



室蘭工業大学

学術資源アーカイブ

Muroran Institute of Technology Academic Resources Archive



室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次 報告書 2014 全1冊

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 公開日: 2016-12-28 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00009134

巻頭言

超音速飛行に向けた革新的基盤技術の研究成果の立証にむけて活潑な研究開発活動の実施
センター長 東野和幸

平成 26 年度は特別経費(プロジェクト分)から一般経費へ組替えられた 3 年目です。一定期間(最低 3 年間)は、計画どおり事業が進捗しているかを把握するため、特別経費と同様に、事業の進捗状況の報告が求められています。

本学は研究活動の向上を図るため、研究成果等について平成 24 年度に自己点検・評価を行い、学外有識者からの評価も受け、良好な評価をうけています。航空宇宙システム工学分野は本学のミッションの再定義にあげられ、さらに平成 27 年度までの大学の第二期中期計画、及びそれに続く第三期中期計画において重点研究分野になっています。

航空宇宙は高度なシステム工学の象徴であり、主要な構成要素である機体、推進、誘導制御(データ伝送を含む)そして飛行力学の間でシステム整合性を図る必要があります。また、この高度なシステムを安全に効率よく実験するための運用や関係する法規についても継続して検討中です。

機体については、革新的基盤技術の立証確認のため、超音速飛行試験が可能なテストベッドとして「オオワシ 2」の設計検討実施中であり、実物大モックアップを製作し、搭載機器の配置やメンテナンス性等の検討をしています。また、主構造要素の製造をすすめています。

超音速飛行を行うための、小型で大推力を発生するエアターボラムジェットエンジン(GG-ATR)の設計製造を進め、ファンやタービン等の回転系の組立を完了しガス駆動による冷走試験の準備を設備とともに鋭意すすめています。同時に、ラム燃焼器や GG の高温部分の要素確認試験を準備しつつ、システム全体の設計検討にも反映しています。

2011 年度に実施した「オオワシ 1」の飛行試験の結果、低速飛行時の操縦の難しさを克服するため、オンボードコンピューターによる全自動操縦を行うための誘導制御の研究促進中です。飛行力学の観点からは飛行に必要な空力制御について各種風洞試験や解析により制御能力を高める工夫を進めています。

大型試験設備の高速走行軌道については、本格的な運用段階に入り、航空宇宙機に搭載する機器の高耐 G 試験や高速空気力学実験を実施してきました。サブサイズ高速走行軌道による基盤研究も継続しています。これら高耐 G 実験装置として、さらには衝突実験装置として、重要性がますます増えています。地上で繰り返し、安全に試験ができ、開発コストの低減や開発期間の短縮に繋がります。超音速風洞においてもインテークの基礎実験等を実施中です。今後、これらの主要設備は外部需要も含めてさらにニーズが増加する見込みです。また、白老エンジン実験場においては民間企業と炭化水素系燃料を用いたロケットエンジン基礎燃焼実験等の共同研究を継続して進めています。推進燃料に関する研究では、アルミニウム合金を水中で攪拌することにより高圧水素が発生可能なことを確認し、クリーンエネルギーの観点からニーズが拡大しています。

研究活動の詳細については本センターのホームページにも掲載しています。

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

目次

巻頭言～超音速飛行に向けた革新的基盤技術の研究成果の立証にむけて活潑な研究開発活動の実施

連携および共同研究	1
啓蒙活動の概要および見学者	3

推進

バイオエタノールの高温高圧環境下でのサルファアタック及びコーキング特性	5
バイオエタノール推進系の概念検討	9
反転軸流ファンの実験現況と今後	14
GG-ATR エンジン用超音速インテークの風洞試験	17
GG-ATR エンジンのシステム作動特性について	20
GG-ATR エンジンにおける基礎実験と冷走試験の準備	23
高速走行軌道実験設備	26
アルミー水反応の衛星推進系への適用	30
ATR-GG推進剤供給系の検討	40

空力

第2世代小型超音速飛行実験機の空力特性評価	47
第2世代小型超音速飛行実験機のロール運動による空力の計測	53
第2世代小型超音速飛行実験機のCFDによる空力予測	57
小型超音速飛行実験機の飛行性能予測	60
小型超音速飛行実験機の縮小機体の設計製作と予備的飛行試験	66
ボルテックスジェネレータの振動による翼面剥離抑制効果	73

構造

オオワシII機体構造系開発	78
オオワシII着陸ダイナミクス解析による衝撃吸収脚の設計	85

誘導制御

小型無人超音速実験機向け誘導制御系のラジコン機による水平定常飛行検証	91
無人航空機の飛行制御時高精度リアルタイムダイナミクス同定手法の研究	94
小型無人超音速実験機向け着陸制御時降下率と着陸制御用高度センサの評価	98
小型無人超音速機の自律・高安定操舵離陸制御系の研究	102
ワイヤレス通信による飛行情報を用いた無人航空機向け追尾アンテナ制御技術の研究	106
小型無人超音速実験機向けテレメトリー用無線通信装置の開発	110
発表論文一覧	114

*所属の表記について

本報告書において著者所属は下記の通り略記しています.

室蘭工業大学機械航空創造系学科航空宇宙システム工学コース
⇒航空宇宙システム工学コース

室蘭工業大学大学院生産システム工学系専攻航空宇宙総合工学コース（新課程）
⇒航空宇宙総合工学コース

室蘭工業大学大学院航空宇宙システム工学専攻（旧課程）
=>航空宇宙システム工学専攻

室蘭工業大学もの創造系領域航空宇宙システム工学ユニット
=>航空宇宙システム工学ユニット

連携および共同研究

○東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)

中田 大将(航空宇宙機システム研究センター助教)

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

炭化水素系燃料を用いたロケットエンジンに関する新規技術実証のため、本学白老実験場において燃焼試験を実施した(図1)。実証した技術課題として、1) HAN系推進薬点火器の点火特性、2) 電動ポンプによるクライオ推進薬の圧送特性、等が挙げられる。また、本学で研究中の SiC/SiC 複合材試験片を燃焼火炎に暴露し、コーティング層への影響を評価した。



図1 炭化水素系ロケットエンジンの燃焼試験

2. JAXA輸送ミッション本部との共同研究「再利用輸送系リファレンスミッションの推進系に関する研究」

平成25年度に引き続き、バイオエタノール/液体酸素を用いた再使用輸送系の概念検討を実施した。今年度は低軌道(500 km)に 500 kg 級の小型衛星を打ち上げるシステムについて解析を行い、エンジン重量やサーマルバリアコーティングについての効果について言及した。

3. JAXA研究開発本部との共同研究「アルミ - 水反応の衛星推進系への適用検討」

アルミニウム粉末と水との反応で水素が生成されるプロセスを衛星推進系に適用するための基礎検討を実施した。アルミを循環的に使用するためには、 Al_2O_3 から AlN への変換を行うことが有効であり、このための基礎実証を行った。また水とアルミ粉分離のための基礎実験も実施した。

4. JAXA輸送ミッション本部との共同研究「バイオエタノールのロケット燃料への適用に関する研究」

バイオエタノールを燃焼として用いた再使用ロケットエンジンシステムの成立性について、昨年度までの解析結果を踏まえ、さらに詳細な検討を実施した。具体的にはタービン効率、ポンプ効率に関するパラメトリックサーベイや、エンジン重量推算等を実施した。また、技術課題となる複合材タンクの試作検討も実施した。

5. 名古屋大学との共同研究「Rotating Detonation Engine の滑走試験（その2）」

名古屋大学で研究されている Rotating Detonation Engine について平成25年度に本学白老実験場高速走行軌道実験設備を用いた滑走試験を行ったが、さらに充実した滑走試験を実施するための前段階として、双方が基盤技術の高度化を実施した。名古屋大学ではエンジンを大推力とするための基礎研究を行い、目標推力 150 N での作動を確認した。また、銅製チャンバの採用により伝熱特性を向上し、長秒時試験に耐える構造とした。室蘭工業大学では運用性の高いペイロード台車、制動台車を新たに製作し、ジェットエンジンによる走行性能を確認した。

6. 大阪府立大学との共同研究「小型超音速飛行実験機の空力特性の改良と評価」

小型超音速飛行実験機の動的な空力特性を取得するためのステッピングモーター駆動型試験装置を設計し、ロール時の特性を亜音速風洞試験によって評価した。ロールレートの広い範囲で見ると迎角が大きいほどダンピングの効果が大きくなることや、迎角を取った状態で機体をロールさせると何らかの現象で急なヨーイングモーメントが生じる可能性があること等が示唆された。

7. 東京都市大学との共同研究「大学における教育用小型ロケットに関する研究」

東京都市大の液体窒素・水ロケットは燃焼を伴わない安全なロケットであり、高校生などの教育用に適している。室蘭工大ではハイブリッドロケットと呼ばれる亜酸化窒素＝プラスチック燃料の安全性の高いロケットを運用している。これらの教育用小型ロケットの推力を的確に理論予測するには、二相流のふるまいを正しく理解することが求められる。次年度以降を見越して、そのための実験手法および解析手法を議論した。

8. 北海道職業能力開発大学校との共同研究「5軸制御マシニングセンタによる小型ジェットエンジン用ファン加工の最適化」

ジェットエンジン用ファンは高温下での強度を求められるため、チタン合金を用いる。これは難削材であり切削加工が困難であるが、適切な切削工具を選定し、カッターパスを最適化することで、短納期・低コストでの加工を実現した。

啓蒙活動の概要および見学者

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

航空宇宙機システム研究センターには、報道機関の取材、国外の大学関係者、中学・高校の教諭が見学のため来訪されます。見学の対象は主に超音速風洞設備、オオワシ2号機モックアップ、反転ファン試験設備、フライトシミュレーター、高速走行軌道実験設備、白老エンジン実験場です。平成26年度に訪問された学外の見学者を表1に示します。

表1 航空宇宙機システム研究センターを訪問された見学者(敬省略)

拡大経営委員会	平成26年4月25日 16:00~17:00	8	相内 眞子 学校法人浅井学園北翔 大学名誉教授、他7名
衆議院議員 桜井 宏	平成26年5月12日 13:00~14:00	1	
河合塾	平成26年5月21日 13:30~15:30	2	編集 中谷 宏、チーフ 久保智子
DC アドバイザリーボード	平成26年7月02日 15:00~16:30	10	北電 矢野博之 北電総合研究所長 他9名
北海道経済連合会	平成26年7月10日 14:30~16:00	6	近藤北海道経済連合会会長 他
三菱電機	平成26年7月24日 13:00~14:00	8	中村太一 三菱電機 鎌倉製作所 主 管技師長 中村太一 講演実施
JAXA 宇宙科学研究所	平成26年7月29日 8:30~10:00	10	森田 泰弘 教授 蘭学セミナー
川崎重工岐阜	平成26年8月1日 15:00~16:30	3	管理担当取締役 北村氏 他2名
新明和工業	平成26年8月7日 10:30~12:00	1	人事教育グループ長 大浦和夫
IHI スペースエンジニアリ ング	平成26年9月18日 8:30~11:00	3	間庭社長 他2名
文科省大臣官房	平成26年9月18日 13:00~14:30	2	岩瀬公一 政策評価審議官 他1名
文科省	平成26年9月25日 16:00~17:00	2	川上 信昭 科学技術・学術政策局長 他1名

JAXA 研究開発本部 推進系グループ	平成26年9月30日 9:00~12:00	5	池田グループ長 他4名
三笠中学	平成26年10月22日 11:40~12:30	39	引率 3名
道総研	平成26年11月14日 15:00~16:30	10	丹保理事長 他10名
JICA	平成26年12月4日 15:00~16:30	20	
IHI・IHIエアロスペース	平成27年2月9日 13:00~16:30	2	石崎真一郎 宇宙技術部 液体推進 技術室長 他1名

バイオエタノールの高温高圧環境下でのサルファアタック及びコーキング特性

○飯島 明日香(航空宇宙システム工学専攻 博士前期2年)

笹木 康平(航空宇宙システム工学専攻 博士前期2年)

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

宇宙利用・開発の活性化につれて宇宙輸送機の利用回数増加が見込まれる中、宇宙輸送にも環境適合性が求められている。利用のたびに大量の廃棄物を生成する使い捨てロケットから再使用型輸送機へ、また燃料についても環境負荷の小さい燃料の利用が求められる。そこで本学では、環境適合性を有し、再利用性に優れた燃料としてバイオエタノールに着目した。バイオエタノールは再生可能な自然エネルギーであること、カーボンニュートラルであることから環境適合性を有する。また、煤の発生量が少ないため再使用性も高い。しかし、バイオエタノールを燃料としたエンジンの開発実績が少ないため、実用化のためには燃焼特性・冷却特性・材料適合性等の基礎的特性を解明する必要がある。

本研究では、特に冷却特性について着目した。燃焼時に高温となる燃焼器の壁面材料を保護するために、壁面材料の冷却を行うことは再使用性向上の観点からも重要である。壁面材料冷却の手法として、一般的に再生冷却が用いられる。再生冷却とは、燃焼室を二重壁構造として、二重壁の間に推進薬を流通させることにより壁面材料の冷却を行う手法である。再生冷却溝内では、冷却に用いる推進剤は高圧・高温状態になることが予想される。

バイオエタノールは植物由来の燃料であるため、微量の有機硫黄化合物を含有する。製造時に脱硫を行うことにより大半の硫黄分は除去されるが、完全に除去することは不可能であり 1 ppm 程度の残留硫黄分が含まれる。そのため、含有硫黄成分による硫黄腐食（サルファアタック）が生じる可能性がある。

また、バイオエタノールのような炭化水素系燃料は高温で吸熱を伴う熱分解反応を生じる。熱分解吸熱燃料（EF）としての特性を再生冷却に利用すれば、冷却能力の向上が期待できる。触媒を用いることで、冷却能力がより向上する可能性がある。しかし、熱分解反応が生じる際に化学反応の反応経路によっては炭素が生じる。炭素成分の析出（コーキング）により、流通経路の狭窄や閉塞、冷却特性の低下が生じる可能性がある。

バイオエタノールを再生冷却燃料として適用するためには、上記のような特性・問題について解明する必要がある。そこで本学では、再生冷却溝を模擬した環境での冷却特性を解明するため、高圧・高温条件にてバイオエタノールの加熱流通実験を行う実験装置の検討・製造を行い、サルファアタック・コーキング特性に関する基礎データの取得を行った。

2. 実験装置

実験装置の系統図と写真を図 1 に示す。本実験装置は、本学が所有する白老エンジン実験場に設置されている。本装置では、エタノールを 9.2 MPa まで加圧し、流通させることが可能である。エタノールの臨界圧力は 6.13 MPa であるため、超臨界のエタノールの流通試験が実施可能である。

サルファアタック・コーキングについて、実機での使用が想定されている金属で製作した供試体をイメージ炉で加熱してバイオエタノールを流通させる。実験終了後、供試体の切断・分析を行うことでサルファアタック・コーキングの影響を評価する。

EFとしての特性について、電気炉2内に設置したEF反応管で触媒を使用しない場合の特性を、触媒リアクターにて触媒を使用する場合の特性を評価する。

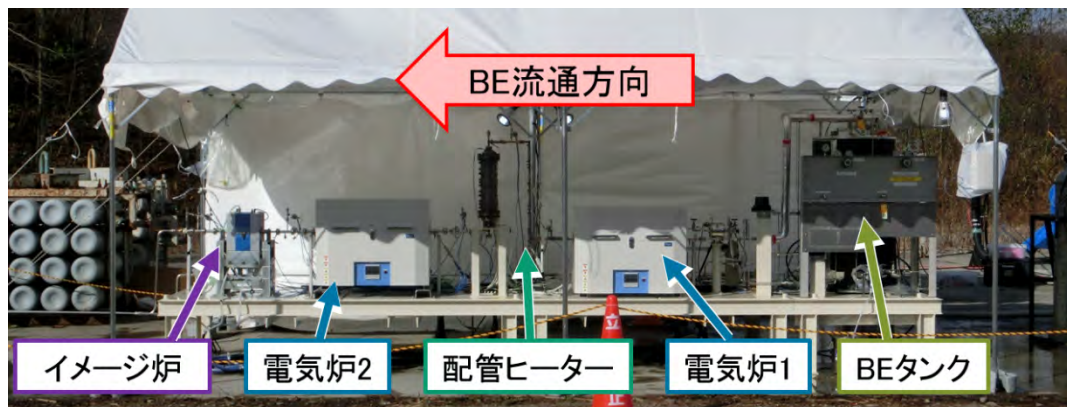
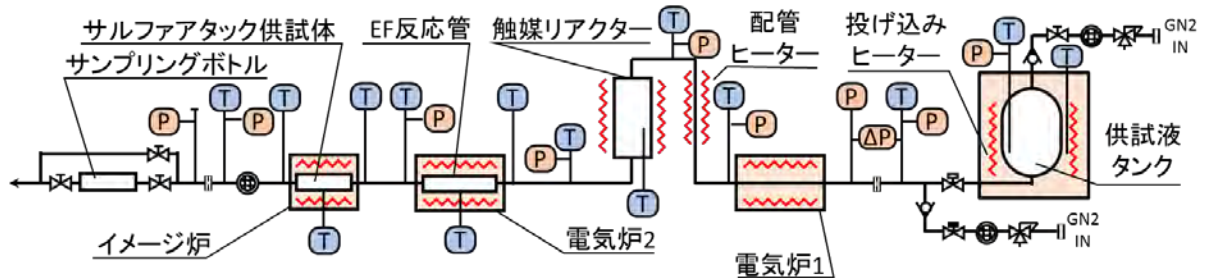


図1 高圧バイオエタノール加熱流通実験装置

3. 実験概要

3-1. 装置の特性把握実験

設計・製造を行った図1の実験装置について、超臨界状態のバイオエタノールが流通可能であることを確認すること、また装置の基礎的特性を把握することを目的として流通実験を実施した。

3-2. サルファアタック・コーキング実験

実機環境での再生冷却溝内のサルファアタック・コーキングの影響を把握するため、図1の実験装置を用いてバイオエタノールの加熱流通実験を実施した。

流通時間は、実機での燃焼時間を考慮して2000 sec (500 sec×安全率4)とした。圧力については、エタノールの臨界圧力(6.14 MPa)以上となるよう、7 MPaに設定した。

供試体には、実機での使用が想定されている銅合金(SMC)を用いた。供試体であるSMC部分の形状は、長さ150 mm、内径φ2 mmである。

表 1 実験条件

試験番号	試験時間	圧力	BE流量	イメージ炉壁面温度 (イメージ炉設定温度)	イメージ炉入口 BE 温度 (目標値)
-	sec	MPa	g/sec	K	K
BESC_S001	2000	7	5	900	440
BESC_S002				900	550
BESC_S003				750	440
BESC_S004				600	440

4. 実験結果

4-1. 装置の特性把握実験

実験結果を図 2 に示す。エタノールの臨界温度は 513.9 K，臨界圧力は 6.14 MPa であるため，図 2 より電気炉 2 より下流においてエタノールが超臨界状態となることを確認した。また，図 3 よりオリフィス流量計にてバイオエタノールの流量が測定可能であることを確認した。

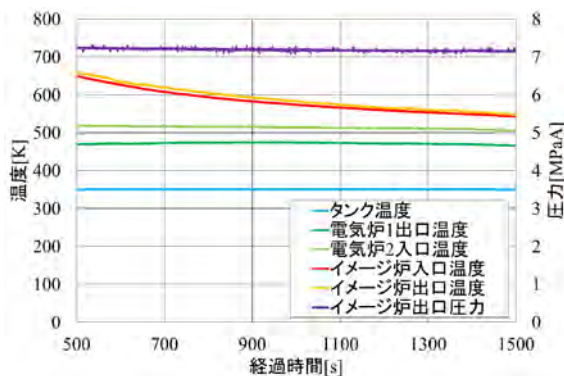


図 2 実験結果 (温度・圧力)

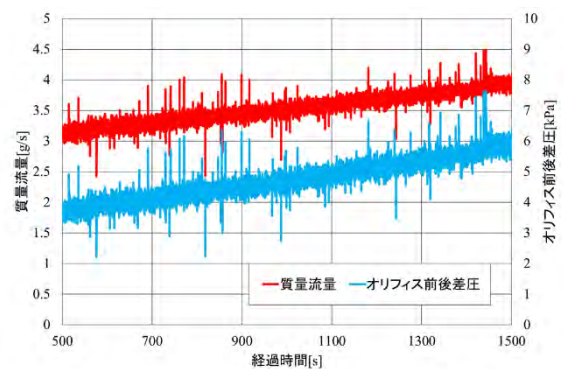


図 3 実験結果 (質量流量)

4-2. サルファアタック・コーキング実験

実験後供試体の分析結果 (BESC_S002) を図 4・5 に示す。硫黄・炭素の検出量は微量であった。また，供試体下流に設置したフィルタにて捕捉物は確認されておらず，剥離は生じなかった。他の実験結果についても，同様に硫黄・炭素の検出量は微量であった。

以上より，エンジン使用回数が 1 回のみの場合，再生冷却溝内のサルファアタック・コーキングの影響は無視できる程度であると考えられる。今後は再使用型機に適用し，繰り返し使用する場合について検討を実施する必要がある。

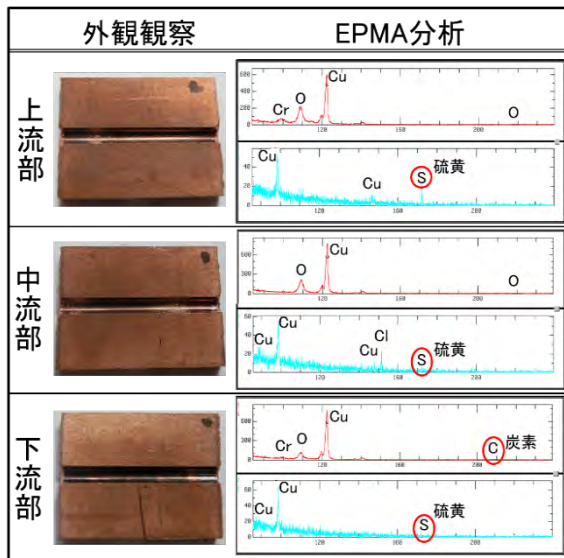


図4 分析結果（概観，EPMA 定性分析）

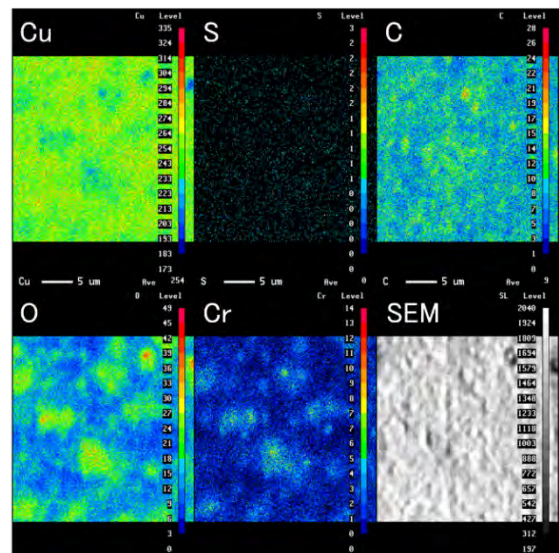


図5 分析結果（EPMA 面分析）

5. まとめ

本研究では、実機の再生冷却溝を模擬した高圧環境でのバイオエタノールの特性把握実験を行うことを目的として、実験装置の設計・製造を実施した。また、製造した装置を用いてサルファアタック・コーキングの影響を把握するための実験を実施した。

その結果、1回の使用ではサルファアタック・コーキングの影響は小さいことが判明した。今後は繰り返し使用する場合について検討を行う必要がある。

バイオエタノール推進系の概念検討

○中田 大将 (航空宇宙機システム研究センター 助教)
笹木 康平 (航空宇宙システム工学専攻 博士前期2年)
飯島 明日香 (航空宇宙システム工学専攻 博士前期2年)
小川 大輔 (航空宇宙システム工学コース 学部4年)
東野 和幸 (航空宇宙機システム研究センター 教授)

1. はじめに

本学ではバイオエタノールを用いた次世代ロケットエンジンの基礎研究を各種進めているが、ケロシン、LNGといった他の炭化水素系燃料に比べ、エタノールは比推力が相対的に低い。このため、要求されるミッションに対しての成立性についての事前検討を行ってきた。今年度は様々なタービン効率、ポンプ効率を想定した場合の成立性や、再使用回数エンジン重量等についての試算も実施している。なお、本概念検討はJAXA 輸送ミッション本部との共同研究「再利用輸送系リファレンスミッションの推進系に関する研究」の枠組みを通じて実施されたものである。

2. 要求仕様

要求仕様を表1に示す。これは500 kgの衛星を高度500 kmの低軌道に打ち上げることを想定して検討された2段式再使用型スペースプレーンのブースターエンジンの仕様である。エンジンが2機の場合及び3機の場合があるが、本検討例では2機の場合を採用する。

表1 要求仕様[1]

酸化剤	Liquid oxygen	
燃料	Ethanol	
2エンジン使用 の場合	真空中推力	> 785 kN
	地上推力	> 706 kN
3エンジン使用 の場合	真空中推力	> 523 kN
	地上推力	> 471 kN
真空中比推力	> 315 s	
スロットリング	100%~70%	
再利用回数	> 100 回	
ノズル出口径	< 1.6 m	
エンジン重量 (2or3機の合計)	< 2000 kg	

本検討では仕様では推進剤供給システムの形態として Gas Generator サイクル (GG サイクル) を採用する。GG サイクルは実機開発プロセスにおける出力調整が容易であり、開発コストの低減につながるからである。また、GG サイクルで成立性を検討する過程で Staged Combustion サイクルでの成立性は容易に示される。図1にサイクルの系統図を示す。エンジン重量削減の観点では共通のタービンに燃料と酸化剤ポンプを設ける一軸式ターボポンプの採用が有効であるが、出力バランスの調整を容易にするため、タービンは酸化剤、燃料別個に設ける。

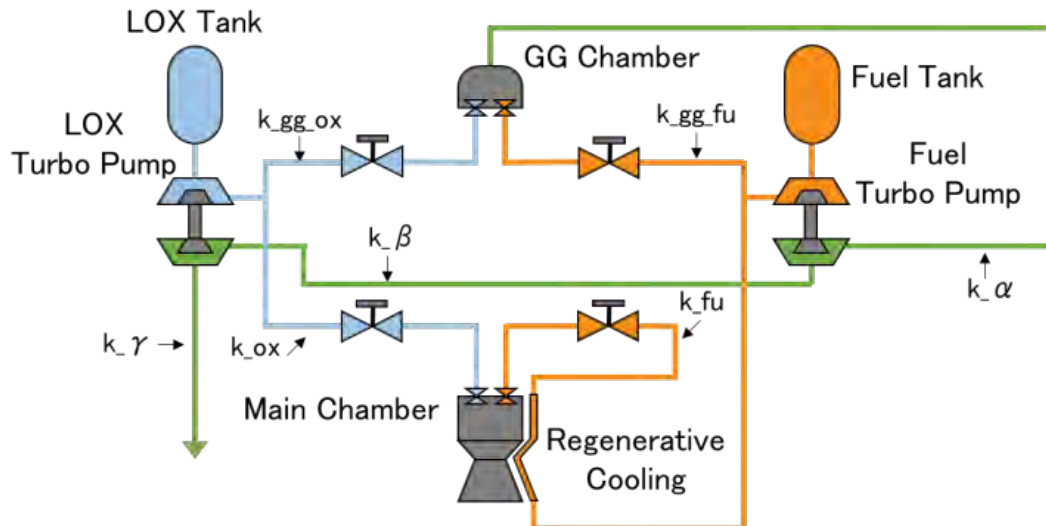


図1 GGサイクル系統図

3. 検討結果

3-1. システム比推力

燃焼室の基本的なパラメタを表2に示す。これらの詳細検討プロセスについては参考文献[2]を参照されたい。燃焼室圧力は低いほど開発が容易となるが、インジェクタおよび再生冷却パス通過時には臨界点通過に伴う急激な物性の変化を経ないことが望ましい。エタノールの臨界圧力6.14MPaAを考慮し、設計点としては全領域亜臨界か、または全領域で超臨界とする。前者の場合は仕様を満たす解を得ることは難しいため、後者の全領域超臨界の指針を採用し、7MPaとした。

表2 燃焼室主要パラメタ

燃焼室圧	7 MPa
燃料投入温度	390 K
酸化剤投入温度	90 K
混合比	1.8
主燃焼室圧	3455 K
特性排気速度	1731 m
真空中推力係数	1.916
地上推力係数	1.798
真空中比推力	338.1 s
地上比推力	317.4 s
ノズル膨張比	25
スロート径	0.32 m
真空中推力	1078.5 kN
地上推力	1012.5 kN
燃料流量	116.2 kg/s
酸化剤流量	209.1 kg/s

得られる真空中チャンバ比推力は338.1秒で、これにブリード比とIsp効率を考慮したものが最終的なシステム比推力となる。

表3 タービン・ポンプ効率を変化させた場合の Isp 効率

Isp[s]		ポンプ効率					
		0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7
タービン効率	0.2	263.8	291.0	303.6	310.8	315.5	319.0
	0.3	289.5	307.0	315.3	320.0	323.3	325.3
	0.4	301.8	314.8	320.9	324.3	326.7	328.5
	0.5	309.2	319.5	324.3	327.2	329.1	330.5
	0.6	313.8	322.5	326.4	328.9	330.3	331.5
	0.7	317.2	324.6	328.0	330.1	331.5	332.5

* Chamber Isp = 338.1 s

表3はタービン効率・ポンプ効率を0.2-0.7までふった場合の真空中システム比推力である。この表ではIsp効率を1.0と仮定しているが、要求仕様が315秒であることから成立に必要なIsp効率を逆算することが出来る。例えば、タービン・ポンプ効率とも0.6の場合には上表よりシステム比推力は330.3秒である（ブリード比は0.023）から、 $315/330.3=0.954$ より、Isp効率が0.954以上あれば成立すると言える。

3-2. 詳細解析

前節のパラメトリックサーベイの結果をさらに精査すべく、商用ソフトウェア Rocket Propulsion Analysis(RPA) ver2.2による詳細解析を実施した。前提条件として下記の3ケースを考慮した。詳細は参考文献[2]を参照されたい。

- ・ Nominal : 3-1節の解析と同条件の仮定でRPAにより計算を実施したもの
- ・ Case A : 3-1節の条件に加え、ノズルをコンカルからベルノズルに変更
- ・ Case B : Case Aの条件に加え、ポンプ効率のみ0.7に変更。（タービン効率は0.6のまま）

その結果を表4に示す。RPAではインデューサロスを設定することからブリード比が2.3%から4.4%と大きくなった。推算されたIsp効率は0.955であり、システム比推力はNominalの場合312.6秒となり仕様を満たさない。Case Aではコンカルノズルからベルノズルとすることでノズル効率が改善し、システム比推力は314.1秒となる。Case Bにおいてポンプ効率を0.7とするとシステム比推力は315.3秒となり仕様を満たす。ポンプ効率0.7は炭化水素系エンジン実機では実現可能な値である。

表4 RPAによる解析結果.

