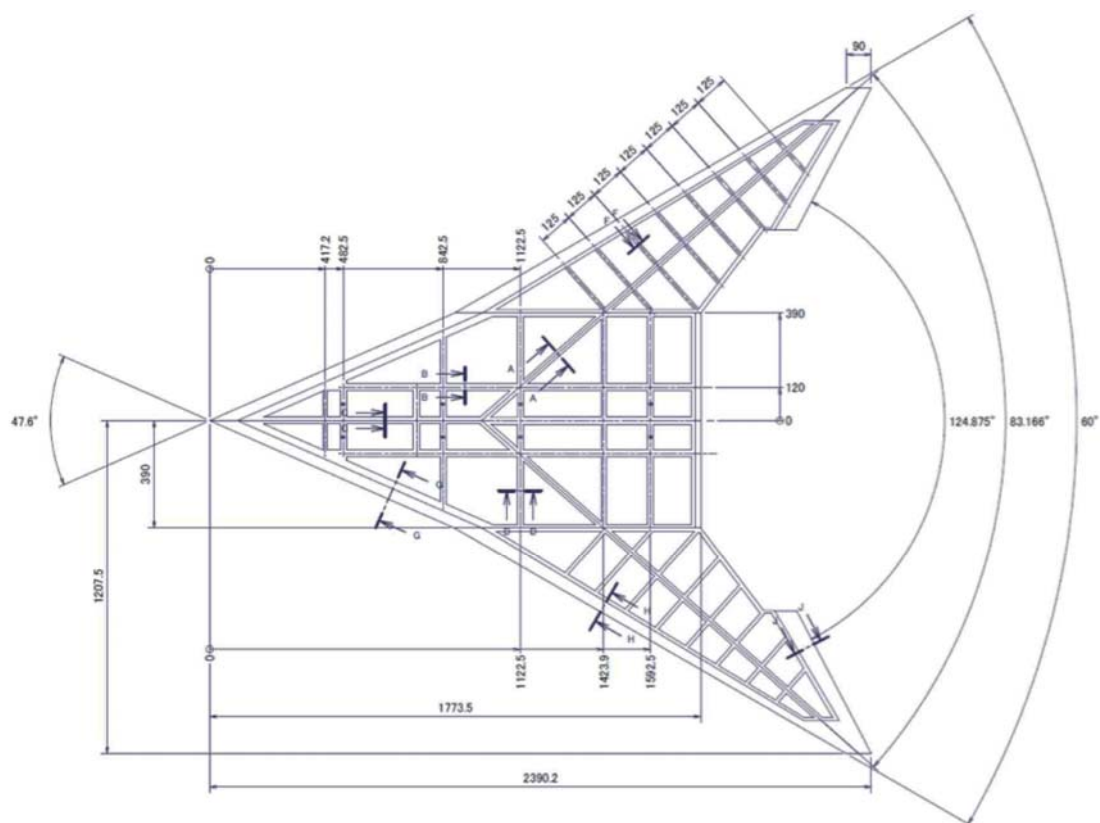


図6 複合材主翼3分割構造案

自重に荷重倍数6と安全率1.5を掛けた負荷に対する主要各部の安全余裕を表2に示す。

表2 主翼3分割構造の強度解析

部位	最大応力 (kgf/mm ²)	強度 (kgf/mm ²)	安全余裕 (MS)	破壊モード
A-A 部	12.1	30.0	1.486	材料破壊
B-B 部	8.0	30.0	2.734	材料破壊
C-C 部	6.6	30.0	3.572	材料破壊
D-D 部	10.1	30.0	1.978	材料破壊
F-F 部	6.4	30.0	3.665	材料破壊
G-G 部	0.2	30.0	LARGE	材料破壊
H-H 部	2.4	30.0	11.355	材料破壊
J-J 部	2.3	30.0	11.992	材料破壊
主翼/胴体結合部	13.3	30.0	1.257	材料破壊
主翼面パネル	17.3	30.0	0.735	材料破壊
主翼/胴体結合部ボルト	1152.2	1939.8	0.12	ボルト引張強度

4. 固有振動数解析

飛行制御系設計の観点から、機体の固有振動数が要求された。

全機系の固有振動数解析ではそれぞれのその検討で開発した NASTRAN 数学モデルを用い、主翼と胴体の結合部 8 点を結合して全機系モデルとした。固有値解析の数学モデル上の質量配分と設計質量配分を表 3 に示す。固有振動解析結果を表 4 に示す。低次 6 次までは剛体モードであるので 7 次以降の固有振動数とモードを示した。

表 3 数学モデル上の質量配分と設計質量配分

部位	NASTRAN	設計
	モデル	質量配分
	質量配分 [kg]	[kg]
胴体リング	8.46	8.46
ストリンガー	6.78	6.78
カバー	17.06	12.2
主翼	46.33	46.33
GN2タンク	1	1
Thhanolタンク	65	65
LOXタンク	28.5	28.5
エンジン	50	50
電気計装（機首）	10	10
電気計装（テイル）	10	10
尾翼	20	20
主脚	30	30
前脚	10	10
インテーク	5	5
ファスナー	2	2
アクチュエータ	5	5
配管	20	20
マージン	13.55	18
合計	350	348.27

表 4 固有振動解析結果

モード 番号	固有 振動数 [Hz]	振動 モード
7	6.5	水平尾翼ローカル
8	6.6	水平尾翼ローカル
9	7.6	水平尾翼ローカル
10	7.6	水平尾翼ローカル
11	11.9	垂直尾翼ローカル
12	17.1	垂直尾翼ローカル
13	18.5	機体ヨー軸曲げ
14	19.6	機体ピッチ軸曲げ
15	28.8	機体ロール軸ねじれ
16	31.7	主翼曲げ

全機構造固有値解析結果を見ると、水平尾翼(昇降舵)や方向舵が振動するモードが低次の固有値として得られるので、数学モデルに実際に合う適切なヒンジ剛性を与えないと意味のある固有値が得られないことがわかった。換言すると、補助翼、フラップ、水平尾翼(昇降舵)、方向舵な可動翼のヒンジ軸まわりの剛性の設定が、機体の安定飛行に重要であることがわかる。特に、遷音速飛行に際しては空力的にもヒンジ軸まわりの剛性は重要である。実際にはオオワシ 2 号機はフライバイワイヤ方式となるであろうから、可動翼駆動機器の保持剛性を十分大きくしないと制御しきれないことがわかる

小型無人超音速実験機の構造の空力加熱モデル計算

○ 樋口 健(もの創造系領域 教授)

石田貴大(機械システム工学科 B4)

機首、主翼前縁、尾翼前縁、エンジン空気取り入れ口前縁などは超音速飛行によって空力加熱を受ける。そこで、1次元熱伝導モデルと気流からの1次元熱伝達モデルを考え、時間方向に温度の遷移を計算した。構造材料はCFRPとした。1次元モデルの長さは機体全長と同じ6mとした。

まず、定常飛行でのよどみ点温度を求めた。高度10km、定常Mach=2でのよどみ点温度は約128℃であり、通常の航空宇宙用CFRP複合材(エポキシ樹脂)の強度使用温度を超える。高度10km、定常Mach=1.7ではよどみ点温度は約79℃となり、通常の航空宇宙用CFRP複合材の強度使用温度以下である。超音速飛行時の断熱壁面温度を図1に示す。Mach1.7以下では飛行時間にかかわらず断熱壁面温度は通常の航空宇宙用CFRP複合材の強度使用温度以下であることがわかる。

次に、オオワシ2号機で想定されている飛行プロファイル(最高到達速度Mach2.0)に従って温度解析を行った結果を図2に示す。横軸の時間は高度8km、飛行速度Mach0.8に至ってからの経過時間を表し、その状態での断熱壁面温度を初期温度としている。現在想定されている飛行プロファイル(図2)では、構造材料を耐熱樹脂CFRPとする必要が生じ、製造性、入手性、組み立て性、コストなどで問題を生じる。最高到達速度をMach1.8とすると、飛行プロファイルを大きく変えることなく通常のCFRP複合材の強度使用温度以下となることがわかる(図3)。

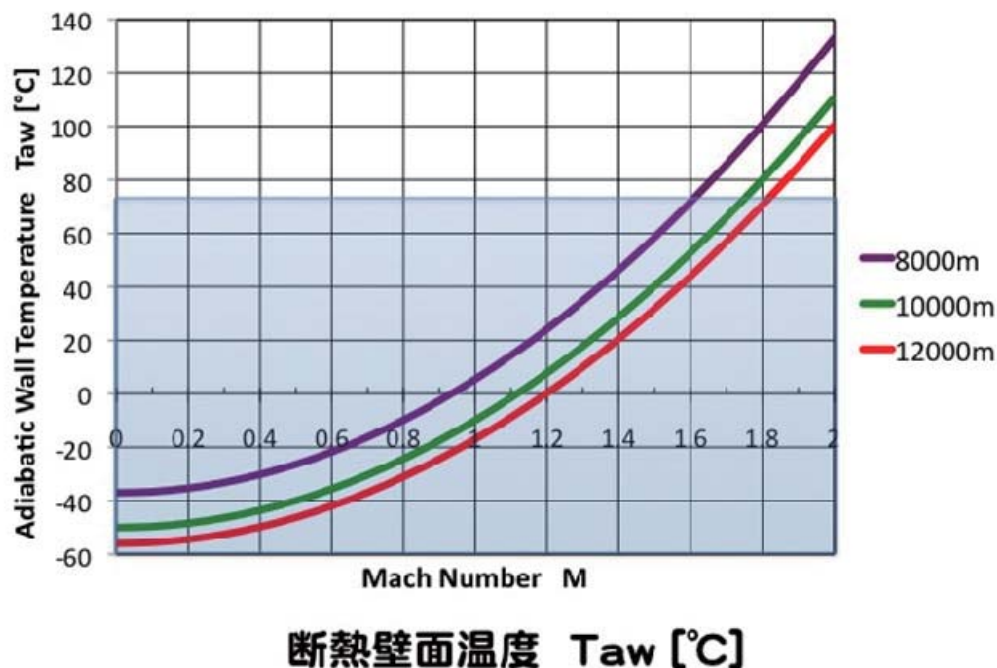


図1 定常飛行マッハ数に対する断熱壁面温度(各曲線は飛行高度)

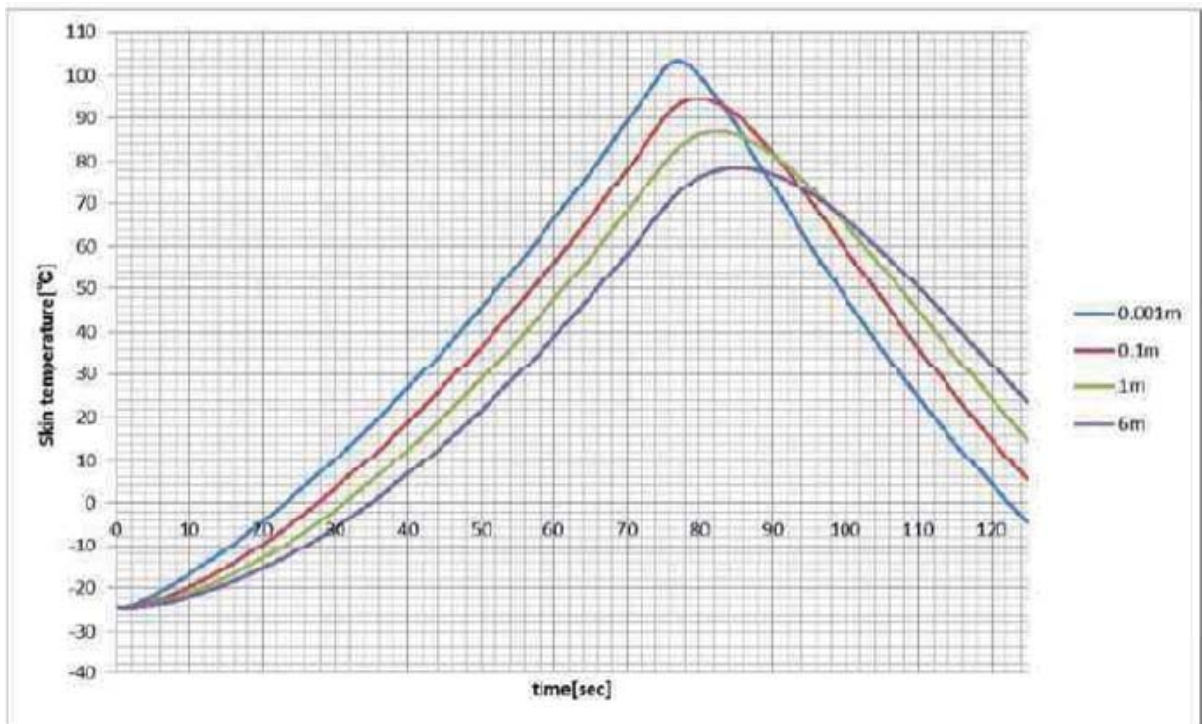


図2 最高到達速度 Mach2.0 の飛行プロファイルにおける機体表面温度推定
(各曲線はモデル先端からの距離)

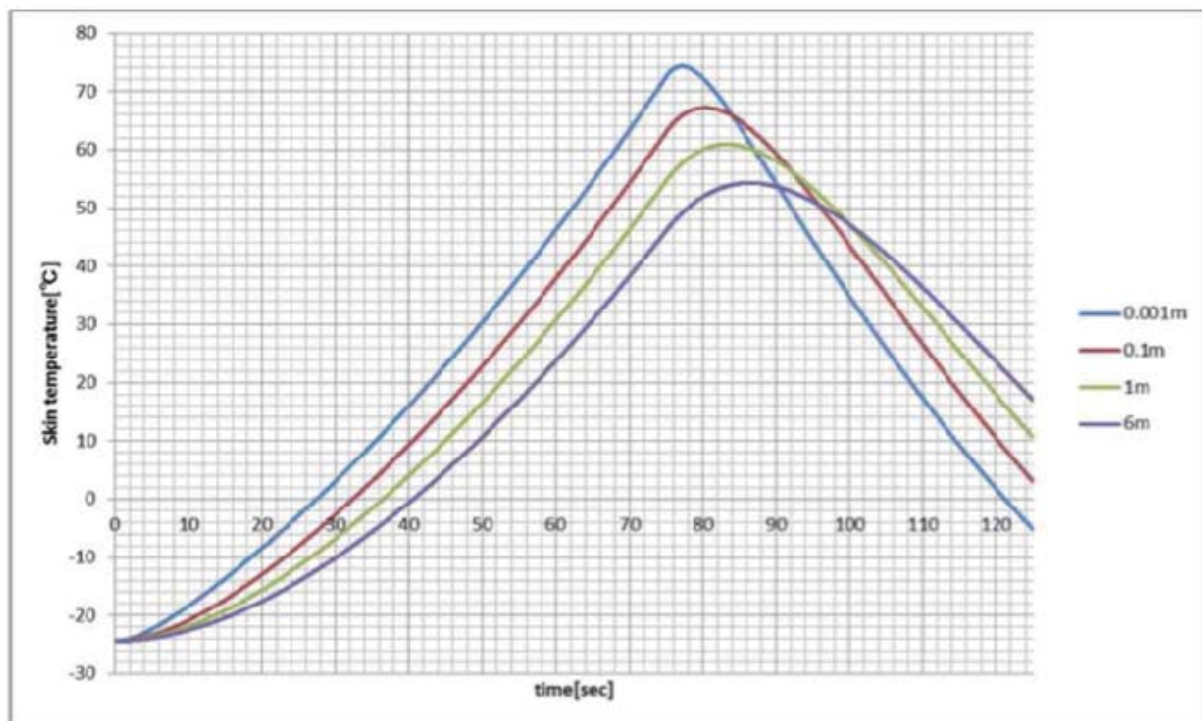


図3 最高到達速度 Mach1.8 の飛行プロファイルにおける機体表面温度推定
(各曲線はモデル先端からの距離)

小型無人超音速実験機の簡易型衝撃吸収脚検討

○ 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 MC1)

金谷良平(機械システム工学科 B4)

1. オオワシ1号機飛行試験の脚改修

2010年8月のオオワシ1号機の離着陸試験の結果、着陸時のバウンドを低減する必要があった。既に出来上がっているオオワシ1号機の脚寸法および脚収納部寸法等を設計変更することなく着地衝撃を吸収する方法として、アルミハニカムクラッシュによるエネルギー吸収を用いることとした。ばねをハニカムに置き換える改修をした脚を図1に示す。前脚、後脚ともに同じ改修を行った。

質量27kgの機体が鉛直方向速度成分2.62m/sで接地した際の運動エネルギーを3脚で均等に吸収すると仮定すると、1脚あたり吸収すべきエネルギーは92.7Jである。ハニカムを装填した脚ストラット上への錘りの落下試験により、エネルギー吸収量を実験により求めた。その結果、ハニカム必要量は約4500mm³となった。このハニカムを脚ストラットに装填して飛行試験に臨んだ。

着陸に先んじて離陸滑走時に既にハニカムが潰れてしまうのではないかという危険が出されたのでタキシング試験に供した。その結果、元のハニカム高さ(約15mm)に対し、タキシング試験後のハニカム潰れ量は僅少であり、着陸に十分使えろと判断された。

飛行試験においては、離陸したものの着陸進入に至らず、衝撃吸収脚の機能実証はできなかった。



バネをハニカムに
置き換えたもの

クラッシュした
ハニカム

図1 衝撃吸収改修後の脚

2. オオワシ2号機の脚検討

2.1 前脚

前脚は上下方向衝撃と前後方向衝撃に分けて考える。前後方向には、エネルギー吸収に優れる銅系単結晶形状記憶合金(SCSMA)を用いる案を検討した。上下方向のエネルギー吸収には、アルミハニカムクラッシュ方式とする。機体内に脚を収納するスペースがないので引き込まない。

概案を図2に示す。

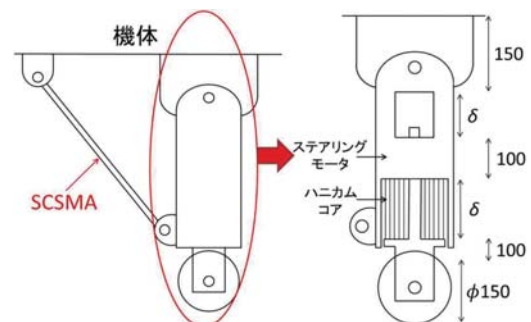


図2 銅系単結晶形状記憶合金(SCSMA)とアルミハニカムを用いた衝撃吸収前脚

2.2 後脚

そりとエネルギー吸収要素を組み合わせたトラス構造にする。エネルギー吸収要素には単結晶形状記憶合金 (SCSMA) を用いる方式の成立性を机上検討した。形状記憶合金はハニカムとは違って繰り返し使用できる。内筒と外筒とエネルギー吸収要素が要る通常の衝撃吸収脚に比べ、構造要素とエネルギー吸収要素を兼ねさせられることにより簡素化と軽量化を狙っている。機械的ブレーキなしでも着陸滑走すれば必ず止まるのでアクチュエータが要らない。図3に示す片脚トラス構成において、そり部を除く6本のトラス部材のうち、主として引張りを荷重を受ける下側部材の3本 ($\ell=609\text{mm}$, 916mm , 609mm) を SCSMA 材とした。他のトラス3本はアルミ合金製とし、断面積を6本とも 100mm^2 に揃えた。なお、オオワシ2号機の機体内に脚を収納するスペースがないので引き込まない。また、そりを出したままでは離陸できないので、離陸にはドーリーなど別装置の併用を検討しなければならないことに注意を要する。また、衝撃吸収がハニカムクラッシュ方式でも形状記憶合金方式でも、一度着地したら着陸やり直しはできないことを前提とする。

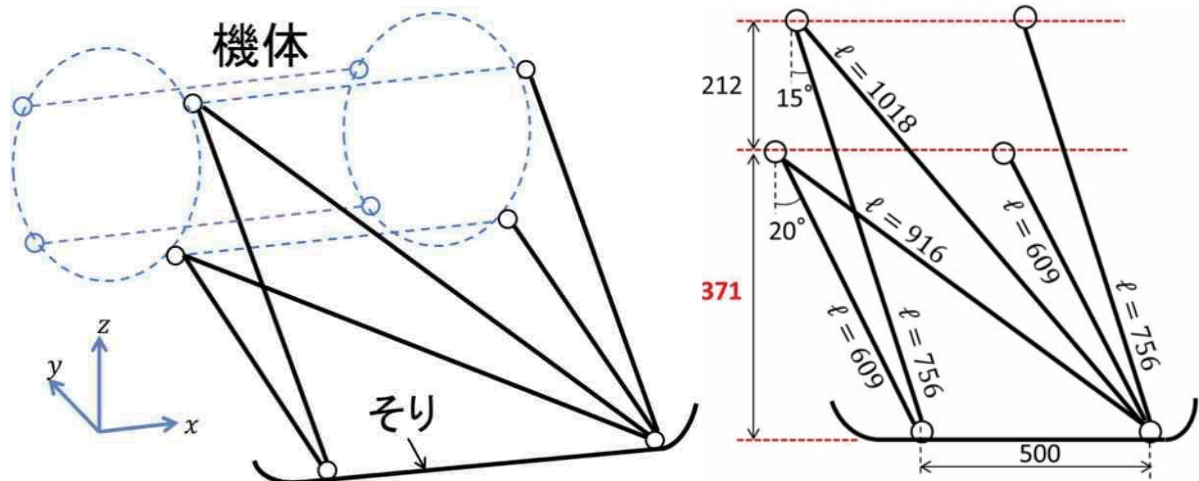


図3 後脚構成案 (片側)

2.3 離陸形態

そり方式の後脚は引き込まないので、離陸時には離陸専用の分離式台車 (ドーリー) が必要となる。ドーリーによる離陸方式がオオワシ2号機のミッションに最適のシステムであるのかは検討を要する。

1. 概要

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、この小型無人機には、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、上記を可能とする2つのサブシステムとして誘導制御系(GNC: Guidance, Navigation & Control)・遠隔監視制御系(TTC: Telemetry & Command)の構成と構成要素であるセンサ及びアクチュエータ等の各種機器とのインターフェースの検討、誘導制御系センサとして重要な慣性航法装置の特性把握、制御アルゴリズムの検討を行った結果を報告する。

2. 誘導制御・遠隔監視制御系構成

小型無人機の誘導制御・遠隔監視制御系構築に対しては、機能的には 1)誘導制御系による位置・速度・姿勢制御、2)遠隔監視制御系による飛行状態の把握とそれによる飛行モードの変更、に加えて、3)小型無人機への搭載可能なレベルの低消費電力化、小型・軽量化、4)制御系不具合時に依存せず飛行状態把握が可能であること、5)ラジコン操縦飛行から自動操縦飛行への移行及びその逆ができること、を要求条件として図1に示すように構成を進めることとした。