	Nominal	Case A	Case B
真空中チャンバ比推力, s	336.6	336.6	336.6
ブリード比	0.044	0.044	0.036
Isp 効率	0.9551	0.9597	0.9597
真空中システム比推力, s	312.6	314.1	315.3
GG 流量, kg/s	14.4	14.4	12.3
エンジン重量, kg	913.3	877.4	877.4
推重比	92	96	96

エンジン重量については RPA のデータベースよりコニカルノズルの場合で 1 機あたり 913 kg, ベルノズルの場合では 877 kg となり, 仕様の 2 機で 2000 kg の目標をクリアする. なお, 燃焼室圧を 7MPa からさらに増加させると I_{sp} は若干向上するが (但し, 出口径固定問題であるので膨張比を大きく取るためにはスロート径を小さくする) エンジン重量の増加を伴い 8-9MPa 程度までが限度である.

3-3. 再生冷却成立性および再使用回数について

図 2 に示すようなチャンネルウォール構造の再生冷却溝を想定し, 再生冷却の成立性について計算を行った. 前提条件および結果を表 5 に示す. エタノールは液体水素等と比べ冷却能力で劣り, かつケロシンのようにコーキング層による Hot gas 側での熱伝達量の低下も望めないことから再生冷却の成立性は非常に厳しいものとなる. フィルムクーリングは I_{sp} の要求仕様成立性が厳しいことから本検討では採用しない.

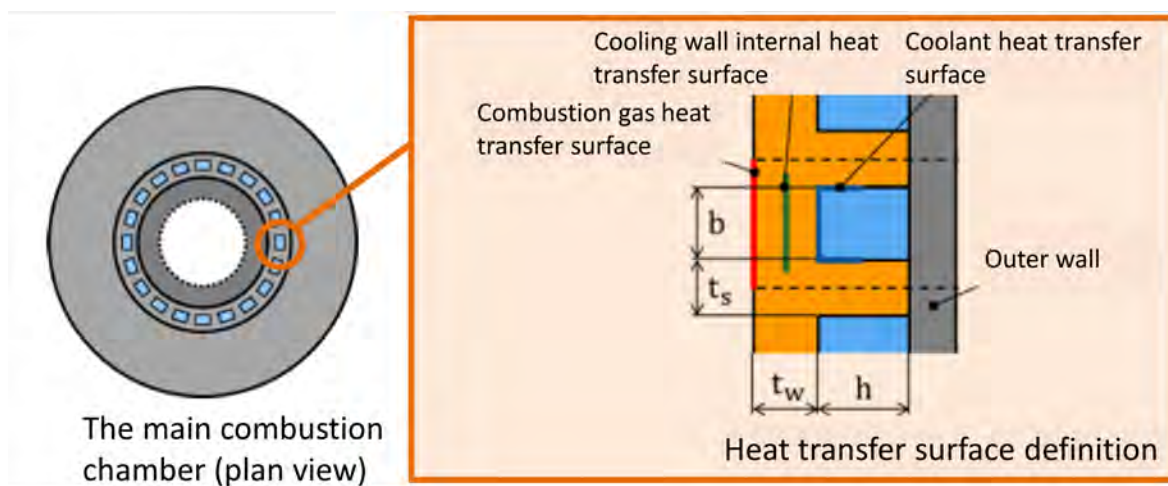


図 2 チャンネルウォール構造の再生冷却溝

表 5 再生冷却溝の解析結果.

	Nominal
冷却剤入口圧, MPa	10.5
冷却剤入口温度, K	300
スロート部溝幅 b , mm	2
スロート部溝高さ h , mm	12
スロート部壁面厚み, mm	0.5
冷却剤出口圧, MPa	10.5
冷却剤出口温度, K	371.3
スロート部燃焼室側壁面温度, K	935
スロート部冷却剤側壁面温度, K	754

表 5 に示す通り, スロート部の燃焼室側壁面温度は 935 K となり, 銅合金の降伏応力が大幅に低下する 850 K を超過していることから再使用ロケットエンジンとしては許容できない. そこで,

サーマルバリアコーティング (Thermal Barrier Coating :TBC) を施した場合の壁面温度についても検討した。10 μm 程度のイットリア安定化ジルコニア (熱伝導係数 3 W/m-K) をコーティングすることで燃焼室側壁面温度は 836 K (冷却剤側は 686 K) となり, 許容範囲に収まる。さらに 50 μm の TBC を適用した場合では燃焼室 (銅合金部) 厚みを 0.5 mm から 0.8 mm としても壁面温度は 800 K 以下に出来る。

再使用回数については低サイクル熱疲労の観点から前年度より精査しているが, 燃焼室に使用する銅合金の降伏応力の値に関して正確なデータベースが必要となる。一般に 850 K 程度から降伏応力は急激に減少する。本検討では米国で実施された一連の耐久試験[3]において燃焼時 Hot Gas 側壁面温度 800 K, クーラント側温度 600 K の時に疲労破壊までの回数が 1000 回であったことを鑑み, 内外温度差 200 K 程度までは許容できる範囲であると考えている。

サーマルバリアコーティングそのものの耐久性についてはさらに精査する必要があるが, 文献[4]によれば燃焼室製造後にコーティング (溶射等) を施す従来の方法に対し, マンドレルにコーティングし, コーティング層の上に電鍍にて銅合金を積層する手法だと 70 回程度までの低サイクル熱疲労に対する耐久性を有したとの報告がある。再生冷却に対する成立性については製造手法を含めたさらなる実証研究が不可欠であると言える

4. まとめ

再使用型エタノールロケットエンジンの成立性について概念検討を行った。下記のような設計点で JAXA リファレンスミッション要求仕様を満たす。

- ・燃焼室圧 7MPa, Isp 効率は 0.96 以上
- ・GG サイクル, タービン効率 0.6, ポンプ効率 0.7
- ・0.01-0.05 mm 程度のサーマルバリアコーティングを採用

上記は成立のための最低限度の設計点を提示したものであり, 燃焼室圧を 8~9MPa 程度まで増やす, タービン効率を向上させる, Staged Combustion サイクルを採用する, 等によりさらに Isp 向上できる。再使用型サーマルバリアコーティングに関する実証研究は今後必須であると思われる。

参考文献

- [1] Ishimoto, S., Okita, K., "Design Study and Technology Development for Future Reusable Space Vehicles.", Proceedings of the 30th International Symposium on Space Technology and Science, 2015.
- [2] 笹木 康平, 飯島 明日香, 中田 大将, 湊 亮二郎, 棚次 亘弘, 杉岡 正敏, 東野 和幸, 石本 真二, 東 伸幸, JAXA 将来輸送系リファレンスシステムの推進系に関する基礎検討, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 2014
- [3] Quentmeyer, R. J., Experimental Fatigue Life Investigation of Cylindrical Thrust Chambers, NASA TM X-73665, 1977
- [4] Quentmeyer, R. J., Thrust chamber thermal barrier coating techniques, NASA-TM-100933, 1988.

反転軸流ファンの実験現況と今後

○中田 大将 (航空宇宙機システム研究センター 助教)
立桶 薫 (航空宇宙システム工学専攻 博士前期1年)
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

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

空力設計上の課題は反転する2枚のファンの周速度が音速程度としても、その相対マッハ数は2程度に達するため、衝撃波の形成により圧縮機効率が大きく低下することである[1][2]。この問題については近年MITの Kerrebrock らがブレード上で抽気を行うことにより打開策を講じた例がある[3]。製作上の課題は反転ファンを実現するためにタービン側も反転式とし2軸のシャフトによって動力を伝達するか、あるいは1軸のシャフトから遊星ギヤ等によって反転機構を実現することが必要であり、高い軸芯精度や軸振動対策を要求する。今年度は20000 rpm までの回転試験を実施し、空力特性を取得した。

2. 実験設備

本試験では試験機全体を真空槽内に入れ、約0.2気圧の環境下での試験を行っている。図1に試験機概観を示す。図2に示すような外径が60mmのRC用直流ブラシレスモーター (Lehner Motoren Technik Type 3080) をモータードライバ (YGE160 Navy) で駆動する。

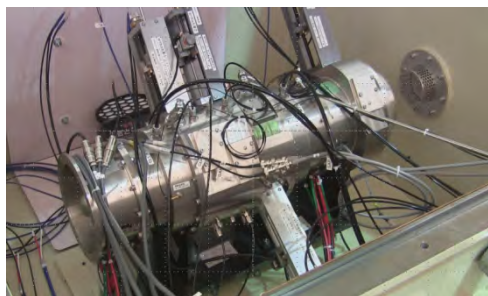


図1 反転ファンリグ試験機概要



図2 直流ブラシレスモーター概観

3. 実験結果

3-1. 回転数

回転数制御は制御盤より手動で行うが、前段ファンの回転数を上昇させ、次いで後段ファンの回転数を追従させる方法ではモータードライバが度々破損した。前段/後段ファンにおいて流量支配要因となっているのは後段であり、前段ファンの回転数が先行している場合、後段ファンは大きな空力抵抗となっている。反転ファンの1段目回転数を先に上昇させた状態で2段目回転数を上昇させると、1段目後流の空力負荷が急減し、モータードライバに逆起電力が発生することが

原因ではないかと考えられる。ドライバの電力入力側（LiPo バッテリー側）には電力変動を吸収するための電解コンデンサが3つついているが、これを12個まで増やすことでいくらか故障の頻度は低減した。また、後段ファンの回転数を先に上昇させ、前段回転数を追従させるようにするとドライバの破損はあまり見られなくなった。モータードライバはRC用でごく軽量ながら最大で160Aの電流をモーターに供給するものであり、負荷の急変には弱いため慎重な配慮が必要である。

図3に実験中の回転数の変化を計測したグラフを示す。2段目ファンの回転数を先に上昇させ、次いで1段目ファンの回転数を上昇させた。運転時間（横軸）60秒のところまで2段目ファン回転数は定格の約半分の20000rpmに達しているが70秒のあたりで1段目ファンの回転数を上昇させたところ、80秒あたりから2段目ファンの回転数が急減した。後述の通り、この時点で圧力比は低下していないため、これは軸振動による回転数計の誤作動によるものと考えられる。回転数計には軸変位センサからの出力をパルスカウンターに入れて使用しており、モーターシャフト軸に取り付けられたギャップを検知して回転数に変換している。正常な際の軸変位センサの出力は図4のようなものであるが、軸振動が大きくなると図5のようにシャフトの振幅のほうギャップより大きくなってしまい、回転数を検知できない状態となる。この状態ではパルスカウンターは正常に働かないので、オシロスコープで目視により回転数を決定した。

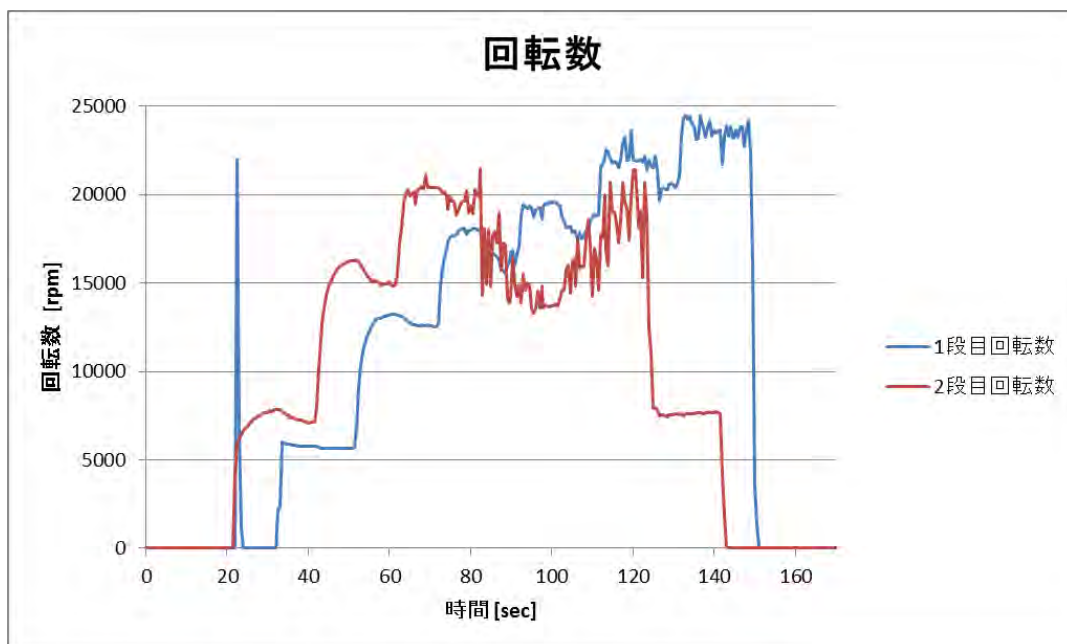


図3 時系列の回転数変化

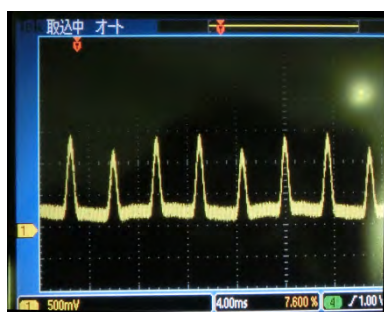


図4 軸変位センサの出力（回転数低）

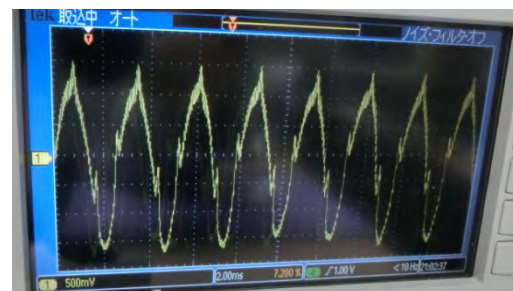


図5 軸変位センサの出力（回転数高）

なお、回転数 24000rpm 付近でモーターシャフトのベアリング破損があり、ファン 2 段目のチップを損傷した。2014 年度末から 2015 年度にかけてこの修復を実施すると共に、軸系の改良を実施する予定である。

3-2. 温度・圧力

両ファンが 20000 rpm におけるデータを表 1 に示す。これは定格回転数の 1/2 に相当する。この条件においてオリフィス前後差圧から求めた流量は 0.125 kg/s であった。圧力比は 1.07 程度であり、ファン効率を求めると 0.5 程度となった。

表 1 20000 rpm 付近でのデータ

真空槽圧力:	19.3 kPaA
1 段回転数:	17960 rpm
2 段回転数:	19550 rpm
1 段入口圧力:	19.8 kPa
2 段出口圧力:	21.3 kPaA
1 段入口温度:	279.3 K
2 段出口温度:	292.1 K
オリフィス直前圧力:	21.4 kPaA
オリフィス径:	70 mm
ファン通過流量:	0.125 kg/s
1 段バッテリー電圧	54.9 V
2 段バッテリー電圧	54.8 V
1 段バッテリー電流	*
2 段バッテリー電流	15.0 A

*不具合によりデータ欠落

4. まとめ

電動モーター駆動反転ファンの試験装置を構築し、その空力特性を取得した。定格回転数の 1/2 回転数において流量 0.125 kg/s、圧力比 1.07、効率 0.5 程度を確認した。

参考文献

- [1] Xiao-He Yang, et. al., “Design of Two Counter-Rotating Fan Types and CFD Investigation of Their Aerodynamic Characteristics,” ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition, 2011.
- [2] Ryojiro Minato, et. al., “Development of Counter Rotating Axial Fan Turbojet Engine for Supersonic Unmanned Plane,” AIAA2007-5023, 2007.
- [3] J. L. Kerrebrock, et. al., “Design and Test of an Aspirated Counter-Rotating Fan,” *Journal of Turbomachinery*, Vol. 130, Issue 2, 2008.

GG-ATR エンジン用超音速インテークの風洞試験

○湊 亮二郎(航空宇宙システム工学ユニット 助教)

東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)

1. はじめに

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターでは、小型無人超音速機の研究開発が進められており、その推進エンジンとして、ガスジェネレータサイクル・エアターボラムジェット (Gas Generator Cycle Air Turbo Ramjet, GG-ATR) エンジンが考えられている。同実験機においては、エンジンは機体胴体に収納され、エアインテークは機体外部に取り付けられる。そのためインテーク・ダクトの流路は途中で斜め流路が存在する。その斜め流路の角度が、機体軸に対して小さければ、良好な空力性能が期待できる。一方、機体構造設計において、小さい流路角度のインテーク・ダクトは、胴体部に流路部のための空間を大きく取る必要があり、リングフレーム間隔が広がってしまう。逆に、流路部のための空間を小さくすれば、インテーク・ダクトの流路角を大きくしなくてはならず、インテーク・ダクト内に剥離流れを引き起こし、インテークの空力性能を損なう恐れがある。そこで本研究では、インテークの流路角度と空力性能の相関を実験的に検証すること目的に、実機搭載を想定したインテークモデルと、流路角度を様々に変えたインテークモデルについて、超音速風洞試験を実施し、空力性能の評価を行った。

2. 超音速風洞試験におけるインテークモデル

図1に本研究で使用した、超音速インテークの風洞試験モデルを示す。図1中の左上のインテークモデルは、実機搭載を想定した Flight モデルである。その他3つのインテークモデルは、斜め流路の角度が 45° 、 60° 、 90° のインテークモデルである。Flight モデルの流路角は 30° をベースにして設計している。

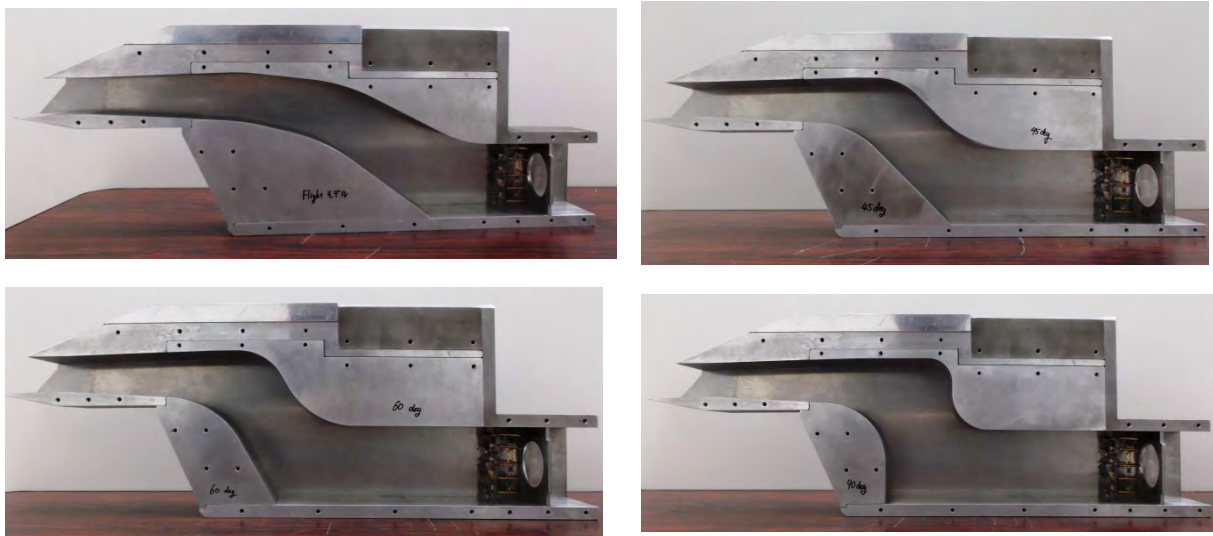


図1 風洞試験に用いたインテークモデル (左上: Flight モデル, 右上: 45° モデル, 左下: 60° モデル, 右下: 90° モデル)

インテークモデルの出口には、オリフィスを設けて流量を調節している。オリフィス前方に出口全圧を測定するピトー管を3×5=15本配置し、気流全圧を計測した。またオリフィス前後の静圧孔も計測した。

3. 風洞試験と結果

3-1. 試験条件・試験設備

風洞試験は、平成27年2月2日から6日にかけて、JAXA宇宙科学研究本部の高速気流総合試験設備で実施した。気流マッハ数条件はマッハ1.3とした。Flightモデルのみ、マッハ0.7から1.3までマッハ数を連続的に変化させるマッハスイープ試験を実施した。

3-2. 風洞試験

図2と図3に、計測部に取り付けられたインテークモデルと、風洞試験中のシュリーレン映像を示した。

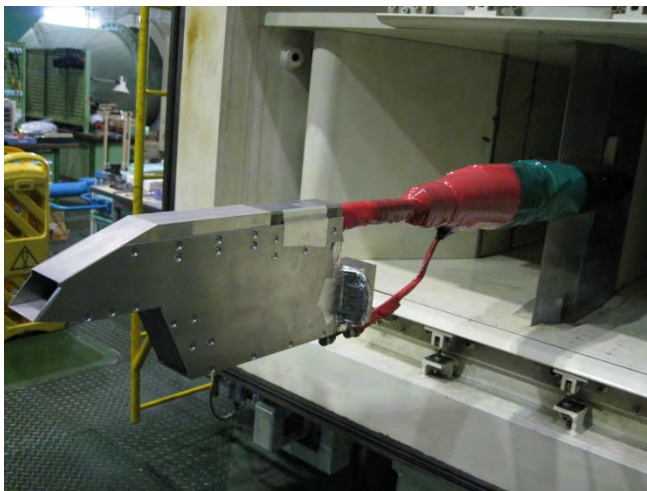


図2 インテーク試験供試体モデル

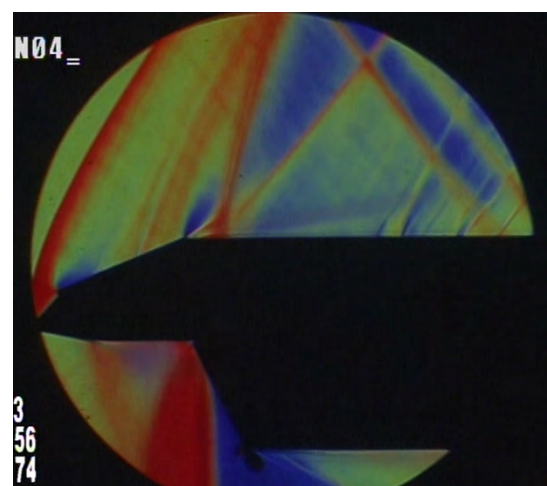


図3 風洞試験シュリーレン映像

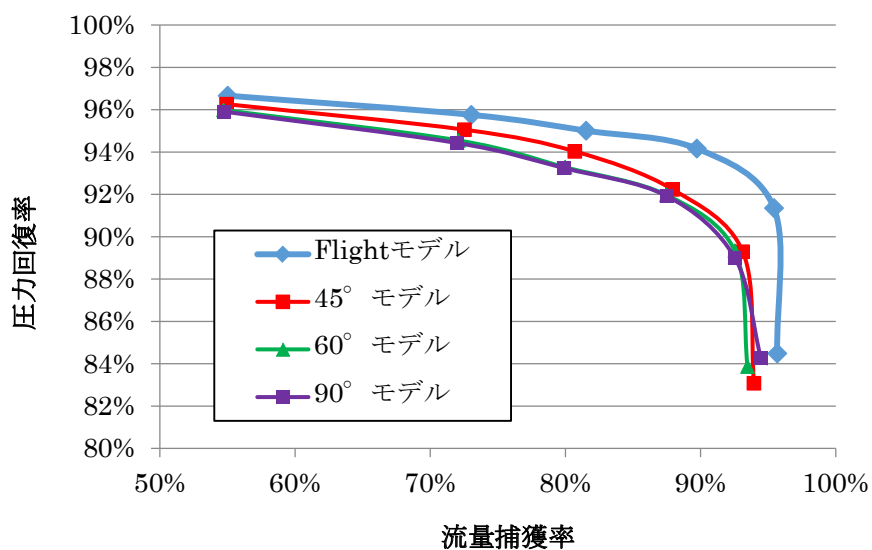


図4 各インテークモデルの空力性能

風洞試験は5日間で計29回実施され、そのうち4回はFlightモデルにおけるマッハスイープ試験である。

図4には風洞試験に用いた4つのインテークモデルの空力性能を示した。Flightモデルのインテークは、他の3つのインテークより圧力回復率が2%程度高かったが、他の3つのインテークモデルの圧力回復率には、大きな差が認められなかった。なお、今回の風洞試験結果はFluentによるCFD解析を実施して、実験結果の検証も進めている。

4. まとめと今後の展望

今回の風洞試験結果から、インテークの空力性能に対する、インテーク・ダクトの斜め流路の角度の影響を、超音速風洞試験によって検証した。その結果、Flightモデルに関しては、他の3つのインテークモデルより、圧力回復率が2%程度高かったが、斜め流路角度が 45° 、 60° 、 90° の3つのインテークモデルに関しては、圧力回復率に大きな差が見られないという結果が得られた。

今後はこれらの風洞試験結果について、CFD解析を実施して実験結果との比較を行うのと同時に、この試験結果を基に、インテーク・ダクト形状の再設計を行い、インテーク・ダクトの空力性能と機体構造のトレードオフを通じて、機体搭載型のインテーク・ダクトの形状を設計していく。

GG-ATR エンジンのシステム作動特性について

○ 湊 亮二郎 (航空宇宙システム工学ユニット 助教)

東野 和幸 (航空宇宙機システム研究センター 教授)

1. はじめに

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターでは、小型無人超音速機の研究開発が進められており、その推進エンジンとして、ガスジェネレータサイクル・エアターボラムジェット (Gas Generator Cycle Air Turbo Ramjet, GG-ATR) エンジンが考えられている。GG-ATR エンジンは通常のターボジェットエンジンとは異なり、ガスジェネレータ (GG) で燃料 (エタノール) と酸化剤 (液体酸素) を燃焼させ、発生した高温、高圧の燃焼ガスを用いて、タービンを駆動させる仕組みになっている。タービン駆動後の GG 燃焼ガスは、ラム燃焼器において、圧縮機で圧縮された空気と混合して燃焼し、推力を発生する。GG-ATR エンジンの設計、製作は 2013 年度までに完了しており、現在は GN2 ガスによる回転冷走試験と、GG 燃焼ガスによるエンジン熱走試験の準備を進めているところである。

GG-ATR エンジンの作動は、ターボジェットエンジンの作動と大きく異なるため、地上試験の前段階で、解析によるエンジンの起動特性を把握する必要がある。

2. GG-ATR エンジン性能解析コードの改良

GG-ATR エンジン性能解析コードの改良を、順次進めている。2014 年度は化学平衡計算サブルーチンにおいて、従来の化学平衡定数をベースにした計算方法から、Gibbs 自由エネルギー最小化法による化学平衡計算に改良した。これは NASA-CEA (Chemical Equilibrium Application) コードと同じ方法である。

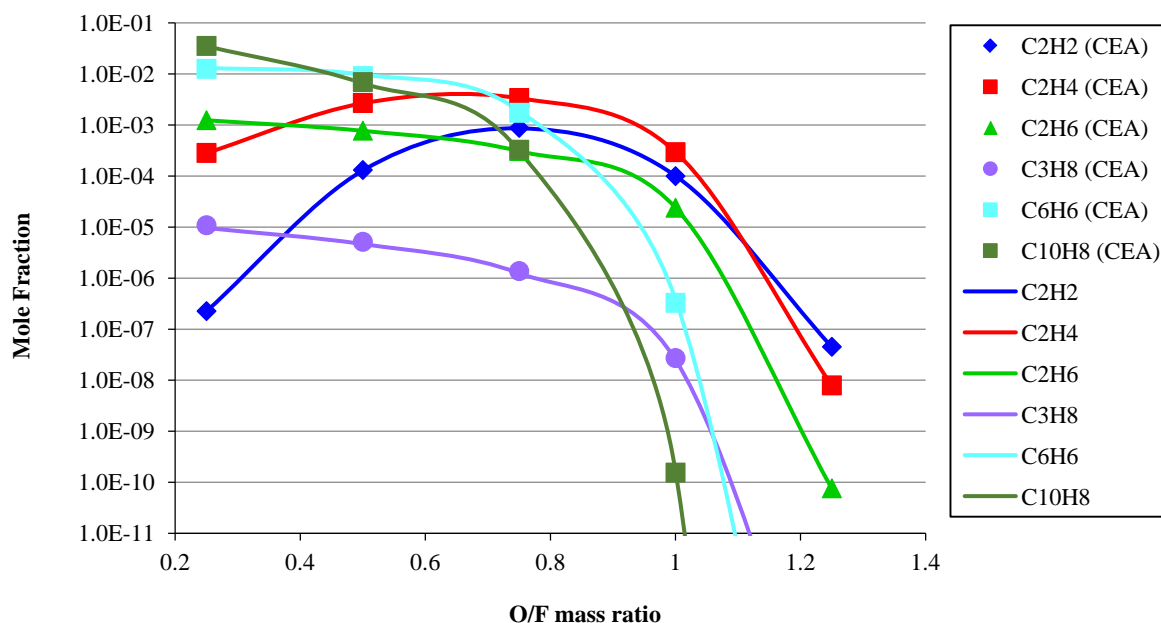


図1 GG-ATR エンジン性能解析コードと NASA-CEA コードとの比較

図1に本解析コードと NASA-CEA コードによる RP-1 と LOX（液体酸素）燃焼における，主要な化学種のモル分率分布を示した．これによると，両者はほぼ一致しており，本研究で開発された GG-ATR エンジン性能解析コードの，化学平衡計算サブルーチンの精度が確認された．

この改良によって，考慮する化学種の数大幅を増やしつつ，且つ計算時間の短縮が可能になり，GG-ATR エンジンの様々な条件について，性能解析をすることが可能になった．

3. 圧縮機，タービンの作動特性について

GG-ATR エンジンの作動特性把握には，そのターボ系要素（圧縮機，タービン）の作動特性を把握することが必要である．GG-ATR エンジンのターボ系要素は，斜流圧縮機と，衝動型二段軸流タービンで構成されており，Fine TURBO による CFD 解析を実施して作動特性の解析を行った．

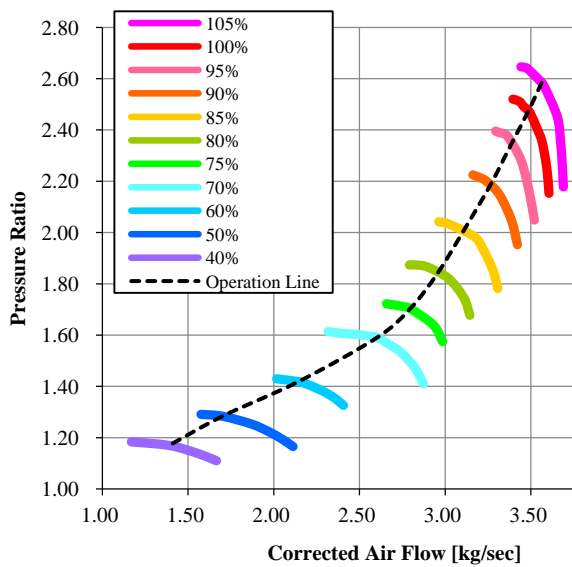


図2 GG-ATR エンジン斜流圧縮機作動マップ

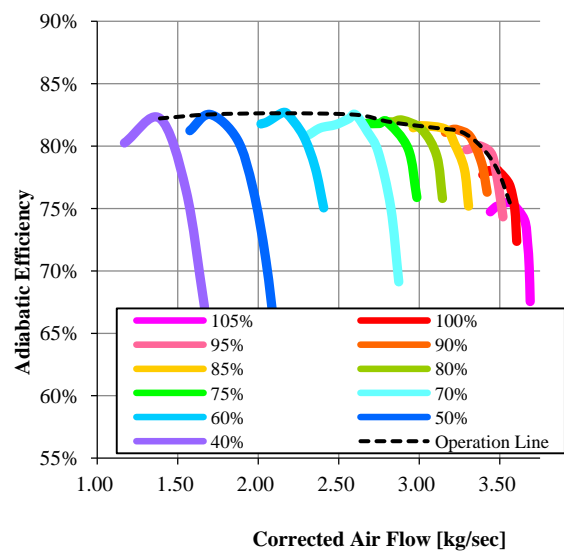


図3 GG-ATR エンジン斜流圧縮機の断熱効率

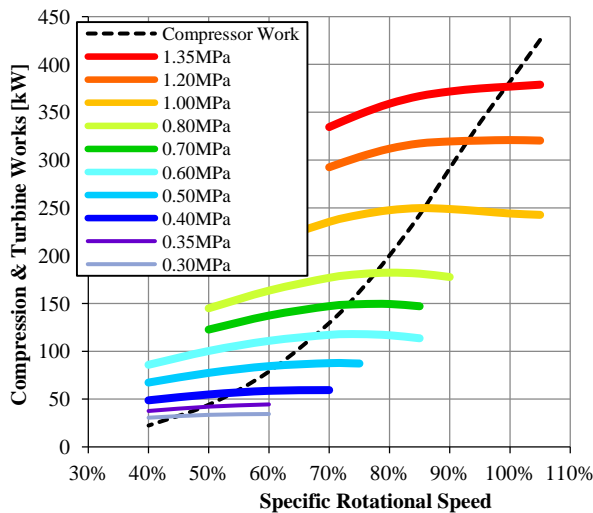


図4 GG 燃焼ガス駆動時のタービン仕事

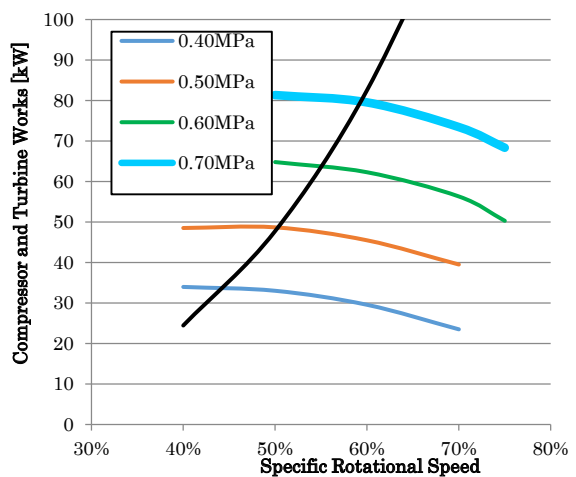


図5 GN2 駆動時のタービン仕事

図2と3に，それぞれ GG-ATR エンジンに搭載される，斜流圧縮機の修正流量 - 圧力比特性マップと，断熱圧縮効率を示した．図4には，タービン仕事 - 実回転数の相関を，タービン入口圧

力を変化させて示してみた。この場合、タービン出口静圧は、相当する実回転数時での圧縮機出口静圧と等しいと仮定した。なお、タービン入口温度は 1100 K としている。

図 2 と図 4 の比較から、圧縮機とタービンのパワーバランスが求まり、任意のエンジン実回転数におけるタービン入口圧力が求まる。一方で、GG が保炎できる GG 燃焼圧力の下限が存在する。エンジン始動時における、GG 燃焼圧力は 0.7 MPa と予想されることから、図 4 の結果から、エンジン始動時における予想回転数は、定格回転数比で 75 % とされている。

図 5 はタービン駆動ガスを GN2 (窒素ガス)、タービン入口温度を 288.15 K とした場合の、タービン仕事とエンジン実回転数の関係を示した図である。エンジン試験では、最初に GN2 でタービンを駆動させる冷走試験を行い、回転系要素の振動特性を把握してから、GG 燃焼ガスによるエンジン熱走試験を行う予定である。即ち、図 5 は、冷走試験時のタービン作動特性を示したものであり、冷走試験におけるエンジン実回転数と、タービン入口圧力の関係を予測することが出来る。

今回、解析を行った斜流圧縮機と軸流 2 段タービンの性能、断熱効率は、CFD でのみしか、評価できていない。しかし図 5 のデータはエンジン冷走試験で検証することが可能であり、実験と解析の比較から、斜流圧縮機とタービンの両者の性能、断熱効率の CFD 予測値を、同時に検証することが可能になる。

4. まとめ

エンジンの作動特性を解析的手法により検証した。今後の方針としては、エンジン斜流圧縮機の挙動を、より実際のモデルに近づけるように解析コードの修正と、エンジン冷走試験時のエンジン挙動データを取得し、ターボ系要素の CFD 解析予測値の評価につなげていく。

更には、GG-ATR エンジン熱走時での始動シーケンスの確立を目指し、安定的なエンジンオペレーションを実現する。

参考文献

[1] Gordon, S. and McBride, B. J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shock and Chapman-Jouguet Detonations", NASA SP-273. (1971).

GG-ATR エンジンにおける基礎実験と冷走試験の準備

- 渡邊 義昭 (航空宇宙総合工学コース 博士前期1年)
○渡邊 翔平 (航空宇宙総合工学コース 博士前期1年)
湊 亮二郎 (航空宇宙システム工学ユニット 助教)
中田 大将 (航空宇宙機システム研究センター 助教)
東野 和幸 (航空宇宙機システム研究センター 教授)

1. はじめに

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターでは、次世代の極超音速輸送機の基盤技術の飛行実証のため、小型超音速無人実験機（オオワシII）の研究開発を進めている。オオワシIIの推進エンジンは、従来エンジンよりも小型・大推力であることが求められる。従来のジェットエンジンでは超音速飛行時、低いバイパス比ターボファンやアフターバーナを用いているが、高マッハ数になるほど著しく性能が低下する。これを克服するエンジンとして、ガスジェネレータサイクルエアターボラムジェット（GG-ATR）エンジン（図1）の開発が提案された。

GG-ATR エンジンはタービン回転数をインテークからの空気流量でなくガスジェネレータ（GG）によって制御することが可能であるため、飛行速度が速くなっても推力制御が容易である。また、燃料としては密度比推力を評価値として、液体水素、LNG よりも有利なエタノールを採用する。開発中であるエンジンの諸元を表1に記す。

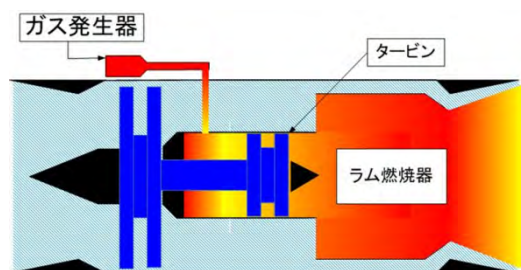


図1 GG-ATR エンジン概要図

表1 GG-ATR エンジン諸元

静止推力 [kN]	3.5
タービン入口温度 [K]	1100
空気流量 [kg/s]	3.47
GG 流量 [kg/s]	0.7
GG 圧力 [MPaA]	1.35
圧縮機圧力比	2.5
高压タービン膨張比	2.5
低压タービン膨張比	2.0
ラム燃焼器温度 [K]	2300
ラム燃焼器圧力 [MPaA]	0.25
回転数 [rpm]	58000
質量 [kg]	30

本エンジンは2種類の燃焼器を有しているが、現在それぞれは次のような課題を有している。

- I GG 燃焼ガス温度勾配によるタービン翼疲労
- II ラム燃焼器材料の使用温度限界

本研究ではこれら燃焼器系のホットセクションにおける課題解決を目的とし、解析を行った。また、今後の実験計画についても記す。

2. GGエルボ温度特性

図2にガスジェネレータの概要図を、図3に解析によって得られた温度分布を示す。横軸はエルボ後流の直管部長さである。エルボの曲率半径を大きく取り、エルボ後流の直管部を長く取るほど温度分布は均一となり、タービン翼熱疲労の低減につながる。曲率半径 20 mm, 後流直管部長さ 100 mm の時, 出口最大温度差は 75 K となった。

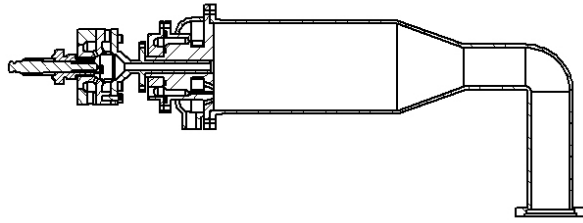


図2 ガスジェネレータ概要図

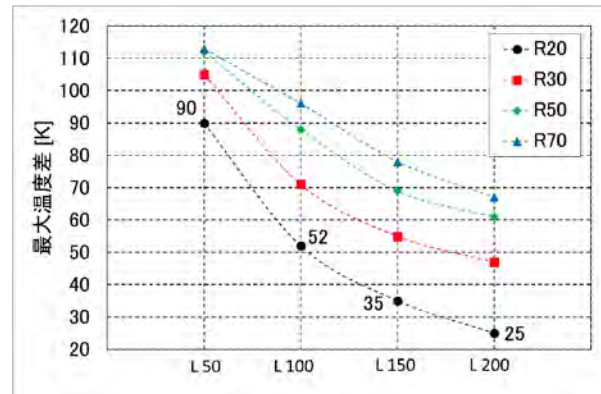


図3 GGエルボ内の温度分布

3. ラム燃焼器冷却特性

ラム燃焼器は外径が $\phi 210$ mm の円筒形で、軸方向長さは約 400 mm である。図4に示すようなフィルム冷却構造によって壁面を熱防護するが、冷却剤に転用できる空気流量は吸い込み流量の 10% 程度が限度であり、これ以上の流量増加は推力の低下を招く。冷却効率は噴出孔からの距離が増えると低下し、図5のようなになる。噴孔を 2 cm 間隔としても壁面温度はかなり高温になることが予想されるため、インコネル等の金属壁ではなく SiC/SiC 板を短冊状に並べる等の措置を取る予定である。

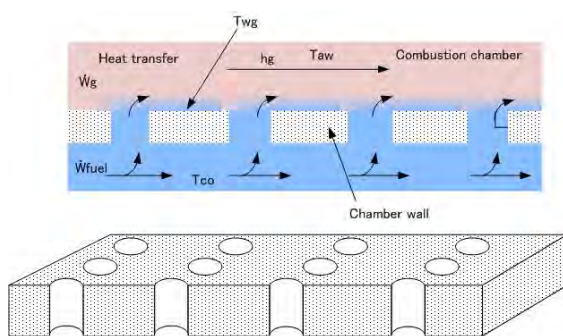


図4 ガスジェネレータ概要図

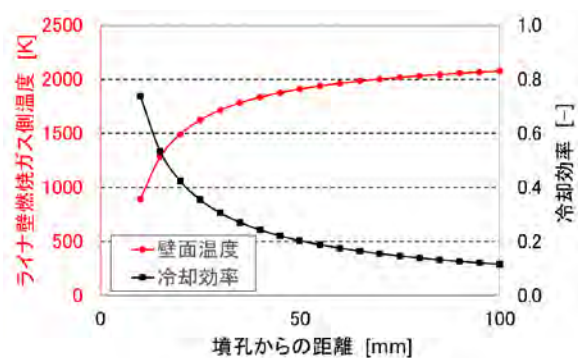


図5 GGエルボ内の温度分布

4. ホットセクションの基礎実験装置および冷走試験装置の準備

図6はGGエルボを通過した高温ガスの温度分布特性を把握するための試験装置概要図である。高温と常温のガスを同軸状に噴射し、その混合特性を熱電対によって取得する。図7はラム燃焼器冷却特性の試験装置概要図である。二重円管外側に常温ガス、内側に高温ガスが流れ、内側管

内壁には冷却孔が等間隔で開いているものである。高温ガス温度は 700 K、レイノルズ数は約 8300 である。

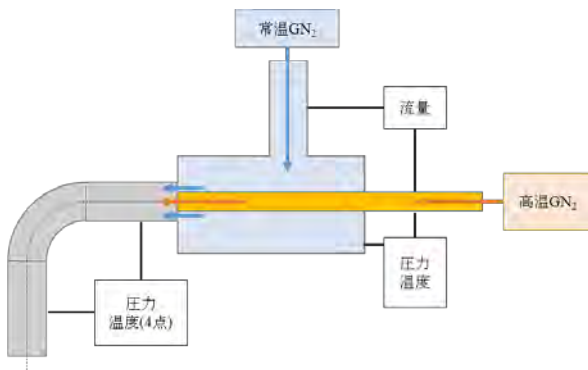


図6 ガスジェネレータ概要図

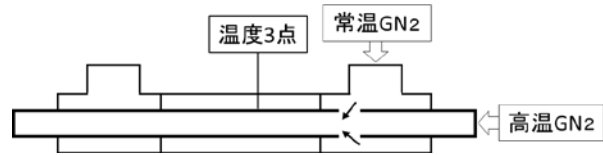


図7 GGエルボ内の温度分布

図8にGG-ATR冷走試験のセットアップ概要図を示す。GN2 および GHe により回転系の軸振動等を評価する。必要な質量流量は 500-1000 g/s 程度であり、カードル3基が必要となる。

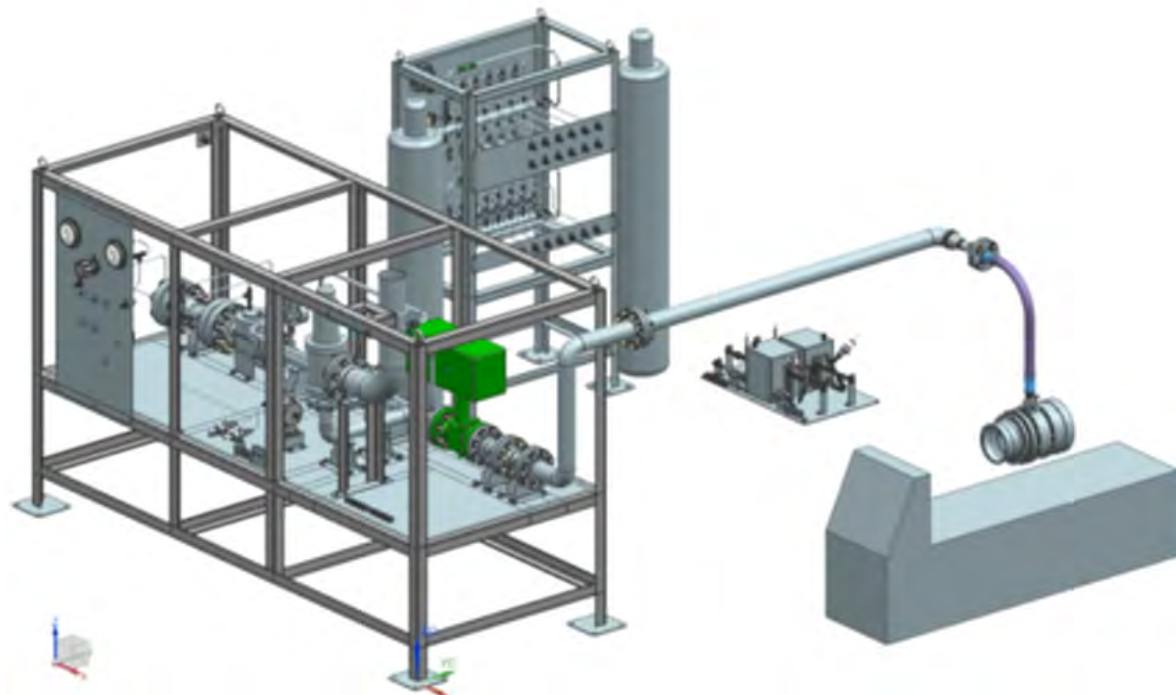


図8 冷走試験セットアップ

5. まとめ

GG-ATRに関するホットセクションの諸問題に関する解析、および実験準備状況について述べた。

高速走行軌道実験設備

-
- 中田 大将 (航空宇宙機システム研究センター 助教)
 笹尾 鎮矢 (航空宇宙総合工学コース 博士前期1年)
 小倉 達也 (航空宇宙総合工学コース 博士前期1年)
 堀尾 宗平 (航空宇宙システム工学コース 学部4年)
 東野 和幸 (航空宇宙機システム研究センター 教授)
-

1. はじめに

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターでは地上で高速度・高加速度環境を実現し、各種実証研究を実施出来る高速走行軌道実験設備の基盤研究を進めている[1-3]。2014年度は加速度キャンセル天秤の高精度化[4]、後方制動装置の実証[5]、クラスタハイブリッドロケットの斉時着火に関する研究等を行ったのでその概要について述べる。

2. 加速度キャンセル天秤の高精度化

スレッドの加速度をカウンターウェイトによってキャンセルし、精度よく空気抵抗を測定できる機上搭載天秤について研究を行っている[4]。供試体と天秤装置の位置関係に起因するベースドラッグの計測誤差について実験および数値解析を行った。

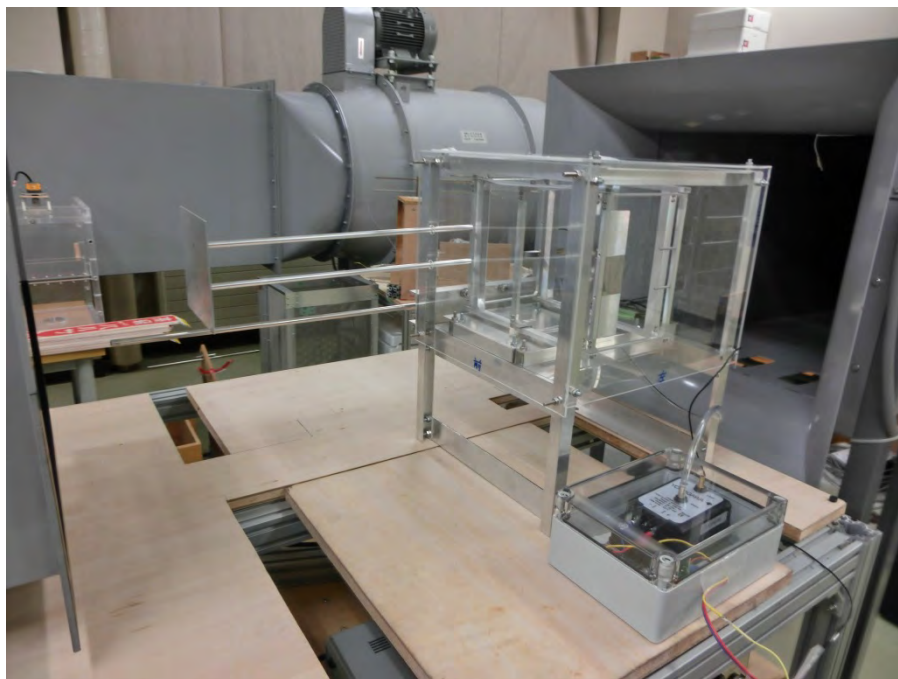


図1 加速度キャンセル天秤

図1はサブスケールサイズグローバル型加速度キャンセル天秤の概要である。超音速での使用を想定すると鉛直方向のストラットは望ましくないため、後方からのスティング支持としている。但し供試体の後流に負圧領域が生じる。

図2は Soliworks Flow Simulation によるスティング長さの違いによる供試体平板後流の流れの解析結果である。スティングが短い場合平板背後の圧力は上昇し結果としてドラッグの測定値は大きくなる。