現時点では、小型無人機のサブシステムへの重量配分及び電力配分は決定していないが、現状製品のデータをもとに、これら2つのサブシステムの総搭載重量・消費電力目標をそ

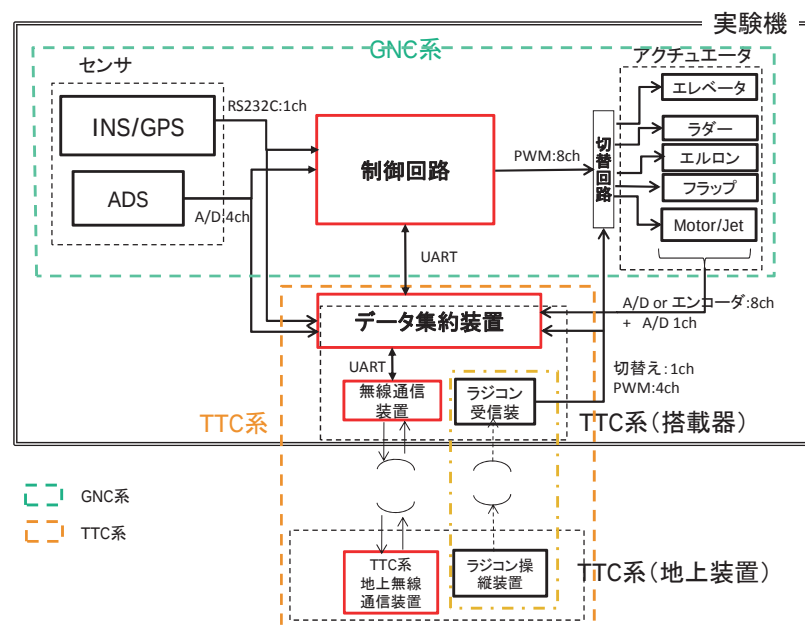


図1 誘導制御系・遠隔監視制御系構成

れぞれ 1 kg、1W とした。

それぞれのサブシステムのコアである制御回路、データ集約装置については独立のマイコンを使用することにより、一方のサブシステムの不具合がもう一方のサブシステムに影響を及ぼさない構成とするとともに、段階的な自律飛行を可能にするためラジコン操縦可能な構成となっている。

このような構成を前提に図1に記載のように搭載するセンサ、アクチュエータ、無線通信装置等と RS232C、UART、A/D、PWM等のインターフェイスを決定した。

3. 慣性航法装置の特性把握の構築と把握

慣性航法装置は、誘導制御系における最も重要なセンサであり、加速度、角速度、GPSを用いて、内部演算処理により機体の位置、姿勢、速度を出力してくれるものである。

この慣性航法装置の位置、姿勢、速度検出精度は、最終的には超音速機の制御精度を大きく決定するものである。そのため、慣性航法装置の特性を把握する測定系を構築するとともに性能の把握を行った。

3.1 測定系の構築

慣性航法装置においては、加速度・角速度センサのノイズ、バイアス等の性能が位置、姿勢精度に大きく影響する。そのため、低速においても精度の高い回転を維持できる回転テーブルによる測定系を構築した(図2)。そのため、 $1^{\circ}/s \sim 180^{\circ}/s$ の低速回転を $0.03^{\circ}/s$ の回転精度を有する。回転テーブル上慣性航法装置からの出力データは無線通信(ZigBee)により離れた場所にあるノート PC に収録できる構成となっている。

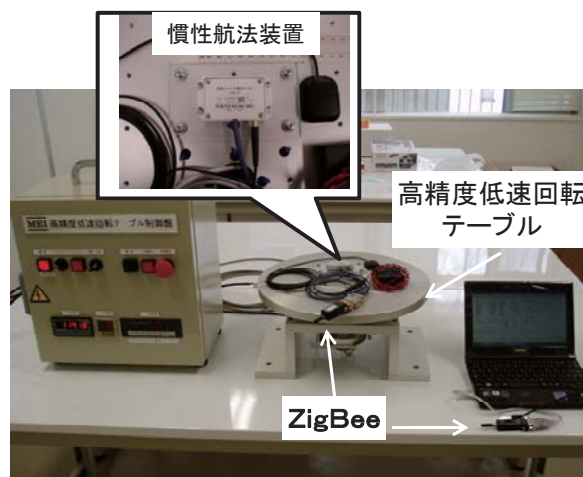


図2 慣性航法装置測定系

3.2 慣性航法装置性能

慣性航法装置の特性を測定した結果を図3に示す。 $3^{\circ}/s$ での回転に対して、慣性航法装置からの角速度出力では、バイアス誤差として $0.13^{\circ}/s$ 、分散 $0.4^{\circ}/s$ のノイズを有することが明らかとなった。今後は、より詳細に慣性航法装置の性能把握を行う。

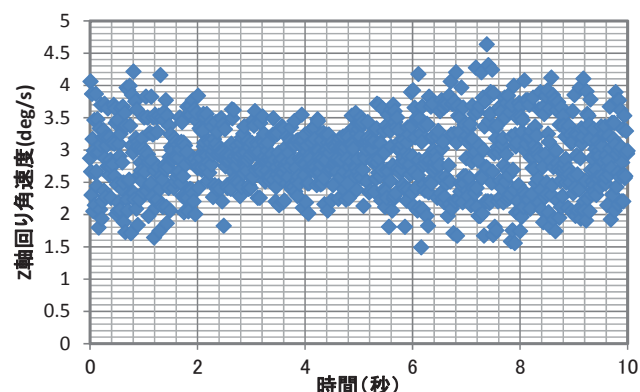


図3 角速度(z軸回り)の出力データ

4. 制御アルゴリズムの検討

小型無人機自律飛行のための制御として、水平定常飛行の制御則設計を行った。設計は、縦方向の運動に限定、おおわし 1 号機の慣性能率及び空力安定微係数を用いて、PID制御器のみの使用という

条件で行った。

設計によるボード線図(ゲイン、位相)を図4に、ステップコマンドに対するピッチ角の時間応答シミュレーションの結果を図5に示す。この結果良好な制御則設計ができていることが確認できた。今後は、センサノイズを含むシミュレーションにより姿勢制御精度の確認、横・方向の運動も含めた各種飛行モードでの制御則設計及びシミュレーションを実施し、飛行特性を確認する。

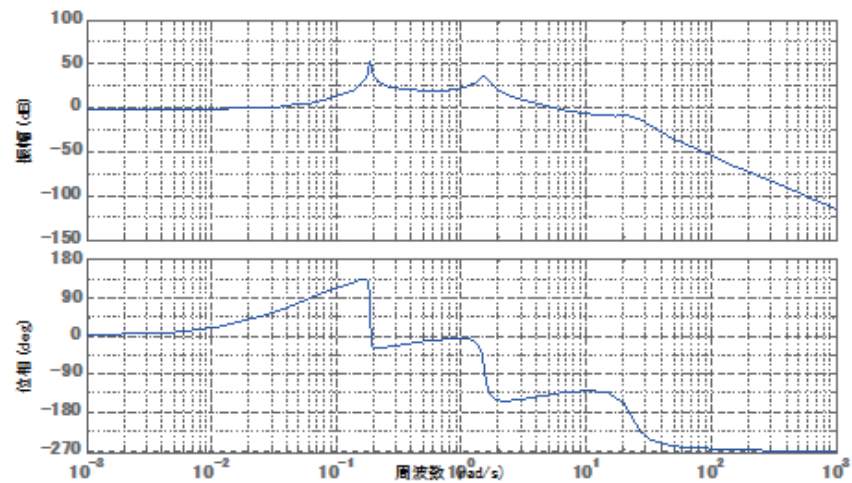


図4 設計結果(ボード線図)

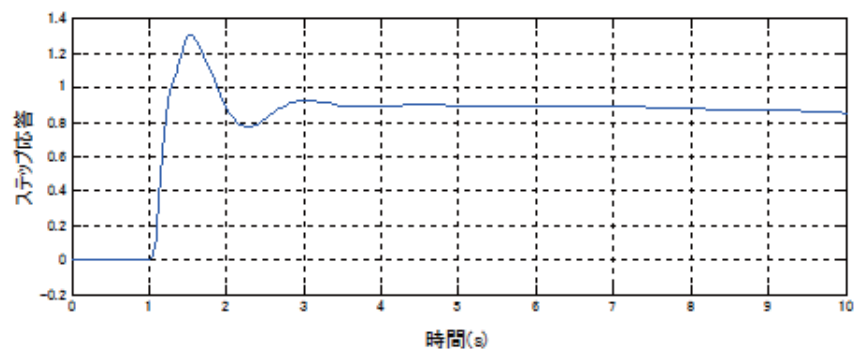


図5 時間応答シミュレーション

非定常運動するデルタ翼の低速空力特性

○ 上田 祐士（航空宇宙機システム工学コース 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・目的

室蘭工業大学の航空宇宙機システム研究センターでは、自律型超音速無人機の開発を進めている。これまでに超音速機形態の低速無人機の初飛行は成功したが、着陸時など低速時における空力特性が不安定であるという課題が顕在化してきた。その理由としては、離発着時の低速時において必要な揚力を得るために迎角を十分に大きくしなければならないため、翼上面で流れが剥離しやすく非定常な揚力・抗力変化が生じてしまうといった問題点が挙げられる。さらに、非定常な原因となる横風、突風、乱気流の影響も考慮し、それらが飛行に与える影響を抑えなければならない。つまり、デルタ翼を持つ航空機が安定して離着陸できるよう、低速時におけるデルタ翼の空力特性について研究する必要がある。

そこで本研究ではデルタ翼の空力特性を改善・制御することを目的として、デルタ翼の定常および非定常空力特性の評価と、音響励起による空力特性の改善・制御の評価を行った。音響励起による制御性能は、6軸力覚センサによる空気力計測により評価した。

2. 実験方法

本実験ではデルタ翼の低速飛行状態を模擬するため、水平回流式低速風洞を用いた。空気力計測は6分力天秤（Nitta 製 IFS-67M25A25-I40）を用いた。一様流流速は $21.6[\text{m/s}]$ で、平均空力翼弦長（ $90[\text{mm}]$ ）に基づくレイノルズ数は 1.3×10^5 である。また、デルタ翼の非定常運動を模擬するために模型の下部にステップモーター（CRK543APB-H100）を取り付け、模型を迎角 $0^\circ \sim 30^\circ$ の間でピッチング運動させながら空気力計測を行った（図1）。

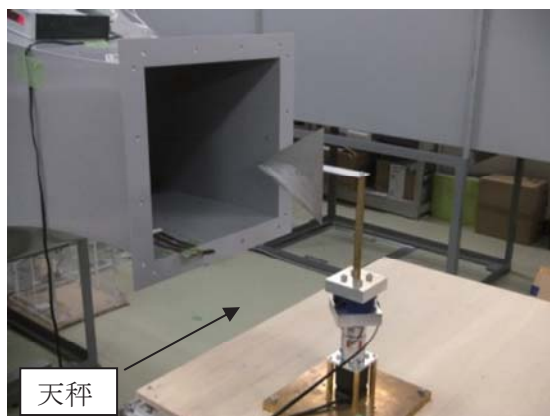


図1 実験風景



図2 音響励起実験

さらに、デルタ翼の低速非定常空力特性の改善を行うために、本実験ではまず定常状態において音響励起がデルタ翼の空力特性に与える影響を検証した。音波はデルタ翼上面側と下面側から放射して計測を行った（図2）。励起周波数は、迎角 $0^\circ \sim 14^\circ$ では 1000Hz 、 $15^\circ \sim 24^\circ$ では 500Hz 、 $25^\circ \sim 30^\circ$ では 250Hz の正弦波状の音波により音響励起を行った。

3. 実験結果

3.1 定常空力特性

迎角を一定に保った場合のデルタ翼の揚力係数については、高迎角時にも明確な失速が見られず滑らかな曲線となっており、デルタ翼の揚力特性が顕著に表れている。抗力係数についても滑らかな曲線を描いており、高迎角ほど抗力係数の増加率が大きくなっていることが分かる(図3)。従って、本実験で使用したデルタ翼模型でも低速時におけるデルタ翼の飛行特性を模擬できることがわかる。

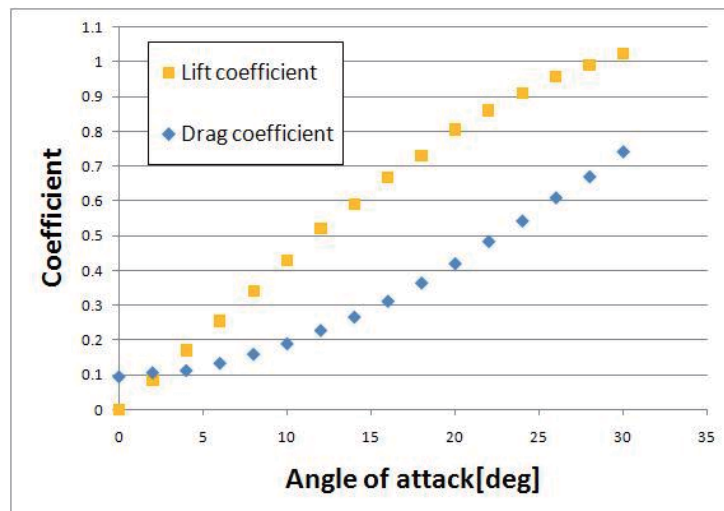


図3 デルタ翼の定常空力特性

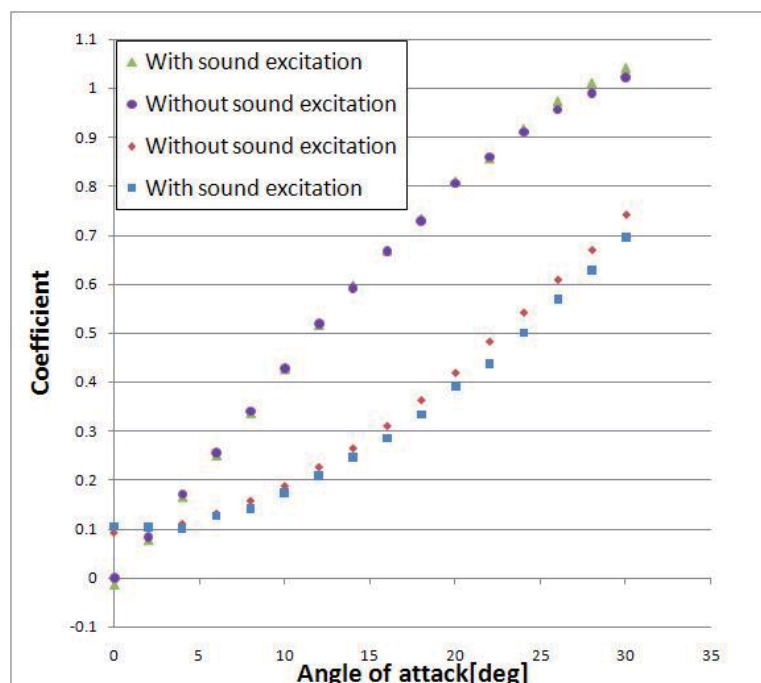


図4 デルタ翼の音響励起による揚抗比改善

3.2 音響励起による定常空力特性の改善

図4は、デルタ翼下面側から音波を放射した場合の計測結果である。揚力係数については音響励起がない場合と顕著な差は見られないが、抗力係数については励起によって明確に抗力の低減効果があることが分った。この効果は、デルタ翼上面に生じる前縁剥離渦の回転方向と同じ方向から音波によって剥離が助長され、抗力係数の改善に繋がったと考えられる。結果的に、8~9%の揚抗比改善を実現することができた。しかし、デルタ翼上面側から音波を放射した場合、改善効果が小さいことが分かった。

3.3 非定常空力特性

迎角 $0^\circ \sim 30^\circ$ を2秒で往復させた場合の空気力計測結果を見ると、非定常運動によって揚力係数と抗力係数の変動が定常状態に比べ大きく、迎角が急変し始める低迎角や高迎角時には特に顕著である(図5)。この結果は、離着陸時のデルタ翼機の非定常運動を制御する場合は、定常運動時に比べてさらに大きな空力制御が必要であることを示唆している。

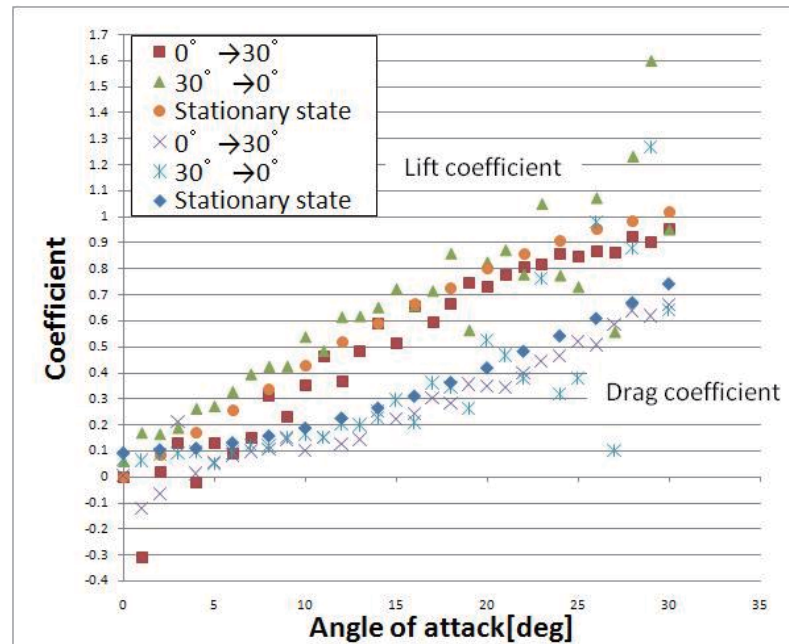


図5 デルタ翼の非定常空力特性

4. まとめ

本研究は、デルタ翼の低速時における空力特性の改善を目的とした。今回の実験では音響励起により定常状態における空力特性の改善を実現することができた。しかし、実際の機体で音響励起を行うのは困難が伴うことから、今後ピエゾ-素子や MEMS (微小電気機械デバイス) などを用いた新しい制御法模索する必要がある。また、非定常運動するデルタ翼の非定常空力特性も評価することができた。

以上の成果を踏まえ、今後更なる揚抗比改善を目指し、最終的に 3.3 で述べた非定常空力特性の改善の実現に向けて研究を進めていく。

1. はじめに

将来の再使用型宇宙輸送機や飛行試験機等の回収のために、また非常時の滑走路外への着陸方法として、パラシュートに代わるものとして「パラフォイル」の利用が期待されており、自律飛行可能なパラフォイル飛行システムの構築が待たれている。パラフォイル本体は「キャノピー」とも呼ばれ、円形パラシュートの発展形であり、空気取り入れ口(インテーク)を持つ布袋(セル)を横に並べ左右対称な平面形を構成する。インテークを進行方向に向け、空気流のせき止め圧(ラム圧)によってセルを膨らませて翼形状を保持する。また、キャノピーの左右後縁を下に曲げることによって横制御が可能である。これらのことから直進飛行性と横制御性を兼ね備えており、パラシュートに比べて定点回収に適している。

パラフォイルを用いた自律回収システムを実現するには、まずはその飛行特性(空力特性および操舵応答)を把握する必要がある。パラフォイルの運動特性はその拘束条件によって大きく異なる事が知られており、風洞試験や曳航試験のようにパラフォイルを固定した時の運動特性は、飛行中の運動特性とは異なる。そこで、パラフォイルを実際に飛行させながら運動特性を計測することが必要である。また、その飛行速度が比較的小さいことから、パラフォイルは風の影響を受けやすいため、風の影響をできるだけ排除した条件で飛行試験を実施することも肝要である。そこで本研究では、屋内において風の影響を排除した比較的小規模な飛行試験によってパラフォイルの飛行特性の概略を把握することを目的とする。

2. 手法および理論

本研究では、体育館においてパラフォイル飛行実験機を手投げおよび無線操縦により飛行させ、飛行の様子を 2 台のビデオカメラで撮影し、動画を解析することによって飛行経路を同定する。また、機体に搭載した慣性センサー(INS)およびエアデータセンサー(ADS)によって加速度・角速度・対気速度ベクトルを計測し、これを後解析することによって飛行特性を調べる。解析手法は以下の通りである。

2-1. 動画解析

動画解析は、飛行実験機の飛行を 2 台のビデオカメラで撮影し、その 2 つの動画から実験機の軌跡データを得るものである。これによって飛行中の各時刻における機体の位置(座標)が地面固定 3 次元座標系において推定される。これを時間微分することによって速度や加速度が推定される。

2-2. 機上計測に基づく飛行特性解析

機体の姿勢角(オイラー角;ヨー角 ψ 、ピッチ角 θ 、ロール角 ϕ)は、以下の微分方程式を解くことによって、機体固定座標系での角速度 p 、 q 、 r から推算できる:

$$\begin{aligned}\dot{\phi} &= p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \\ \dot{\theta} &= q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} &= \frac{q \sin \phi + r \cos \phi}{\cos \theta}\end{aligned}$$

また、空力係数は以下の式にもとづいて機体固定座標系での加速度・角速度から推算される:

$$\begin{aligned}
C_x &\equiv -C_A = \frac{ma_x}{\bar{q}S} & C_L &= -C_Z \cos \alpha + C_X \sin \alpha & C_l &= \frac{1}{\bar{q}Sb} [I_x \dot{p} - I_{xz} (pq + \dot{r}) + (I_z - I_y) qr] \\
C_y &= \frac{ma_y}{\bar{q}S} & C_D &= -C_X \cos \alpha - C_Z \sin \alpha & C_m &= \frac{1}{\bar{q}Sc} [I_y \dot{q} + (I_x - I_z) pr + I_{xz} (p^2 - r^2)] \\
C_z &\equiv -C_N = \frac{ma_z}{\bar{q}S} & & & C_n &= \frac{1}{\bar{q}Sb} [I_z \dot{r} - I_{xz} (\dot{p} - qr) + (I_y - I_x) pq]
\end{aligned}$$

すなわち、動圧 $\bar{q}$ 、翼面積 S 、翼幅 b 、迎角 α 、機体固定座標系における加速度 a_x 、 a_y 、 a_z 、角速度 p 、 q 、 r 、慣性モーメント I_x 、 I_y 、 I_z 、および慣性乗積 I_{xz} を計測できれば飛行中の姿勢角や空力係数を推定できる。

3. 実験装置

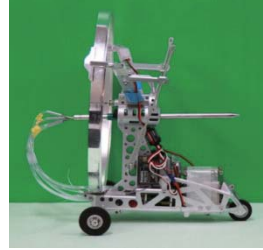
3-1. 機体とキャノピー

パラフォイル飛行実験機の機体本体には慣性センサーボード、エアデータセンサー、操舵信号ボード、ラジコン受信機、操舵用サーボモータ、バッテリー、およびレギュレータを搭載する。搭載物によって空力特性が変化しないようにカウリング(風防)を被せ、動画解析の目印としてカウリング先端近くに LED を装備している。これらの搭載物を含む全備質量は 550g である。

パラフォイル飛行実験機のキャノピーは、平面形状は翼幅 125cm、翼弦長 42cm の矩形であり、質量は約 80g である。動画解析の目印として両翼端に LED を装備している。キャノピーと機体をつなぐラインとしてサスペンションラインとコントロールラインがある。サスペンションラインはキャノピー前部の下面につながっており長さ 65cm である。また、コントロールラインはキャノピー後部下面につながっており長さ 61cm である。機体本体とキャノピーを併せた全備質量は 630g となる。



(a) カウリングを被せた実験機外観



(b) カウリングを外した実験機外観



(c) キャノピーの外観



(d) 動画解析用 LED

図1 小型パラフォイル飛行実験機

3-2. 慣性センサー(INS)