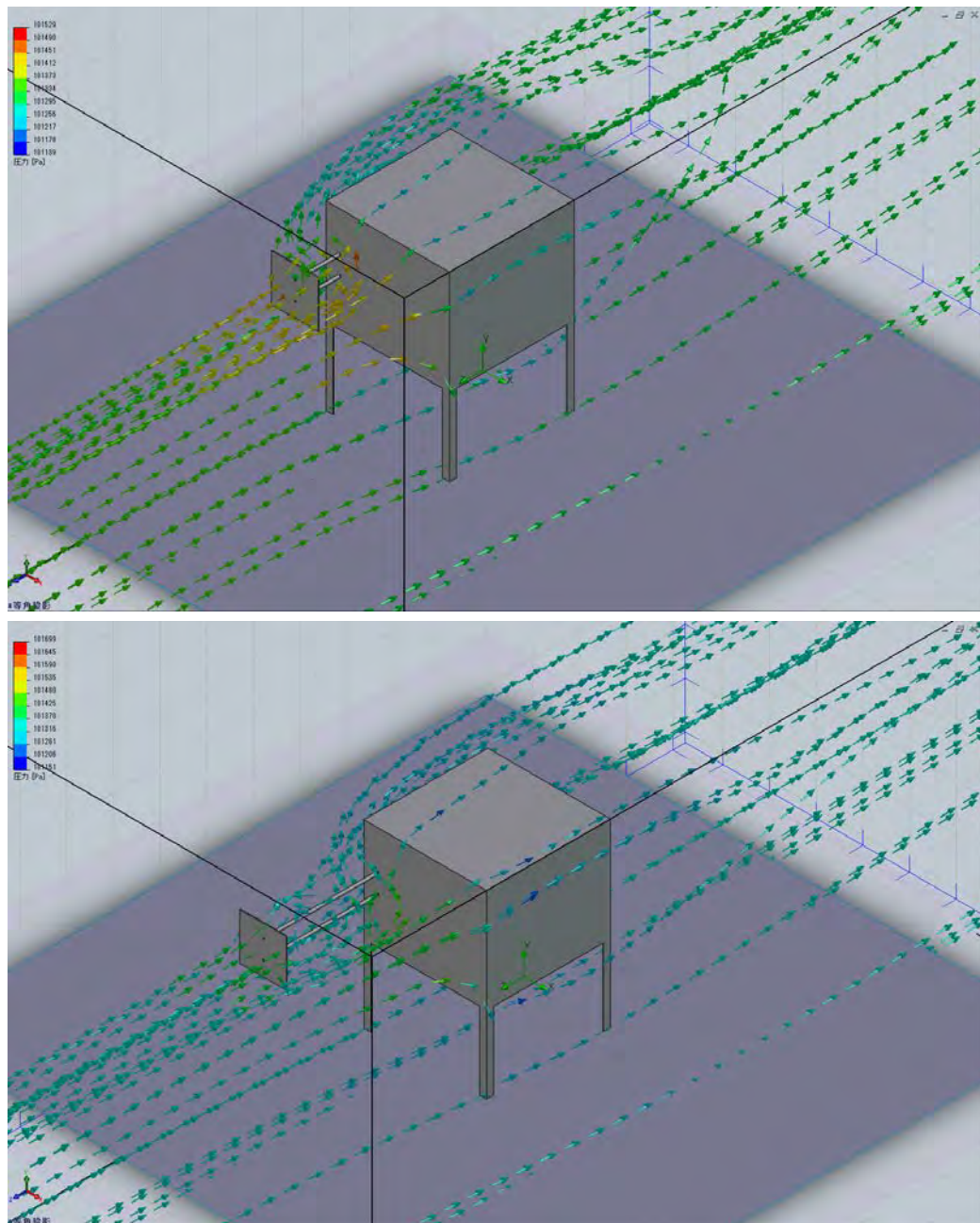


図2 スティング長さの違いによる供試体後流流れの違い
上) スティングが短い場合 下) スティングが長い場合

3. 後方制動装置の実証

高速走行軌道実験装置は走行台車から吊るされた制動板がレール間の水路に突入することにより減速されるが、この時跳ね上げられた水が供試体にかかる事例が多く発生している。そこで、前方にインテーク型制動板を置き、左右へと水を誘導した場合の効果について検証した。この場

合はインテークの左右で溢れた水流がやはりスレッド前方にかかる結果となり期待した効果は得られなかった。



図3 すくいあげた水を左右に噴射するインテーク型制動板

そこで、多少の重量増となるが推進台車の後方に制動専用の台車を置き、水制動が走行台車の遙か後方で行われるアレンジを実証した(図4)。この際、制動台車はジェットエンジンまたはロケットエンジンの排気を浴びる形となるため、熱的にロバストな設計であることが求められる。また、ジェットエンジンの排気による推進力を制動スレッドの抵抗としてしまうことの無いよう、流線形のアルミ板で主フレーム部を覆った。流線形アルミ板の下にはバケットの制動力を測定するロードセルユニットが入っている。実証の結果、前方搭載型のバケットと比べてほぼ同等の制動力が得られ、かつ推進スレッドよりも前方は水がかからず防水不要となった[5]。このアレンジは今後フルスケールスレッドにおいても採用予定である。

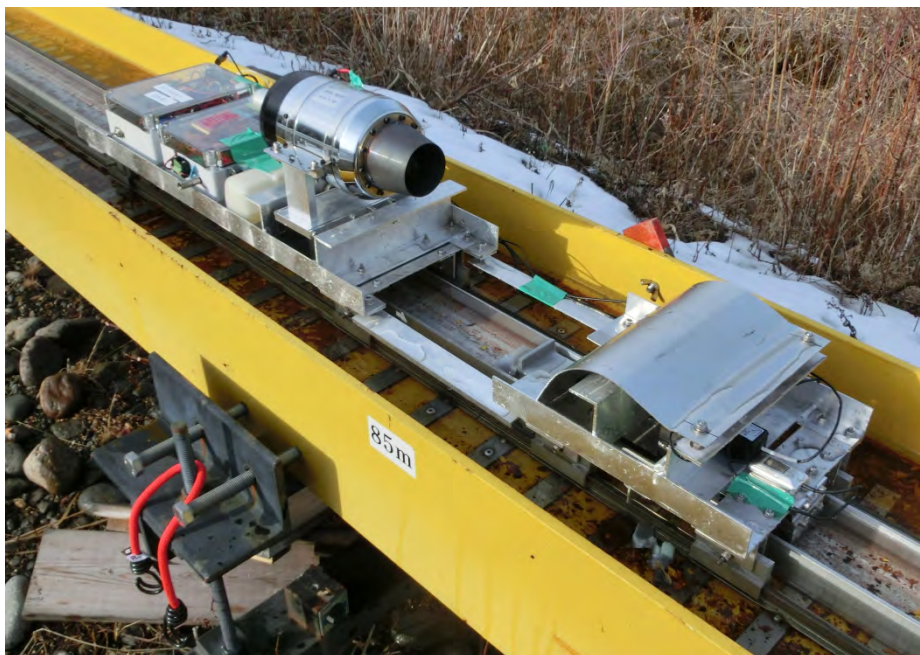


図4 後方制動型台車を連結したサブスケールスレッド

4. クラスタハイブリッドロケットの斉時着火

高速走行軌道設備では白老 300 m フルサイズ軌道装置において推力 100 kgf x 4 のハイブリッドロケットクラスタリングを行っている。この場合、4つのグレーンの斉次着火が課題であったが、先行研究により低引火点グリスを塗布することが有効であると分かったため、この方法を実際に適用した。この結果、図5に示すように0.1秒以内での斉時着火を確認した。よりエレガントには低引火点物質のコーティングを予め行っておくことが挙げられる。この手法はハイブリッドロケットのフライト品においても空中発射や上段着火等で適用できる技術である。



← 从这里到这里0.125秒 →

図5 4本のハイブリッドロケットの斉時着火

5. まとめ

2015年度以降、高速走行軌道装置を利用したタンクスロッシング試験、縮小機体の動圧下における操舵特性確認試験、ランディングギア接地試験等、多彩な応用実証研究が予定されている。推進系、制動系、機上搭載天秤に関するこれらの成果が活用される予定である。

参考文献

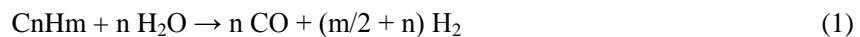
- [1] D. Nakata, A. Kozu, S. Yajima, N. Nishine, K. Higashino and N. Tanatsugu, “Predicted and Experimented Acceleration Profile of the Rocket Sled,” Transactions of the Japan Society for Aeronautics and Space Sciences Aerospace Technology Japan, Vol. 10, No. ists28, 2012, pp. Ta_1-Ta_5.
- [2] D. Nakata, K. Nishine, K. Tateoke, K. Higashino, N. Tanatsugu, “Aerodynamic Measurement on the High Speed Test Track,” Transactions of the Japan Society for Aeronautics and Space Sciences Aerospace Technology Japan, Vol.12, No.ists29, 2014, pp. Tg 5-Tg 10.
- [3] D. Nakata, N. Tanatsugu, K. Higashino, K. Higuchi, T. Tsuchiya T. Himeno, “Rocket Sled Track Facility as a Test Platform and a Launch Assist of Space Planes” Ground Based Space Facility Symposium, Jun. 2013, Paris.
- [4] 小倉達也, ジェットスレッド搭載用加速度補償型抗力測定天秤の設計と精度評価, 第52回飛行機シンポジウム, 2014.
- [5] 笹尾鎮矢, 水抵抗を用いたジェットスレッド制動装置の実験的研究, 第52回飛行機シンポジウム, 2014.

アルミ-水反応の衛星推進系への適用

- 小野寺 英之（航空宇宙総合工学コース 博士前期1年）
大堀 英雄（航空宇宙システム工学コース 学部4年）
後藤 翔（航空宇宙システム工学コース 学部4年）
今井 良二（航空宇宙システム工学ユニット 教授）
杉岡 正敏（航空宇宙機システム研究センター 名誉教授）
東野 和幸（航空宇宙機システム研究センター 教授）
増田 井出夫（宇宙航空研究開発機構 研究開発部門
第四研究ユニット アソシエイトフェロー）
畑井 啓吾（研究開発部門 第二研究ユニット 研究員）
-

1. 背景

現在、宇宙機推進システムの燃料としてヒドラジンが使用されている。ヒドラジンは高比推力で貯蔵性に優れた燃料である。しかし、ヒドラジンは人体に極めて有毒であり、扱うには高度な専門性が求められ、民間や大学の小型衛星に搭載することが困難である。そこで本学ではAlと水の反応から得られる水素を宇宙機推進システムに適用する研究を行っている。本研究では、Alタンクから取り出したAlと水タンクから取り出した水を反応器で混ぜ、水素を製造し、スラスタに供給するシステムを対象としている。水素は化学推進薬の中でも最も比推力が高く、人体に無害である。しかし、従来の水素製造法である(1)、(2)式の水蒸気改質法では、化石燃料が必要であり、地球温暖化の原因であるCO₂を副生する。



また、水素は金属中に吸収され金属タンクの結晶格子内で金属水素化物になり、金属材料の強度を低下させる（水素脆性）。さらに水素分子は非常に小さく、水素漏れにより貯蔵性が低い。これらのため、長期ミッションが目的である人工衛星への適応性は低い。しかし、(3)式に示すAlと水による水素製造方法では以下の利点が存在する。



(3)式で得られる生成物は水素と水酸化アルミニウムのみで、どちらも人体に無害であり、環境への負担も小さい。また人工衛星での噴射に必要な水素のみを随時製造することができるため、長期間水素を貯蔵する必要がない。

これまで本学ではAl合金であるAl-40%Sn-10%Biを用いることで短時間で高圧水素を製造すること[1]、及び反応温度の制御によってAl/水反応の反応制御（水素製造量が反応温度に追従）に成功している[2,3]。しかし、重量検討の結果、ヒドラジン系推進システムと比較して1.2倍重量が増加することが判明した。また、宇宙機のエンジンはミッションや熱、電力の要求に応じて衛星の姿勢を一定方向に制御し、方向転換を行うために何度も始動する必要がある。宇宙機推進システムへAl/水反応を適用する場合、推進システムの重量低減が必要である。また、微小重力下で水タンクから反応容器へ水を送り出す技術が必要である。

そこで、本研究では軽量で反応温度が低く、反応の制御が可能である Al と Al 合金粉末の開発、Al/水反応の反応条件の解明、副生される Al(OH)₃ を分解して Al に戻し、再び水素を取り出す水素製造循環の構築、及び表面張力による液体捕捉機構の確立を目的とした実験を行った。

2. 内容

2-1. 水素製造制御法と Al-Zn 合金による水素製造実験

2-1-1. はじめに

これまでに Al/水系による水素製造の研究を行い、Al/水系反応の生成物は水素と水酸化アルミニウム (Al(OH)₃) のみで、どちらも人体に無害であり、環境への負担も小さい優れた水素製造法であることを明らかにした。しかし、宇宙機のエンジンは姿勢を変えるために何度も始動する必要がある。昨年度は Al/水反応における水素製造制御（水素製造量が反応温度に追従する）について基礎的検討を行ったが、水素製造制御についてより詳細に検討する必要がある。Al/水推進システムはヒドラジン系推進システムの 1.2 倍重量が増加する事が判明しているため、少ない添加金属で水素製造量の多い Al 合金の開発が求められる。

本研究では、軽量で水素製造量が多く、反応の制御が可能である Al および Al 合金粉末の開発および反応条件の解明を目的に、以下の実験条件を設定した。

2-1-2. 実験方法

本研究の実験条件を表 1 に示し、実験条件を以下で説明する。

表 1 の①水素製造制御法における常時無攪拌実験、②水素製造制御法における常時攪拌実験、③水素製造制御法における攪拌無攪拌実験では、純 Al と水を実験温度まで上昇させ、モータと攪拌翼で攪拌を行い、水素を発生させる。30 分間水素を発生させた後ヒータによる昇温と攪拌を止め、30 °C まで自然冷却する。30 °C まで温度が低下した後に再度実験温度まで上昇させ、攪拌を行う。これを 4 回繰り返す。表 1 の④Al-30 wt%Zn と Al-30 wt%Sn の比較実験、⑤Al-Zn 合金の組成変化実験、⑥Al-30 wt %Zn の粒径変化実験では、Al 合金と水を実験条件まで上昇させる。実験条件まで上昇した後に、温度を一定に保ち、実験時間 360 min に達するまでの水素製造量を計測する。

表 1 実験条件

反応条件名	①水素製造制御法における常時無攪拌実験	②水素製造制御法における常時攪拌実験	③水素製造制御法における攪拌無攪拌実験	④Al-30 wt%Zn と Al-30 wt%Sn の比較実験	⑤Al-Zn合金の組成変化実験	⑥Al-30 wt%Znの粒径変化実験
試料質量 [g]	5					
温度[°C]	30,50,60,70,80,90			60		
粒径[μm]	約100			100~53		500~250, 250~150 150~100, 100~53
攪拌速 [rpm]	0	1350	0, 1350	1350		
水量[ml]	80					
実験時 [min]	開始, 停止を4回繰り返す			360		
試料の組成	純Al			Al-30 wt% Zn Al-30 wt% Sn	Al-10 wt% Zn Al-20 wt% Zn Al-30 wt% Zn Al-40 wt% Zn Al-50 wt% Zn Al-60 wt% Zn	Al-30 wt% Zn

2-1-3. 水素製造制御法に関する実験

図1の(a)に反応条件①の無攪拌での Al/水反応の結果を示す。図において、水素製造量が増加している箇所では反応温度を保持しており、水素製造量の増加量が小さい箇所において、30℃に自然冷却した。90℃、80℃、70℃の場合、反応温度を低下させるとすぐに反応が停止した。60℃、50℃の場合、反応温度を低下させるとすぐに水素製造量が減少するが、水素製造量は微増し、完全に水素製造が止まることはないと言える。また①の反応条件では水素製造量は少ない傾向があることが判明した。図1の(b)に反応条件②の常時攪拌での Al/水反応の結果を示す。90℃の場合、反応温度を低下させるとすぐに反応が停止した。80℃、70℃の場合、反応温度を低下させるとすぐに水素製造量が減少するが、完全に水素製造が止まることはなかった。60℃、50℃場合、温度を低下させてもすぐに反応は停止しなかった。また②の反応条件では水素製造量は多い傾向があることが判明した。図1の(c)に反応条件③の攪拌無攪拌での Al/水反応の結果を示す。90℃の場合、反応温度を低下させるとすぐに反応が停止した。80℃、70℃の場合、反応温度を低下させるとすぐに水素製造量が減少するが、完全に水素製造が止まることはなかった。また、60℃および50℃場合では、温度を低下させてもすぐに反応は停止しなかった。

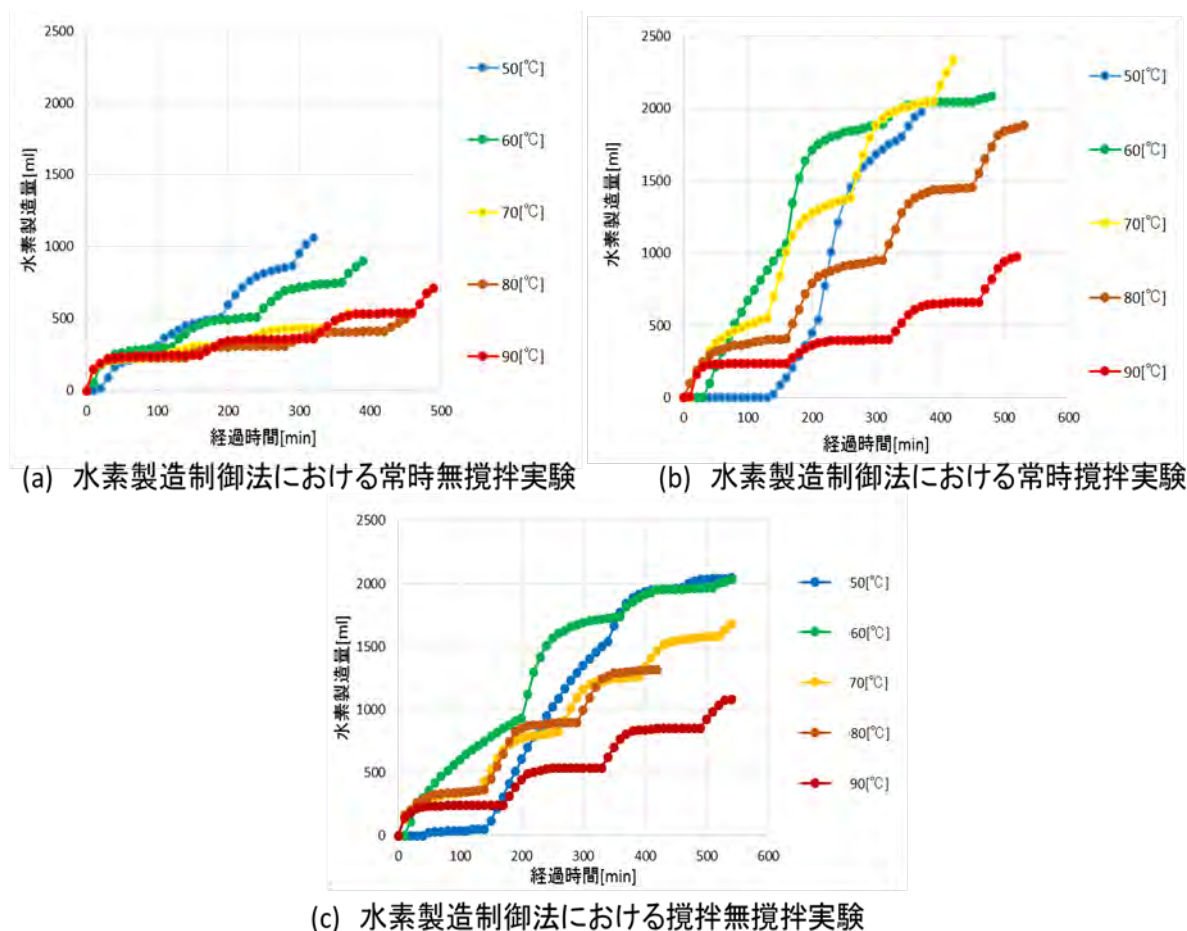
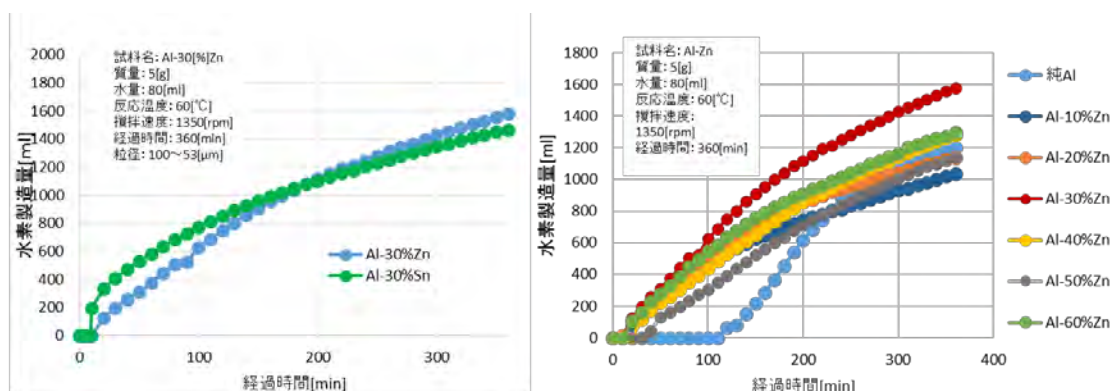


図1 水素製造制御法に関する実験の結果

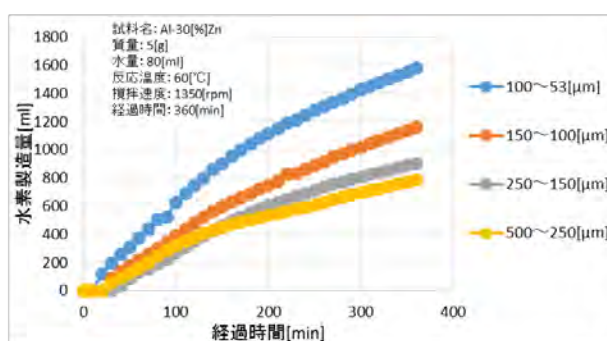
2-1-4. Al-Zn 合金による水素製造実験

図2の(a)に反応条件④の Al-30 wt%Zn と Al-30 wt%Sn の比較実験の結果を示す。実験開始直後は Sn の方が水素製造量は多かったが、6時間経過すると Zn の方が水素製造量が多くなることが判明

した。図2の(b)に反応条件⑤の Al-Zn 合金の組成変化実験の結果を示す。Al-30 wt %Zn が最も多く水素を製造することが判明した。図2の(c)に反応条件⑥の Al-30 wt%Zn の粒径変化実験の結果を示す。粒径を小さくすると水素製造量が増加することが判明した。



(a) Al-30[%]ZnとAl-30[%]Snの比較実験 (b) Al-Zn合金(100~53[μm])の組成変化実験



(c) Al-30[%]Znの粒径変化実験

図2 Al-Zn 合金による水素製造実験の結果

2-2. Al/水系反応における水素製造循環に関する検討

2-2-1. はじめに

(3)式から明らかなように、Al/水反応では水酸化アルミニウム (Al(OH)₃) のみが副生される。この反応を利用した宇宙機のシステム重量は、ヒドラジンをを用いた場合と比べて大きくなると予想された。そこで、本研究では(3)式で副生される Al(OH)₃ を分解して Al に戻し、再び水素を取り出す水素製造循環の構築を目的としている。水素製造循環を構築し、Al を再利用することで Al/水系の反応をサイクル化することができれば、Al と水の搭載量を最小限に抑えながらも、多量の水素を発生させられることができ、推進システムの軽量化及び長期使用が可能となる[4]。

Al(OH)₃ は分解の際に加熱処理により酸化アルミニウム (Al₂O₃) に変化するが、Al₂O₃ を直接 Al と酸素に分解することは困難である。そこで、水素製造循環を宇宙機内で構築する際は(4)、(5)式に表すように、Al への分解が比較的容易な窒化アルミニウム (AlN) に一旦変換してから分解する方が有利である。



Al₂O₃ の AlN への変換は、より低温で反応性が良く、さらに反応系がシンプルな機構を選択す

る必要がある．そのため，最適な反応条件を解明するべく，反応温度・時間及び炭素の種類などの不明事項の解明に向けた基礎検討を行った．

2-2-2. 実験装置と手法

AIN は Al_2O_3 と炭素の粉末状混合物を窒素雰囲気中 1600 °C 以上での還元窒化により得る製造法が知られる．しかし，宇宙機内での反応を考慮するとできるだけ低温での製造が望まれる．そのため， Al_2O_3 が安定な $\alpha\text{Al}_2\text{O}_3$ の結晶構造へ変化しない 1000 °C での実験を試みた．図 3 に実験装置概略図，表 2 に実験条件を示す．実験装置には，管状電気炉と石英管を用いた．試料として試薬粉末の $\alpha\text{Al}_2\text{O}_3$ または $\gamma\text{Al}_2\text{O}_3$ 1.8 g と活性炭 (AC) 0.6 g を混合した合計 2.4 g のうち半分の 1.2 g を燃焼ボートに載せ，石英管内に配置した．また，試料の $\gamma\text{Al}_2\text{O}_3$ の質量に対して，30 % 相当分の鉄粉を添加させた試料でも実験を行った．実験装置全体に窒素を流通させ，実験温度で維持する窒化処理を行った．残りの試料は実験前後の比較用サンプルとして保存した．さらに，ブランクテストとして試料に Al_2O_3 のみと AC のみ，それぞれ用いた場合で実験を行った．AIN 生成の確認法としては，実験前後の石英管の外観観察（特に出口部分），及び試料を XRD 分析により結晶構造を評価した．また，市販の AIN 粉末に対しても加熱実験を行い，実験試料と比較した．

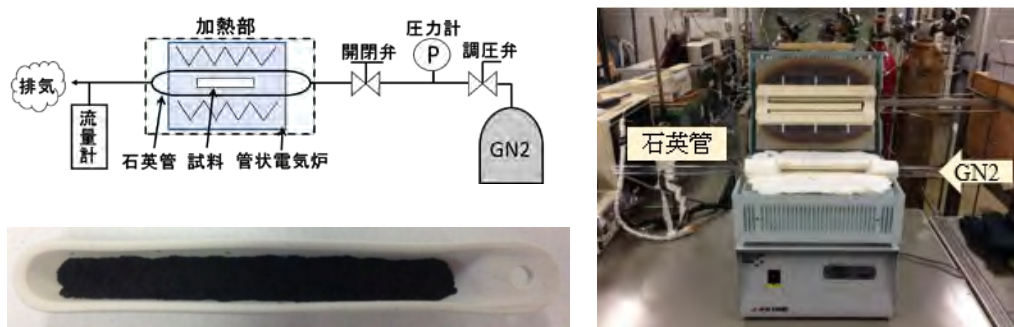


図 3 実験装置概略図と実験試料及び装置

表 2 実験条件

窒化実験			
試料	① Al_2O_3 粉末 + AC 粉末		
	② Al_2O_3 粉末 + AC 粉末		
	③ Al_2O_3 粉末 + AC 粉末 + Fe 粉末		
試料質量 [g]	① 2.40	② 2.40	③ 2.94
実験温度 [°C]	1000		
実験時間 [hr]	2		
N_2 流量 [ml/min]	20		

2-2-3. 実験結果と考察

2-2-3-1. 外観観察結果

窒化実験終了後の石英管の外観を図 4 (a), (b), (c) に示し，試料として AIN 粉末を用いた場合の加熱実験後の石英管下流の外観を図 4 (d) に示す．実験後の石英管下流側内壁に白色の付着物が観察された．なお，事前に行ったブランクテストにおいて，試料を Al_2O_3 単独で用いた場合には，ほぼ付着物は確認できず，AC のみ用いた場合でも付着物は確認できなかった．AIN は昇華性のある白色物質で，この付着物は今回の実験条件のように，(5) 式で必要な 3 種類の反応物 (Al_2O_3 , C, N_2) の存在下でよく析出し，AIN 粉末加熱後の外観と類似していることから，白色付着物は AIN である可能性が高いと考えられる．

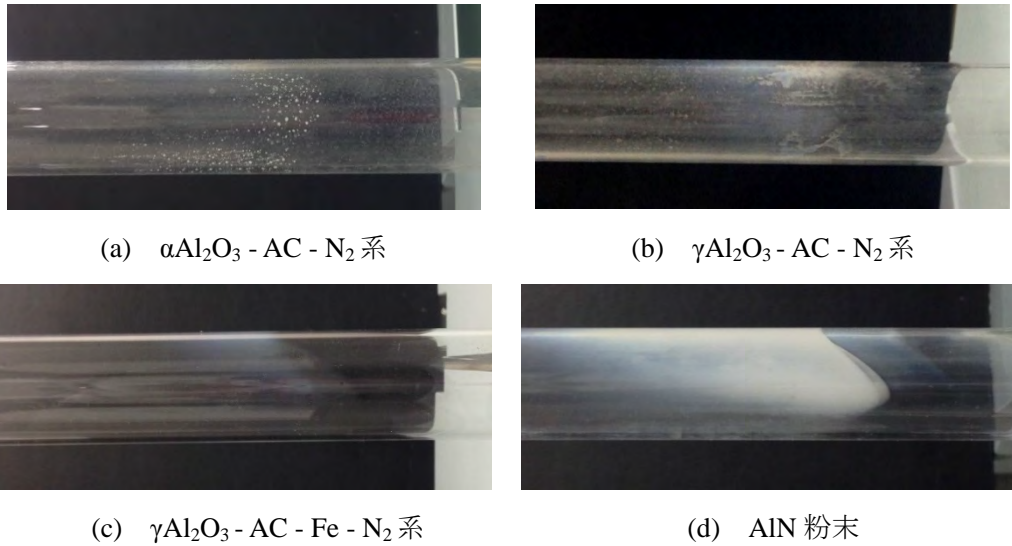


図4 窒化実験後の石英管下流の様子

2-2-3-2. XRD 分析結果

外観観察において石英管下流の変化が大きかった試料に対し XRD 分析を実施した。XRD 分析結果を図5に示す。試料に $\alpha\text{Al}_2\text{O}_3$ と AC を用いた場合 (図5(a)) では、実験前後ともにコランダム (Corundum) の結晶構造が確認された。実験前後での結晶構造の変化はほぼ確認できなかった。 $\alpha\text{Al}_2\text{O}_3$ は Al_2O_3 の構造の中でも最も安定した状態であるため反応性は低い。そのため、AlN を明確には検出できなかった。 $\gamma\text{Al}_2\text{O}_3$ と AC を用いた場合 (図5(b)) では、窒化処理後 AlN の第一ピークと考えられる新たなピークの形成が確認できる。 $\gamma\text{Al}_2\text{O}_3$ は格子欠陥を含む結晶構造であり結合は強固でない。 $\alpha\text{Al}_2\text{O}_3$ よりも比表面積が高く、化学反応性も高い。そのため、反応が起こりやすいと考えられる。 $\gamma\text{Al}_2\text{O}_3$ 、AC、Fe を用いた場合 (図5(c)) でも同様に、AlN 第一ピークと考えられる新たなピークが形成されている。今回の実験条件において、特に $\gamma\text{Al}_2\text{O}_3$ を試料として用いた場合では Al_2O_3 が AlN へ変化している可能性があると考えられる。

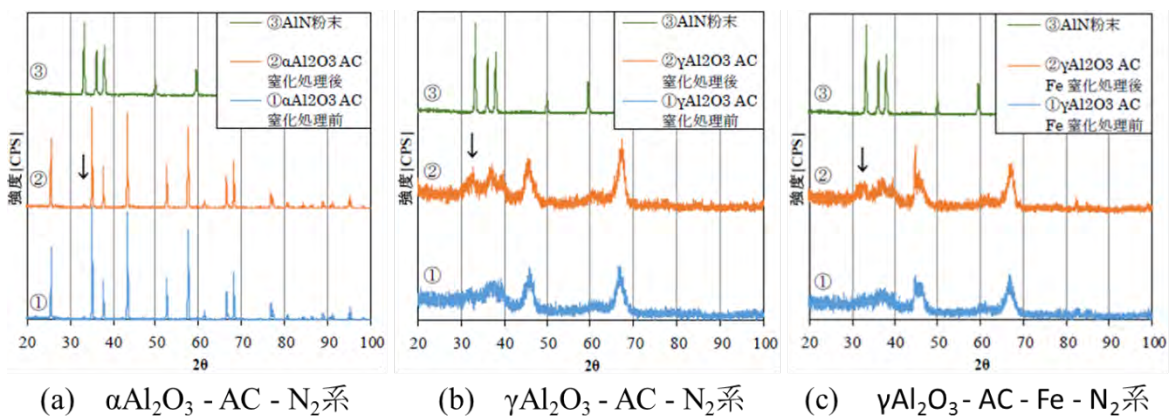


図5 各試料条件における XRD 分析結果

2-3. 水貯蔵タンクの液体捕捉機構

2-3-1. 研究背景・目的

本研究では Al/水反応推進系タンクにおける水タンクの液体捕捉機構の研究開発を実施してい

る。微小重力下では、タンク内の気液界面が大きく湾曲する。これは微小重力下で表面張力が顕著となっているためである。そのため、水タンクで水だけを取り出すためには、表面張力を利用した気液分離が有効である。水は濡れ性が非常に悪く、表面張力により液体を駆動するのが困難である。そこで、水の濡れ性を向上させる方法として、シリカコーティングを試み、表面張力による液体捕捉機構に水の適用を可能とすることを目的とした。

2-3-2. 実験概要

本研究では、水の濡れ性を改善するために以下の実験項目を設定した。

(1) コーティング無し

コーティングがある場合とない場合の比較を行うために、微小重力下での水の液体挙動および水滴が固体上で静止しているときの接触角を観察した。

(2) シリカコーティング

ステンレス板にシリカコーティングを施した後、コーティング面上に水滴を落とし、液滴の様子を CCD 顕微鏡で観察した。また、ステンレス板やアクリルにシリカコーティングを施し、微小重力下でコーティングされた面上の動的濡れ挙動を落下塔による微小重力環境下で観察した。

2-3-3. 実験手順・実験装置

2-3-3-1. シリカコーティング方法

本実験では、(有)エクシアのコーティング剤（液種：SSN-SD50）と親水剤を用いた。初めにアルコール、超音波洗浄機を用いて塗布面の洗浄を行い、コーティング面の水分がなくなるまで乾燥した。次に刷毛にコート剤を染み込ませ、均一に塗り延ばし、120 秒静置した後、クロスでコート剤を拭き取った。拭き取り後、上塗りを行い、10 分間乾燥させた。最後に親水剤をクロスに浸して塗りのばし、40 分静置した。

2-3-3-2. 接触角計測方法

CCD 顕微鏡により液滴の画像を取得し、画像処理ソフト ImageJ で接触角を計測した。

2-3-3-3. 微小重力下での液体挙動観察方法

本研究では切り離し式落下塔を用いて微小重力を形成した。用いた落下塔は自由落下距離は約 1.8m で、約 0.3 秒の微小重力が得られる。落下させるカプセル内部に試験液入りの試験体、高速度カメラ（機種：EX-FC400S）、定規、ストップウォッチを配置し、カプセルを懸架している糸をはさみで切り、カプセルを落下させた。このときの液体挙動を高速度カメラで撮影した。

2-3-3-4. 試験液・試験体

本実験では、純水、シリコン油（動粘性係数： $1 \times 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$ ）を試験液、アクリルブロック、卵型カプセル、ステンレス板を試験体として用いた。試験体の詳細を表 3 に示す。アクリルブロックはアクリル樹脂製直方体に円筒をくり抜いたものである。

表 3 試験体

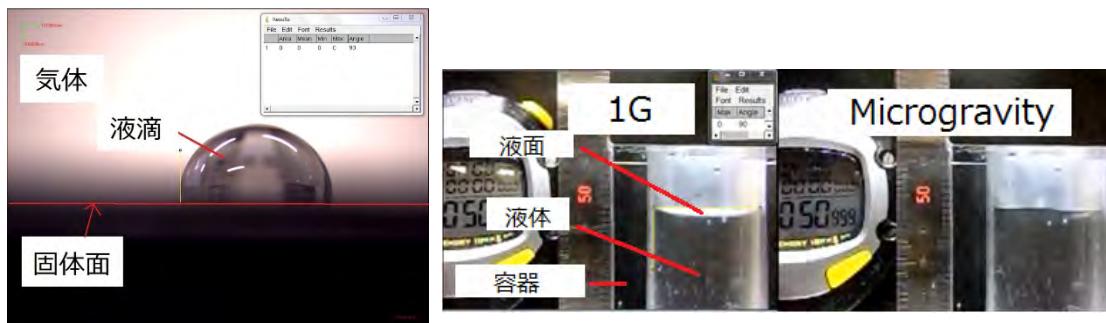
品名	材質	寸法[mm]
アクリルブロック (φ30)	アクリル樹脂	W50×D50×H60
卵型カプセル	アクリル樹脂	φ57×H79
ステンレス板	SUS304	W9.5×D44×T0.5

2-3-4. 実験結果と考察

2-3-4-1. コーティングがない場合の結果と考察

純水の接触角計測結果を図6-(a)に示す。このときの液滴の直径は約3.7 mmで接触角は90°となった。この結果より、水の濡れ性が非常に悪いことがわかった。

次に直径30 mmのコーティング無しのアクリルブロックに純水を入れ、微小重力下における液体挙動を撮影した。このときの液体挙動を図6-(b)に示す。重力下と微小重力下を比較すると水の液面にほとんど変化がないことがわかった。この結果より微小重力下における水は濡れ性が悪く、表面張力により液体を駆動するのが困難であると予想される。



(a) 純水の接触角

(b) 直径30 mmのアクリルブロックでの液体挙動

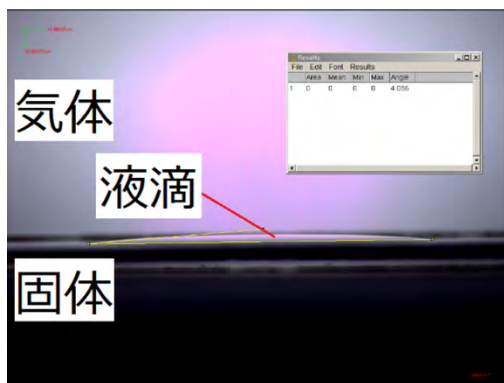
図6 コーティングがない場合の結果

2-3-4-2. シリカコーティングの結果と考察

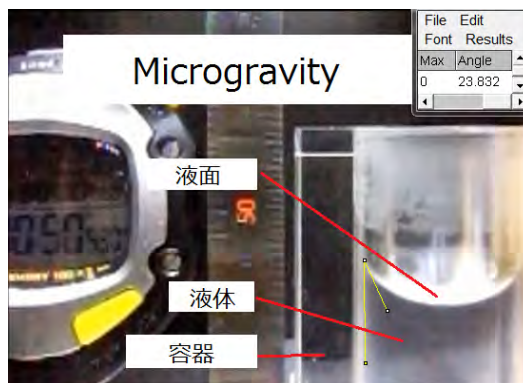
図7-(a)はステンレス板にコーティングを行ったときの接触角計測結果である。シリカコーティングでは、ステンレス板を均一にコーティングすることができた。このときの平均接触角は4°(直径:7 mm)以下となった。上記の結果より、シリカコーティングは水の濡れ性を大幅に改善することができることがわかった。

次にコーティングを施した直径30 mmのアクリルブロックと卵型カプセルに純水を入れ、微小重力下における液体挙動を撮影した。直径30 mmのアクリルブロックでの液体挙動を図7-(b)、卵型カプセルでの液体挙動を図7-(c)に示す。図6-(b)と図7-(b)を比較すると、水の動的接触角が大幅に改善されることがわかった。

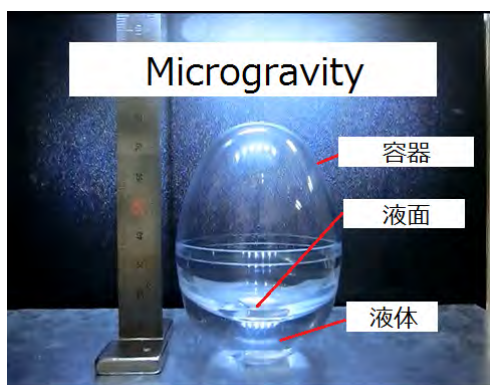
次に濡れ性が良いシリコン油と比較するために、図7-(c)の中身を純水からシリコン油に変えて、同じ条件で実験を行った。この場合の液体挙動の観察結果を図7-(d)に示す。このとき、シリコン油は濡れ性が良いため、表面張力により液面が固体壁面に沿って上昇(駆動)し、湾曲した。図7-(c)と図7-(d)を比較すると表面張力による液面の駆動量と湾曲量が同等であることが確認できた。上記の結果より、シリカコーティングを施すことにより純水でもシリコン油並みに濡れが向上することがわかった。



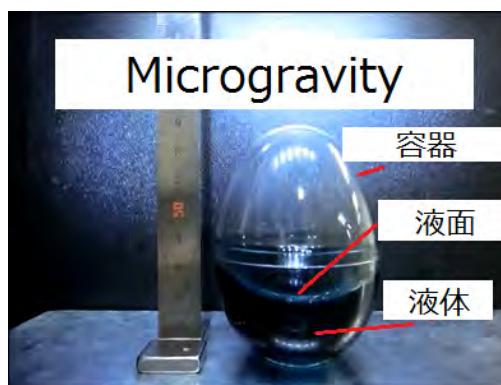
(a) シリカコーティング後の接触角



(b) シリカコーティング後の液体挙動



(c) シリカコーティング後の液体挙動



(d) シリコンオイルの液体挙動

図7 シリカコーティング後の結果

3. 結言

水素製造制御法と Al-Zn 合金による水素製造実験に関する研究では、Al/水反応による水素製造での反応制御法と Al-Zn 合金の反応条件について詳細に検討した。その結果、反応温度を変化させることにより、水素製造反応を高度に制御することが可能であること、Al-30 %Zn が水素製造に優れていること、及び Al-30 %Zn 粒径が小さいほど水素を発生させることを明らかにした。今後は Al 合金系での推進系制御法の確立、高圧下での反応制御法の開発を行う予定である。

Al/水系反応における水素製造循環に関する検討では、試料に α -Al₂O₃-AC 系、 γ -Al₂O₃-AC 系及び γ -Al₂O₃-AC-Fe 系を用いて窒化処理を行った。外観観察の結果、石英管下流において、いずれの場合でも白色の付着物を確認した。この白色物質は AlN と考えられた。XRD 分析では、 γ -Al₂O₃ を用いた場合に、AlN とと思われるピークが観測された。AlN 合成は 1000 °C の条件においても水素製造循環が構築できる可能性が示された。今後は付着量増加に向けた更なる検証を進める必要がある。また、XRD 分析において、実験条件（実験温度、時間および炭素の種類）を変えた場合に出現するピークの変化を確認し、AlN 生成の最適条件を解明する。

水貯蔵タンクの液体捕捉機構に関する研究では、シリカコーティングを施すことにより、水の濡れ性が大幅に改善された。また、卵型カプセルを用いた微小重力実験では、濡れ性の良いシリコンオイルと同等の液面駆動、湾曲量を水で観察することができた。上記の結果より、微小重力下における推進用タンクでも水の濡れ性を良くすることで、表面張力により液体を駆動することが可能と考えられる。今後の課題は植松電気の落下塔（施設コスモトーレ）を用いて、より良質で長い時間の微小重力環境で水の液体捕捉の確認を行うことである。

参考文献

- [1] 近藤光輝, 東野和幸, 杉岡正敏, 宇宙機推進システムとしての AI と水との反応を利用した常圧および高圧水素製造に関する研究, 第 53 回航空原動機・宇宙推進講演会要旨集, (2013).
- [2] 小野寺英之, 杉岡正敏, 今井良二, 東野和幸, 増田井出夫, アルミー水反応の衛星推進系への応用, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会要旨集, 1J11, (2014).
- [3] 東野和幸, 小野寺英之, 今井良二, 杉岡正敏, 増田井出夫, 畑井啓吾, AI/水系反応における水素製造制御法の開発, 第 15 回北海道エネルギー資源環境研究発表会予稿集, p.9-10, (2015).
- [4] 東野和幸, 大堀英雄, 小野寺英之, 杉岡正敏, AI/水系反応における水素製造循環に関する研究, 第 15 回北海道エネルギー資源環境研究発表会予稿集, p.11-12, (2015).

ATR-GG推進剤供給系の検討

○林 祐一郎（航空宇宙総合工学コース 博士前期1年）
佐藤 大樹（航空宇宙システム工学コース 学部4年）
今井 良二（航空宇宙システム工学ユニット 教授）
中田 大将（航空宇宙機システム研究センター 助教）
東野 和幸（航空宇宙機システム研究センター 教授）

1. はじめに

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター(APReC)では、小型無人超音速実験機オオワシIIの研究・開発を通じて次世代クリーン宇宙輸送システムの革新的基盤技術の確立を目指している。なお、本機にはバイオエタノール(BE)/液体酸素(LOX)を組み合わせた推進システム使用が検討されている。このBEは表1-1で分かるようにスペースシャトルでも使用された液体水素(LH₂)と比べて密度比推力が優れている。そのため、燃料タンクを小型にでき、機体重量の削減が期待できる。また、燃料自体のコストが安く、今後のさらなる値段の低下も期待出来る。単位質量あたりの炭素含有量がケロシンと比較して少ないので、煤の発生量が少なく整備コストの低減に寄与することが出来ると考えられる。更に、LH₂は極低温液体であるため取り扱いが難しい。一方、BEは常温液体なので機器への負担も小さく部品コストも抑えることが出来る。

表 1-1 推進剤の製造コストの比較

	比推力 (sec)	密度比推力 $\times 10^3(\text{kg} \cdot \text{s}/\text{m}^3)$	整備性	コスト (円/kg)	安全性
LH ₂	455	145	○	4000	△
BE	328	328	○	215	○
ケロシン	368	368	△	450	○
ヒドラジン	397	397	△	8800	△

また、本機体は1号機と比較して機体が大型化しているためタンクも大型化している。その結果、タンクを含む推進剤供給システムの中ではタンク重量の増大とBEへの耐腐食性、タンク内の液体揺動、ガス巻き込みが問題になると考えている。そのため、これらの問題を解決した推進剤供給システムが求められている。その解決策として、タンク材料には炭素繊維強化プラスチック(CFRP)とニッケルメッキを組み合わせたものを採用する。さらには、液体揺動にはタンク内部に板など挿入することを検討している。また、ガス巻き込みに関しては配管形状を工夫することを検討している。

そして、今回はこの推進剤供給システムの研究の中でも、タンクの構造設計とスロッシングのCFD解析、ガス巻き込みに関する実験結果の報告を行う。

2. タンク構造について

2-1. タンク設計指針

本項では、CFRPを使用したタンクに構造設計・解析の結果を報告する。まず、タンク構造設計の設計指針は以下の表 2-1 に記す。

表 2-1 タンク設計指針

許容ひずみ	0.4%
タンク内圧力	2.6MPa
安全率	2.0
タンク直径	203mm
タンク全長	700mm
口金開口直径	23mm

更に、タンクの設計に使用した材料の物性値を表 2-2 に記す[1]。

表 2-2 材料物性値

炭素繊維方向ヤング率	$1.67 \times 10^{11} \text{Pa}$
炭素繊維直交方向ヤング率	$1.28 \times 10^{10} \text{Pa}$
ポアソン比	0.2646
せん断応力	$4.62 \times 10^9 \text{Pa}$
破断ひずみ	1.0%

また、このタンクに使用する炭素繊維方向を決め、表 2-1 と表 2-2 の数値をもとに肉厚の計算を行なった[2]。その計算結果を表 2-3 に記す。

表 2-3 繊維方向と肉厚

	繊維方向	肉厚
円筒部	$[\pm 45^\circ / 0^\circ]$	3.0mm
鏡板部	$[\pm 45^\circ]$	1.0mm

2-2. タンク構造解析の結果

上記の条件のもとに構造解析ソフト NASTRAN を用いて行った解析の結果として、図 2-1 に応力分布、図 2-2 にひずみ分布を記す。解析対象は、半割モデルとする。

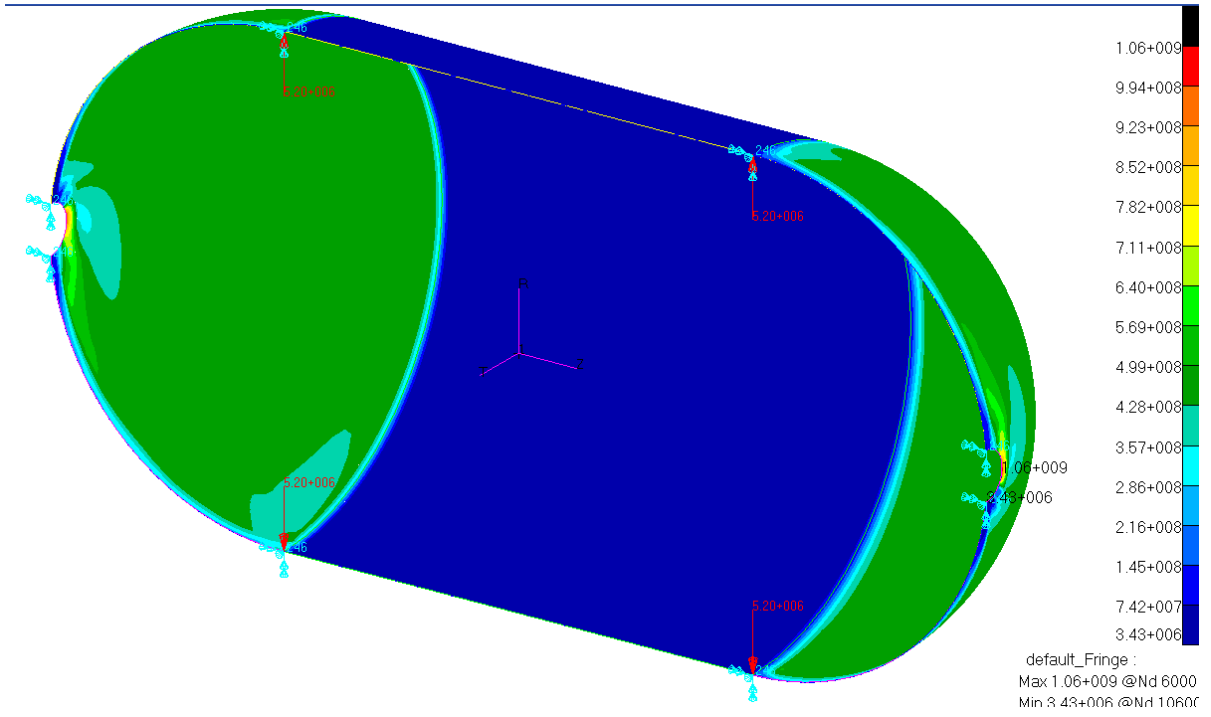


図 2-1 応力分布

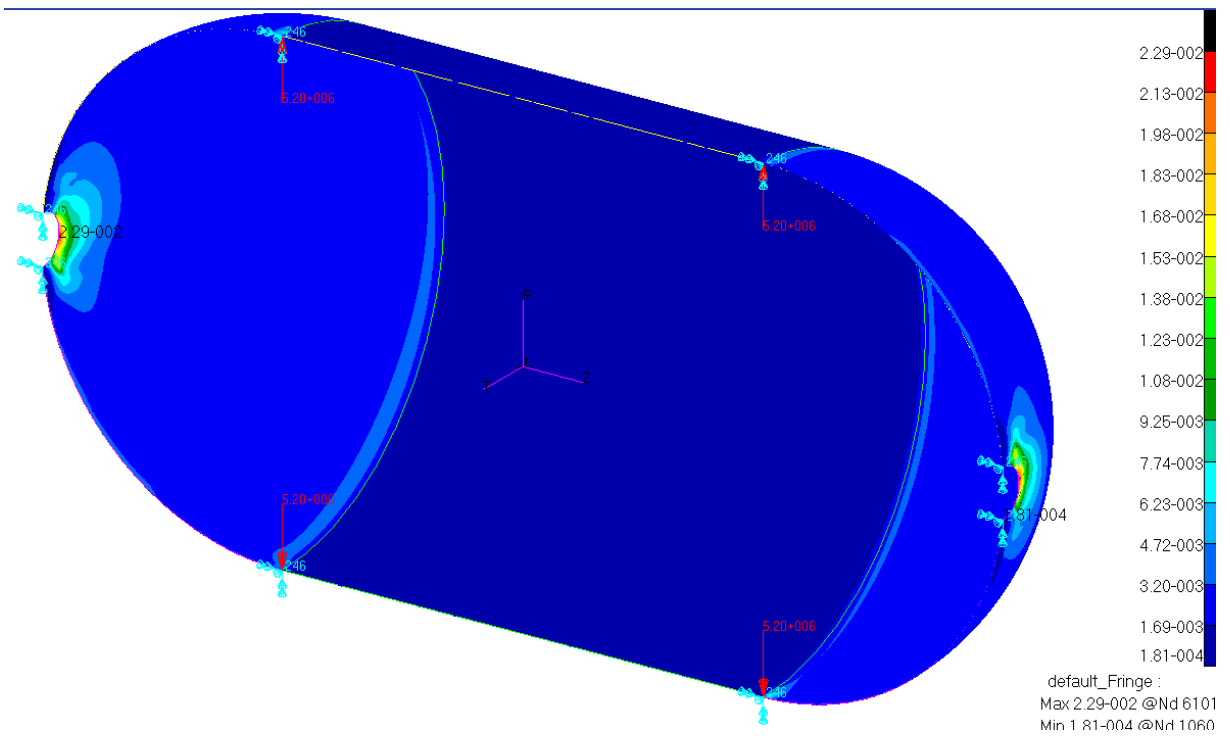


図 2-2 ひずみ分布

開口部周辺で 1.0 %以上と許容ひずみ 0.4 %を超えている．今後の対策課題とする．

3. 推進剤のマネジメントについて

3-1. スロッシングに関する検討

3-1-1. 検討概要

本機体に使用されるタンクの長さは約 700 mm と予想されている。その結果、加速度が加わることによるスロッシングなどの推進剤揺動は、機体重心位置の変化、ガス巻き込みなどを引き起こすことが懸念されている。そのため、飛行時にかかる加速度の影響を軽減する機構が求められる。今回は、スロッシングの CFD 解析とガス巻き込みに関する報告を行なう。

今回のスロッシング解析には、解析ソフトとして OpenFOAM を使用した。本ソフトを使用した目的としては、ライセンスフリーであるため解析コストの低減に寄与することである。また、界面追跡法として Volume of Fluid (VOF) を利用した。また、ANSYS 社 Fluent を用いた解析も実施し、OpenFOAM による解析結果との比較を行なった。なお、ANSYS 社 ICEMCFD と VAINAS pointwise を使用し解析メッシュ作成を行なった。[3,4]

3-1-2. 解析結果の比較

本項では、OpenFOAM を用いた解析結果と Fluent による解析結果との比較・検証を行なった。解析諸元を表 3-1 に記す[5]。

表 3-1 解析諸元

タンク全長	700mm
タンク直径	200mm
液体 粘度	$1.0 \times 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$
密度	$1.0 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$
空気 粘度	$1.48 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$
密度	1.0 kg/m^3
重量加速度	9.8 m/s^2
液体積	0.015 m^3
解析時間	10sec