慣性センサーとして三軸加速度センサーと三軸角速度センサーを搭載しており、機体固定座標系での加速度・角速度を計測する。

3-3. エアデータセンサー(ADS)

5 孔ピトー管と圧力センサーボードで構成され、対気速度の大きさと方向(迎角、横滑り角)を計測できる。5 孔ピトー管の較正は、風洞試験によって迎角と各圧力孔の圧力の関係を調べることによっている。圧力センサーの較正は、精密な圧力生成器を用いて各センサーに規定の圧力を与え、センサーボードの AD 変換器出力値との対応関係を調べることによっている。



図2. 慣性センサーボード



図3. 5 孔ピトー管と圧力センサーボード

4. 解析結果と考察

機体固定座標系は、機体の重心から機軸前方向に x 軸、右方向に y 軸、腹方向に z 軸をとる。直線滑空の場合の加速度の履歴の一例を図4に示す。横軸は慣性センサーの電源を投入してから時間である。時刻 29.6~29.7sec において z 方向加速度の符号が反転しており、この時点が手投げ発射の瞬間である。その後滑空し時刻 33.5sec に床面に着地しており、着地衝撃の加速度が捉えられている。同じ直線滑空の場合の角速度の履歴を図5に示す。手投げ発射の際および着地の際の急激な姿勢変化が捉えられている。滑空中にはピッチングとヨーイングの大きな振動、およびローリングの小さな振動が捉えられており、これは滑空中の機体の振り子運動に対応する。

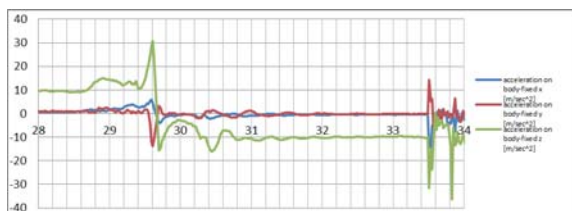


図4. 飛行試験で取得された加速度の履歴

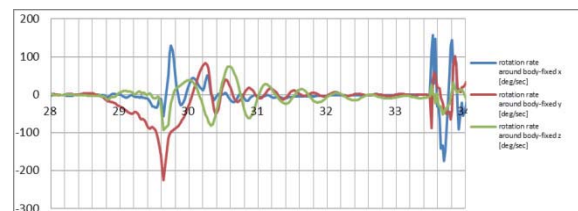


図5. 飛行試験で取得された角速度の履歴

次に、同じ直線滑空の場合の ADS による対気速度および迎角の推定値を図6に示す。5 孔ピトー管の較正式として上下または左右の圧力孔の差圧を動圧で除する計算式を用いているため、飛行していない時すなわち動圧がゼロに近い時の迎角推定は発散している。また、実験機を射出した直後の過渡運動の間は迎角が大きく変化している。時刻 30.8sec 以降は振り子運動を伴いながらも概ね定常飛行していることが分かる。

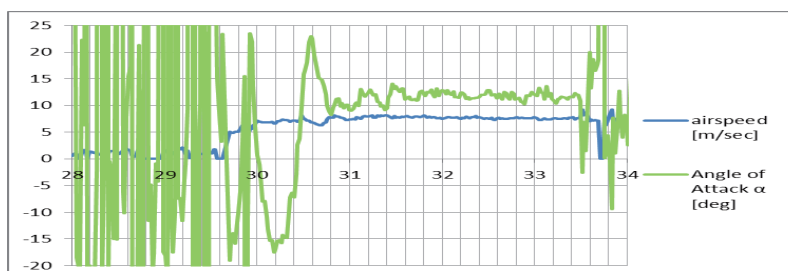


図6. ADS による対気速度および迎角の推定値

加速度計測値等から推算された軸力係数、横力係数、および垂直力係数の履歴を図7に、迎角との関係を図8に示す。さらに ADS によって計測された迎角を用いて揚力係数・抗力係数に換算した結果を図9に示す。ここで、揚力係数・抗力係数の推算においては、機体を射出した直後の非定常運動のデータは除外して、時刻 31～33.4sec の定常飛行のデータのみ使用している。この間、パラフォイル機体は振り子運動を伴いながら滑空しており、迎角 $-8 \sim +13$ 度の範囲で良好に空力係数を推定できている。

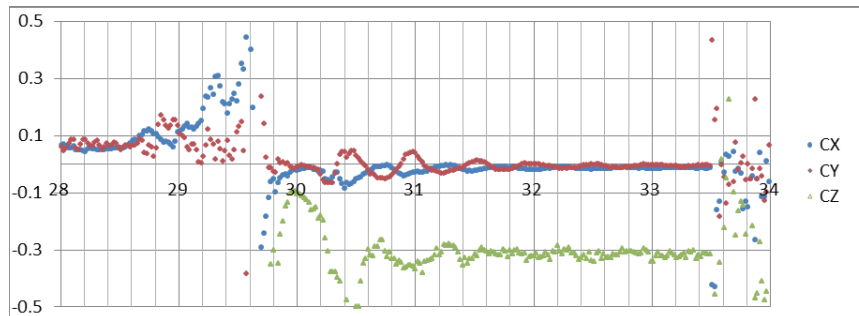


図7. 軸力係数、横力係数、垂直力係数の履歴

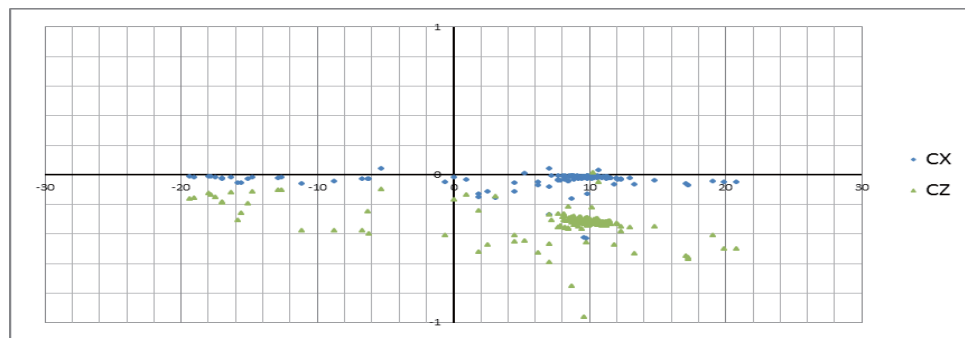


図8. 軸力係数、垂直力係数と迎角の関係

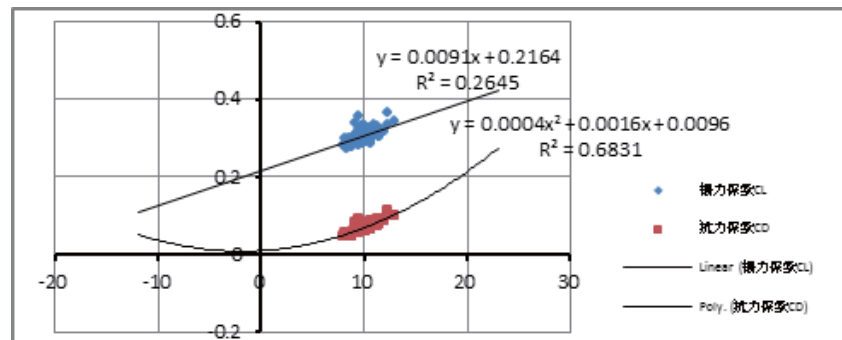


図9. 飛行試験から推定される揚力係数・抗力係数と迎角の関係

5. 結言

本研究は、屋内において風の影響を排除した比較的小規模な飛行実験によってパラフォイルの運動特性の概略を把握することを目的として、小型パラフォイル飛行実験機を製作した。慣性センサ、エアデータセンサ、および操舵信号記録器を搭載し、体育館における奥得ない飛行試験において加速度、角速度、対気速度ベクトル、操舵量、等を計測した。また、床面に設置した 2 台のビデオカメラで飛行の様子を動画撮影した。動画を解析することから飛行経路の概略を把握するとともに、オンボード計測データを解析することによって飛行中の座標や姿勢角の履歴、および空力係数を推定した。

- 湊 亮二郎(機械航空創造系科 助教)
 - 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長, 教授)
 - 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

次世代の航空宇宙輸送技術の飛行実証を目的として, 小型無人超音速機の研究開発を進めており, その推進エンジンとしてガスジェネレータサイクル・エア・ターボラムジェットエンジン(GG-ATR エンジン)が想定されている. 平成 22 年度までに同エンジンのサイクル計算や概念設計を元に, 平成 23 年度は特に斜流圧縮機翼形状の詳細設計と一部製作を行った. 以下にその概要を示す.

2. 設計内容

2.1 斜流圧縮機空力設計

GG-ATR エンジン用斜流圧縮機の翼形状を, ターボ機械設計ソフトウェア AxCent を用いて設計し, その形状について、ターボ機械空力解析ソフトウェア FineTURBO Ver8.9.1 を用いて, CFD 解析を行った. 図 1 に設計した斜流圧縮機の概形を示す. また空力解析の結果の一部を図 2 に示し, 図 3 には CFD 解析による斜流圧縮機の流量-圧力比特性マップを示した.

CFD 解析の結果, 空気流量と圧力比がほぼ目標値に達した. 断熱圧縮効率については目標値をわずかに下回ったが, 推力, I_{sp} などのエンジン性能には支障がないことが確認された.



図 1 GG-ATR エンジン用斜流圧縮機形状

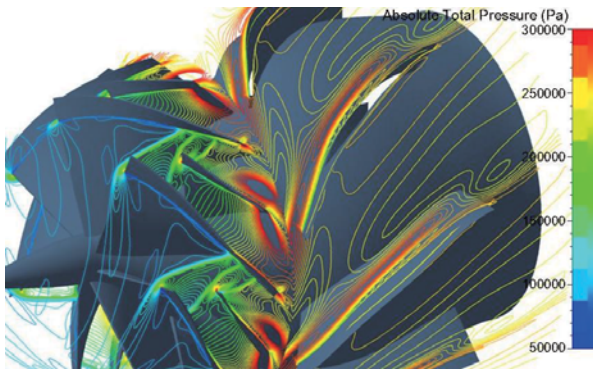


図 2 Fine TURBO による空力解析結果

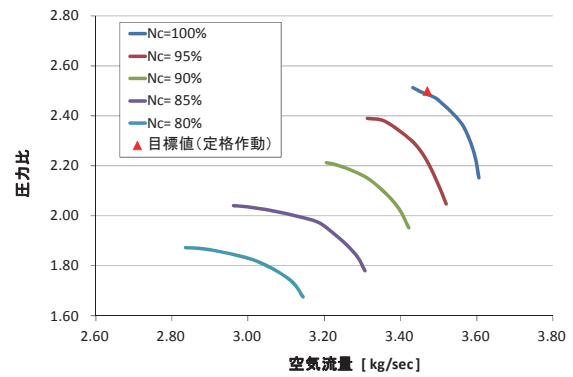


図 3 空力解析による流量-圧力比特性マップ

2.2 斜流圧縮機構造設計

この斜流圧縮機翼形状について、CAD ソフトウェア Solid Works の FEM 機能による、回転強度解析と翼の固有振動解析を行った。回転強度解析については、定格回転数 (58000rpm) よりも 10% 大きい 64000rpm で解析を行い、最大 Von Mises 応力が降伏応力の範囲内に収まることが確認された。また翼の固有振動解析では、1 次の固有振動数が定格回転数の約 2 倍あることがわかり、この斜流圧縮機形状が構造的に十分成立することが確認された。

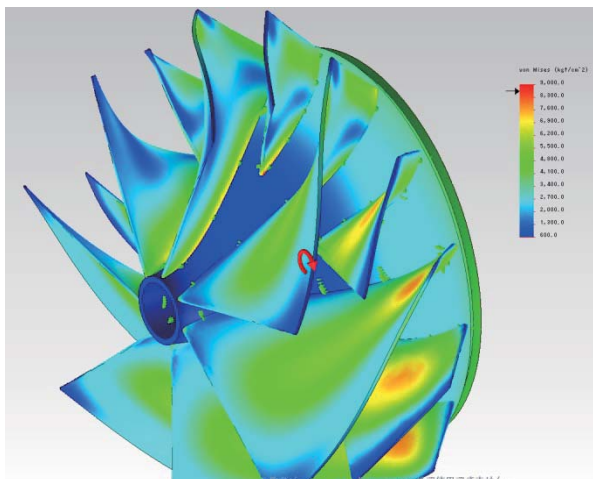


図 4 回転強度解析結果

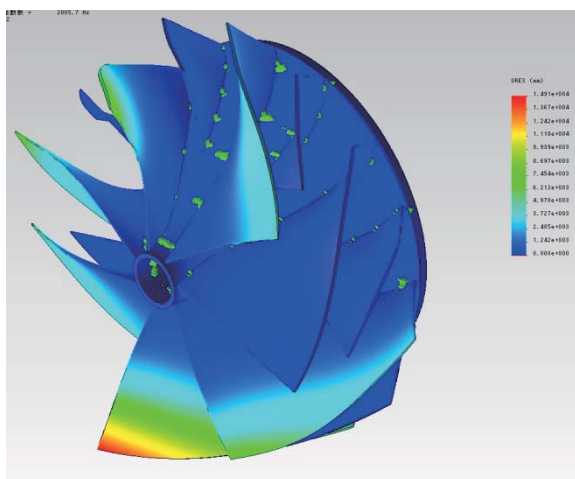


図 5 固有振動解析結果

2.3 タービン要素の製作

このほか、GG-ATR エンジンの高圧・低圧タービンのノズル及び動翼ブリスクの製作を行った。図 6 は高圧タービンブリスクの写真である。



図 6 製作した高圧タービンブリスク

反転軸流ファン試験装置の設計及び設置

○ 湊 亮二郎(もの創造系領域 助教)

棚次 亘弘(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. 背景と目的

現在室蘭工大では、反転軸流ファンを次世代の航空宇宙輸送における革新的基盤技術として、その基礎研究を進めている。2011 年度は反転ファン試験装置の製作を行い、同装置を格納する真空槽の製作と設置も行った。その詳細について以下に述べる。

2. 設計内容

2.1 真空槽の製作と真空試験

反転ファン試験装置は、電動モーターでファンを駆動する方式であるため、ファンを定格回転数まで上げるには、低圧環境下である必要がある。そのため反転ファン試験装置を格納するための真空槽の製作を行い、その真空引き・気密試験を行った。

図1と2にそれぞれ、反転ファン試験装置と製造元における真空槽単体の真空引き・気密試験の様子を示す。

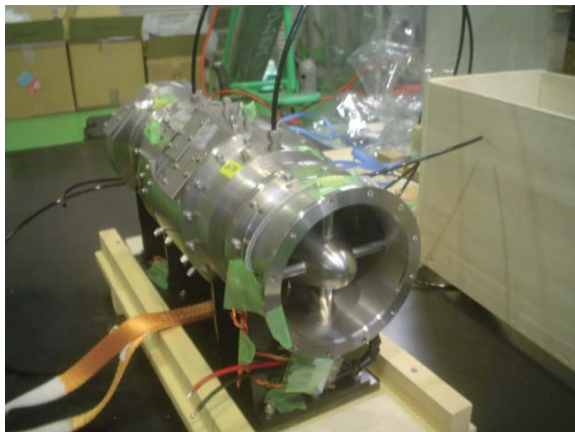


図1 反転ファン試験装置



図2 真空槽単体の真空引き試験

真空引き・気密試験の結果、一部のフランジに空気漏れが見つかったが、それ以外では気密がとれていたことが分かった。この空気漏れがあったフランジについては2012年度に改善する予定である。

またこの真空槽を、航空宇宙機システム研究センター中型超音速風洞の真空タンクに接続して設置する工事を行った。図3と4に設置工事後の反転ファン試験装置と、試験装置と風洞タンクとの接続配管

を示す.



図3 設置後の反転ファン試験装置真空槽



図4 風洞タンクと真空槽の配管接続状態

真空槽設置後, 超音速風洞と試験装置の間の真空引き・気密試験を実施した. 一部の真空槽のフランジからの微量の空気漏れは残っていたものの, 超音速風洞の真空タンク容積(500m^3)と比較して極めて微量であるため無視できる量であり, 真空ポンプを止めて一昼夜風洞タンクを真空に保持しても, 風洞タンクの圧力は殆ど上昇しなかった.

今後は, 空気漏れが見つかった一部のフランジの改修作業を進めると同時に, 反転ファン試験装置の計測系システムの整備と回転試験を行い, 本格的な反転ファンの空力試験を行う予定である.

水素製造に適した Al 合金の選択及び Al 合金の持つ基礎パラメータの取得

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 M1)

1. はじめに

近年、クリーンエネルギー製造法の一つとして、アルミニウム(以下 Al とする)と水から水素を製造する Al/水反応法が注目されており、本学ではこれを次世代の宇宙機推進システムに適応する研究を行っている。

本反応は人体や環境に対して負担が小さく、Al と水を直接機体に搭載するため貯蔵性に優れる長所があるが、Al 表面の酸化被膜の影響により水素の供給圧力や水素製造に対する即応性、効率性に課題を残す。

過去の研究より特定の Al 合金を用いることで水素製造速度や水素製造効率を向上させることが可能となり、特に 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となった。しかし、現状において水素製造効率の高い Al 合金の組成や比率は未解明であり、水素製造に適した温度や水量も明らかとなっていない。

そこで本研究は水素製造システムの要求を満たす Al 合金を見出すために水素製造実験を行い、Al 合金の水素製造に最適な温度や水量を明らかにする。

2. 実験方法

2.1 使用合金

使用した合金とその成分を表 1 に示す。Al 合金に Sn と Bi を添加したことで水素製造効率や水素製造量が向上し、Zn は一般的な Al 合金に含まれている組成であるため本研究では Al-Sn-Bi 系合金、Al-Zn-Bi 系合金、Al-Sn-Zn 系合金の 3 種類を用いた。また、各金属の添加量の影響を評価するため、一つの合金の比率を 10%に固定し、Al 含有量は常に 50%以上とした。

表 1 各合金の組成

合金名	Al-Sn-Bi 合金	Al-Zn-Bi 合金	Al-Sn-Zn 合金
成分	Al-20%Sn-10%Bi	Al-20%Zn-10%Bi	Al-20%Sn-10%Zn
	Al-40%Sn-10%Bi	Al-40%Zn-10%Bi	Al-40%Sn-10%Zn
	Al-10%Sn-20%Bi	Al-10%Zn-20%Bi	Al-10%Sn-20%Zn
	Al-10%Sn-40%Bi	Al-10%Zn-40%Bi	Al-10%Sn-40%Zn

2.2 実験装置

本研究ではガラス製反応容器(A)とステンレス製反応容器(B)を用いた。ガラス製反応器は反応を直接確認できステンレス製反応器は高圧実験を行える長所がある。どちらの装置でも捕集管を用いて水上置換にて水素を測定した。ただし、高圧水素製造実験は装置内を密閉にし、圧力計にて圧力を読み取った。



(A)



(B)

図 1 実験装置

2.3 実験内容

水素製造システムの要求を満たす Al 合金を見出すための実験項目と実験条件を表 2 に示す。本実験では Al 合金の表面積を増やすため、やすりを用いて粉末状にした。そのため Al 合金の重量を 5g とした。また、実験時間は 420 分までとした。

表 2 実験条件

実験項目	Al 合金の比較	温度変化	水量変化	高圧水素製造
合金重量(g)	5	5	5	5, 10
温度(℃)	20→40→60→80	40,60,70,80,90	反応に最適な温度	反応に最適な温度
水量(ml)	80	80	80,60,40,20,10	反応に最適な水量

3.実験結果

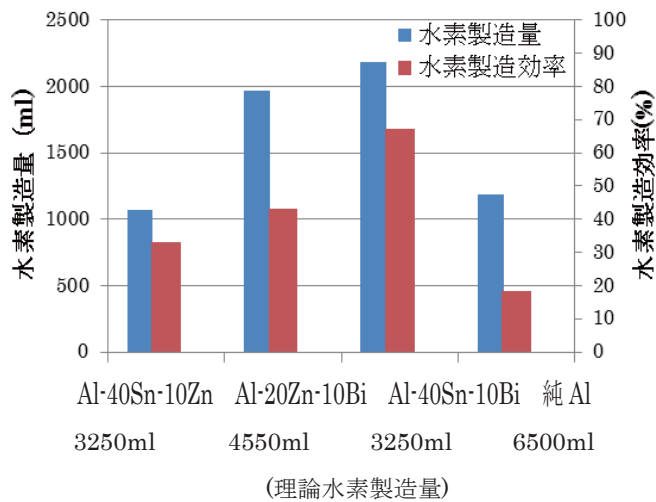
3.1 常圧水素製造実験

合金ごとの水素製造量を図 2 に示す。また、図 2 に示した Al 合金は各種類の Al 合金において最も水素を製造した Al 合金である。水素製造量は Al-40%Sn-10%Zn 合金、Al-20%Zn-10%Bi 合金が多い結果となったが、理論水素製造量に対する水素製造効率を考慮すると、Al-40%Sn-10%Bi が 60% 以上の水素を製造したことがわかる。このことより Al-40%Sn-10%Bi 合金での反応に最適な温度や水量が明らかになった。(表 3)

すなわち反応温度が 90℃、水量が 20ml(Al 合金との水量比は 1:4)の時の水素製造効率は約 90%となり、Al-40%Sn-10%Bi 合金では非常に効率よく水素を製造できることが明らかとなった。

表 3 実験結果

Al 合金名	Al-40Sn-10Bi(5g)
最適温度	90℃
最適水量	20ml
水素製造量	約 2900ml
水素製造効率	約 90%



3.2 高圧水素製造実験

高圧水素製造実験の結果を図 3 に示す。純 Al は圧力の上昇は微量であったが、Al-40%Sn-10%Bi 合金(5g)は約 30 分で圧力が 5MPaG まで達した。さらに合金の重量を 2 倍の 10g にした場合、圧力は 3 分間で 18MPaG まで達した。実験装置の安全弁最高使用圧力は 20MPaG までなので、この段階で実験を停止した。以上により、Al-40%Sn-10%B 合金は非常に即応性の高い合金であることが明らかとなった。

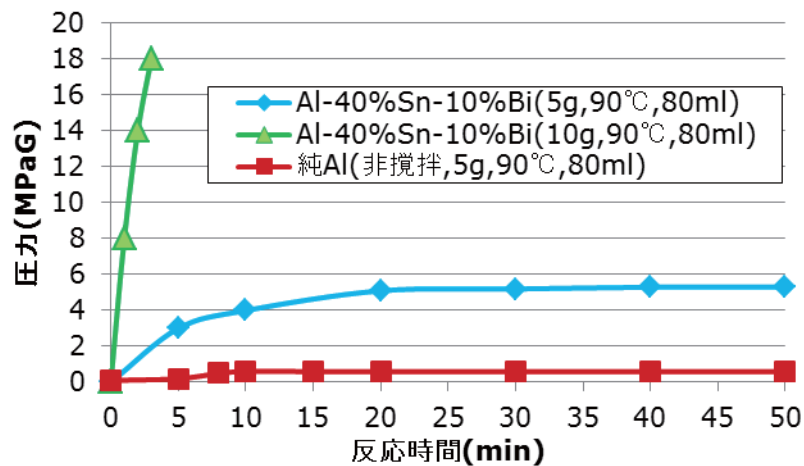


図 3 Al-40%Sn-10%Bi における圧力の経時変化

4.まとめ

水素製造システムの要求を満たす Al 合金を見出すために水素製造実験を行ったところ、Al-40%Sn-10%Bi 合金を用いて反応温度を 90℃にした場合に理論値の約 90%の水素を製造することができた。また、Al-40%Sn-10%Bi 合金(10g)での高圧水素製造実験においては短時間で高圧水素を製造することができた。したがって、Al-40%Sn-10%Bi 合金は宇宙機推進システムに適応できる可能性があると考えられる。

廃棄 AI 合金を用いた水素製造実験および評価

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 M1)

前多 雄平(機械システム工学科 B4)

1. はじめに

本学はクリーンエネルギー製造法の一つである Al/水反応(Al と水を反応させ水素を製造する方法)を宇宙機推進システムに適応する研究を行っている。Al と水を利用しているため、人体や環境への負担の影響は小さく、貯蔵性に優れている。また、過去の研究において特定の Al 合金を用いることで水素製造速度や水素製造効率、誘導期(Al を水に浸してから水素が製造されるまでの時間)が向上した。

しかし、Al 合金は添加される金属が高価であること、水素製造用として別途作製する必要があるため水素製造コストが高価になる課題が生じる。そこで本研究では水素製造コストを低減するため、廃棄された Al 合金(以下廃 Al 合金とする)の使用に注目し、この水素製造能力を水素製造実験より明らかにする。

2. 実験方法

2.1 使用廃 AI 合金

現在汎用されている Al 合金は JIS 規格に基づいて製造されたものであるため、本研究においても JIS 規格品の Al 合金を用いる。本研究で使用した Al 合金を表 1 に示す。これらは過去の研究で水素製造能力が純 Al より高い、Cu や Zn が添加された Al 合金であり、航空宇宙分野でも使用されている。

表 1 使用 AI 合金および成分

JIS 呼称	化学成分 [mass%]								
	Cu	Zn	Mn	Si	Ti	Cr	Fe	Mg	Al
A2014	3.9-5.0	0.25 以下	0.40-1.2	0.50-1.2	-	0.10 以下	0.7 以下	0.20-0.8	残部
A2017	3.5-4.5	0.25 以下	0.40-1.0	0.20-0.8	-	0.10 以下	0.7 以下	0.40-0.8	残部
A2024	3.8-4.9	0.25 以下	0.30-0.9	0.5 以下	-	0.10 以下	0.5 以下	1.2-1.8	残部
A7075	1.2-2.0	5.1-6.1	0.30 以下	0.4 以下	0.20 以下	0.18-0.28	0.5 以下	2.1-2.9	残部

2.2 実験装置

実験装置は図 1 のステンレス製オートクレーブを用いた。供試した廃 Al 合金は表面積を拡大するために金やすりで粉末状にした。Al 合金と水を反応容器内で攪拌し水素を製造し、発生した水素は捕集管を

用いて水上置換にて計測した。

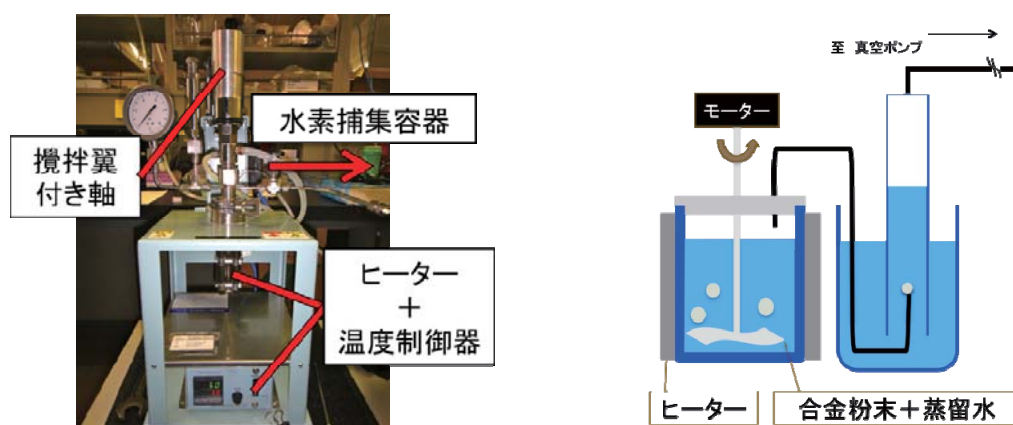


図 1 ステンレス製オートクレープ(左:写真 右:簡略図)

2.3 実験条件

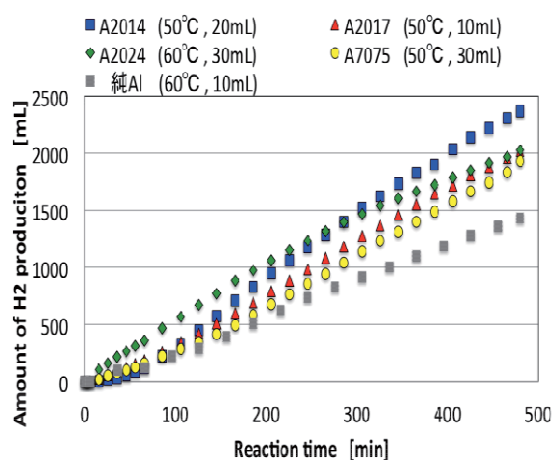
過去の研究により純 Al と水の反応に最適な反応温度や水量比は既に明らかとなっているが、廃 Al 合金に関しては未知である。そのため本研究では温度依存性と水量依存性を明らかにした。実験条件を表 2 に示す。また、各 Al 合金重量は 5g、実験時間は 480 分とした。

表 2 実験項目と実験条件

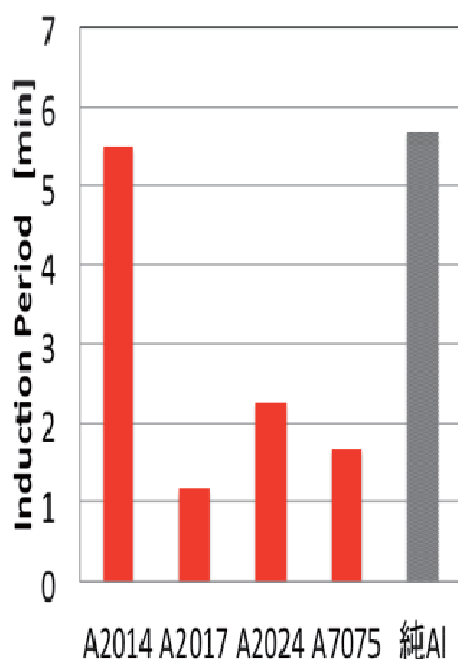
実験項目	蒸留水[mL]	温度[°C]
温度依存性確認	80	40, 50, 60, 70, 80, 90
水量依存性確認	5, 10, 15, 20, 30, 40	温度依存性変化実験で 判明した適温

3.実験結果

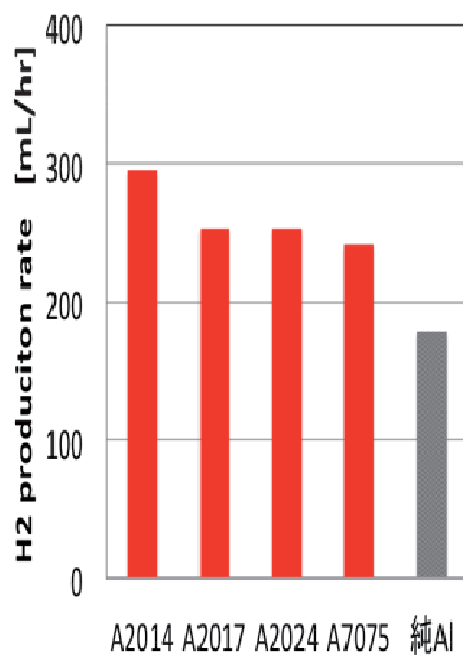
図 2 に、純 Al と各 Al 合金の最適条件時の水素製造結果を示す。図(a)より各 Al 合金の水素製造量は、純 Al を上回ることがわかる。水素製造量が最大となった Al 合金は A2014 であり、製造量は 2366ml であった。純 Al は 1430ml であったため、約 1.7 倍の水素が製造された。また、誘導期は図(b)より 480 分の実験時間を考慮すると差はない。水素製造速度は図(c)より A2014 が 296ml/hr と最大を示した。このことより A2014 では最も安定して水素を製造できた。以上の結果より、本研究で試供した Al 合金では A2014 が最も水素製造に優れているといえる。



図(a) 水素製造量



図(b) 誘導期



図(c) 水素製造速度

4.まとめ

本研究では、Al/水反応に使用する Al 合金のコスト低減を図るために、廃棄 Al 合金と同一成分の JIS 規格 Al 合金を用いた。また、水素製造実験を行って未解明である Al 合金の水素製造能力を明らかにした。

水素製造実験により反応に適した温度は 50℃または 60℃であることが明らかとなり、水素製造に必要な水量は各 Al 合金により異なることが判明した。水素製造量は本研究で試供した Al 合金では A2014 が最も多くなった。また、水素製造速度が最大であったことより A2014 が最も安定して水素を製造できたといえる。

以上により、本研究で用いた Al 合金の範囲内では、A2014 が最も水素製造に適した Al 合金であると言える。また、航空宇宙分野での Al 合金は成形性に劣ることから他分野ではほとんど使用されない。そのため、A2014をはじめとする高い水素製造能力の見込みがある廃棄 Al 合金を使用することは今後の資源の有効活用になると考えられる。

○ 山口 研太(航空宇宙システム工学専攻 M1)
 塚野 徹(航空宇宙システム工学専攻 DC1)
 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)

1. はじめに

1.1 背景

次世代の航空宇宙輸送システムの開発において、極超音速機用のジェットエンジンやロケットエンジンでは比推力向上のためエンジン燃焼温度が増加し、冷却が課題となっている。

炭化水素燃料は液体水素と比較して、単位質量当たりの比熱や発熱量は小さいが、密度は液体水素の 10 倍以上あることからタンクを小型化することが可能で、常温で液体であるため取り扱いが容易である。この炭化水素燃料は加熱により熱分解反応を起こし吸熱することが知られており、その吸熱量を冷却に利用した熱分解吸熱反応燃料 (Endothermic Fuel, EF)として再生冷却システムに組み込むことで、液体水素と同等の吸熱効果が得られると見込まれる。

1.2 水素と EF の物性値比較

水素と EF の物性値を表 1 に示す。どの EF も水素と比べて密度が 10 倍以上あるが反面比熱が低く、そのため昇温吸熱量も 5 分の 1 程度になる。しかし脱水素吸熱量を合わせた総吸熱量は水素と同等以上であり、この脱水素吸熱量が EF を利用する際の重要な要素となっている。本研究では総吸熱量が最も高いシクロヘキサンを使用する。

表 1 水素と EF の物性値

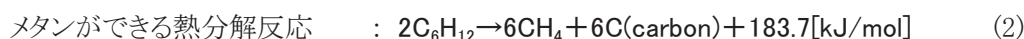
名称	水素	シクロヘキサン	メチルシクロヘキサン	デカリン
化学式	H ₂	C ₆ H ₁₂	C ₆ H ₁₁ -CH ₃	C ₁₀ H ₁₈
分子量	2.02	84.16	98.18	138.24
沸点(K)	20.23	353.7	373.9	468.7
融点(K)	13.8	279.5	146.4	229.8
密度(kg/m ³)	70.96	777.6	768.7	895.3
比熱(kJ/kg.K)	9.45	1.264	1.384	1.211
物理吸熱量(kJ/kg)	2520 (50? 250K)	489.84 (290? 550K)	519.22 (290? 550K)	472.42 (290? 550K)
化学吸熱量(kJ/kg)	—	2443.1	2085.9	2411.6
総吸熱量(kJ/kg)	2520	2932.94	2605.12	2884.02

1.3 シクロヘキサンの反応経路

本研究で使用するシクロヘキサンの反応経路を図 1 に示す。また生成される低級炭化水素をメタンと仮定すると化学反応式は以下の式(1)(2)のように表すことができる。



図 1 シクロヘキサン反応経路図



シクロヘキサンは脱水素反応でベンゼンと水素に分解する時に総吸熱量の約 8 割の吸熱が行われるが、熱分解反応による吸熱量は脱水素反応に比べわずかである。また発生する低級炭化水素は高温でコーキングを引き起こし流れや伝熱を妨げる。そのため脱水素反応を促進する効果のある白金触媒で脱水素反応を促進し、シクロヘキサンから直接低級炭化水素を発生させる熱分解反応(図 1 ③の反応)を抑制することでシクロヘキサンの吸熱効果が向上すると予想される。

2. 研究目的

本研究では EF の再生冷却システムへの適用可能性を検討するため、白金担持触媒を用いてシクロヘキサンの脱水素反応を促進し、パルス式反応装置(図 2)を使用し反応温度や触媒効果などの基礎データを取得した。また分解反応の変化を調べ、触媒効果を確認するため同様の実験をベンゼン、エタノールに対しても実施した。

3. 実験条件・実験装置

3.1 実験条件

実験条件、装置条件を表 2、表 3 に示す。

表 2 実験条件

反応管温度	373~773 [K]
試料	シクロヘキサン, ベンゼン, エタノール
液体試料注入量	2 [μl]
触媒	和光純薬製Pt-Al ₂ O ₃ (Pt担持量5%) 0.1 [g]

表 3 装置条件

試料注入口温度	358 [K]
反応管経路加熱	373 [K]
キャリアーガス(He)流量	20 [cc/min]
カラム	シリコンDC550 3 [m]

3.2 パルス式反応装置

パルス式反応装置の概略図を図 2 に示す。パルス式反応装置は測定の毎にガスクロ注入口から液状の試料をマイクロシリンジで注入した。試料を触媒と反応させるため一度外部の加熱した反応管で反応後ガスクロ内に戻し生成物を分析するという仕組みである。そのため試料注入、触媒の入れ替えが容易であり、操作も簡便である。

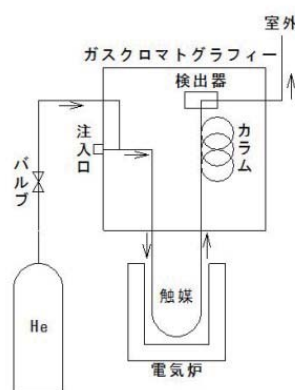


図 2 パルス式反応装置概略図・反応管写真

4. 実験結果

4.1 反応率・選択率の定義

次項で使用する反応率と選択率を以下のように定義する。

$$\text{反応率} = \frac{\text{試料以外に検出されたピーク面積の合計}}{\text{検出された全てのピーク面積の合計}}$$

$$\text{選択率} = \frac{\text{検出された各物質のピーク面積}}{\text{試料以外に検出されたピーク面積の合計}}$$

4.2 シクロヘキサン脱水素・分解反応

シクロヘキサン／5 % Pt- Al₂O₃ の実験結果を図 3 に示す. 触媒を反応管に入れず加熱した場合は 773K まで反応は起こらなかったが, 白金担持触媒を使用した場合は 473 K で反応が始まり 573 K で反応率 100 %となる. また 673 K まではベンゼンが主生成物であり, 723 K から生成したベンゼンの分解が進行し低級炭化水素の選択率が増加している.

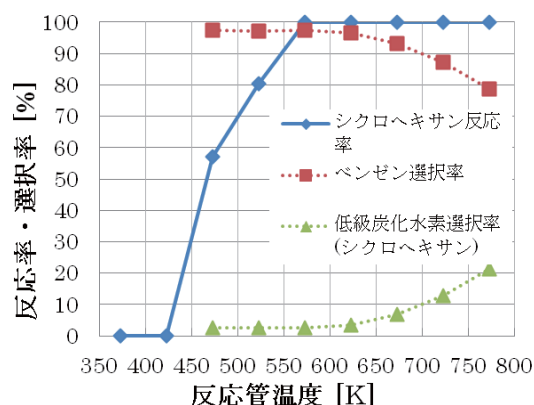


図 3 シクロヘキサン／5%Pt-Al₂O₃ 実験結果

4.3 ベンゼン分解反応

次にベンゼン／5 % Pt- Al₂O₃ の結果を図 4 に示す. ベンゼンの場合も触媒を使用しない場合では 773K まで反応は起こらないが, 白金担持触媒を使用した場合は 723K で分解反応が始まり, これはシクロヘキサンの低級炭化水素選択率が增加する温度と一致する. この結果から, シクロヘキサンは 5%Pt- Al₂O₃ 触媒により 473~673 K の範囲では脱水素反応が主反応経路となることがわかる.

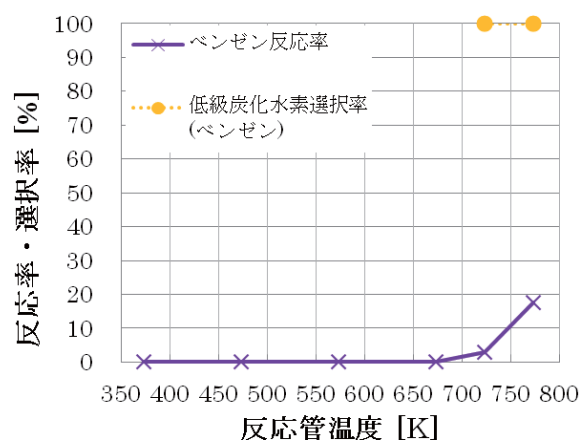


図 4 ベンゼン／5 % Pt- Al₂O₃ 実験結果

4.4 エタノール分解反応

最後にエタノール／5 % Pt- Al₂O₃ の実験結果を図 5 に示す. エタノールの場合も触媒を使用しない場合は 773 K まで反応が起こらず, 白金担持触媒を使用した場合は 473 K から反応が始まり, 773 K で反応率が 100 %になる.

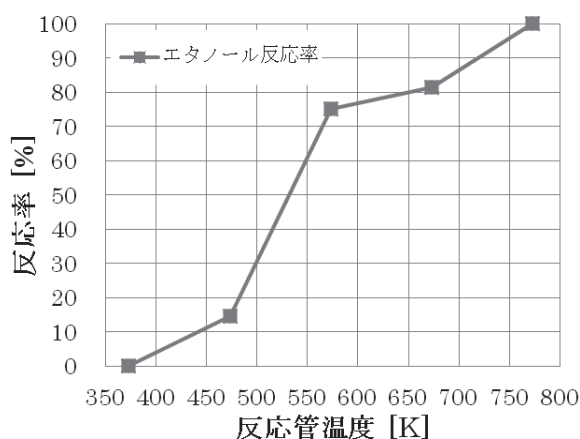


図 5 エタノール／5 % Pt- Al₂O₃ 実験結果

5. まとめ

本研究ではシクロヘキサンの脱水素反応を促進し吸熱効果を高めるため, 白金担持触媒を用いて実験を行い, 取得したデータを基に仮定したモデルについて再生冷却システムへの適用

を検討し以下の結果を得た. シクロヘキサンは 5%Pt- Al₂O₃ 触媒存在下では反応開始温度が 300 K 以上低下し, 473~673 K の範囲で脱水素反応が主反応経路となり, この範囲で EF として使用することで吸熱効果が高まることがわかった. また 5%Pt- Al₂O₃ 触媒によるエタノールの分解反応においても 300 K 以上反応開始温度が低下し, Pt-Al₂O₃ 触媒は炭化水素系燃料の EF 用触媒として有効であると考えられる.

触媒を用いたメチルシクロヘキサン(MCH)の反応評価

- 塚野 徹(航空宇宙システム工学専攻 DC1)
笹山 容資(航空宇宙システム工学専攻 DC3)
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長 特任教授)

1. はじめに

高速度で飛行する飛行体は機体表面やエンジンに高い熱負荷がかかる。そのためエンジン燃料を用いた再生冷却システムが必要となる。中でも既存の炭化水素系燃料について、吸熱を伴った熱分解反応を利用した熱分解吸熱反応燃料(EF:Endothermic Fuel)が注目されている。これまでの炭化水素燃料の主成分の一つであるメチルシクロヘキサン(以下、MCH)を用いた研究から、白金担持触媒($\text{Pt}/\text{Al}_2\text{O}_3$ 、粒状)の使用により分解開始温度を下げ、吸熱量の大きな脱水素反応を促進させることがわかっている。

本研究では白金触媒(板状)を用いた MCH の熱分解吸熱反応について、各温度における触媒量、MCH 流量による反応性評価を目的とし、基礎実験を実施した。

2. 実験装置と実験条件

2.1 実験装置

本実験で使用した実験装置の概略および外観写真を図 1 に示す。MCH は水で冷却し、 0°C での蒸気圧を維持する。この MCH はキャリアガスとして用いる GN_2 に同伴され、電気加熱式ヒーターによって一定に保たれた反応管内部に流通させる。反応管内部には触媒を充填し、触媒を用いた MCH の触媒分解

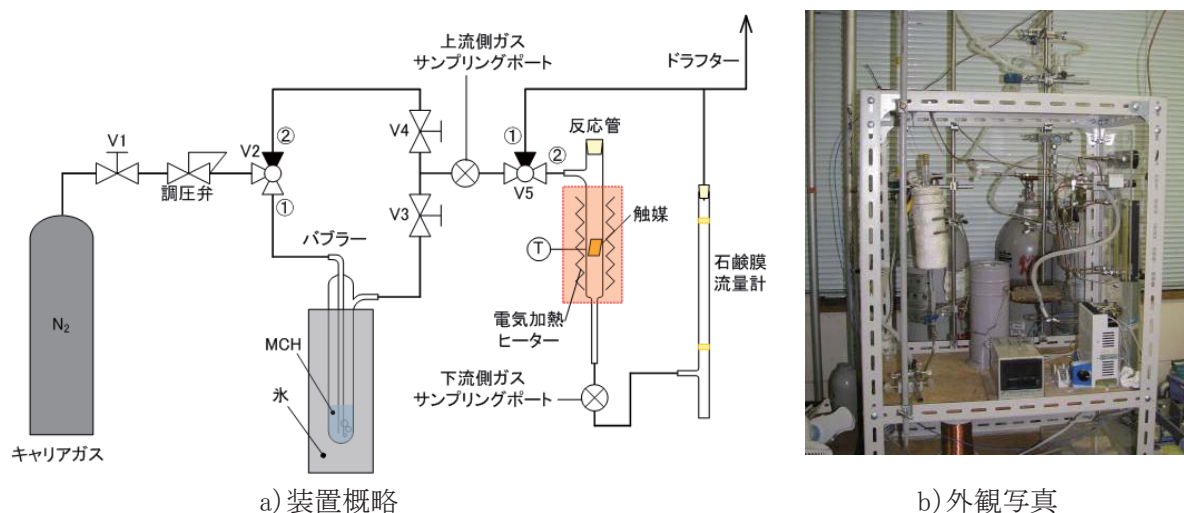


図 1 実験装置

反応を生じさせる。また反応管下部の下流側ガスサンプリングポートより適宜ガスを採取し、ガスクロマトグラフによってガス成分分析を行い、反応率および分解生成物の割合から、各条件における触媒分解吸

熱反応の触媒効果を定量的に評価する.

2.2 実験条件

本実験の実験条件を表 1 に示す. 本実験では触媒量と MCH の流量(一定)による反応の関係を取得するため表面積で評価しやすい板状の白金を使用した.