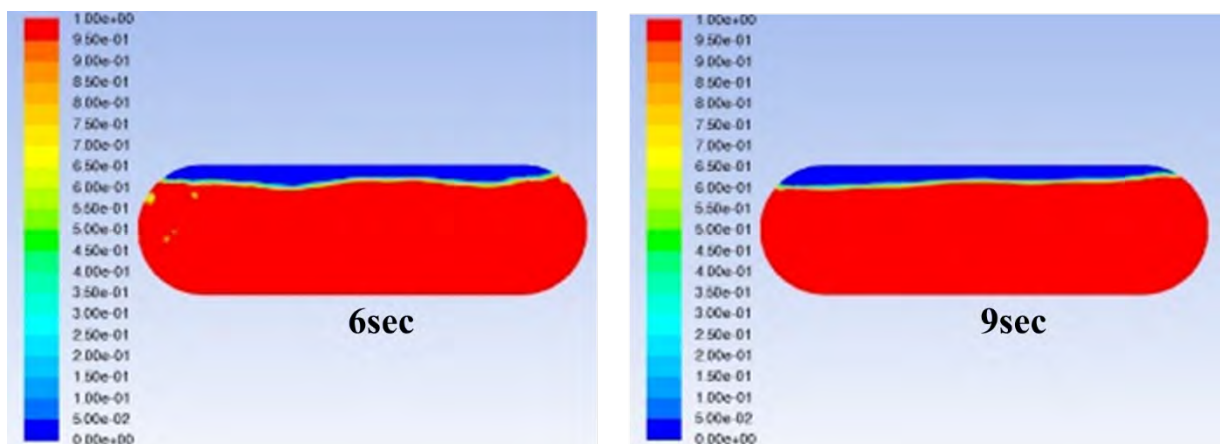


図 3-1 Fluent 解析画像

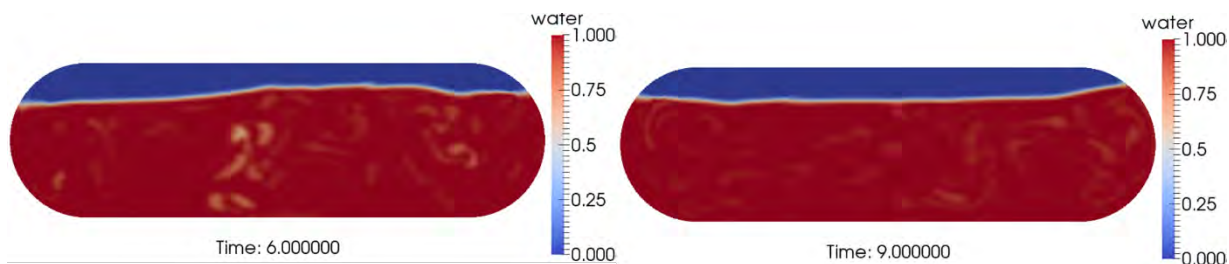


図 3-2 OpenFOAM 解析画像

図 3-1 と図 3-2 の解析結果より Fluent と OpenFOAM の結果を比較し考察する．まず 2 つの解析結果画像から右端の波の高さが最大となる秒数を 2 点測り，周期を算出した．周期を算出した範囲は波の動きが安定している 6～9 s 間とした．その結果を以下の表 3-2 に示す．

表 3-2 Fluent 解析と OpenFOAM 解析における周期

	液の高さが最大の時の時間①[s]	液の高さが最大の時の時間②[s]	周期
Fluent	6.87	8.03	1.16
OpenFOAM	6.85	8.10	1.25

表より，Fluent と OpenFOAM で周期に 0.9 の違いがあった．これは Fluent と OpenFOAM の界面の追跡方法の違い等が原因であると考えられる．

また，上記の解析を行なった円筒タンクに近い長さ 700mm，高さ 200mm の長方形モデルにおけるスロッシング周期の理論値は 1.19 sec となった．この数値は，表 3-2 の OpenFOAM と Fluent の周期と近い値になっており，本数値解析結果は妥当と言える．このことよりスロッシング解析技術を習得したと考える．

3-2. ガス巻き込みに関する検討

今回の推進剤供給システムでは，残液を 3% 以下にすることが求められる．そのため，残液を減らすような液供給方法を提案し，縮小モデルタンクを作成し実験を行なった結果を報告する．

今回の実験で使用した鏡板部が板となっている縮小モデルタンクの諸元を表 3-3 に示し，実験条件を表 3-4，タンク縮小モデルを図 3-3 に示し，タンク内残液の結果を図 3-4 に記す．

表 3-3 タンク諸元

	実機モデル	縮小モデル
円筒部長さ	500mm	200mm
直径	203mm	100mm
配管内径	18.4mm	10.7mm

表 3-4 実験条件

使用液体	水
初期液量の充填率	50%
加圧ガス	窒素
加圧圧力	0.05MPaG
下流流量	15L/min

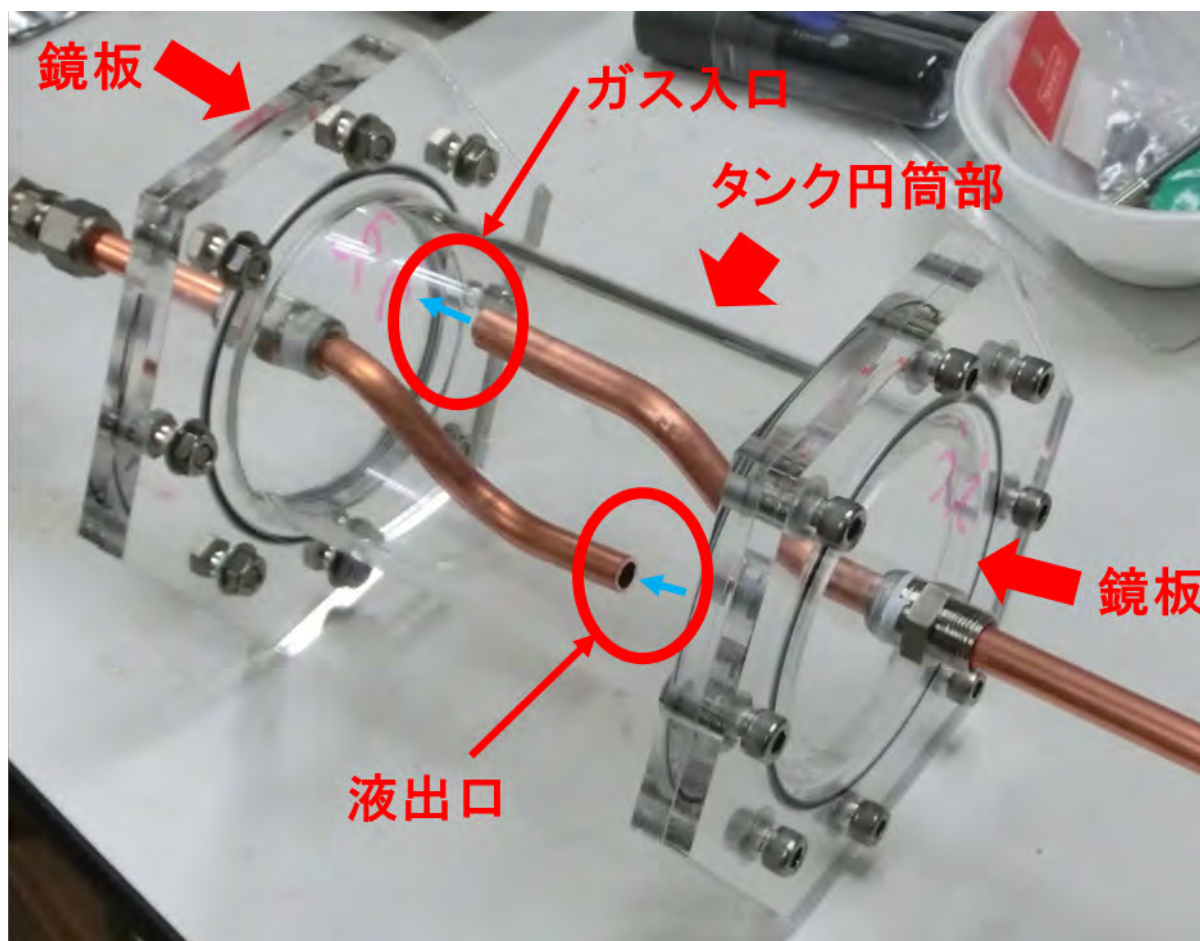


図 3-3 縮小モデルタンク

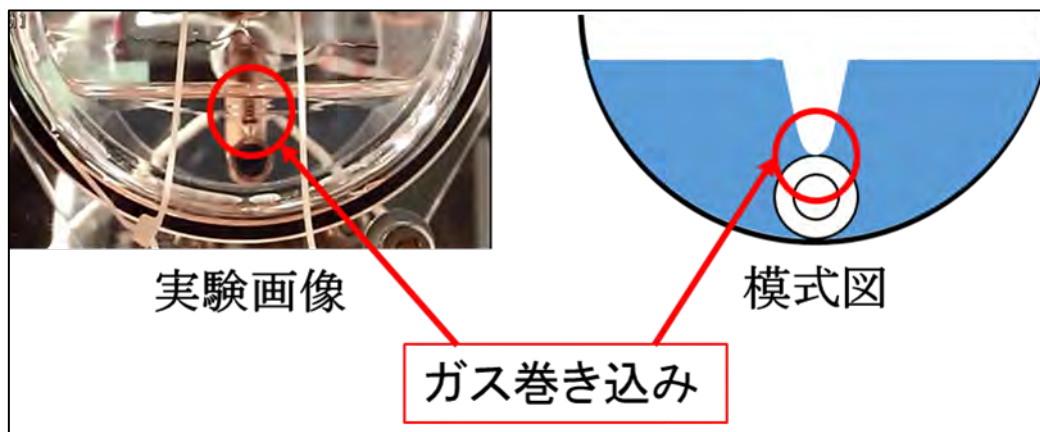


図 3-4 ガス巻き込み画像

図 3-4 よりガス巻き込み時において、画像から得られた液面高さの計測値からタンク体積に対し、約 17 %の残液を確認した。今後更なる改善が求められる。

4. まとめ

タンク構造については、構造設計・構造解析を実施し、口金周辺部で設計指針を超えているため今後更なる検討を行なう。

推進剤のマネジメントについては、スロッシング解析を実施し、解析技術を習得した。さらには、ガス巻き込みに関する実験を行ない、今後への課題を確認した。

参考文献

- [1]吉村彰記, 小笠原俊夫, 末益博志, 液体窒素浸漬試験による複合材料極低温推進剤タンクの熱応力軽減設計の検討, 2013.
- [2] JAXA, 宇宙用高圧ガス機器技術基準, 2009, pp42-43.
- [3] OpenFOAM Foundation Ltd, OpenFOAM The Open Source CFD Toolbox User Guide, 2014.
- [4] ANSYS, Inc, ANSYS FLUENT 12.1 チュートリアルガイド, 2010.
- [5]佐藤大樹, オオワシII 向け液体タンク内スロッシング特性予測技術に関する研究, 室蘭工業大学平成 26 年度卒業研究論文.

第2世代小型超音速飛行実験機の空力特性評価

○鈴木 祥弘(航空宇宙システム工学専攻 博士前期 2年)

及川 隼人(航空宇宙システム工学コース 4年)

溝端 一秀(航空宇宙システム工学ユニット 准教授)

1. はじめに

第二世代超音速実験機(オオワシ2号機, M2011 空力形状, Fig. 1)の亜音速から超音速の範囲の縦ならびに外翼エルロン, 翼面スポイラー, およびラダー操舵の空力について, これまで風試によって概ね良好な特性が確認されている(Figs. 2-3) [1, 2]. 一方, その他の操舵および横の空力は十分には評価できていない. 特に, オオワシのような上反角効果の大きな機体形状では亜音速・大迎角条件においてロール性能が損なわれる可能性があり, 詳細な評価と改善策の適用が必要である. また, オオワシ2号機の推力余裕はマッハ1.4付近でボトルネックを形成しており(Fig. 4), 遷音速域で全機抗力を約8.0%低減する必要がある. そこで本研究では, オオワシ2号機の空力に関する以上の課題を克服することを狙って, 以下の三点の詳細な評価・検証を目的とする: (1) エレボン, 内翼フラップ, 等の操舵による空力特性, (2) ラダー操舵の併用による横制御発散係数(Lateral control departure parameter: LCDP)の改善効果, (3) 遷音速エアリアルールに則った機体形状修正による遷音速域での造波抗力低減効果.

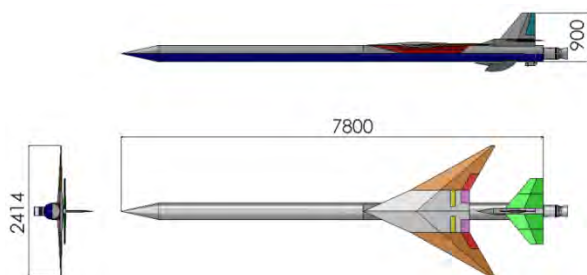


Fig. 1. The overview of the configuration M2011.

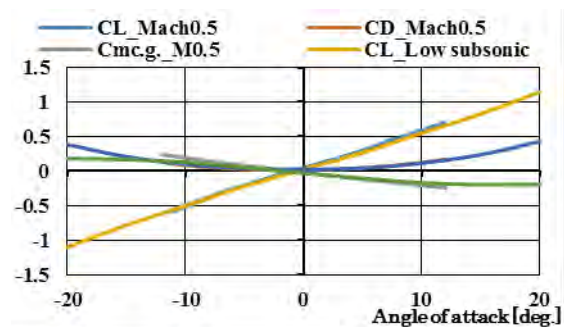


Fig. 2. Longitudinal aerodynamics of the configuration M2011.

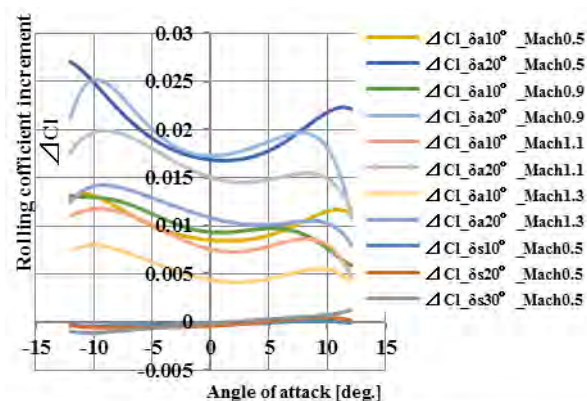


Fig. 3. Lateral control-surface characteristics of the configuration M2011.

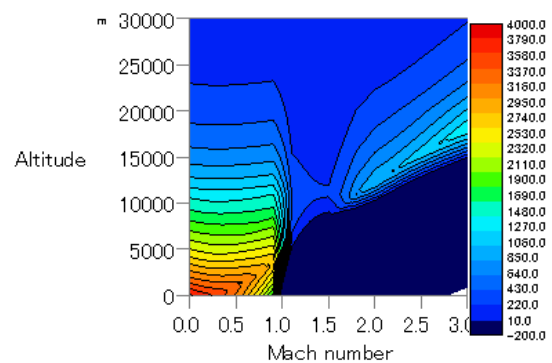


Fig. 4. Thrust margin of the configuration M2011 with an ATR-GG engine for various altitude and Mach number.

2. 横制御発散係数 (Lateral control departure parameter : LCDP)

オオワシのように大きな後退角および高翼形態を有する機体は上反角効果が大きく ($C_{l\beta} < 0$), 離着陸時等の大迎角条件においてアドバース・ヨー ($C_{n\delta_a} < 0$) 及び風見不安定 ($C_{n\beta} < 0$) と相俟って, 横制御不安定(Lateral control departure)に陥る危険性がある. その発生可能性は次の LCDP と呼ばれるパラメータを用いて評価できる:

$$\text{LCDP} = C_{n\beta} - \frac{C_{n\delta_a} + kC_{n\delta_r}}{C_{l\delta_a} + kC_{l\delta_r}} C_{l\beta} \quad (1)$$

ここで, k はエルロン舵角に対するラダー舵角の倍率であり, ラダーゲインと呼ばれる. ラダー操舵を伴わない場合, 式 (1) は AADP (Aileron alone departure parameter) と呼ばれる. AADP, LCDP が負になると機体全体としてエルロンの効きは逆転し, 操舵方向とは逆にロールする (ロール・リバーサル, Roll reversal). 式 (1) よりこの現象はラダー操舵によって抑制ないしは緩和され得る.

オオワシには水平尾翼を左右逆位相で操舵することによってロール制御を補助するエレボンの搭載が計画されている. そこで本研究では LCDP を以下のように拡張する.

$$\text{LCDP} = C_{n\beta} - \frac{C_{n\delta_a} + k_e C_{n\delta_{elevation}} + kC_{n\delta_r}}{C_{l\delta_a} + k_e C_{l\delta_{elevation}} + kC_{l\delta_r}} C_{l\beta} \quad (2)$$

ここで k_e はエルロン舵角に対するエレボン舵角の倍率であり, エレボンゲインと呼ぶ. エレボン操舵によるアドバース・ヨー効果により LCDP の悪化が懸念されるため, 詳細な評価と検証が必要である.

3. 遷音速エアリアルール

遷音速エアリアルールは 1952 年に R. T. Whitcomb によって提唱された遷音速域での抗力低減手法である. これによれば, 機軸上の任意点を起源とするマッハ円錐で機体を切断した時の断面積分布が, 機首から起源点までの距離 x を用いて次の Sears-Haack 曲線

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

に一致すると造波抗力が最小となる. M2011 空力形状の M1.1 での断面積分布と, これに対応する Sears-Haack 曲線を Fig.5 (a) に示す. 本研究では, このエアリアルールに則り, 種々のマッハ数において理想形状に近づけるよう, 以下のように機体形状を修正する (Fig.5 (b)).

- ① ノーズを鋭く尖らせる (AR-ノーズ C)
- ② 主翼・尾翼に挟まれた胴体後部に凸部を設ける (バルジ)
- ③ 主・尾翼を機軸前方にずらす (翼面前方移動)
- ④ 主翼と胴体を滑らかに繋ぐ (翼胴フィレット)

①~③は断面積分布を Sears-Haack 曲線に近づけることを目的とする. ④は, 翼胴接合部でのコーナーフローを整えることによって干渉抗力を低減する狙いがある.

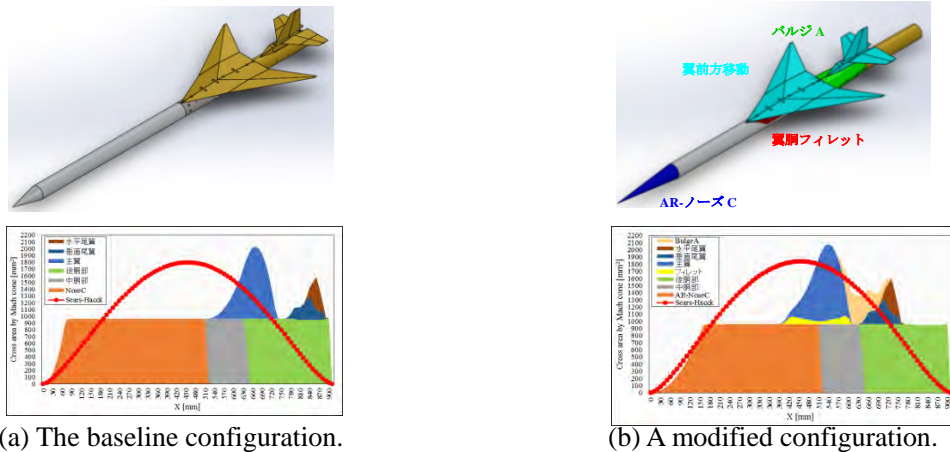


Fig. 5. Modification of aerodynamic configuration for M2011.

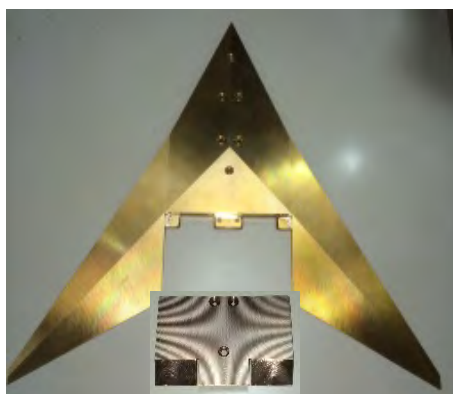
4. 風洞試験

4-1. 風洞試験装置

JAXA/ISAS の吹出し式超音速・遷音速風洞および大阪府立大の回流式亜音速風洞を用いる。通風条件は、超音速風洞でマッハ数 1.5~2.0, ピッチ角範囲 $\pm 12^\circ$, 遷音速風洞でマッハ数 0.5~1.3, ピッチ角範囲 $\pm 12^\circ$, 亜音速風洞で流速約 30 m/sec, ピッチ角範囲 $\pm 20^\circ$ ないしは $\pm 30^\circ$ である。空力測定には 6 分力内挿天秤を用いる。各モーメント係数の回転中心は平均空力翼弦の 25% 位置とする。

4-2. 風洞試験模型

風試模型は文献[1, 2] 等で用いられているものを引き続き使用する。模型の縮小比はオオワシ 2 号機に対して 7/60 である。さらに、本研究では内翼フラップ操舵に対応する模型パーツを新たに製作した (Fig.6. (a))。内翼フラップは主翼パーツと舵面パーツに分割されており、舵面パーツを交換することによって種々のフラップ舵角を実現できる。当面その舵角は 30° に設定している。また、遷音速エアリアルールに則った機体形状修正のための模型パーツを製作した (Fig.6. (b))。



(a) The main wing part with an inboard flap part.



(c) Area rule modification parts.

Fig. 6. Wind tunnel test model.

5. 試験結果と考察

5-1. 遷音速域でのエレボン性能

種々のマッハ数におけるエレボン舵角が機体に及ぼすローリングモーメントと迎角の関係を Fig. 7 に示す。舵角 10 deg. あたり約 0.01 の C_l 増分を得られていることが確認できる。この性能

は参考文献[1, 2]で報告されているオオワシ 2 号機 (M2011 空力形状) のエルロン性能と概ね同等である。従ってエレボンによるロール制御の補助は有効であると判定できる。

5-2. 遷音速域での内翼フラップ性能

M0.5 におけるフラップ操舵が機体に及ぼす揚力と迎角の関係を Fig. 8 に示す。比較のため、文献[1]で報告済みの外翼フラップロンによる揚力係数増分も同時に描画している。迎角の全域においておよそ 0.01 の揚力係数増分が確認できる。またその線形性も崩れていないことから、高揚力装置として正常に機能していることが判る。

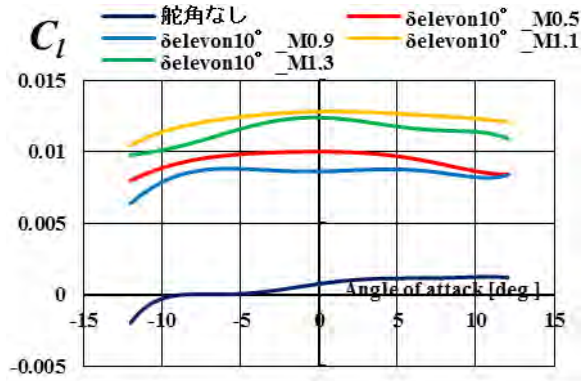


Fig. 7. Angle of Attack vs. C_l with elevon deflection for transonic region.

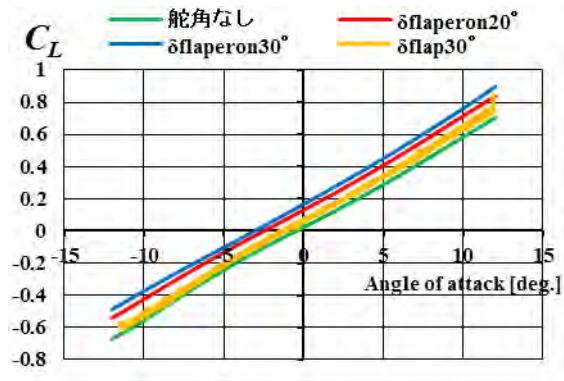


Fig. 8. Angle of Attack vs. C_L with inboard-flap deflection for M0.5.

5-3. 横制御発散現象と抑制

オオワシがロール・リバーサルに陥る原因は主に以下の 2 点にあると考えられる。そこで、各空力微係数を推算しロール・リバーサルの発生可能性を評価・検証する。

5-3-1. 風見安定の悪化

垂直尾翼の存在によって風見安定にある機体には、横滑り角 β が正の場合に正（時計回り）の復元ヨーイングモーメントがはたらく。ゆえに風見安定の条件は次式で表される：

$$\text{Directional stability : } C_{n_\beta} = \frac{\partial C_n}{\partial \beta} > 0 \quad (4)$$

M2011 形状のヨーイングモーメント係数の迎角および横滑り角依存性を Fig. 9 に示す。 α 、 β が共に小さい範囲で C_n は β に対して右上がりの傾向を示しており、風見安定を実現できている。一方 α または β あるいはその両方が $\pm 10 \text{ deg.}$ を超えると風見安定を喪失することが確認できる。

(1) 5-3-2. アドバースヨー効果の増大

エルロンないしはエレボンによる横操舵によって左右翼面の誘導抗力に差が生じ、ロール方向と逆の方向に機首を向けようとするアドバース・ヨー (Adverse yaw) モーメントがはたらく。これは次式で表される：

$$\text{Adverse yaw : } C_{n_{\delta_a}} = \frac{\partial C_n}{\partial \delta_a} < 0 \quad (5)$$

M2011 形状のヨーイングモーメント係数の $\alpha = 0$ における舵角依存性を Fig. 10 に示す。エルロン操舵によって正常なヨーイングモーメントが生じ、エレボン操舵によってアドバース・ヨーが生ずることが判る。また、エルロンとエレボンを同時操舵する場合、それらの舵角を同じにすると、総体としてアドバース・ヨー側になることが判る。

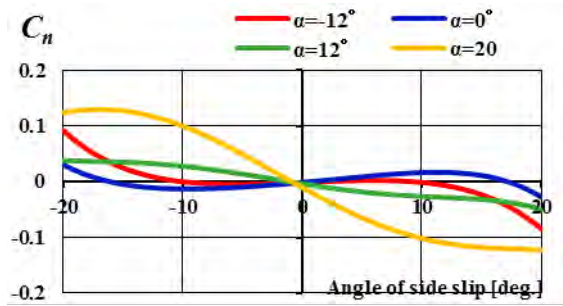


Fig. 9. Directional stability of M2011 at subsonic.

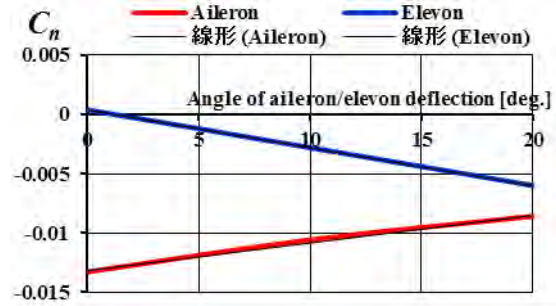


Fig. 10. Yawing moment caused by aileron/elevon deflections for M2011 at subsonic.