表1 実験条件

キャリアガス	N ₂
キャリアガス流量	20ml/min
MCH流量	1.4×10^{-5} mol/min 2.29×10^{-5} g/s
触媒	白金
触媒形状	板 (10×10×0.1 mm) 1～6 枚
触媒質量	0.27～1.6 g
触媒表面積	$0.204 \sim 1.224 \times 10^{-3} \text{m}^2$
反応管設定温度	100～750℃(50℃毎)

3. 実験結果

温度と反応率の関係を触媒の量で整理した実験結果を図 2 に示す.

図 2 より, 白金の板が 1 枚と 3 枚の場合では触媒なしの場合と同様の結果であり, 550 ℃から熱分解が開始している. しかし, 6 枚の場合では 150 ～ 450 ℃の範囲で反応を示しているのがわかる. これは昨年度, 白金担持触媒(粒状)を用いた際に反応した温度とほぼ一致することから板状白金触媒でも粒状白金担持触媒と同様の効果が得られる可能性があることを

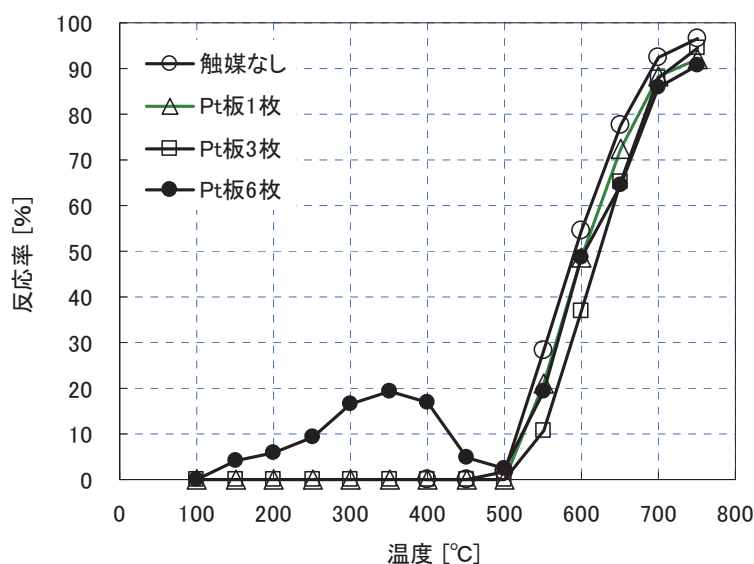


図 2 温度と反応率

示している. 反応率が小さいのは担持触媒に比べ触媒表面積が小さいためである. 次に MCH の質量流量を触媒表面積で除し, 各温度における反応率との関係を示した図を図 3 に示す. 図 3 より, MCH の質量流量と触媒表面積の比が 0.002 以下になると 200～400 ℃で触媒効果が得られるといえる.

4. まとめ

本研究では、炭化水素系燃料の主成分の一つであるMCHに対し、触媒効果が確認されている白金触媒(本研究では板状)について各温度におけるMCHの流量(一定)と触媒量による反応性評価を目的とした実験を実施した。結果として、反応が開始されるMCH流量と触媒表面積の比を取得することができた。今後はこれらの知見を基にして、流量が大きい場合での反応に必要な触媒量を算定し、粒状白金担持触媒を用いた吸熱量評価の実験を実施する予定である。

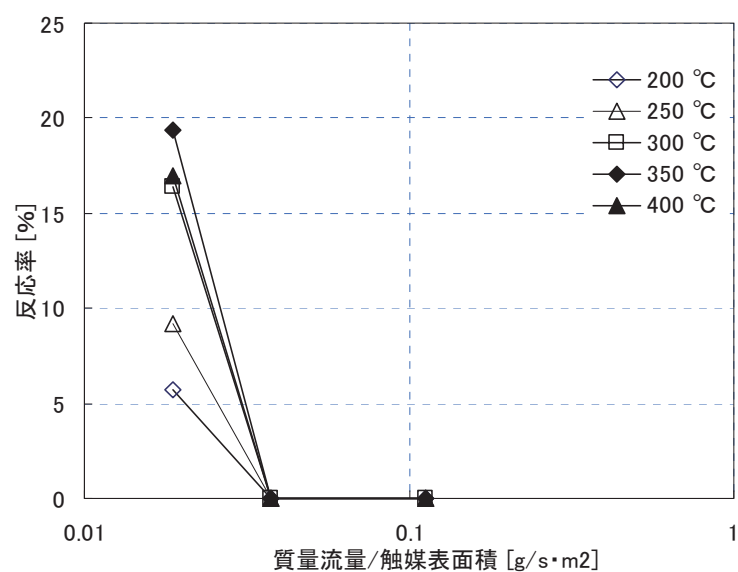


図3 流量/触媒表面積と反応率

バイオエタノール分解特性・コーキング実験(その2)

牟田 龍平(航空宇宙機システム研究センター 研究生)

笹山 容資(航空宇宙システム工学専攻 DC3)

○ 泉 俊太郎(航空宇宙システム工学専攻 M1)

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

現在の宇宙輸送機システムには高コスト及び十分な信頼性が得られていない等の課題がある。また、今後の宇宙開発の活発化による地球温暖化への影響から、宇宙機の燃料開発においても環境適合性が求められている。そこで、新たな燃料としてクリーン推進剤であるバイオエタノール(BE)が注目されている。BE は常温液体で無毒であり、取扱いが容易で貯蔵性が良く低コストである。またカーボンニュートラルであり、CO₂ 排出削減にも寄与する。性能面では高密度であるためロケットの小型化が可能である。しかし、BE を燃料としたロケットエンジンの開発実績はなく、実用化の為には燃料としての基本的特性を解明する必要がある。

本研究では、BE の熱分解特性及び熱分解特性に影響を与える金属材料の触媒効果解明を目的として、準静的環境下での加熱実験を実施した。これはコーキングの発生原因となる熱分解特性を解明することが、エンジンの再使用化に必要と考えられる再生冷却にとって重要なためである。また、10t級の燃焼器形状を検討し、BE/LOX ロケットエンジンの再生冷却性能を予測し、温度上昇がコーキングの影響する温度以下になることを確認した。

2. 熱分解特性評価

2.1 実験の概要

本実験では、GN₂と BE の混合ガスを石英管内に導入し加熱する。加熱された混合ガスは下流側採取点より採取し、ガス成分をガスクロマトグラフにより分析した。また、金属材料による触媒効果を把握するために試験片を石英管内に設置した。実験装置を図1に、実験条件を表1に示す。全ての実験条件として、混合気体流量は20[ml/min]、圧力は約0.1[MPaG]とした。また、次頁で述べる分析を実施し、BE の熱分解が金属材料に与える影響とコーキングの有無を評価した。

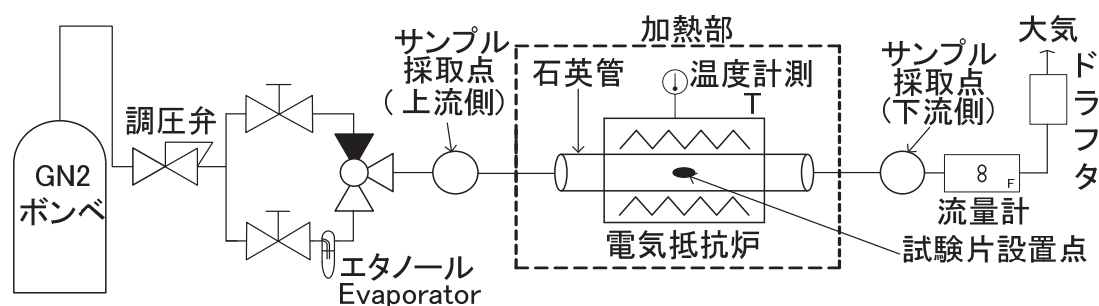


図1 実験装置概要

表 1 実験条件一覧

実験目的	実験種別	試験温度	試験時間	試験片
熱分解開始温度確認	等温実験	600～700[K]間で10[K]毎	各温度で	Ni, Inconel600, SMC, OFHC, SUS316
触媒効果確認		400～560[K]間で10[K]毎	20分	
熱分解過程解明		熱分解開始温度付近, 750[K], 850[K], 950[K], 1000[K], 1100[K]	各温度で 100分	
反応傾向確認	昇温実験	常温～1273[K]	180分	

2.2 熱分解特性評価実験結果

熱分解開始温度及び触媒効果の確認実験の結果を表 2 に示す。表 2 より、BE の熱分解開始温度は約 650[K]であり、金属の触媒効果による BE の熱分解開始温度は約 540～550[K]であるので、金属存在下では BE 単体の熱分解開始温度より約 100～110[K]低下することが確認された。また、BE は熱分解開始温度付近でも活発に反応し、850[K]からは BE の熱分解反応が金属触媒の有無に関わらず促進された。さらに、950[K]以上では触媒効果の有無に関わらず反応の著しい促進が確認された。

試験片等の分析結果一覧を表 3 に、代表例として Inconel600 の試験片外観写真及びラマン分析の結果を図 2、図 3 に示す。分析結果より、BE の熱分解反応はコーキングや金属材料の酸化を引き起こすことが判明した。また、熱分解生成物から熱分解反応機構を考察した。その結果、脱水素反応によりエタノールが水素とアセトアルデヒドに分解し、アセトアルデヒドの逐次的分解で炭化水素及び酸素が生成したと考えられる。

表 2 熱分解開始温度一覧

試験片	熱分解開始温度
無し (BE単体)	約650[K]
Inconel600	約550[K]
Ni	
SMC	
OFHC	
SUS316	約540[K]

表 3 試験片等分析結果一覧

分析方法	分析結果
外観観察	・熱分解開始温度を除く試験片が変色 ・850[K], 950[K]で多量の炭素が析出
ガス成分分析	熱分解生成物として水素, メタン, エタン, プロパン, アセトアルデヒドを確認
質量変化測定	外観に変化があった試験片の質量の増加を確認
EPMA	試験片表面に炭素, 酸素の付着を確認
ラマン分析	・Inconel600で Fe_3O_4 , Cr_2O_3 を確認 ・SUS316で Fe_3O_4 を確認 ・各試験片に無定形炭素, 熱分解炭素
XRD 分析	どの試験片も内部構造に変化なし

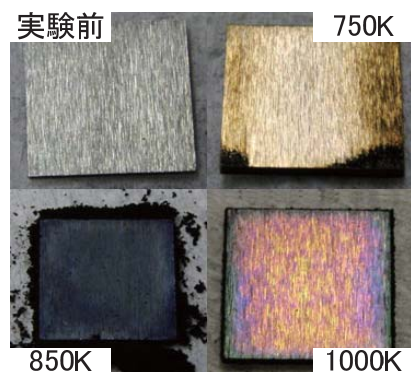


図 2 外観写真 (Inconel600)

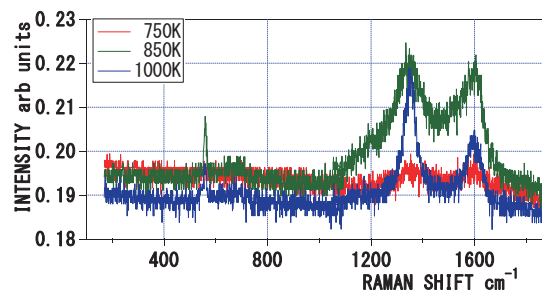


図 3 ラマン分析結果 (Inconel600)

3. 再生冷却性能検討

化学平衡計算ソフト TEQWORKS を用いて、エンジンの理論性能検討を実施した結果を表 4 に示す。この結果から求めた推力 10t 級 BE/LOX ロケットエンジンの燃焼器形状を図 4 に示す。

本検討では壁面温度をスロート部で最大と仮定し、燃焼ガス側壁面温度を 700[K]、冷却材側壁面温度を 500[K]、冷却溝入口部で共に 288[K]、その他の断面の壁面温度は各断面半径と比例させた。冷却溝本数を 100 本とした冷却性能検討結果を表 5 に示す。同表より、冷却材温度は 288[K]から 385[K]まで上昇し、冷却溝 1 本当たり約 40[kW]のエネルギー回収が見込まれる。この結果から BE の温度は熱分解開始温度以下に収まっていることが確認された。また、熱分解開始温度まで 100[K]以上の余裕があることから、更なる高性能化を検討することが出来ると考えられる。

表 4 理論性能検討結果

項目	記号	単位	数値
燃焼圧力	P_c	PaA	7.00E+06
混合比	MR	-	1.85
理論膨張比	ε	-	10
特性排気速度効率	ηC^*	-	0.869
理論推力係数	C_f	-	1.64
特性排気速度	C^*	m/s	1517.9
真空中比推力	Isp	s	253.9
燃料質量流量	$\dot{m}_f$	kg/s	13.9
酸化剤質量流量	$\dot{m}_o$	kg/s	25.7
推進薬流量	$\dot{m}_{tc}$	kg/s	39.6
ノズル出口圧力	P_e	MPaA	0.1086

表 5 再生冷却性能検討結果

エンジン構成箇所	断面部	燃焼ガス側壁面温度 T_{wg} [K]	冷却材側壁面温度 T_{wc} [K]	冷却材温度 T_{co} [K]	総括熱流束 q [W/m ²]
ノズル出口	冷却溝入り口部	288.00	288.00	288.0	9.20E+06
ノズル	断面1($\varepsilon=9$)	366.92	328.61	291.5	9.89E+06
	断面2($\varepsilon=8$)	397.85	344.52	295.1	1.10E+07
	断面3($\varepsilon=7$)	430.54	361.34	299.2	1.23E+07
	断面4($\varepsilon=6$)	465.34	379.25	303.7	1.40E+07
	断面5($\varepsilon=5$)	502.74	398.50	308.7	1.66E+07
	断面6($\varepsilon=4$)	543.40	419.42	314.7	1.99E+07
	断面7($\varepsilon=3$)	588.38	442.57	321.7	2.61E+07
	断面8($\varepsilon=2$)	639.44	468.84	330.9	3.62E+07
スロート部		700	500.00	345.40	1.10E+07
燃焼室(縮小部)	断面9($\varepsilon=2$)	639.44	468.84	348.4	3.80E+07
	断面10($\varepsilon=3$)	588.38	442.57	358.1	2.87E+07
	断面11($\varepsilon=4$)	543.40	419.42	365.03	2.27E+07
	断面12($\varepsilon=5$)	502.74	398.50	370.4	1.94E+07
燃焼室(円筒部)	断面13	465.34	379.25	374.8	1.68E+07
	断面14	465.34	379.25	380.30	1.70E+07
	冷却溝出口	465.34	379.25	385.76	1.71E+07

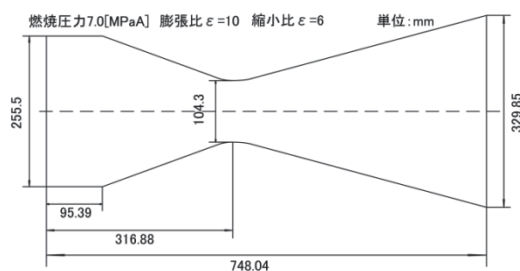


図 4 燃焼器形状

4. まとめ

本研究では BE の熱分解特性、及び熱分解特性に影響を与える金属材料による触媒効果の解明を目的とし、準静的環境下での加熱実験を実施した。また、再生冷却性能推算を実施し、コーキングの影響しない冷却材利用可能温度範囲を確認した。

本研究で得られた知見を以下にまとめる。

- BE 単体の熱分解開始温度は約 650[K]であり、金属材料の触媒効果により熱分解開始温度は約 100～110[K]低下した。
- BE の熱分解反応はコーキングを伴うため、再生冷却性能や燃焼性能が低下する可能性があることが確認された。
- 熱分解生成物として、水素、メタン、エタン、プロパン、アセトアルデヒドを確認した。また、確認された熱分解生成物から、熱分解反応機構を考察した。
- 再生冷却で冷却材は 97[K]升温し、冷却溝 1 本当たり約 40[kW]のエネルギー回収が見込まれる。

バイオエタノール(BE)材料適合性実験

寺田 利幸(航空宇宙システム工学専攻 M2)

笹山 容資(航空宇宙システム工学専攻 DC3)

○ 泉 俊太郎(航空宇宙システム工学専攻 M1)

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

宇宙開発の活発化のため、ロケットの再使用と整備性の向上によるコスト低減が求められている。また昨今、地球温暖化が問題視され、環境適合性を持つクリーンロケット燃料が注目されている。バイオエタノール(BE)はこれを解決する次世代液体ロケット燃料として有力な候補である。BE は常温液体かつ高密度で、毒性を持たず取り扱いが容易であり、カーボンニュートラルである。しかし、BEを実機に適用した例はなく、エンジン設計に必要な基本的特性が未解明である。

本学では 2010 年に、圧力 10[MPaA]、温度 523[K]以下におけるロケットエンジン材料の BE に対する適合性が評価された。その結果、A6061(アルミニウム合金)や CFRP(エポキシ樹脂母材)に対し腐食反応を示すことが確認され、銅系金属の OMC、OFHC に BE 中の硫黄成分の付着によるサルファアタックの可能性が指摘された。しかし、2010 年の研究では実機で想定される最大温度域における材料適合性評価が実施されていない。本研究では材料適合性評価の残る課題を解決することを目的として、高温・高圧(最大 20[MPaG]、750[K])の浸漬実験を実施した。更に、BE ロケットエンジンの材料選定における指針を提案した。

本研究における課題を以下に示す。

- ①実機で想定される最大温度域(750[K]以下)における金属材料の適合性評価
- ②金属材料へのサルファアタックの影響評価
- ③未評価の非金属材料の適合性評価
- ④CFRP(エポキシ樹脂)の腐食メカニズム解明
- ⑤A6061 及び CFRP の利用に向けた Ni メッキによる防食効果の実証

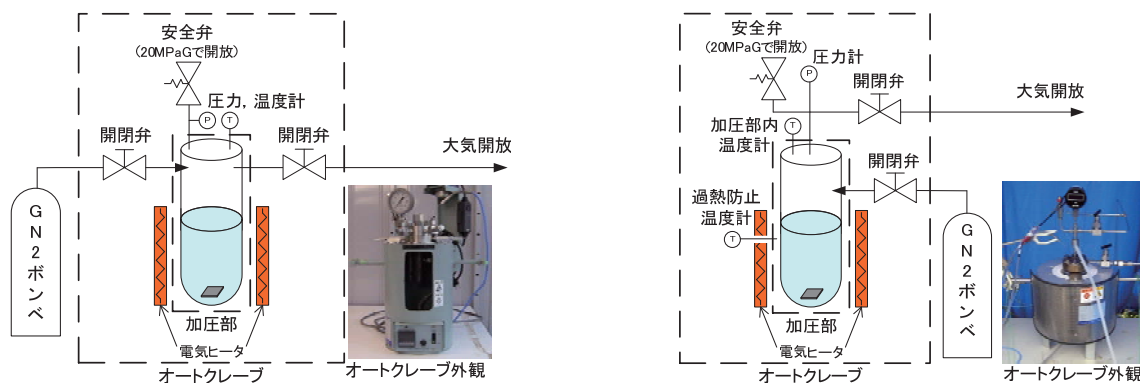
2. 材料適合性の評価

2.1 実験概要

実験条件を表 1 に、実験装置を図 1 に示す。本実験では内容量 100[mL]のオートクレーブ容器内で試験片をBEに浸漬し、窒素ガスで加圧後、ヒータにより設定温度まで加熱して高温・高圧実験を実施した。試験片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。実験条件は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。

表 1 実験条件概要

実験目的	試験温度[K]	試験圧力[MPaG]	試験片	試験時間[分]
高温環境における適合性	750	約10～20	SMC, OFHC, Ni, HASTELLOY-X, Inconel600, SUS304, Ti	約120
サルファアタック評価	600, 750			約120×4回
Niメッキの防食効果の評価	常温, 400, 500, 523	約5, 約10	A6061+Ni, CFRP(エポキシ樹脂)+Ni	約120
CFRPの適合性評価	常温, 400, 523		CFRP(エポキシ樹脂, ビスマレイミド樹脂)	
ゴム材料の適合性評価	常温, 350, 450	約10	シリコンゴム, フッ素ゴム, ニトリルゴム	



(a)オートクレーブ type A (温度上限約 550[K]) (b)オートクレーブ type B (温度上限約 900[K])

図 1 実験装置概要

2.2 金属材料における適合性

金属材料では実機環境で想定される最大温度 750[K]において、エタノールによる溶解や酸化は確認されなかった。しかし、サルファアタック評価実験後の EPMA 分析で、SMC や Inconel600 の化学反応に対する活性度の高い窪み部で硫黄が検出された。金属硫化物は確認されなかったが、実機環境では BE の接触量が増大するため、サルファアタックの発生に注意が必要と考えられる。

2.3 非金属材料における適合性

シリコンゴムは質量減少が確認され、ニトリルゴムは質量減少と溶液の変色を確認されたため、ゴムの成分が BE に溶解したと考えられる。フッ素ゴムは図 2 に示すようにゴム表面に凹凸が生じ、質量が増加したため膨潤が起きたと考えられる。ビスマレイミド樹脂母材の CFRP では変化が見られなかったが、エポキシ樹脂の CFRP では図 3 に示すように層間剥離を生じたため、供試した非金属材料はビスマレイミド樹脂母材の CFRP を除いて適合性を有さないことが判明した。



(a)実験前

(b)実験後



(a)実験前



(b)実験後

図 2 フッ素ゴム外観観察結果

図3 CFRP(エポキシ樹脂)外観観察結果

2.4 Ni メッキによる防食効果

A6061+Ni メッキは EPMA 分析で傷やメッキ粗部で Al と O が検出され、エタノールと Al の腐食生成物であるアルミニウムエトキシド ($\text{Al}(\text{OC}_2\text{H}_5)_3$) の発生が懸念されたが、その他の分析では BE による腐食は見られず、熱サイクル負荷を与えても防食効果を維持した。しかし、傷やメッキ粗部から腐食が進行する可能性があり、メッキ表面の維持を確認する検査が重要である。

CFRP+Ni メッキは実験後のメッキに割れが生じた。一方で、常温の実験では変化が見られなかったため、熱の影響で亀裂を生じたと考えられる。供試した CFRP は板厚方向の線膨張係数が特に大きく、Ni の線膨張係数との差により内部に応力が生じ、側面に亀裂を生じたと考えられる。

3. まとめ

適合性評価結果を表 2 に、本研究より得られた知見を以下に示す。

- (1) 供試したいずれの金属材料もエタノールによる溶解や酸化は確認されなかった。
- (2) BE 中の硫黄成分が SMC, Inconel600, Ni の化学反応に対する活性度の高い窪み部に分布した。
- (3) CFRP (ビスマレイミド樹脂) はいずれの条件でも適合性が確認された。
- (4) シリコンゴムとニトリルゴムは常温で溶解しフッ素ゴムは 350[K] で膨潤が生じた。
- (5) CFRP (エポキシ樹脂) は樹脂の溶解による積層剥離が確認された。
- (6) A6061+Ni メッキはいずれの試験においても防食効果を示した。
- (7) Ni メッキ表面の傷やメッキ粗部からアルミニウム及び酸素が検出された。
- (8) CFRP+Ni メッキでは、Ni メッキ厚さ約 10[μm] では温度 400[K]、圧力約 5.9[MPaG] で、メッキ厚さ約 25[μm] では温度 400[K]、圧力約 10.8[MPaG] でメッキ側面に割れが生じた。

表2 適合性評価結果一覧

材料名	適合性	備考
SMC	○～△	硫黄成分の付着によるサルファアタックの発生に注意が必要
OFHC	○～△	
Ni	○～△	
HASTELLOY-X	○	
Inconel600	○～△	硫黄成分の付着によるサルファアタックの発生に注意が必要
SUS304	○	
Ti	○	
A6061+Niメッキ	○	メッキ表面の維持が重要
CFRP(エポキシ樹脂)	×	BEによる腐食反応を確認
CFRP (ビスマレイミド樹脂)	○	
CFRP(エポキシ樹脂) +Niメッキ	○～△	エポキシ樹脂とNiメッキの線膨張係数の違いに注意が必要
シリコンゴム	×	BEによる腐食反応を確認
フッ素ゴム	×	
ニトリルゴム	×	

4. 今後の課題

材料適合性に対して今後評価すべき課題について以下に示す。

- (1) ビスマレイミド樹脂は入手が困難であるため、比較的入手が容易であるフェノール樹脂やポリイミド樹脂などを母材とした CFRP の適合性評価を行う必要がある。
- (2) BE 中で硫黄がどのように存在しているか特定すると同時に、BE 中の硫黄濃度を想定される実機環境と一致させ、サルファアタックに対する評価を行う必要がある。
- (3) 摺動部などのシール材として BE に対する適合性を有したゴム系材料が必要であるため、供試したシリコンゴム、フッ素ゴム、ニトリルゴム以外のゴム系材料の適合性評価が不可欠である。

○ 高木 正平（航空宇宙機システム研究センター 教授）

上村 卓也（航空宇宙システム工学専攻 M2）

平田 裕（航空宇宙システム工学専攻 M2）

高田 晃輔（航空宇宙システム工学専攻 M1）

1. はじめに

室蘭工業大学の中型超音速風洞は、大気吸い込み方式を採用している。制御弁等が測定部上流にないことから高い気流の質が期待される。しかし、大気を吸い込むことによる水蒸気の影響は不可避である。相対湿度の高い空気が急激に膨張した場合、露点温度以下に達しても凝縮しないで過飽和の状態となる。しかし、何らかの原因で微小な液滴が生成されると、やがて均一な凝縮が起こる。超音速ノズル内でこの凝縮が発生すると、この発生に伴って流れに潜熱が放出されて、その放出量が多い場合にはノズル内で周期的な振動が誘起されることが知られている¹⁾。このような振動が新たな気流変動源になり得ることから、大気湿度に対する気流変動の相関関係を予め把握しておくことは、今後の風洞計測の信頼性向上に向けて必要不可欠である。

そこで、大気圧、湿度及び温度計測を行うと共に、凝縮の評価と主流の気流変動評価を行った結果について報告する。

2. 実験装置

2.1 超音速風洞

室蘭工業大学の中型超音速風洞の測定部は、3つのノズルブロックが用意され、マッハ数2, 3及び4に固定した超音速流が実現できる。いずれのブロックも、上下内面を上げた二次元ノズルである。下流部の真空タンクを除く外形は既報文献²⁾に掲載され

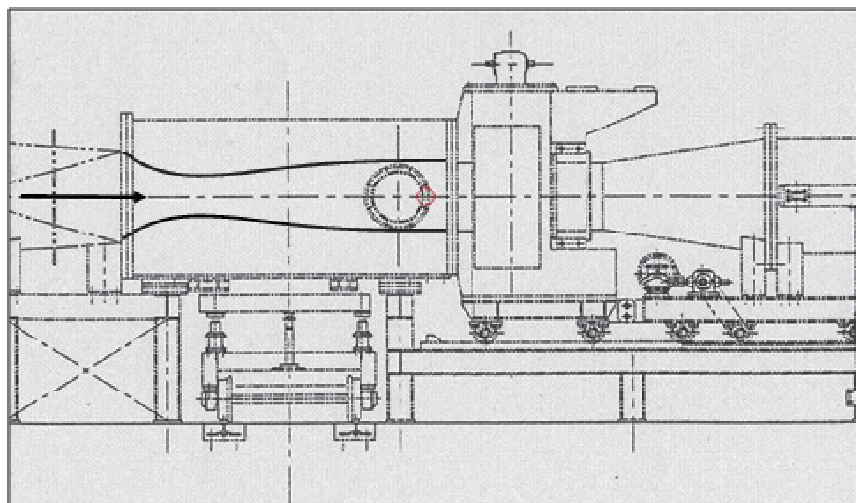


図1 室蘭工業大学中型超音速風洞の測定部

ているので参照されたい。図1にはマッハ数2のノズルブロックとノズル曲線が示され、本小論ではこのブロックを用いた実験結果について報告する。測定部の断面は400mm×400mmで、左右の側壁には直径390mmのシュリーレン写真用の円形ガラスが詰め込まれている。また、静圧孔位置も示されている。

超音速ノズルスロート位置から135mm上流の側壁に各1箇所静圧管が取付けてあり、共和電業の絶対非常圧力センサーPAB-A-200kPaと直流増幅器CDV-700Aで計測する。特に超音速ノズルスロート上流の静圧計測に対して配管は可能な限りなく短くして、応答特性を高めた。

流路の最下流には容量が百立方メートルのタンク5基が設置され、通風時間は大凡 12 秒前後である。

2.2 10 度円錐模型と非定常静圧計測

測定部内壁に発達する境界層はいずれのノズルブロックでも乱流であり、測定部気流の変動計測には測定部内壁の静圧変動計測から評価できない。そこで、本計測のために 10 度円錐模型を新規製作した。図2に示すように円錐部の流れ方向の全長は 250mm で、先端から 70mm まではステンレス鋼、それより下流部は断熱材として広く知られた VESPEL で製作した。Kulite 社製の感度 5PSI(35.4kPa)の半導体圧力センサーXCQ-62-350mBARD を直径 0.5mm の静圧孔の下に埋め込んだ。円錐の先端より 120mm の位置におけるレイノルズ数は凡そ 1.7×10^6 である。動圧に対する主流変動レベルと 10 度円錐模型境界層遷移に関するデータベース⁸⁾によると、静圧変動レベルが 0.1%-0.4%の環境では遷移レイノルズ数はそれぞれ $6-8 \times 10^6 \sim 4.5-7 \times 10^6$ と予測されることから、非定常圧力センサー位置では層流はまだ維持されていると推察される。Kulite 製のセンサーカタログによると、応答特性は共振周波数 150kHz の 20%が目安となるので、非定常変動に対する応答限界は 30kHz 程度である。そのセンサーアンプとして、共和電業の直流増幅器 CDV-700A を用いた。

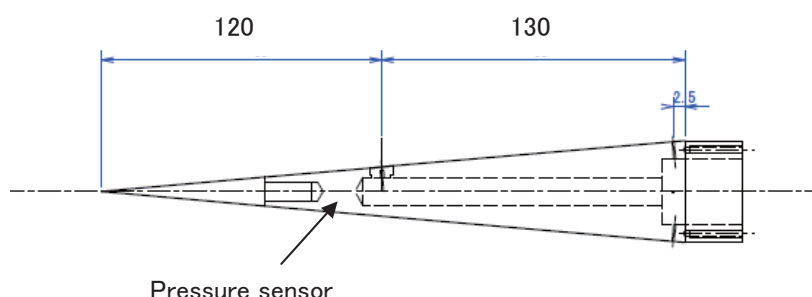


図2 気流評価のための 10 度円錐模型 [単位:mm]

2.3 データ収録と解析

データ収録装置としてNFブロック社の EZ7510 を用いた。この装置入力部であるアナログ・デジタル変換器の入力ポートは8チャンネル、各ポートは 16 ビットの分解能を持ち、最高サンプリング周波数は 1MHz である。本小論では、サンプリング周波数を 100kHz ないしは 200kHz とした。収録されたデジタルデータは、エクセル表あるいは Matlab を用いて周波数分析並びに解析結果のプロットを行った。

2.4 凝縮濃度計測と絶対湿度の算出

測定部における水蒸気の凝縮濃度を定量評価するために、測定部の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透過させ、その透過光を PIN フォトダイオードで受光することで、レーザー光の非定常減衰特性から凝縮濃度の評価を行った。なお、大気の相対湿度[%]から絶対湿度 $[g/m^3]$ の換算は文献 3)を用いた。

3. 実験結果

3.1 水蒸気凝縮の定量評価

大気湿度が高ければ凝縮する濃度も高くなり、水蒸気の凝縮で気流は白濁し目視で十分確認できる。この凝縮レベルを定量評価するために測定部の流れに直角にレーザー光を透過し、その透過光をフォトダイオードで受光する。図3はこのような条件で計測した透過光の時系列データの一例を示す。図中に

は時系列データの時間軸を引き延ばした図示も同時に示している。まず通風直前の透過光を基準に取れば、通風時の透過光は平均して約 70%減少し、凝縮による微小な氷でレーザー光は散乱した結果と解釈できる。

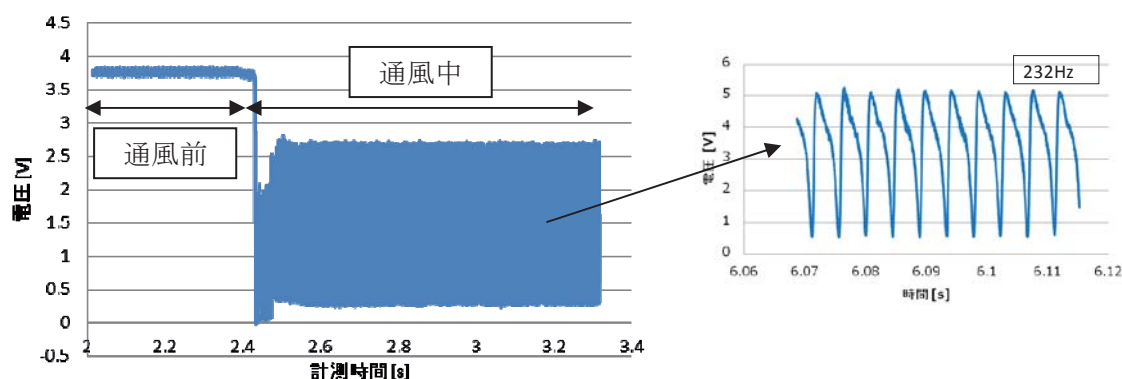


図3 受光したレーザー光の減衰と振動

一方、透過光は極めて選択性の高い230Hzの周期変動していることも分かる。このような凝縮変動は、超音速ノズル近傍の凝縮衝撃波の振動によることは説明されている⁴⁾。この振動周波数と湿度の関係を示したのが図4である。絶対湿度と周波数の相関は明白で、図中には松尾ら³⁾が次元解析的と彼らの実験結果から導出した相関式もプロットしてある。本計測結果もその関係式に従っていることが解る。なお、相関式は温度と絶対湿度の関数であるが、本実験では大気温度は殆ど変化していないことから、一定とした。

絶対湿度が 3g/m^3 以下では周期変動は消滅し、凝縮の効果は本ダイオード計測では検出できなかった。

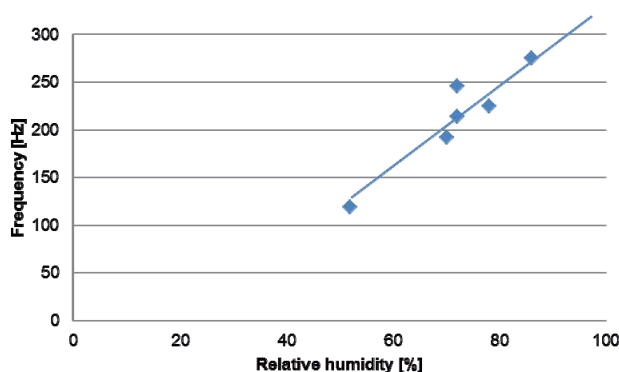


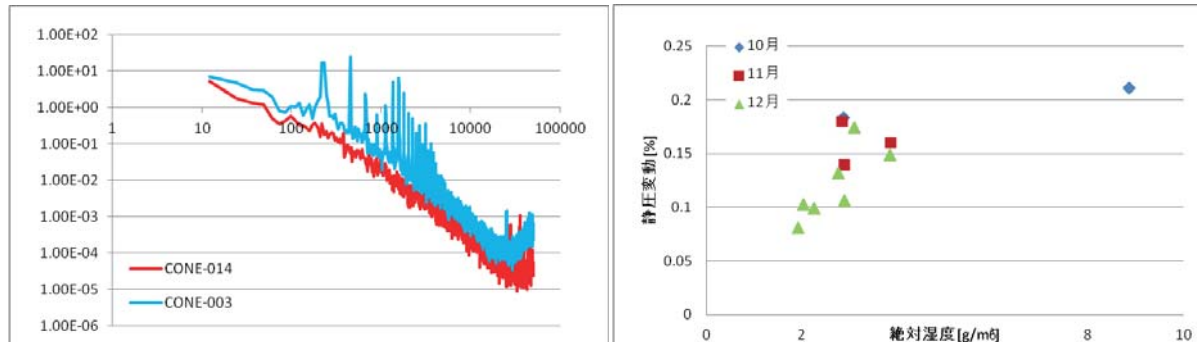
図4 相対湿度と凝縮振動

3.2 円錐模型の静圧変動

湿度が高い場合には凝縮は時間的な変動を伴うことから、この効果は測定部の気流に何らかの影響を及ぼすことが推測される。図3を取得した通風時に 10 度円錐模型の静圧変動を同時計測し、スペクトル解析した結果を図5に示す。凝縮による周期変動と同じ周波数の静圧変動が確認できる。絶対湿度が減少し凝縮振動が観測されない場合には、結果は割愛するが、10kHz 近傍を中心とした広帯域の変動

増加することも明らかとなったが、原因を解明中である。

さらに絶対湿度が小さくなる $1.9\text{g}/\text{cm}^3$ の (図5で CONE-014 に対応) 場合にはこの高周波変動も減少し、静圧変動はさらに減少してし、動圧に対して静圧変動レベルは 0.1%以下になる。この変動レベルは通常静粛な超音速流と見なせるレベルが達成されている。



結 論

大気吸い込み式超音速風洞の気流特性について、大気に含まれる水蒸気の凝縮効果に着目し、測定部の静圧変動を評価した。その結果、以下の結論が導ける。

絶対湿度が $2\text{g}/\text{m}^3$ 以上では凝縮振動が発生し、測定部の静圧も同じ周波数で変動し静圧変動を増大させる。

しかし、絶対湿度が $2\text{g}/\text{m}^3$ 以下の条件では、動圧に対する静圧変動は 0.1%以下が実現されている。

参考文献

- 1) Schmidt, B., *Jahrbuch*, WGLR, 1962, 160.
- 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) <http://www.daiichi-kagaku.co.jp/situdo/notes/note108.html>
- 4) 松尾一泰、川越茂敏、園田圭介、瀬戸口俊明、凝縮を伴うラバルノズル流れの振動(第1報、振動の発生範囲と周波数について)、日本機械学会論文集(B 編)、49 巻 438 号、(1983) pp.108-114.

- 中田 大将(航空宇宙機システム研究センター 特任助教)
 - 矢島 淳(航空宇宙システム工学専攻 M2)
 - 西根 賢治(航空宇宙システム工学専攻 M1)
 - 森木 嵩人(機械システム工学科 B4)
 - ムハマド ファクルー(機械システム工学科 B4)
 - 東野 和幸(航空宇宙システム工学専攻 教授)
 - 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター 特任教授)
-

1. 緒言

高速走行軌道実験設備は、高リスク・高コストである飛行試験に替わって高速環境下における飛翔体の性能を安全に、低コストで地上試験するための装置である[1,2]。この装置では走行スレッドと呼ばれる台車に供試体を搭載し、ロケットやジェットエンジン等の加速装置を用いて地上に敷設したレール上を



図1:300m 級フルサイズ軌道装置の概観(白老実験場)

加速する。本装置のメリットは、摩擦抵抗や翼の弾性変形、地面効果といった実機スケールでの検証が必要な空力測定項目を安価に低リスクで行えることが挙げられる。

2011 年度は 300 m 級フルサイズ軌道(図 1)を用い、機体模型を搭載した状態での走行実験を実現した。また、100 m 級サブスケール装置においては水路の閉塞率などが水ブレーキ抗力係数に及ぼす影響などを追求した。

2. 加減速システム

2.1 加速装置

加速装置であるハイブリッドロケットについては、2010 年度に使用していた平均推力 625 N の HyperTEKL625 型から、平均推力 970 N の HyperTEK L970 型へと変更し、大推力化を図った。夏季の運用ではボンベが外気温以上に直射日光で熱せられ、時にセ氏 30 度を超える温度となった。酸化剤である亜酸化窒素は臨界点であるセ氏 36 度に近づくと、蒸発潜熱の大幅な低下が起こり、機上タンクへのスムーズな圧送が不可能となる事態が発生した。2011 年度には酸化剤ライン熱収支のモデル化を行い、来年度に向けた対策について考察を行なった。

表1 ハイブリッドロケット L970 諸元

型式名	HyperTEK L970
平均推力	970 N
総インパルス	5000Ns
重量(一本当り)	約3 kg [乾燥重量]
	約6 kg [総重量]

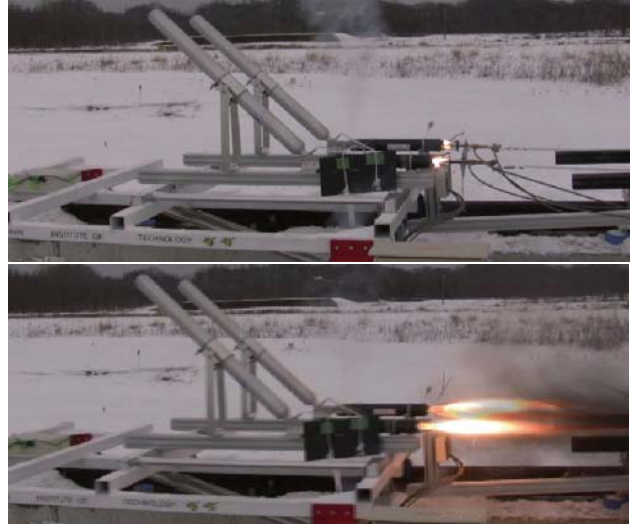


図2:ハイブリッドロケットの同時着火

2.2 減速装置

減速装置としては、サブスケール試験で基盤技術を確立した[3]水ブレーキを採用している。これまでの事例から、水の抵抗係数はバケットと呼ばれる制動板の形状のみで決まるものではなく、水路に対する閉塞率が影響する可能性が指摘されていた。そこで、2011 年度にはこの影響も含めた評価を行なうための取り組みを行なった。バケットが水から受ける抵抗力は式1のように表される。

$$F_D = C_D \rho A_b u^2 \quad (1)$$

ここで ρ は水の密度、 A_b はバケット浸水面積、 u はスレッド速度である。抵抗係数 C_D の値は水路断面積に対してバケットが占める割合で変化し、いわゆる閉塞効果(blockage effect)が認められる。風洞のような閉塞断面と比べ、開水路におけるこの効果は小さいが、しかしながら無視できない値である。図3および表2は平板型制動板の違いによる抵抗係数の違いである。一見して分かるとおり、水路に対する閉塞率が大きくなると抵抗係数も増大することが分かる。これらの実験結果については東京大学姫野研究室に流体数値解析を依頼し、定量的に説明がなされた[4]。

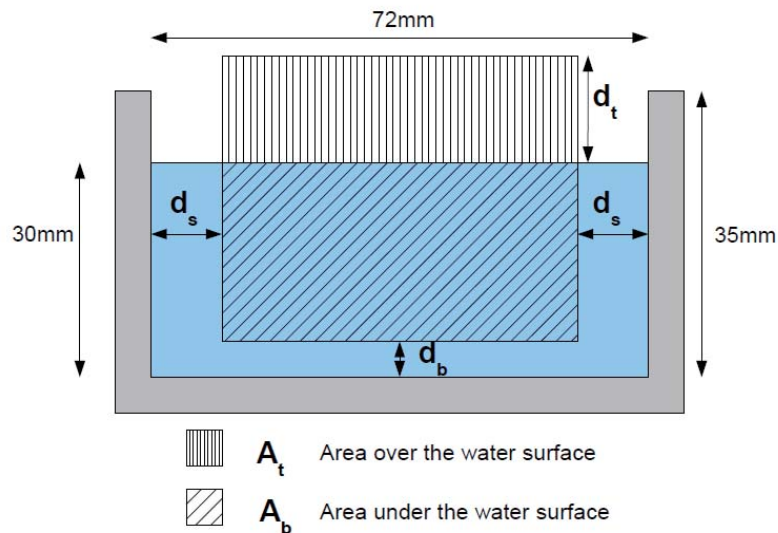


図3:水制動板(バケット)の規格

表2:様々なバケットの抵抗係数

Type	ds, mm	db, mm	dt, mm	Cd
S1	5	11	19	0.61
S3	5	2	19	0.72
S6	15	11	19	0.77
S8	5	11	75	0.86

2.3 摩擦に関する研究

ロケットスレッドでは高速走行時に脱輪及び遠心力による車輪の破壊などが懸念されるため、車輪ではなく、レールを滑走するスリッパと呼ばれる部材を足に用いている。反面、ロケット推進力(970N x 2)に占めるレール摩擦(400-600N)の寄与は大きく、何らかの形で摩擦低減する試みが運用コストの低減に有効である。そこで、図4に示すように流体潤滑を用いた摩擦低減に関する基礎実験を行なった。スリッパを回転円盤に接触させ、ノズルから一定量の水を噴射することにより、図5のように相対速度 60 m/s でほぼ摩擦をゼロに近い状態にすることができると分かった。

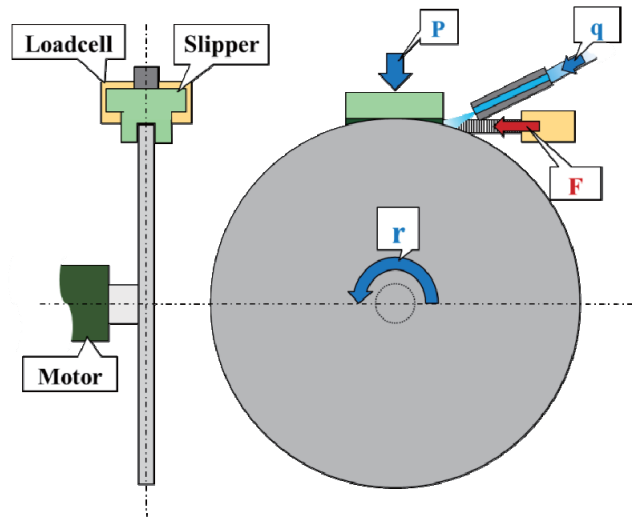


図4: 回転円盤による流体潤滑実験

た。流体潤滑においては、ストライベックの理論[5]が有名であり、粘度・速度 / 面圧で決まるゾンマーフェルト数と呼ばれる値が支配パラメタである。実際のスレッドでは面圧によって円盤実験の結果とスケール則が成立すると考えられる。米国でも過去に同様の基礎研究がなされていたが、超音速域では水のレイノルズ応力による粘性摩擦が大きくなること、そもそもスレッド全体が浮き上がってしまうことなどから、採用が見送られた経緯がある。本学のスレッドにおいても、油やグリスなどの潤滑剤では粘度が大きすぎて、レイノルズ応力が支配的な領域となってしまう懸念がある。今後、有効な作動領域について検討を進め、フルサイズ軌道走行実験での実証を行なう予定である。

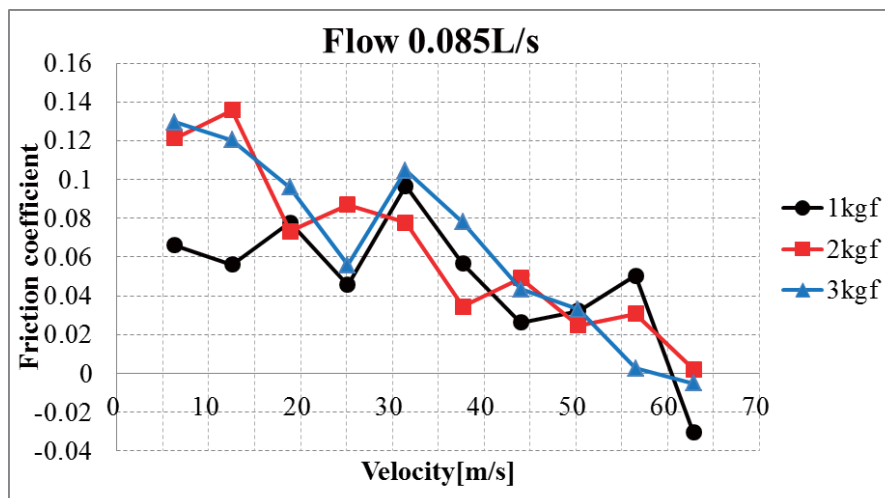


図5: 水潤滑による摩擦低減

3. 機体模型搭載走行実験

3.1 概略

高速走行軌道装置では, 本学で開発されている無人超音速実験機[8]を始めとする, 「全長数 m 程度の小型実験機」に焦点を当て, これらの実機検証が出来る能力を有することを目指している. とりわけ無人機においては自動制御の観点から失速角や安定なバンク角限界, 横風に対する安定性などの把握が重要である. 実レイノルズ数での抗力や揚力を検証する上で要求される精度については, 搭載機体や測定レンジによって大きく異なるが, この種の装置として最低限の汎用性を有するためには取り付け角度誤差 1 度, 計測誤差 1% を目標とする[9].