5-4. LCDP の推算

以上の空力微係数を用いて LCDP を推算する。 $\beta = 0$ の場合の LCDP の迎角依存性を Fig.11 に示す。ロール・リバーサルが生ずる迎角は、エルロン単独操舵の場合約 7 deg. であり、ラダー操舵の併用により 12 deg. まで改善されることが判る。さらなるエレボン併用によって 8 deg. 程度まで減少しており、エレボンによるアドバース・ヨーによってラダーの寄与が相殺されると言える。

5-5. 遷音速エアリアルールに則った抗力低減の試み

上述のエリアルール適用形状について、M0.8~1.2 の風試による寄生抗力値を Fig.12 に示す。各形状において抗力低減効果が確認できる。特に AR-ノーズ C 形状は、このマッハ数範囲の全域で抗力低減に効果的である。翼面前方移動は、マッハ 1.08 以上の遷音速域で効果的である。抗力低減効果最大の組み合わせは、AR-ノーズ C、翼面前方移動、及びバルジ B であり、M1.16 において 21.6% の抗力低減が可能である。

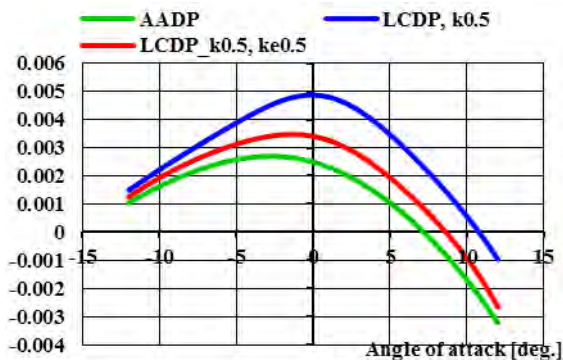


Fig. 11. Estimated LCDP for M2011 at subsonic.

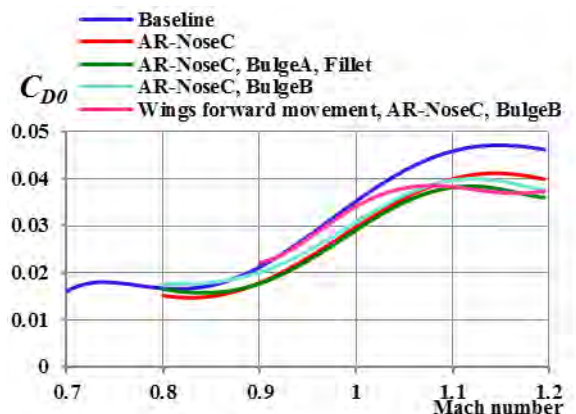


Fig. 12. Wave drag reduction by aerodynamic configuration modification on the basis of the transonic area rule.

6. まとめ

室蘭工大小型超音速飛行実験機（オオワシ 2 号機）の操舵空力、ロール制御性、及び遷音速抗力の課題を克服することを狙って、風洞試験に基づく空力評価を実施した。その結果は以下の通りである。

1. 大迎角条件におけるロール・リバーサルの発生可能性とラダー操舵による抑制効果が判明した。

2. エレボン操舵はアドバース・ヨー効果が大きく、大迎角条件においてロール・リバーサルを助長する。
3. エリアルール準拋形状により、 $M1.1\sim 1.2$ で約 20 % の抗力低減が可能である。

参考文献

- [1] Kazuhide MIZOBATA, Ryojiro MINATO, Ken HIGUCHI, Masazumi UEBA, Syohei TAKAGI, Daisuke NAKATA, Kazuyuki HIGASHINO and Nobuhiro TANATSUGU, “Development of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle as a Flying Test Bed for Future Space Transportation Research,” Transactions of JSASS, Aerospace Technology Japan, Vol. 12, No. ists29, pp. Po_3_1-Po_3_10, 2014.
- [2] 鈴木祥弘, 上村隆太, 溝端一秀, “第二世代小型超音速飛行実験機の操舵空力”, 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書 2013, pp.5-9, 2014 年 8 月.

第2世代小型超音速飛行実験機のロール運動による空力の計測

○石上 幸哉(航空宇宙システム工学コース 4年)

溝端 一秀(航空宇宙システム工学ユニット 准教授)

1. はじめに

オオワシの飛行性能予測のための6自由度飛行解析[1]や自律的姿勢制御系の設計のためには、姿勢変化速度(角速度)による空力特性、すなわち動的な空力特性のデータを必要とする。オオワシのクランクトアロー主翼の周囲の流れは大規模渦構造を持つことから、翼素特性を翼幅方向に積算する従来の理論解析では不十分である。そこで本研究では、M2011空力形状の動的な空力特性を風洞試験によって明らかにすることを目的とする。

2. 理論と手法

機体に角速度 p [rad/sec] のロール運動を与えると、空気力によるローリングモーメント係数 C_l 、ヨーイングモーメント係数 C_n 、および主に垂直尾翼の迎角変化による横力係数 C_y が機体に生じる。それぞれの空力微係数を C_{lp} 、 C_{np} 、 C_{yp} とする[2]と C_l 、 C_n 、 C_y は式(1)~(3)で表される。

$$C_{l_{measured}} + \delta_1 = C_{lp} \hat{p} \quad \dots (1)$$

$$C_{n_{measured}} + \delta_2 = C_{np} \hat{p} \quad \dots (2)$$

$$C_{y_{measured}} + \delta_3 = C_{yp} \hat{p} \quad \dots (3)$$

δ_1 、 δ_2 、 δ_3 はロール運動以外により生ずる空気力およびモーメントの係数である。また \hat{p} は無次元化した角速度であり、角速度 p 、翼幅 b [m] および機体 X 軸速度 U_0 [m/sec] を用いて以下の式で与えられる。

$$\hat{p} = p \cdot \frac{b}{2U_0} \quad \dots (4)$$

上記の3つの空力微係数の発生メカニズムは以下の通りである。機体に右ロール運動を与えた際に左右翼に生じる流速ベクトルは Fig. 2.1 のようになり、右翼に $+\Delta\alpha$ 、左翼に $-\Delta\alpha$ の迎角変化が生じ、左右翼の揚力は右翼 > 左翼となるため、ロール運動を減衰するモーメントが発生する。これを表す微係数が C_{lp} である。また Fig. 2.1 より、右翼の揚力方向は前傾し、左翼の揚力方向は後傾するため、ロール方向とは逆の方向にヨーイングモーメントが発生し、これを表すのが C_{np} である。主翼同様に垂直尾翼も $\Delta\alpha$ の迎角が生ずるため、垂直尾翼による横力も発生し、これを表すのが C_{yp} である。以上のメカニズムからこれら3つの微係数はいずれも通常負である。ここで翼素特性を翼幅方向に積算する理論解析を用いて空力微係数 C_{lp} 、 C_{np} 、 C_{yp} を推算する。 C_{lp} 、 C_{np} は主翼のみにより、 C_{yp} は垂直尾翼のみによるものと仮定する。ただし C_{yp} は一般には微小であり、ゼロと近似する。これら理論解析値を Table 2.1 に示す。

風洞試験では機体ロール軸上に設けられたステッピングモータによって模型を所定の角速度 p で往復回転させ、六分力内装天秤を用いてローリングモーメント L 、ヨーイングモーメント N 、および横力 F_y を計測する。この計測値を用いて縦軸に各係数 C_l 、 C_n 、 C_y 、横軸に \hat{p} を採ってグラフを描き、その傾きから各空力微係数を推算する。

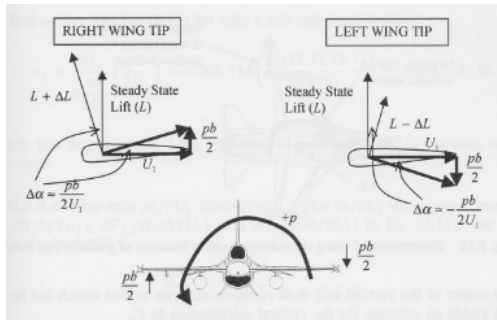


Fig. 2.1. Lift vector tilting because of roll rate[3].

ピッチ角・ヨー角を準静的に変えることのできる赤道儀に，ステッピングモータによるロール駆動装置を付加し，Fig. 2.2 の計測装置を構成した．風洞としては，大阪府立大学の回流式亜音速風洞を用いる．風試模型は M2011 Nose-C 形状であり，各舵面の舵角はゼロとする．迎角 α は $0^\circ, +5^\circ, +10^\circ$ の3通り，横滑り角 β は 0° で固定する．さらに各迎角においてロール駆動周波数を100 Hz, 200 Hz, 400 Hz, 600 Hz, 800 Hz と変化させる．回流式亜音速風洞の流速は約30 m/sec である．ロール駆動周波数[Hz]を角速度 p [rad/sec]および無次元化角速度 \hat{p} へ換算した値をTable 2.2に示す．

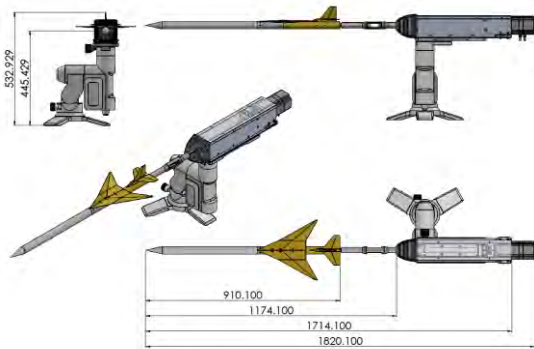


Fig. 2.2. Three-view drawing of measurement system of dynamic characterization.

Table 2.1. Stability derivatives from theoretical analysis.

Coefficient name	Value
C_{lp}	-0.2188
C_{np}	0.0117
C_{yp}	0

Table 2.2. Conversion table between [Hz], [rad/sec], and \hat{p} .

[Hz]	[rad/sec]	\hat{p}		
		$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$
100	1.26	0.0059	0.0059	0.0060
200	2.51	0.0118	0.0118	0.0120
400	5.03	0.0236	0.0237	0.0240
600	7.54	0.0354	0.0355	0.0359
800	10.06	0.0472	0.0474	0.0479

3. 風試結果と考察

縦軸に風試より得られた各モーメントおよび力の係数を，横軸に無次元角速度 \hat{p} を採ったグラフをFig. 3.1～Fig. 3.3に示す．また，理論解析および風試によって求められた微係数をTable 3.2に示す．

3-1. C_{lp}

Fig. 3.1より，ローリングモーメント係数と無次元角速度の関係は概ね線形性を示している．また，グラフの傾きが空力微係数（減衰係数） C_{lp} を示している．いずれの迎角のときも傾きが負，つまり $C_{lp} < 0$ であり，ロールダンピングが生じている．迎角が大きくなるにつれてロールダンピングが大きくなることが分かる．

3-2. C_{np}

Fig. 3.2 はヨーイングモーメント係数と無次元角速度の関係を示している。またグラフの傾きが空力微係数（減衰係数） C_{np} を表している。 $\alpha = 0^\circ$ のときは $C_{np} > 0$ であるが、 $\alpha = +5^\circ, +10^\circ$ のときは $C_{np} < 0$ となっている。また、迎角を与えると $\hat{p}=0.024$ （駆動周波数 400 Hz）付近で極大となる。その原因としては、クランクトアロー主翼特有の Vortex Breakdown が生じたことが考えられる。これは、迎角を大きくしてゆくときに前縁剥離渦が後縁から崩壊する現象であり、ローリングによる迎角変化 $\Delta\alpha$ によって片翼だけ Vortex Breakdown が生じたことによって急激なヨーイングモーメント変化が生じたと推定される。

3-3. C_{yp}

Fig. 3.3 は横力係数と無次元角速度の関係を示している。また、グラフの傾きが空力微係数（減衰係数） C_{yp} を表している。一般的に C_{yp} は微小ながらも負をとるとされているが、今回の実験データは有意に大きな負の値となっている。

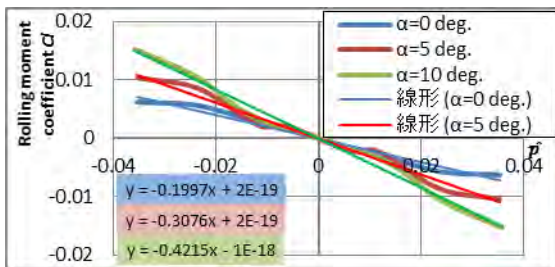


Fig. 3.1. C_l vs. \hat{p} .

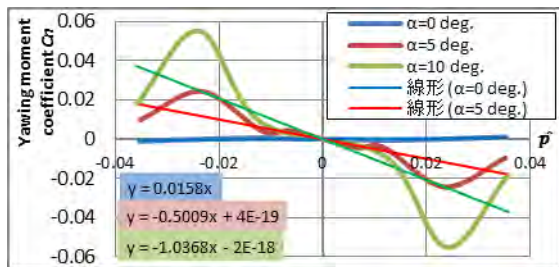


Fig. 3.2. C_n vs. \hat{p} .

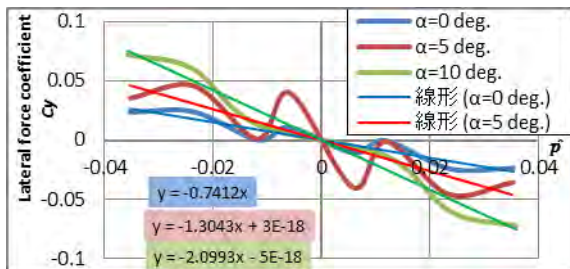


Fig. 3.3. C_y vs. \hat{p} .

Table 3.2. Stability derivatives from theoretical analysis and wind tunnel test at $\alpha = 0^\circ$.

derivative	theoretical	experimental
C_{lp}	-0.2188	-0.1997
C_{np}	0.0117	0.0158
C_{yp}	0	-0.7412

4. まとめ

小型超音速実験機の空力形状 M2011 について、ロール運動を与えた場合の空力特性を風洞試験によって評価した。その結果は以下の通りである。

- (1) C_{lp}, C_{np} については風試結果は理論解析と概ね一致するが、 C_{yp} については大きく異なる。
- (2) ロールレートの広い範囲で見ると迎角が大きいほどダンピングの効果が大きくなる。
- (3) 迎角を取った状態で機体をロールさせると何らかの現象で急なヨーイングモーメントが生じる可能性がある。

C_{yp} については種々の文献で微小とされているのに対し、今回の計測値は比較的大きい。これについては再現性を確認しつつ、風試の手法を慎重に検討していく必要がある。(3)の現象は理論解析では評価できない現象であり、風試によって明らかになったものである。今回は迎角 $0^\circ, +5^\circ, +10^\circ$ の3通りのみの風試であったので、今後は迎角範囲を拡大させて(3)の現象を詳細に調べる予定で

ある。さらに流体力学的な現象の解明のためには、動的な流れの可視化も必要である。また今回、ロール駆動装置と天秤計測回路が相互に電磁干渉した。今後の風試では電磁遮蔽やノイズ対策が必要である。

参考文献

- [1] 近藤賢，溝端一秀，「小型超音速飛行実験機の飛行性能の予測」，室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書 2013，pp.14-18，2014.
- [2] 加藤寛一郎，大屋昭男，柄沢研治，「航空機力学入門」，東京大学出版会，2009.
- [3] Thomas R. Yechout, Steven L. Morris, David E. Bossert, Wayne F. Hallgren. “INTRODUCTION TO AIRCRAFT FLIGHT MECHANICS,” American Institute of Aeronautics and Astronautics, p.270, 2003.

第2世代小型超音速飛行実験機のCFDによる空力予測

○三浦 壮晃(航空宇宙システム工学コース 4年)

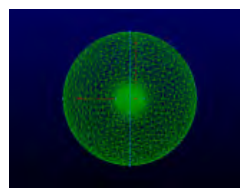
溝端 一秀(航空宇宙システム工学ユニット 准教授)

1. はじめに

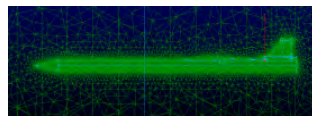
風試では、機体全体にはたらく空気力・空力モーメントが容易に計測されるが、周囲の流れ場の構造やメカニズム、機体表面の圧力分布、舵面等にはたらく局所的な力、等を計測することは非常な労力を要する。さらに、壁の存在や流れの乱れによる影響も免れられない。これを補完する手法としては、流れ場の数値シミュレーション、すなわち CFD (Computational Fluid Dynamic) 解析が有用である。そこで、本研究では、第二世代オオワシの M2011 空力形状について、CFD 解析手法を整備し、風試の補完として空力特性を評価する。

2. 手法

機体形状としては M2011 Nose C 風試模型の半裁形状とする。その寸法は全長 910 mm、半翼幅 141 mm である。迎角を複合的に設定できるように計算領域は直径 10 m の半球状とする。計算格子としては非構造格子を Pointwise で生成する。生成した格子を Fig. 1 に示す。機体は、外部圧縮性流れの半球状流体領域の中央に配置される。解析コードとして FLUENT を使用する。迎角は計算領域の流入境界条件として与える。主要な解析条件を Table 1 に示す。



(a) Overview



(b) Zoomed view

Table 1. CFD analysis conditions.

Variant	Condition
Solver Type	Pressure-Based
Turbulence model	Spalart-Allmaras
Cell number	5734449
Fluid	Air/Ideal-gas
Viscosity model	Sutherland
Mach number	0.3, 0.9, 1.3

Fig. 1. The mesh generated for M2011 configuration.

ここで Spalart-Allmaras 乱流モデルは次式で表される。

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \tilde{\nu}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \tilde{\nu} u_i) = G_{\tilde{\nu}} + \frac{1}{\sigma_{\tilde{\nu}}} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2} \rho \left(\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_{\tilde{\nu}} + S_{\tilde{\nu}} \quad \dots(4)$$

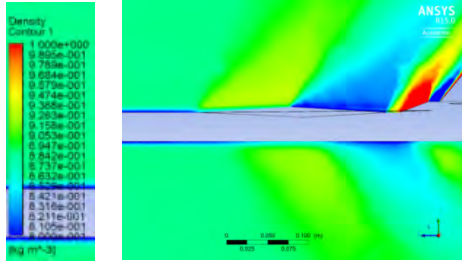
ただし、 ρ : 密度、 $\tilde{\nu}$: Spalart - Allmaras モデルにおいて輸送される量、 u_i : 平均速度成分と変動速度成分の和、 $G_{\tilde{\nu}}$: 乱流粘性の生成項、 $\sigma_{\tilde{\nu}}$ 、 C_{b2} : 定数、 μ : 粘性係数、 $Y_{\tilde{\nu}}$: 壁近傍で起こる乱流粘性の散逸、 $S_{\tilde{\nu}}$: ユーザ一定義の生成項である。また、Sutherland の粘性モデルは次式で表される。

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{3/2} \frac{T_0 + S}{T + S} \quad \dots(5)$$

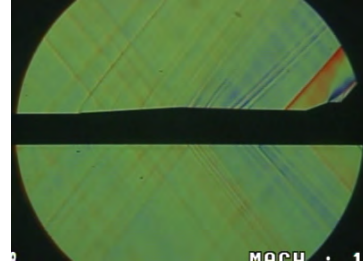
ただし、 μ : 粘度[kg/m-s]、 T : 静温度[K]、 μ_0 : 基準粘度値[kg/m-s]、 T_0 : 基準温度[K]、 S : 有効温度[K]であり、 $\mu_0 = 1.716 \times 10^{-5}$ [kg/m-s]、 $T_0 = 273.11$ [K]および $S = 110.56$ [K] である。

3. 結果と考察

Fig. 2 (a) は CFD 解析によるマッハ 1.3 の計算領域対称面上の密度分布であり, (b) は同マッハ数の風試によるシュリーレン画像である. この 2 つの図で, 圧縮波および膨張波のパターンはおおむね良く一致している.



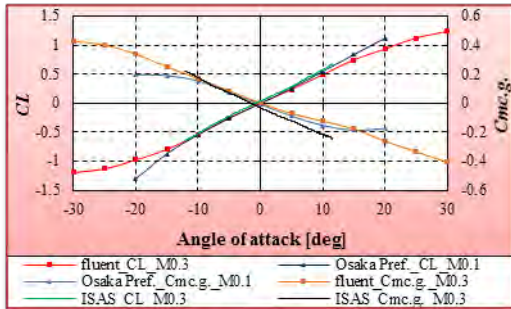
(a) CFD results for density distribution.



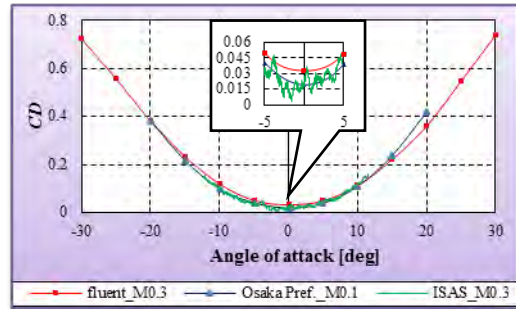
(b) Schlieren photography in JAXA/ISAS.

Fig. 2. Comparison of CFD and windtunnel test results.

CFD 解析から求められた縦の空力係数を Figs. 3 ~ 5 に示す. 流れマッハ数は順に 0.3, 0.9, 1.3 である. JAXA/ISAS および阪府大での風試結果を比較対象として記載している. CFD 解析による揚力係数は風試結果とおおむね良く一致している. マッハ 1.3 において迎角 20° 以上になると揚力傾斜が減少しているが, このような大迎角条件の風試データは無いため, その正否は不明である. CFD 解析による寄生抗力係数は一貫して風試結果より 0.02 程度大きくなっており, 粘性モデルを調整する必要があると考えられる. すべてのマッハ数で CFD 解析によるピッチングモーメント係数は迎角 $\pm 20^\circ$ の範囲で良好な線形性を示している. マッハ 0.9 および 1.3 において迎角 -20° 以下および 20° 以上でピッチングモーメント係数の傾斜が緩やかになっている.

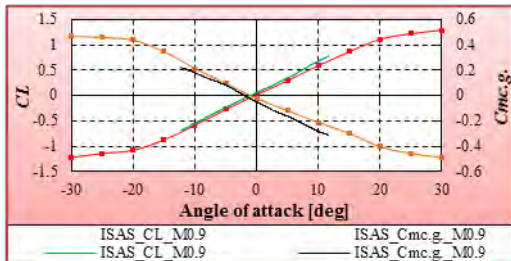


(a) Lift and pitching moment coefficients.

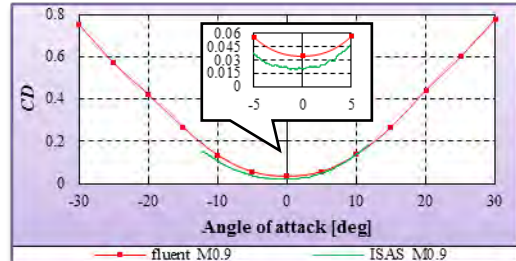


(b) Drag coefficients.

Fig. 3. Comparison of CFD and windtunnel test results about longitudinal aerodynamics at Mach 0.3.

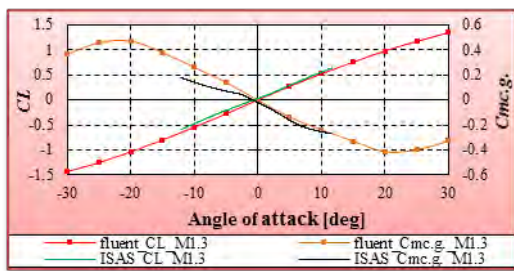


(a) Lift and pitching moment coefficients.

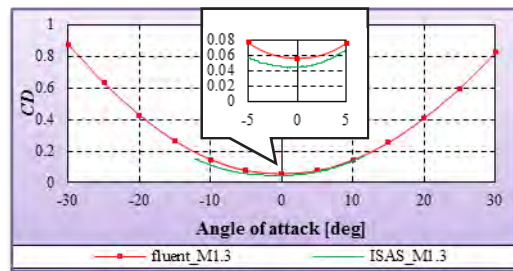


(b) Drag coefficients.

Fig. 4. Comparison of CFD and windtunnel test results about longitudinal aerodynamics at Mach 0.9.



(a) Lift and pitching moment coefficients.



(b) Drag coefficients.

Fig. 5. Comparison of CFD and windtunnel test results about longitudinal aerodynamics at Mach 1.3.

4. まとめ

小型超音速実験機の空力形状 M2011Nose-C の半裁形状について CFD 解析を実施し、縦の空力係数を推算した。その結果を風試データと比較・検証したところ、以下のことが判明した。

- (1) CFD 解析による密度分布は風試のシュリーレンパターンとおおむね一致した。
- (2) 推算された揚力係数およびピッチングモーメント係数は風試結果とおおむね良く一致した。
- (3) 抗力については、寄生抗力係数を過大評価する傾向が見られ、粘性モデルの調整が必要である。

参考文献

- [1] 鈴木祥弘, 上村隆太, 溝端一秀, 「第二世代小型超音速飛行実験機の操舵空力」, 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書 2013.
- [2] 鈴木祥弘, 「室蘭工大小型超音速飛行実験機の次世代型(第二世代オオワシ)の空力特性評価」, 室蘭工業大学卒業論文(2012).

小型超音速飛行実験機の飛行性能予測

○近藤 賢（航空宇宙システム工学専攻 博士前期課程 2年）

溝端 一秀（航空宇宙システム工学ユニット 准教授）

1. はじめに

第二世代小型超音速飛行実験機の飛行試験としては、本格的な超音速飛行に先だって亜音速帰還飛行が計画されている。また、実際の飛行環境における飛行実験機の空力特性を把握するために、縮小機体を用いた予備的な飛行試験も計画されている。それらの飛行の成立性は、予め地上で十分に検討される必要がある。そこで本研究では、この飛行実験機の総合的な空力特性を風試および理論解析によって把握するとともに、得られた空力データに基づいて種々の飛行解析を行う。その結果から、種々の飛行局面での総合的な飛行性能を予測する。

2. 小型超音速飛行実験機の空力形状と飛行解析手法

2-1. 第一世代オオワシ

第一世代オオワシの空力形状 M2006prototype を Fig. 1 (a) に示す。内翼後退角 66[deg]、外翼後退角 61[deg]のクランクトアロー主翼と水平および垂直尾翼を備える。それらの翼型は 6%ダイアモンドである。翼幅は約 1.6 [m]である。推進システムとして、反転軸流ファン式ターボジェット (CRAFT) エンジンを 2 基搭載する。これまで、その亜音速実証機オオワシ 1 号機が製作され、亜音速飛行試験が実施されたが、オオワシ 1 号機は飛行試験中に喪失された。飛行試験の未実施項目を別機体で実施する必要があり、比較的小さな労力で反復して飛行試験を行うことを狙ってオオワシ 1 号機の 1/2 スケールの縮小機体が設計・製作されている。この縮小機体の各種飛行の成立性は、飛行試験に先駆けて十分検討される必要がある。さらに操縦者の操縦訓練のためのシミュレーション環境も必要である。そこで、飛行試験と同等のマンマシンインターフェースを搭載した 6 自由度飛行シミュレーション環境を整備している[1]。また、操舵ハードウェアの機械的・電気的特性を極力正確にシミュレーションに取り込むために、その特性を数学モデル化するのではなく操舵ハードウェア実物をシミュレーションシステムに取り込む Hardware-in-the-loop (HITL) 解析が有用である。そこで、複数製作された縮小機体のうち第 1 号機を用いて、実際の操舵ハードウェアを取り入れた 6 自由度 Hardware-in-the-loop (HITL) 解析を実施する。製作済みの縮小機体が存在するため、その重量および慣性モーメントを計測し、飛行シミュレーションに利用する。なお、慣性乗積は計測できないので、類似形状の機体についての公表データから相似計算により概算する。

2-2. 第二世代オオワシ

第二世代オオワシの空力形状 M2011 を Fig. 1 (b)に示す。これは、M2006prototype の胴体直径と翼寸法・配置を 1.5 倍に相似拡大した形状である。推進システムとして、より一層超音速飛行に適した GG-ATR エンジン一基を機尾に搭載する。GG-ATR エンジンの空気取り入れ口（インターク）が胴体下面に備えられる。降着装置は検討中である。飛行ミッションによる搭載推葉重量に合わせて 3 種類の長さの前胴部を想定している。構造設計に基づく重心位置や質量・慣性モーメントを用いて、3 自由度および 6 自由度の飛行解析を実施する。

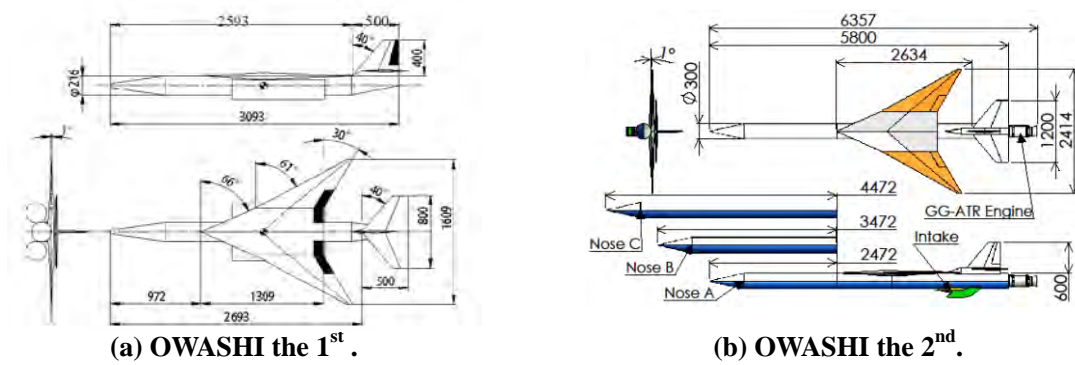


Fig. 1. Aerodynamic configurations for the small-scale supersonic flight experiment vehicle OWASHI.