3.2 6分力天秤

6 軸天秤は市販の 6 軸力覚センサ (JR3 corporation, 90M40A) [10] とスティングからなり, 先述の 1 軸天秤台座に取り付けられる. 定格を表3に, 外観図を図6に示す. 模型は上面に M6 ネジ 4 本で取り付けられる.

表3 6 軸力覚センサ定格

型式名	ISF-90M40A100-I50-ANA
x-y-z軸秤量	400-400-800 N
Mx-My-Mz秤量	36 Nm
外形	直径90 mm
	高さ40 mm
公称精度	±1% FS



図6:6軸力覚センサ外観

スティングは先端に重量 20 kg のものを取り付けたとしてもそのたわみが 0.1 度以下となるように, 直径 48 mm, 肉厚 3 mm の SUS パイプを用いた. 全長は約 2 m, 重量は 7.7 kg である.

3.3 AGARD-B 標準模型の制作

天秤の精度を実証するため, 標準模型として胴体径 165 mm, 全長約 1.4 m, 重量 13 kg の AGARD-B 標準模型を作成した. AGARD-B は本来超音速用の標準模型であるが, 有翼飛翔体として極めてシンプルな形状であることから, 低速域においても標準模型として使用されるケースがある[11]. 総樹脂製・NC加工とすることにより低コスト化を実現した. 図 7 は実際に制作された模型をスレッド上の天秤に取り付けた様子である.



図7:天秤に取り付けられた AGARD-B 模型

3.4 走行試験

図8は6軸天秤とAGARD-B 標準模型を搭載した走行実験の様子である。走行中の振動が天秤に及ぼす影響など、今後解決すべき問題点が明らかとなった。



図8:AGARD-B 模型を搭載して走行するスレッド

4. まとめ

高速走行軌道実験設備について、FY2011 年度は以下のような研究活動を行なった。

- ・ 加速装置の大型化，夏季における N2O 充填モデルの構築
- ・ 減速装置である水ブレーキ抵抗係数に水路閉塞率が及ぼす影響についての考察
- ・ 6軸空力測定天秤と標準機体模型を搭載した走行実証

参考文献

1. H. J. McSpadden: The History of Hurricane Mesa Test Facility, AIAA Paper 2004-3336
2. D. J. Krupovage: Wind-Tunnel and Full Scale Forces on Rocket Sleds, Journal of Spacecraft, 1967
3. <http://www.hypertekhybrids.com/>
4. <http://www.thrustcurve.org/>
5. 安田，他：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
6. 友常雄太郎，姫野武洋，渡辺紀徳，中田大將，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
7. Xiaobin Lu , M. M. Khonsari and E. R. M. Gelinck: The Stribeck Curve: Experimental Results and Theoretical Prediction (2006).
8. 溝端，他：フライングテストベッドとしての小型超音速飛行実験機の設計、およびプロトタイプを試作と試験飛行，平成22年度宇宙輸送シンポジウム，2011
9. 西根賢治，森木崇人，中田大將，東野和幸，棚次亘弘，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。
10. <http://www.jr3.com/>
11. 澤田秀夫: JAXA60cm 磁力支持天秤装置における有翼模型の空気力評価法，日本航空宇宙学会論文集，巻 57 号，p.p.668, 2009

スレッドの高速化に関する研究

- 中田 大将(航空宇宙機システム研究センター 特任助教)
 - 樋口 健(航空宇宙システム工学専攻 教授)
 - 東野 和幸(航空宇宙システム工学専攻 教授)
 - 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター特任教授)
-

1. 緒言

2010 年度に設計・製作された高速走行軌道走行スレッド初号機(図1)はロバスト性と汎用性, 低コストに重点を置いたものであった. 2年が経過し, 学内および学外利用者からのさらなる高速化に応えるため, 軽量化と耐強度性の大幅な向上を念頭にアルミフレームを主体とした設計を行なった(図2). なお, 本解析は研究題目「高加速度環境下における高速走行軌道実験方法の研究」の一環として民間企業との共同で進められたものである.

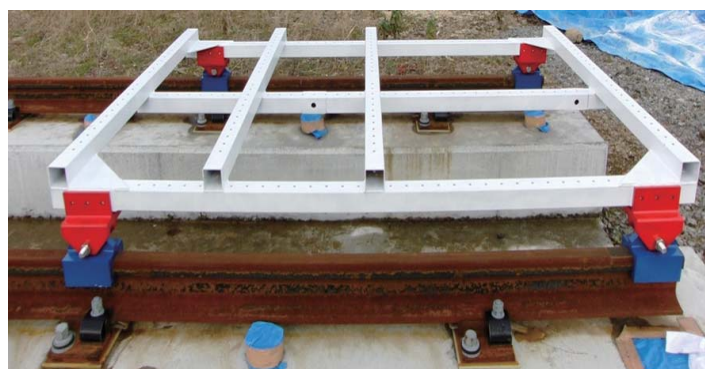


図1: 高速走行軌道走行スレッド初号機フレーム部概観 (2010 年度設計, 重量 117 kg)

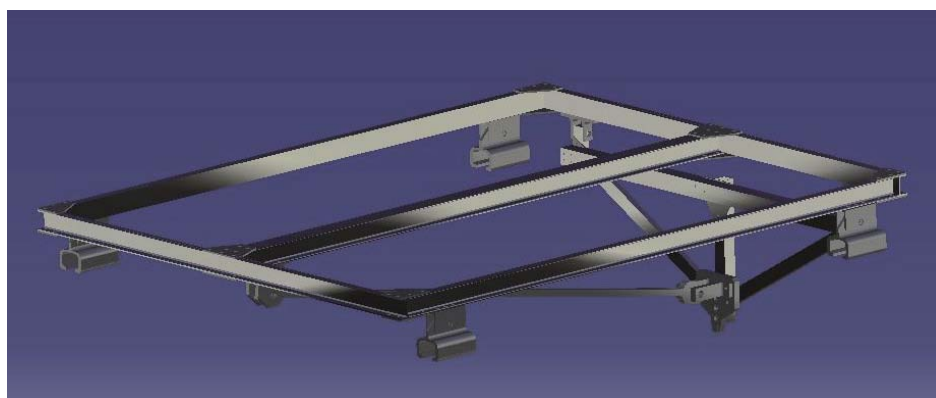


図2: 高速走行軌道走行スレッド2号機フレーム部概観 (2011 年度設計, 重量 50 kg)

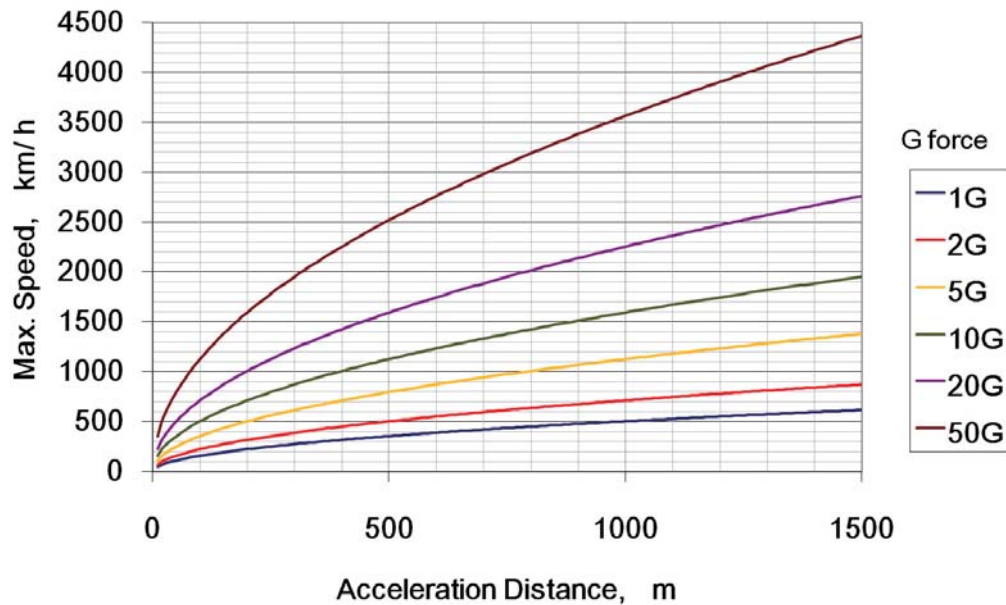


図3:加速距離と加速 G, 最高速度の関係

スレッド2号機は10G の加減速に耐えると云う条件を満たしつつ, 現在の 117kg よりも大幅な重量削減を狙っている. 図3に耐 G と最高速の相関図を示す. 一見して分かる通り, 最高速は加速度の平方根か, または加速距離の平方根に比例する.

加速に要する G と減速に要する G が同程度の場合, 現在のフルサイズ走行軌道では全長 300 m のうち 150 m を加速に用いることが出来る. 現行のスレッドではせいぜい 3G の加速度を想定しており, 理論最高速は時速 340km 程度である. これを 10G まで引き上げることにより, 300 m 軌道を用いての理論最高速度は 時速 600 km 程度となる.

2. 基本思想

2.1 材料

軽量化のため, フレーム部材には主にアルミ合金の使用を前提とする. 一般に入手出来るアルミチャネルは押し出し成型によるものであり, A6000 系が一般的である. まずは A6063S-T5 を想定して設計解析を進め, 強度的に必要であれば A7000 系などに置き換える方針とした. レールに接地するスリッパや, 水ブレーキを受けるバケットと呼ばれる部材など, ピン接合される箇所は磨耗耐性を考慮してスチール製(S45C)とした.

2.2 接合

現有のスレッドはその接合部を全て溶接している. しかしながら, 今回のスレッドでは設計強度について十分な保証を持つべきであり, アルミ溶接接合においては溶接効率が保証されにくい恐れがあることから, ガセットプレート(S45C)による接合とした. これはまた, 平面度についても高い精度を保証することができる.

2.3 主構造材

フレーム断面は初号機では角パイプを基本としたが、2号機では溝型チャンネル材を基本とした。これはガセットプレートで接合する際に、ボルトでの固定作業が容易であることが主たる理由である。断面サイズと厚みのバランスから $60 \times 30 \times t4$ を選定した。

3. 構造解析

3.1 荷重条件

図4は、スレッドをその左右対称面にて切断した断面図上における荷重条件である。この断面上にて FrontShaft 下面に相当する点を原点とし、スレッド進行方向を x (但し、スレッドが進行する向きと逆を x 正方向とする)、高さ方向を z (鉛直上向きを正方向とする)、 x 及び z に垂直な方向を y (図4の紙面手前から奥に向かって正方向とする) とすると、スレッドの重心は $x=1157$, $y=0$, $z=-101\text{mm}$ の位置にある。

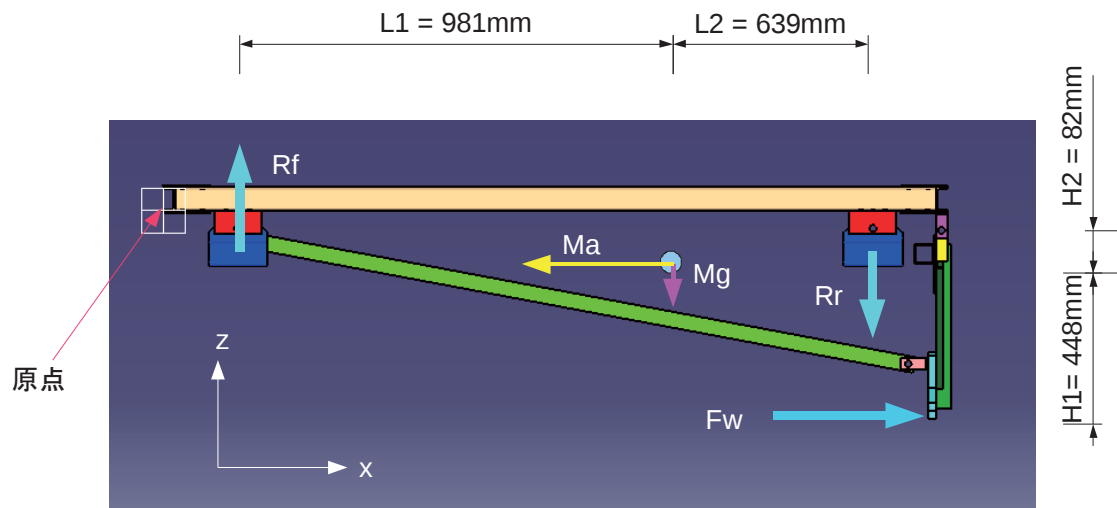


図4:スレッドにかかる荷重条件

水制動力 F_w の大きさは次のように規定する。スレッドは 10G 程度の加減速に耐えるものとする。スレッドのみの重量は約 50kg であるが、ロケットや搭載物を含め全体で重量が 100 kg 程度となることを想定する。この場合、10G の減速を与えるための水制動力は $F_w = 10000 \text{ N}$ と考える。衝撃荷重であることから係数2を掛け、さらに安全率として2を掛けると $F_w = 40000 \text{ N}$ に耐える必要がある。水制動力は基本的にその大部分が図4における黄緑色の DiagonalBar と呼ばれる部材を介してスレッド全体に伝えられ、スレッドには

$$F_w = Ma \quad (1)$$

なる減速加速度が生ずる。ここで M は搭載物込みの台車重量である。水制動力によってスレッドは全体として前のめりのモーメントを受ける。このモーメントはスリッパがレールから受ける垂直抗力によって打ち消される。図5において R_f を前方左右の2つのスリッパがレールから受ける力、 R_r は後方左右の2つのスリッパがレールから受ける力である。図4において $L1$, $L2$, $H1$, $H2$ は重心から各ピン穴または F_w 作用点までの距離であり、これらを用いて力の釣り合いを定式化すると、

$$R_f = R_r + Mg \quad (2)$$

$$F_w \cdot H1 = R_f \cdot L1 + R_r \cdot L2 \quad (3)$$

ここで $Mg \ll Rr$ とすると

$$Rf = Rr = Fw \cdot Hl / (L1 + L2) \quad (4)$$

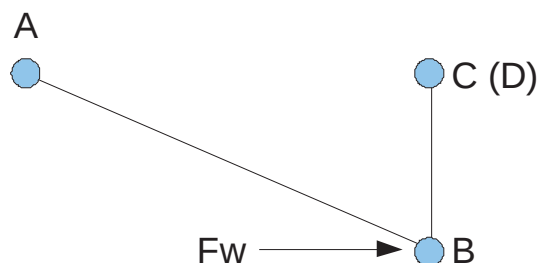
となる. $L1 = 981 \text{ mm}$, $L2 = 639 \text{ mm}$, $Hl = 448 \text{ mm}$ を代入すると,

$$Rf = Rr = 0.277 Fw \quad (5)$$

を得る. 即ち, Rf や Rr は前後2つのスリッパで受ける力であるから, スリッパ1つ当たりとしては, Fw の約 $1/8$ の力をピンを介して負担すると考えれば良い. Fw が 40000 N の時, スリッパ1つ当たりにかかる荷重はおよそ 5000 N である.

3.2 1次元解析

最も負荷が厳しい部材は, 水制動の力を受ける DiagonalBar とこれをつなぐ Adapter である. これらについて簡単な1次元解析を行なうと図5のようになる.



$$\begin{aligned} L_{ab} &= 174\text{cm} \\ L_{bc} &= 35\text{cm} \\ L_{ac} &= 180\text{cm} \\ \theta_{CAB} &= 10.6\text{deg} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} Fab \cos\theta &= Fw = 40000 \text{ N} \\ Fab \sin\theta &= Fbc \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{とすると, } Fab &= 40665 \text{ N (引っ張り)} \\ Fbc &= -7328 \text{ N (圧縮)} \end{aligned}$$

図5: Diagonal Bar に関する1次元解析

3.3 有限要素法による解析

CATIA V5 R20 で描かれた 3D モデルを MSC Patran2011 上に Import し, メッシングと荷重・拘束条件を与えた上で有限要素法解析ソフトウェアである Nastran2011 において計算した.

ピンとピン穴周りの応力集中を正確に出すには, 相互の接触箇所の正確な定義と, 細かいメッシュ分割が必要である. これは計算コストを増やす方向となり, 全体を一気に解析することは得策ではない. そこでスリッパや DiagonalBar のピン周りの応力については個別の部品モデルで解析を行ない, 全体の解

析を行なう際にはピンとピン穴は RBE(Rigid Bar Element)結合による簡易モデルとした。RBE 結合ではピン結合された部材どうしは相互に回転出来るが、引っ張りや圧縮などの力はピンからピン穴全体へ伝えられる。即ち、ピン穴回りの応力集中に関しては正確な情報を示さない。しかしながら、大局的な部材の応力を見るにはこの方法で問題無い。

4. まとめ

高速走行軌道走行台車(スレッド)の構造解析を行ない、これまでよりも2倍以上の荷重条件に堪え、かつ重量が半分以下のスレッド設計を実現した。初号機設計時との設計指針やプロセスの違いについてまとめると

- ・ アルミフレームの採用
- ・ 溶接箇所の廃止とガセットプレート組立て
- ・ 入念な有限要素法解析による Slipper や Diagonal Bar の効果的な軽量設計

といった点が挙げられる。2012 年度には製作されたスレッドに対して静荷重試験を行ない、構造解析との比較検討を行なう。

電気負荷変動による宇宙用スターリングサイクル発電機の発電特性

佐藤 紘之（航空宇宙システム工学専攻 M2）

○ 塚野 徹（航空宇宙システム工学専攻 DC1）

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. はじめに

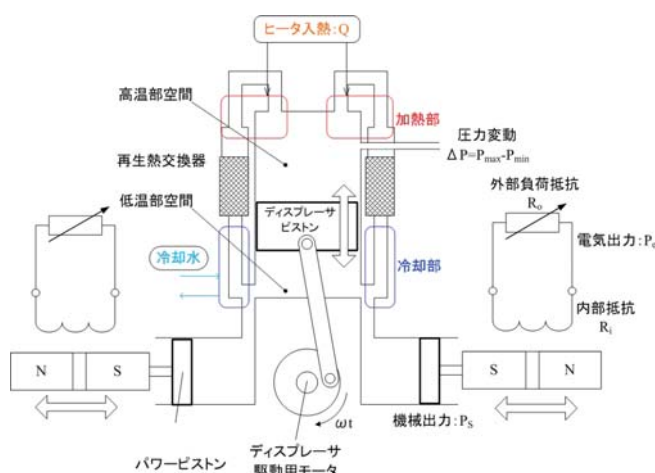
スターリングエンジンは内部に作動流体を密閉し、外部から温度差を与えることによって駆動する外熱機関である。このことから太陽熱の利用が可能であり、密閉サイクルであることから宇宙空間における発電システムとして利用が可能である。本研究で使用したスターリングエンジンはフリーパワーピストンと直結したリニア発電機を駆動することで発電する。この方式の発電機をピストン直結リニア発電機 (Linear Electrical Generator Integrated in Piston: LEGIP) と呼ぶ。

本研究ではフリーピストン形スターリングサイクル発電機について、電気的負荷の変化による電気出力の関係を取得する実験と、機械出力と動特性を取得するパワーピストンのモデル化による解析から、LEGIP の特性を明らかにすることを目的とした。

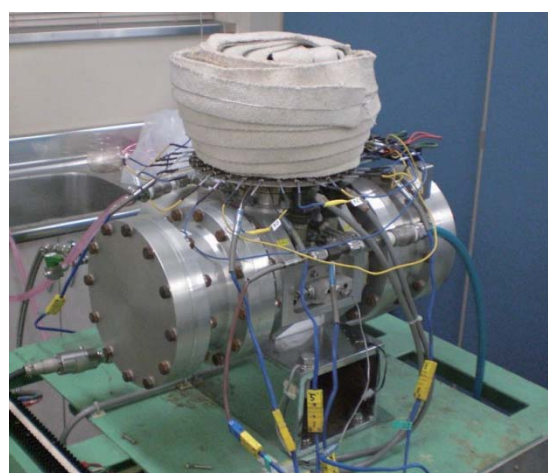
2. 実験装置と実験条件

2.1 フリーピストン形スターリングサイクル発電機

本実験で使用したフリーピストン形スターリングサイクル発電機の概略および外観写真を図 1 に示す。高温部は電気加熱式ヒータで加熱し、低温部は水冷とした。ディスプレイサが駆動することで内部に封入された作動流体が高温部と低温部を交互に移動する。作動流体の温度が変化に伴い、圧力変動が生じ、パワーピストンが駆動される。また、特徴として電気的な負荷抵抗を変化させることでピストンにかかる反力が変化し、フリーピストンであることからピストンストロークも変化する。



a) 装置概略



b) 外観写真

図 1 実験装置

2.2 実験条件

本実験の実験条件を表1に示す. LEGIPの電氣的負荷の変化による電氣出力の関係を取得するため, 供試エンジンにおいて, 電氣的な外部負荷抵抗をパラメータとした実験を実施した.

表1 実験条件

作動流体	—	—	ヘリウム
作動流体圧力	P	MPaG	1.0
高温部ガス温度	T_h	K	673
低温部ガス温度	T_c	K	293
ディスプレイサ 駆動周波数	f	Hz	17
外部負荷抵抗	R_o	Ω	55~605

3. LEGIP のモデル

LEGIP におけるフリーピストンに作用する力から減衰強制振動としてモデル化を行い, 解析する. 図 2 に解析モデルを示す. このモデルを運動方程式として式(1)に示す.

$$m\ddot{x} = -T_e - T_f - T_m + S\Delta Pe^{i\omega t}$$

(1)

フリーピストンに作用する外力と反力は以下のように定義した.

・発電による反力: T_e

ピストンの移動速度に比例し, 電氣的負荷に反比例する反力

・リニア発電機の励磁磁界による反力: T_m

ピストンと直結した磁石が移動することで磁石とコイルの間に生じ, 距離に比例する.

・圧力変動による外力: $S\Delta P$

摩擦による反力は外力や他の反力に比べ十分に小さいと仮定して無視し, 係数を用いると式(1)は式(2)で表すことができる.

$$m\ddot{x} + c\dot{x} + kx = S\Delta Pe^{i\omega t} \quad (2)$$

4. エンジン特性評価

電氣出力は式(3)に示すように実験値である発電電流・電圧から求め, 機械出力は式(4)に示すように実験値である圧力変動と解析値であるピストンストロークからピストンに働く機械的の仕事として求めた.

$$P_e = f \oint V I dt \quad (3)$$

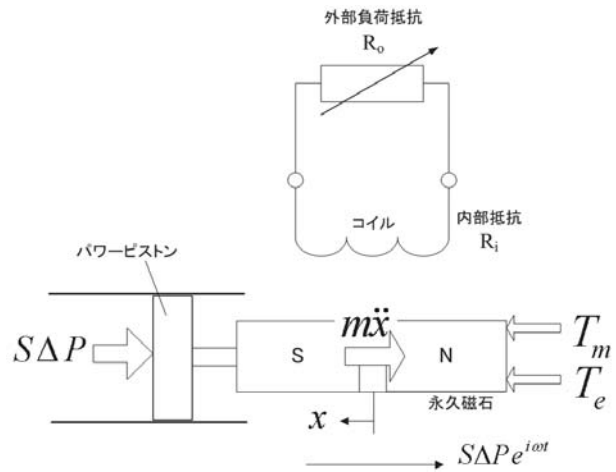


図 2 LEGIP の減衰強制振動モデル

$$P_s = f \oint S \Delta P x dt \quad (4)$$

電氣的負荷を 55～605 Ω で変化させた際のピストンストローク幅と機械出力の関係を図 3 に、機械出力と電氣出力の関係を図 4 にそれぞれ示す．図 3 より、55～205 Ω では、ピストンストロークと機械出力は共に増加傾向にあり、205～605 Ω では、ピストンストロークと機械出力は共に減少傾向にある．これは抵抗値が増加することにより回路に流れる電流が減少するため、反力が小さくなり、最大のピストンストローク幅が増加することで出力の増加につながる．しかし、ストローク幅が増加することで距離に比例する励磁磁界反力の増加とピストン移動速度の増加による、発電反力の増加によりストローク幅が低減される．よってピストンストローク幅および機械出力を最大にするような電氣的負荷抵抗が存在することを示しており、本実験の条件において外部負荷抵抗が 205 Ω の時に出力が最大になった．また、図 4 においても 205 Ω の時に電氣出力と機械出力が最大になっており解析と実験の双方で同様のことが確認された．

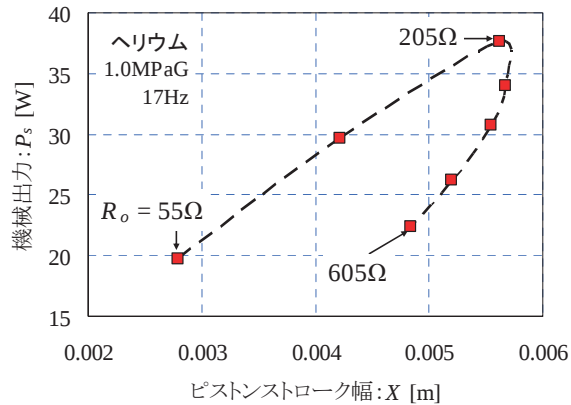


図 3 ピストンストローク幅と機械出力

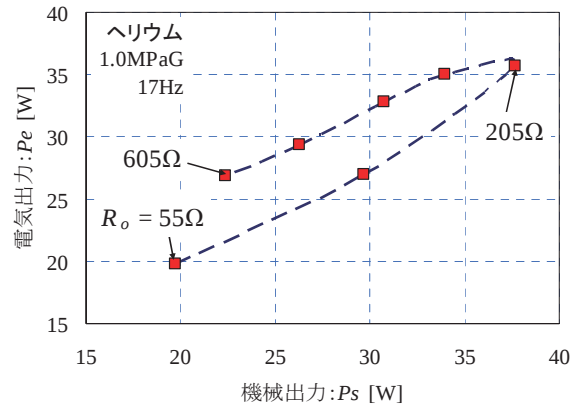


図 4 機械出力と電氣出力

5. まとめ

本研究では、供試エンジンのフリーピストン形スターリングサイクル発電機の電氣的負荷を変化させることによる LEGIP(ピストン直結リニア発電機)の以下の特性を実験および解析から明らかにした．

- 1) 電氣的負荷を変化させることでディスプレイサに対するパワーピストンのピストンストローク幅が変化する．
- 2) 各運転条件において、機械出力を最大にする位相差が存在し、この時ピストンストロークと電氣出力も最大になる．

本実験では、1 種類の周波数で実施したが、他の周波数でも同様に行い、周波数と出力を最大にする電氣的負荷の関係を取得することで LEGIP の特性を明らかにしていく．

発表論文

2011 年度

査読付き論文

- [1] 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..
- [2] 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.
- [3] 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.
- [4] 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
- [5] 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.
- [6] 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
- [7] 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
- [8] 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
- [9] 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、機論ノート(掲載可、2012 年 3 月)。
- [10] 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* (掲載可、2012 年 3 月)。

===== (投稿・審査中) =====

- [11] 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.

国際会議発表論文

- [1] 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
- [2] 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)
- [3] 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
- [4] 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
- [5] 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)
- [6] 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).
- [7] 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).
- [8] 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).
- [9] 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).
- [10] 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.
- [11] 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.

- [12] 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.
- [13] 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.
- [14] 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
- [15] 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] 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.
- [2] 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.
- [3] 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).
- [4] 横山慶輔, 高木 正平、「縮流胴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).
- [5] 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).
- [6] 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).
- [7] 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.
- [8] 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.
- [9] 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.
- [10] 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).
- [11] 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).
- [12] 片山範将, 石村康生, 二橋勇氣, 杉山彩香, 青木隆平, 樋口 健, 宮崎康行, 岸本直子:マルチセルインフレータブルサンドイッチパネルの開発, 第 53 回構造強度に関する講演会, 1A12, (2011.7), (秋田)
- [13] 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)
- [14] 石村康生, 梶川隆史, 川端信義, 渡邊秋人, 尾崎毅志, 樋口健, 荻芳郎, 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).
- [15] 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)
- [16] 三輪武史, 樋口 健, 藤垣元治, 塩川貴之, 岩井達也, 似島透:格子投影法における 外挿法の適用と面計測, JSASS-2011-4441, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 3A04, (2011.12), (松山).
- [17] 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).
- [18] 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).
- [19] 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).
- [20] 中田大将, 矢島淳, 西根賢治, 森木嵩人, ムハマドファクルラー, 東野和幸, 棚次亘弘, ”高速走行軌道実験設備の基盤技術について,” 平成 23 年度宇宙輸送シンポジウム, 2012 年 1 月, 相模原市
- [21] 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
- [22] 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
- [23] 北沢祥一, 阿野進, 伴弘司, 上羽正純, ”環境電波のハーベスティングに関する一検討”, 電子情報通信学会マイクロウェーブ研究会, MW2011-83 (2011-9), pp.27-32
- [24] 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
- [25] 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.
- [26] 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的设计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.

- [27] 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.
- [28] 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
- [29] 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.
- [30] 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.
- [31] 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.
- [32] 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.
- [33] 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.
- [34] 江上 侑雄(HASTIC)、棚次 亘弘、秋葉 鏑二郎(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
- [35] 中田大将(室蘭工大)、矢島淳、西根賢治(室蘭工大院)、森木崇人、ムハマド・ファクラー、東野和幸、棚次亘弘(室蘭工大)、高速走行軌道実験設備の展望、第9回 HASTIC 学術講演会、2012 年3月 13 日、北大百年記念会館
- [36] 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
- [37] 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
- [38] 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
- [39] 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
- [40] 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
- [41] 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.

- [42] 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.
- [43] 佐藤紘之, 塚野徹, 棚次亘弘(室蘭工大), 電氣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性, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [44] 西根賢治, 森木崇人, 中田大將, 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.
- [45] 中田大將, 矢島淳, 西根賢治, 森木崇人, ムハマド・ファクラー, 東野和幸, 棚次亘弘(室蘭工大), 高速走行軌道実験設備の基盤研究, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [46] 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.
- [47] 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.
- [48] 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)

2005～2010 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 Magnetoplasmdynamic 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] Akira Iwakawa, Daisuke Nakata, and Hitoshi Kuninaka, “Experimental Study of a Two-Dimensional Applied Field Magnetoplasmdynamic Thruster,” Aerospace Technology Japan, Vol. 8 (2010) pp.Pb_13-Pb_17, 2010
- [22] 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).
- [23] 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).

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, Kitakyusu, 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 Instsitute of Technogy), “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.

国内学会発表論文

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

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

- [28] 坪井伸幸, 吹場活佳, “前処理法による非定常圧縮性低速流れの数値解析”, 宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 2008 年 12 月.
- [29] 坪井伸幸, 吹場活佳, “超臨界燃焼流れにおける数値解析、「低速高レイノルズ数に対する解析とその課題」, 平成 20 年度科学研究費空力班シンポジウム, 嬉野, 2009 年 1 月
- [30] 溝端一秀, 湊亮二郎, 吹場活佳, 東野和幸, 棚次亘弘, 「FTB としての小型超音速飛行実験機の構想と予備的な亜音速機の試作」, 平成 20 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2009 年 1 月.
- [31] 吹場活佳, 前田大輔, 磯田浩志, 東野和幸, 湊亮二郎, 「吸熱反応を利用した再生冷却に関する基礎研究 ―室蘭工業大学における取り組み―」, 平成 20 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2009 年 1 月.
- [32] 桑田耕明, 笹山容資, 飯村拓哉, 渡辺侑也, 棚次亘弘, 溝端一秀, 吹場活佳, 坪井伸幸, 「小型無人超音速有翼機の横および方向の姿勢安定と操縦性に関する風洞試験」, 平成 20 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2009 年 1 月.
- [33] 坪井伸幸, 吹場活佳, 「超臨界燃焼流れにおける数値解析: 低速高レイノルズ数に対する解析とその課題」, 平成 20 年度科学研究費空力班シンポジウム, 嬉野, 2009 年 1 月
- [34] 東野和幸, 杉岡正敏, 日比野政裕, 小林隆夫, 笹山容資, 大屋俊輔, 立川藍子, 三輪峻之, 「次世代型ロケット用燃料としての LNG の特性」, 第 9 回北海道エネルギー資源環境研究発表会, 札幌, 2009 年 2 月.
- [35] 坪井伸幸, 吹場活佳, 嶋田徹, 「前処理法による非定常圧縮性低速流れの数値解析: ハイブリッドロケット燃焼器内流れの解析に向けて」, 第 49 回航空原動機・宇宙推進講演会, 長崎, 2009 年 3 月.
- [36] 安田有佑, 溝端一秀, 棚次亘弘, 神津亜実, 「サブスケール高速走行軌道装置を用いた予備的走行実験」, 第 6 回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2009 年 3 月.
- [37] 吹場活佳, 坪井伸幸, 小林弘明, “気球を用いた微小重力実験機による超音速飛行実験と機体姿勢計測”, 第 6 回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2009 年 3 月.
- [38] 高木正平: 「空力音と流れの不安定性」, 第 41 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム(基調講演)、6 月 18-19 日(2009), 宇宙航空研究開発機構.
- [39] 東野和幸、杉岡正敏、小林隆夫、湊 亮二郎、笹山容資、大屋俊輔(室蘭工大)、「次世代型ロケット燃料としてのLNGの化学的特性」、北海道支部夏季研究発表会(2009-7)
- [40] 笹山容資、杉岡正敏、小林隆夫、境昌宏、東野和幸(室蘭工大)、東伸幸、青木賢司、沖田耕一(JAXA): LNGロケットエンジンにおけるサルファアタック防止に関する研究―特に金メッキの特性評価―, 第53回宇宙科学技術連合講演会(2009-9)
- [41] 東野和幸、杉岡正敏、小林隆夫、湊 亮二郎、大屋 俊輔、笹山容資(室蘭工大): グラファイトコーティングによるLNGロケットエンジンの再生冷却管内のコーキング抑制―, 第53回宇宙科学技術連合講演会(2009-9)
- [42] 成尾芳博、徳留真一郎、稲谷芳文(JAXA)、東野和幸(室蘭工大)、「高度制御／着陸誘導可能な加圧供給方式エンジンの開発」, 第53回宇宙科学技術連合講演会(2009-9)
- [43] 塚野徹, 吹場活佳, 棚次亘弘(室蘭工大)、「宇宙用スターリングサイクル発電機に関する実験的研究」, 第53回宇宙科学技術連合講演会(2009-9)
- [44] 高木正平、「二次元物体後流の安定性と空力音」、平成21年度第1回流体工学研究会・懇話会

- (依頼講演)(北大工学部)、(11/27/2009).
- [45] 桑田耕明、飯村拓哉、酒井貴志、溝端一秀、中田大将、吹場活佳、高木正平、東野和幸、棚次亘弘(室蘭工大)、丸 祐介(JAXA)、「小型無人超音速機において エンジン流量特性が全機空力特性に及ぼす影響」、平成 21 年度宇宙輸送シンポジウム(2010-1)
 - [46] 安田有佑、神津亜実、矢島淳、中田大将、棚次亘弘、吹場活佳(室蘭工大)、「高速走行軌道装置の加減速に関する研究」、平成 21 年度宇宙輸送シンポジウム(2010-1)
 - [47] 石川昂紀、小林隆夫、神田康晴、桃野 正、東野和幸、杉岡正敏(室工大)、「アルミニウム合金と水との反応による水素製造」、第10回北海道エネルギー資源環境研究発表会(2010-1)
 - [48] 笹山容資、湊 亮二郎、境 昌宏、小林隆夫、杉岡正敏、東野和幸(室蘭工大)、「LNG ロケットエンジンにおけるサルファタック及びコーキングに関する研究」、第7回 HASTIC 学術講演会、北大、2010 年 3 月 4 日
 - [49] 前田大輔、笹山容資、湊 亮二郎、小林隆夫、杉岡正敏、東野和幸、棚次亘弘(室蘭工大)「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ブルサンドイッチパネルの曲げ特性に関する研究」、第 52 回構造強度に関する講演会、1A17, (JSASS-2010-3020), 鳥取, pp.49-51, (2010.7).
 - [53] 塩路義行、樋口 健、岸本直子、藤垣元治、塩川貴之、森本吉春、「格子投影法によるメッシュ膜面の面外形状の計測」、第 52 回構造強度に関する講演会、1B06, (JSASS-2010-3024), 鳥取, pp.61-63, (2010.7).
 - [54] 樋口 健、青木隆平、宮崎康行、古谷 寛、泉田 啓、岸本直子、角田博明、石村康生、石澤淳一郎、酒井良次、渡邊秋人、川端信義、堀 利行、伊藤裕明、渡辺和樹、及川 祐、倉富 剛、「インフレータブル方式伸展マスト宇宙実証のための「きぼう」曝露部搭載実験装置の開発」、第 52 回構造強度に関する講演会、1A18, (JSASS-2010-3021), 鳥取, pp.52-54, (2010.7).
 - [55] 荻 芳郎、樋口 健、石村康生:「剛体スピン軸への梁の取り付け誤差の影響」、第 52 回構造強度に関する講演会、3A04, 鳥取, pp.179-181, (2010.7).
 - [56] 青木隆平、古谷 寛、樋口 健、宮崎康行、石村康生、石澤淳一郎、泉田 啓、岸本直子、角田博明、酒井良治、渡邊秋人、川端信義、堀 利行、伊藤裕明、渡辺和樹、及川 祐、倉富 剛:「宇宙インフレータブル構造の宇宙実証-SIMPLE-」、S1903-1-6, 2010 年度日本機械学会年次大会、名古屋, (2010.9).
 - [57] 伊藤信毅、高木正平、池田友明、「平板後流の不安定と振動数選択機構」、日本流体力学会年会 2010、(9/9-11、2010).
 - [58] 田中宏明、森島駿一、岡田侑樹、池田忠繁、坂本 啓、秋田 剛、荻 芳郎、石村康生、樋口 健、「スマート構造システムの低温低圧環境試験」、第 54 回宇宙科学技術連合講演会、1K06, 静岡, (2010.11).

- [59] 神津 亜実、中田 大将、矢島 淳、棚次 亘弘、「2L11 高速走行軌道実験装置における水ブレーキの最適化」、第54回宇宙科学技術連合講演会、静岡県コンベンションアーツセンター、2010年11月17-19日
- [60] 塚野 徹、吹場活佳、棚次亘弘、「3B09 軌道上での運用を目的としたスターリングサイクル発電機の研究」、第54回宇宙科学技術連合講演会、静岡県コンベンションアーツセンター、2010年11月17-19日
- [61] 東伸幸、森谷信一、只野真、佐藤政裕、青木賢司、小林完、沖田耕一(宇宙航空研究開発機構)、水野孝彦、丹生謙一(三菱重工)、笹山容資、東野和幸(室蘭工大)、「3H02 LOX/メタン再生冷却エンジンにおける金めっきによるサルファアタック影響抑制効果」、第54回宇宙科学技術連合講演会、静岡県コンベンションアーツセンター、2010年11月17-19日
- [62] 東野和幸、棚次亘弘、杉岡正敏、湊 亮二郎、笹山容資、磯田浩志、「3H04 メチルシクロヘキサンの熱分解吸熱反応による冷却効果について」、第54回宇宙科学技術連合講演会、静岡県コンベンションアーツセンター、2010年11月17-19日
- [63] 石川昂紀、小林隆夫、神田康晴、杉岡正敏、東野和幸、「3H07 アルミ-水系反応による高圧水素の発生と宇宙機推進システムへの適用」、第54回宇宙科学技術連合講演会、静岡県コンベンションアーツセンター、2010年11月17-19日
- [64] 笹山容資、杉岡正敏、東野和幸(室工大)、東伸幸、平岩徹夫、沖田耕一(JAXA)、「3H03 バイオエタノールロケットエンジンの材料適合性に関する実験的研究」、第54回宇宙科学技術連合講演会、静岡県コンベンションアーツセンター、2010年11月17-19日
- [65] 溝端一秀、湊亮二郎、東野和幸、棚次亘弘、「フライングテストベッドとしての小型超音速飛行実験機およびそのプロトタイプ的设计と試作、第48回飛行機シンポジウム、静岡県コンベンションアーツセンター、2010年11月30日-12月2日
- [66] 吹場活佳、上村卓也、溝端一秀、湊亮二郎、高木正平、東野和幸、棚次亘弘、「室蘭工業大学吸い込み式超音速風洞の気流特性」、第48回飛行機シンポジウム、静岡県コンベンションアーツセンター、2010年11月30日-12月2日
- [67] 采光啓太、岩佐貴史、川村寛志、樋口 健、岸本直子、藤垣元治、塩川貴之、「格子投影法による皺の生じた膜面形状の載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 計画ープラズマ波動観測ー」、第11回宇宙科学シンポジウム, P3-060, 相模原, (2011.1).
- [71] 小松敬治、紀伊恒男、後藤 健、樋口 健、石村康生、吉原 眞、飯倉省一、松元和郎、ASTRO-G 技術実証チーム:「ASTRO-G LDR の EM 試験」、第11回宇宙科学シンポジウム,

- P2-043, 相模原, (2011.1).
- [72] 石村康生, 紀伊恒男, 小松敬治, 後藤 健, 樋口 健, 村田泰宏, 岩田隆浩, 朝木義晴, 土居明宏, 萩野慎二, 土屋正治, 入門 寛, 隈下恭介, 吉原 眞, 松元和郎, ASTRO-G 技術実証チーム:「ASTRO-G LDR の総合評価」, 第 11 回宇宙科学シンポジウム, P2-042, 相模原, (2011.1).
 - [73] 中田大将, 神津亜実, 矢島淳, 西根賢治, 東野和幸, 棚次亘弘, 「ハイブリッドロケット搭載高速走行軌道実験設備」, 平成 22 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2011 年 1 月 20-21 日
 - [74] 飯村拓哉, 吹場活佳, 上村卓也, 「遷音速領域における ADS の計測特性に関する研究」, 平成 22 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2011 年 1 月 20-21 日
 - [75] 溝端一秀, 湊亮二郎, 吹場活佳, 東野和幸, 棚次亘弘, 「フライングテストベッドとしての小型超音速飛行実験機の設計, およびプロトタイプを試作と試験飛行」, 平成 22 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2011 年 1 月 20-21 日
 - [76] 前田大輔, 笹山容資, 湊亮二郎, 小林隆夫, 杉岡正敏, 棚次亘弘, 東野和幸, 「熱分解吸熱反応燃料としてのメチルシクロヘキサンの分解特性」, 第 11 回北海道エネルギー資源環境研究発表会, 札幌, 2011 年 2 月.
 - [77] 石川昂紀, 小林隆夫, 神田康晴, 桃野 正, 東野和幸, 杉岡正敏, 「アルミニウム合金と水との反応による高圧水素の製造」第11回北海道エネルギー資源環境研究発表会, 札幌, 2011 年 2 月.
 - [78] 東野和幸, 湊亮二郎, 中田大将, 吹場活佳, 笹山容資, 牧野隆, 石川康弘, 野口裕一, 「LOX/LNG 高圧ロケットエンジン燃焼器噴射エレメントに関する実験的研究」第51回航空原動機・宇宙推進講演会, 広島, 2011 年 3 月 3-4 日
 - [79] 中田 大将, 神津 亜実, 矢島 淳, 西根 賢治, 東野 和幸, 棚次 亘弘, 「ハイブリッドロケットで加速される高速走行軌道実験設備」第 8 回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2011 年 3 月 4 日
 - [80] 湊亮二郎, 溝端一秀, 吹場活佳, 東野和幸, 棚次亘弘「室蘭工大の小型超音速飛行実験機の設計とプロトタイプ機体の飛行試験」, 第8回HASTIC学術講演会, 札幌, 2011年3月4日
 - [81] 川村寛志, 岩佐貴史, 樋口 健, 岸本直子, 藤垣元治, 塩川貴之, 「格子投影法による皺の生じた膜面の全視野形状計測」, 日本機械学会中国四国支部第 49 期総会講演会, 岡山, 2011 年 3 月.
 - [82] 高木正平, 山谷直広, 「自励による噴流不安定波の周波数選択」, 第 48 回「乱流遷移の解明と制御」研究会, 日本大学理工学部駿河台校舎, 2011 年 3 月 29-30 日.

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

ッケル電鋳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 2011

2012 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/>