3. 空力特性

3-1. 風試による空力特性の評価

空力形状 M2011 の総合的な空力特性の代表例を Figs. 2 ~ 5 に示す[2-4]. 揚力およびピッチングモーメントは迎角に対して概ね線形である. 横滑り角に対するローリングモーメントおよびヨーイングモーメントは $\pm 10[\text{deg}]$ の範囲で概ね線形である. 抗力については, 亜音速抗力は十分小さく, また遷音速域の抗力発散も穏やかである. エレベータ操舵によるピッチトリム範囲は迎角で $\pm 12[\text{deg}]$ であり, 離着陸に十分なピッチトリム性能である. また, オオワシは横方向操舵面であるエルロン, エレボン, およびラダー, さらに離着陸用の高揚力装置としてフラップおよびフラップロンを備える. 後者は左右のエルロンを同位相で操舵するものである. それらの舵面空力特性は概ね良好であることが風試によってわかっている. これらの空力データは, 計算労力低減のため近似代数式に変換され飛行経路解析に使用される.

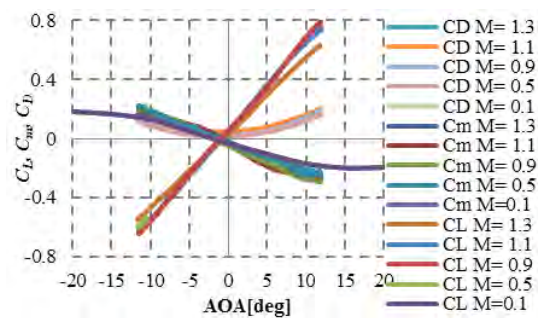


Fig. 2. Longitudinal aerodynamics at various Mach numbers.

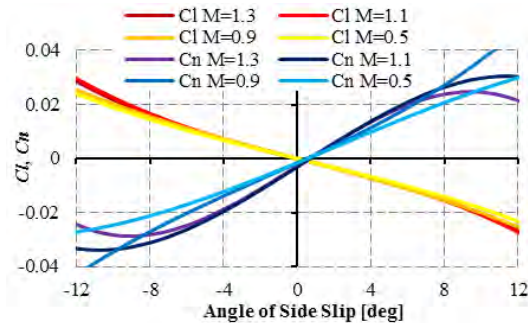


Fig. 3. Lateral aerodynamics at various Mach numbers.

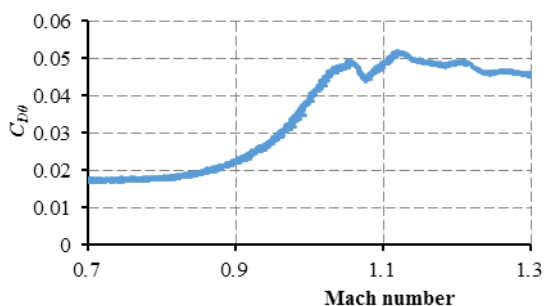


Fig. 4. Parasite drag coefficient at various Mach numbers.

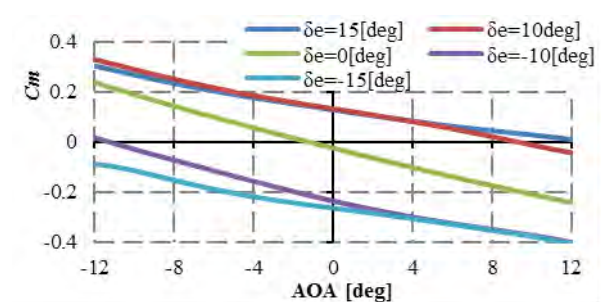


Fig. 5. Pitching moment coefficient at various elevator deflection, Mach 0.5.

3-2. 理論解析による動的空力特性の推算

翼型特性を翼幅方向に積算する理論解析手法[5]によって推算された第一世代オオワシの動的空力微係数を Table 1 に示す。空力減衰係数 C_{lp} , C_{mq} , C_{nr} は負になっており、動的安定であることが推定される。一方、オオワシのクランクトアロー主翼上には大規模渦構造が発生するため、翼型特性を翼幅方向に積算する手法では動的空力特性を正確には評価できない可能性がある。

4. 推進システム特性

風試によって得られた寄生抗力データと GGATR エンジンの熱サイクル解析によって推算された推力データを用いて、推力余裕（推力－寄生抗力）を推算した結果を Fig. 6 に示す。推力余裕が負になる領域は濃紺色で表示されている。マッハ数 1.1～1.6, 高度 11[km]のあたりに推力余裕の回廊ができており、この回廊を通過して加速上昇する必要がある。この回廊を通る飛行経路は、飛行解析で目標経路として設定される。

Table 1. Aerodynamic derivatives by a theoretical analysis.

Aerodynamic derivative	Value
C_{Yr}	0.6062114
C_{lp}	-0.2187821
C_{lr}	0.0819851
C_{mq}	-5.0347575
$C_{m\dot{\alpha}}$	-3.4084094
C_{nr}	-0.4805699
C_{np}	0.0116804

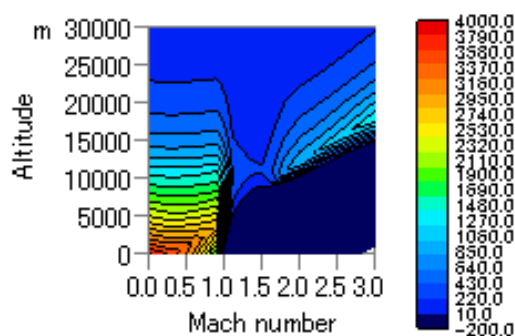


Fig. 6. Thrust margin map of OWASHI 2.

5. 飛行解析の手法

5-1. 運動方程式

地球中心を原点とする三次元慣性極座標系において機体重心の並進運動と質量変化を微分方程式で記述する。さらに 6 自由度解析では重心周りの回転運動を記述する[6]。飛行状態に応じて空気力、推力、および重力を推算しながら運動方程式を数値的に時間積分する。6 自由度解析での姿勢変化運動については機体固定座標系を用いており、解は随時慣性座標系に変換される。

5-2. プログラム言語

3 自由度解析では FORTRAN, 6 自由度解析および 6 自由度 HITL 解析では MATLAB/Simulink がプログラム言語として使用される[7]。

5-3. 入力シーケンス

解析結果の飛行経路と推力余裕評価による準最適な飛行経路とを比較し、操縦シーケンスを修正する。この過程を繰り返す、準最適な飛行経路へ近づける。

- 1) 3 自由度解析：時系列に姿勢角とスロットル開度が記述された入力をバッチ処理して解析プログラムを実行する。
- 2) 6 自由度解析：操縦桿、ラダーペダル、およびスロットルレバーで舵角とスロットル開度をリアルタイムで入力しながら飛行解析プログラムを実行する。

Table 2 に代表的な解析条件を示す。

Table 2. Conditions of flight trajectory analysis.

Case No.	Analysis-type	Vehicle configuration: Generation / Nose	Type of Flight
0	3 DoF	II/A	Transonic one-way flight
1	3 DoF	II/C	Supersonic one-way flight
6	3 DoF	II/C	Supersonic one-way flight with drag reduction
30	6 DoF	II/A	Subsonic round flight with landing gears expanded and with stepwise throttling
41	6 DoF (HITL)	I/D	Flight range evaluation

6. 解析結果

6-1. 3自由度飛行経路解析の結果

3自由度解析の例として Case 0, 1, 6 の解析結果を Figs. 7~8 に示す. Case 0 は第二世代オオワシの基本形状 Nose A の場合の帰還を考慮しない超音速飛行である. Case 1 は Nose C を用いた帰還を考慮しない超音速飛行である. 到達マッハ数は Nose A で約 1.3, Nose C で約 1.6 となっている. また Case 6 は抗力を 8 % 低減した場合の超音速飛行であり, 到達マッハ数は 2.0 である. このことから, 第二世代オオワシは Nose C 形状かつ抗力 8 % 減の機体条件でマッハ 2.0 に到達できることがわかる.

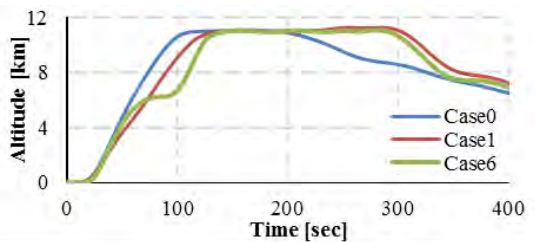


Fig. 7. Altitude history.

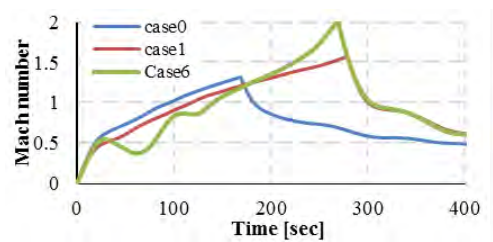


Fig. 8. Mach number history.

6-2. 6自由度飛行経路解析の結果

6自由度解析の例として Case30 の飛行経路と加速度履歴を Figs. 9~10 に示す. Nose A の第二世代オオワシが降着装置を展開した状態で, 大樹町飛行実験場での予備的亜音速帰還飛行を想定しており, 階段状スロットリングを伴う. 降着装置による抗力増大により, 最大飛行マッハ数は 0.5 程度である. さらに, 機体固定座標系上の各加速度の最大絶対値は $20 \text{ [m/sec}^2\text{]}$ 程度である. この結果から, オオワシは大樹町飛行実験場から実現可能な姿勢範囲内で離陸, 上昇, 旋回, 降下および着陸の一連の亜音速飛行を実施可能であることがわかる.

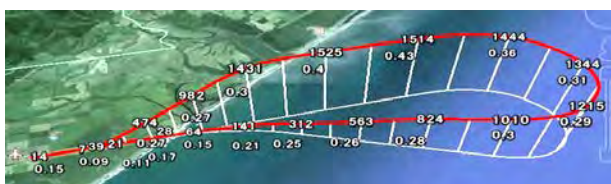


Fig. 9. Flight trajectory of a subsonic round flight. Altitude[m] and Mach number are also noted.

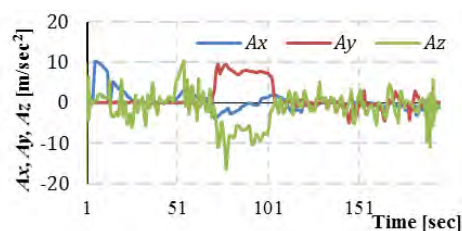


Fig. 10. Acceleration history of a subsonic round flight.

6-3. 6自由度 HITL 飛行経路解析の結果

Case 41 は、第一世代オオワシ縮小機体の周回飛行に関する 6 自由度 HITL 解析であり、その解析結果と実滑走試験結果を Fig. 11 に示す。降着装置とフラップ/フラップペロンの常時展開を想定している。旋回半径は約 150[m] であり、白老滑空場周辺空域に十分収まる。



Fig. 11. Flight trajectory of a subscale OWASHI the 1st.

7. 結論と今後の展望

室蘭工大小型超音速飛行実験機オオワシの空力特性を評価し、各コンポーネントの特性データを用いて種々の飛行経路解析を行った結果、以下の飛行成立性が明らかになった。

- 1) 第二世代オオワシ (Nose A) は、階段状のスロットリングをしながら、実現可能な姿勢範囲内で予備的な亜音速帰還飛行を実施可能である。
- 2) 第二世代オオワシ (Nose C) は、帰還を伴わない遷音速飛行を実施可能である。
- 2) 第二世代オオワシ (Nose C) は、抗力 8 %減の機体条件で、帰還を伴わない超音速飛行（最大マッハ数 2）を実施可能である。
- 3) 第一世代オオワシ縮小機体の旋回半径は 150[m]程度であり、白老滑空場で試験飛行可能である。

参考文献

- [1] 近藤賢，溝端一秀，“小型超音速飛行実験機の飛行性能の予測”，室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書 2013，pp.14-18，2014 年 8 月。
- [2] Kazuhide MIZOBATA, Ryojiro MINATO, Ken HIGUCHI, Masazumi UEBA, Syohei TAKAGI, Daisuke NAKATA, Kazuyuki HIGASHINO and Nobuhiro TANATSUGU, “Development of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle as a Flying Test Bed for Future Space Transportation Research,” Transactions of JSASS, Aerospace Technology Japan, Vol. 12, No. ists29, pp. Po_3_1-Po_3_10, 2014.
- [3] Kazuhide Mizobata, Ryojiro Minato, Ken Higuchi, Masazumi Ueba, Syohei Takagi, Daisuke Nakata, Nobuhisa Katsumata, Kazuyuki Higashino, and Nobuhiro Tanatsugu, “DEVELOPMENT OF A SMALL-SCALE SUPERSONIC FLIGHT EXPERIMENT VEHICLE AS A FLYING TEST BED,” 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, St. Petersburg, Russia, September 2014.
- [4] 鈴木祥弘，大石栄，及川隼登，石上幸哉，三浦壮晃，溝端一秀，東野和幸，新井隆景，「室蘭工大の小型超音速飛行実験機（オオワシ）の空力特性評価」，平成 26 年度宇宙輸送シンポジウム，相模原，2015 年 1 月，STCP-2014-053.
- [5] 加藤寛一郎，大屋昭男，柄沢研治，「航空機力学入門」，東京大学出版会，pp.51-110.

[6] McFarland, Richard E., A Standard Kinematic Model for Flight simulation at NASA-Ames, NASA CR-2497.

[7] Jackson E. B. and Cruz C. L., Preliminary Subsonic Aerodynamic Model for Simulation Studies of the HL-20 Lifting Body, NASA TM4302, 1992.

小型超音速飛行実験機の縮小機体の設計製作と予備的飛行試験

○渡口 翼 (航空宇宙システム工学専攻 博士前期 2年)

谷川 稜 (機械航空創造系学科 航空宇宙システム工学コース 4年)

溝端 一秀(もの創造系領域 航空宇宙システム工学ユニット 准教授)

1. はじめに

第一世代小型超音速飛行実験機 (M2006prototype 形状) について, 2010 年および 2011 年夏期に実物大プロトタイプ機 (愛称「オオワシ 1 号機」) によって飛行試験が実施されたが, 計画していた全フライトは実施できず, 2011 年夏期の飛行試験でプロトタイプ機は失われた. 所定の定常運動を維持して質・量ともに十分な飛行特性データを取得するには, 繰り返し安全に飛行試験を実施する必要がある. そこで, 製作・取り扱いの簡便な機体を用いて繰り返し飛行試験を実施することを狙って, 第一世代プロトタイプ機の縮小機体 (以下: 縮小機体) を設計・製作している.

2. 飛行試験にもとづく飛行特性解析の理論と搭載機器

2-1. 飛行特性解析の理論[1]

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) は機体固定座標系での角速度 p, q, r から微分方程式(1)を時間積分することによって推算される. また空力係数は, 重心の並進運動と重心周りの回転運動の運動方程式に基づく式(2)(3)(4)から推算される:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\phi} &= p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \\ \dot{\theta} &= q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} &= \frac{q \sin \phi + r \cos \phi}{\cos \theta} \end{aligned} \right\} (1) \quad C_x \equiv -C_A = \frac{ma_x - T}{qS}, \quad C_y = \frac{ma_y}{qS}, \quad C_z = \frac{ma_z}{qS} \quad (2)$$

$$\left. \begin{aligned} C_L &= -C_z \cos \alpha + C_x \sin \alpha \\ C_D &= -C_x \cos \alpha - C_z \sin \alpha \end{aligned} \right\} (3) \quad \left. \begin{aligned} C_l &= \frac{1}{qSb} [I_x \dot{p} - I_{xz} (pq + \dot{r}) + (I_z - I_y) qr] \\ C_m &= \frac{1}{qSc} [I_y \dot{q} + (I_x - I_z) pr + I_{xz} (p^2 - r^2)] \\ C_n &= \frac{1}{qSb} [I_z \dot{r} - I_{xz} (\dot{p} - qr) + (I_y - I_x) pq] \end{aligned} \right\} (4)$$

ここで, a_x, a_y, a_z は機体固定座標系での加速度である. したがって, 機体の質量 m , 翼面積 S , 翼幅 b , 飛行中の推力 T , 慣性モーメント I_x, I_y, I_z , 慣性乗積 I_{xz} , 飛行中の動圧 q , 迎角 α , および機体固定座標系における加速度・角速度を計測できれば, 飛行中の姿勢角や空力係数を推定できる. 一方, 飛行中の動圧, 迎角, および横滑り角は機体の動座標系の運動方程式に基づく以下の式から推算される:

$$\left. \begin{aligned} \dot{u} &= rv - qw - g \sin \theta + a_x \\ \dot{v} &= pw - ru + g \cos \theta \sin \phi + a_y \\ \dot{w} &= qu - pv + g \cos \theta \cos \phi + a_z \end{aligned} \right\} (5) \quad \left. \begin{aligned} V &= \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \\ \alpha &= \tan^{-1} \left(\frac{w}{u} \right), \beta = \sin^{-1} \left(\frac{v}{\sqrt{u^2 + v^2 + w^2}} \right) \end{aligned} \right\} (6)$$

2-2. 搭載機器

飛行中の加速度および角速度を計測するため, GPS/慣性航法装置(Sylphide)を搭載する. Sylphide は GPS 受信機, 慣性センサー, 操縦信号収録ボードから構成され, GPS 測位データ (時刻, 緯度, 経度, 高度), 三軸の加速度, 角速度および操縦信号を収録する.

3. 縮小機体の設計・製作

3-1. 縮小比の検討

大学内の一般的なスペースと一般的な工具を用いて手作業で製作する計画であることや、ベニヤ板・バルサ板による木質構造とすることから、取り回しの容易さ、工作精度、および材料の剛性を総合的に考慮して、縮小比を 1/2 とする。相似則に従って算出した機体の主要諸元は Table 3.1 の通りとなる。推進器として電動ダクトファンユニット 2 機を搭載する。

Table 3.1. Specifications of the Oowashi prototype and the present subscale vehicle.

Specification Item	Oowashi prototype vehicle	Present sub-scale vehicle
Wingspan b [m]	1.609	0.8045
Total length L [m]	3.178	1.589
Main wing area S [m ²]	0.9956	0.2489
Main wing MAC \bar{c} [m]	0.796	0.398
Total takeoff mass [kg]	27.3	3.41 (planned)
Propulsion system	JetCat turbojet engine P160SX	Ducted Fan Unit LEDF68-1A35
Rated thrust	326N(33.2kgf)	4.2kgf
Thrust to weight ratio	1.22	1.23 (planned)

3-2. 機体構造の設計と製作

プロトタイプ機体の実機構造を参考にして 3D-CAD を用いて縮小機体の構造を設計した。製作の容易さの観点から木質主体の構造としている。胴体、主翼および尾翼はセミモノコック構造とし、主翼および尾翼の前縁・後縁は発泡剤で成型することとした。機体の設計図面（立体図）と外観を Fig.3.1 に示す。推進器、推進用バッテリー、無線操縦受信機、等（機上計測機器を除く）を含めて全備質量 4.53[kg]となった。なお、機上計測機器を搭載した飛行試験時の全備質量は 4.715[kg]であった。



(a) A perspective of the structural design.



(b) Overall appearance on the runway.

Fig. 3.1. Design and assembled appearance of the subscale vehicle.

4. 縮小機体の性能予測・検証

4-1. 地上静止推力の計測

飛行中の推力計測は困難であるため、スロットル信号と推力の関係を地上で計測した。その結果を Fig.4.1 に示す。飛行中の推力は、この推力計測結果を用いて機上収録された操舵信号データから推算される。最大推力は双発で 2.209[kgf]であり、全備質量 4.53[kg]であるから、推重比の実績値は 0.488 である。

4-2. 慣性モーメント・慣性乗積の計測・推算[2]

慣性モーメントの計測は、2点吊り法による捻り振り子の原理に基づく。計測中の様子を Fig.4.2 に示す。手順の詳細は文献[2]を参照されたし。質量・代表寸法 2 乗で無次元化した相似パラメータを見るとプロトタイプ機と同等の値であり、構造部材や搭載機器の重量分布は概ねプロトタイプ機体と同等と言える。慣性乗積の測定は原理的に不可能であることから、相似パラメータの値を機種によらず一定と仮定し、公表されている実機の慣性乗積を元に相似則を仮定して推算した。これらの結果を Table.4.1 に示す。

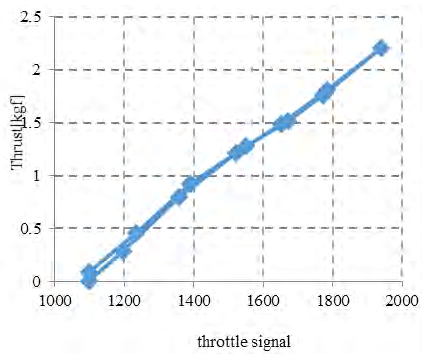


Fig. 4.1. Measured thrust vs. throttle signal at a SLS condition.



Fig. 4.2. Measurement of moment of inertia around the y-axis.

Table 4.1. Estimated moments and a product of inertia w/o onboard measurement devices.

	F16	Prototype vehicle	Present sub-scale vehicle
Total mass m [kg]	9299	27.3	4.53
Total length L [m]	15.03	3.2	1.59
Wing span b [m]	9.45	1.61	0.8
Total height w/o landing gears h [m]	3.57	0.665	0.324
Moment of inertia I_{xx} [kgm ²]	12870	0.94269	0.0379
Similarity parameter α	0.0155	0.0133	0.0131
Moment of inertia I_{yy} [kgm ²]	75670	8.3013	0.33379
Similarity parameter β	0.0360	0.0297	0.02920
Moment of inertia I_{zz} [kgm ²]	85550	11.2361	0.44735
Similarity parameter γ	0.0292	0.0321	0.03122
Moment of inertia I_{xz} [kgm ²]	1331	0.15497	0.01537
Similarity parameter δ	0.00267		

4-3. 推力計測値による定常水平飛行速度の予測

定常水平飛行は必要推力（抗力）と利用可能推力（ダクトファン推力）がちょうど釣り合う飛行速度において実現される。初期の飛行試験では脚展開形態での飛行を計画しており、脚付き風洞模型を用いた亜音速風洞による空力特性データに基づいて抗力を推算する。利用可能推力としては4-1節の計測データを用いる。100%スロットル時の定常水平飛行速度は 40.0 [m/s](144.0[km/h])と推算され、必要推力（抗力）の最小値は 15.43[N](フルスロットル推力の 69.8%相当)、その時の飛行速度は 27.1[m/s](97.4[km/h])と推算された。すなわち、この縮小機体の最小飛

行速度は 27.1[m/s]である.

4-4. 上昇率の推算

上昇率は余剰パワーより推算される. 4-3節と同様に脚展開形態を想定する. 100%スロットル時の最大上昇率は 4.1[m/s], このときの迎角および飛行速度はそれぞれ 7[deg], 28.8[m/s](103.7[km/h])と推算された.

4-5. ピッチトリム迎角の推算

脚展開・フラップ舵角 30[deg]・フラッペロン舵角 30[deg]の形態を想定する. ただし, M2006プロトタイプ形状についてはフラップおよびフラッペロンを展開した形態での風洞試験が行われていないため, 概ね相似の M2011 形状[3]の風洞試験結果を利用した. 推算結果を Fig.4.3 に示す. エレベーター舵角 15[deg]においてピッチトリム迎角 $\alpha = 7.5$ [deg]と推算された. 実際の縮小機体では 20[deg]程度の舵角をとることができるため, 10[deg]程度の迎角を実現できると推定される.

4-6. 離陸速度の推算

離陸速度は揚力と全備重量が釣り合う時の速度である. 4-5節の推算に基づいてエレベーター舵角 15[deg], 迎角 7.5[deg]での離陸を想定すると, 風試結果より全機揚力係数は $C_L = 0.55$ であり, このときの離陸速度は 23.1[m/s] (83.2[km/h])と推算された. なお, エレベーター操舵による揚力係数の減少を考慮している.

4-7. 滑走試験による直進性と離陸性能の検証

滑走安定性, 加速性, および離陸性能を検証するために, 白老滑空場の滑走路にて, タキシングおよび離陸滑走試験を行い, 概ね良好な走行安定性および離陸性が確認された. GPS 位置情報から推算された滑走最大速度は 22.0[m/s](79.2[km/h])であり, 記録映像から離陸迎角は尻擦り角と同程度 (14[deg]程度)と推定される. また, 離陸滑走距離は GPS 位置情報から 200[m]程度と推定された.

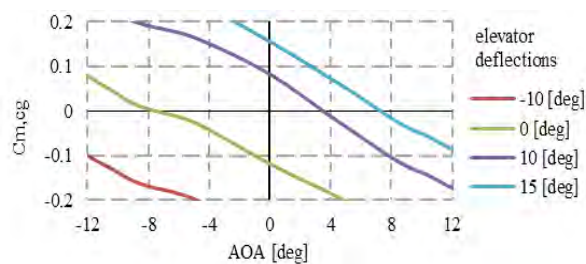


Fig. 4.3. Pitching moment vs AOA with elevator deflections.



Fig. 5.1. Appearance of the sub-scale vehicle after takeoff.

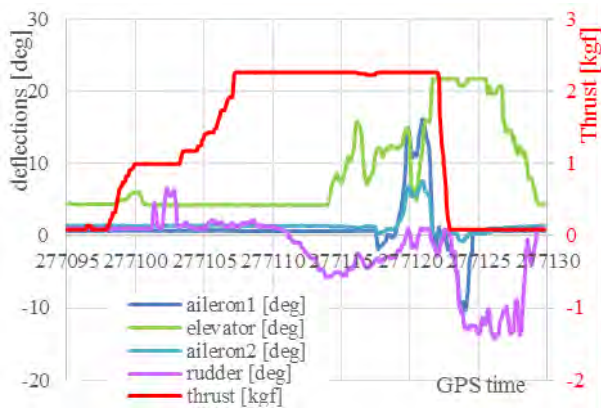


Fig. 5.2. History of control surface deflections and thrust.

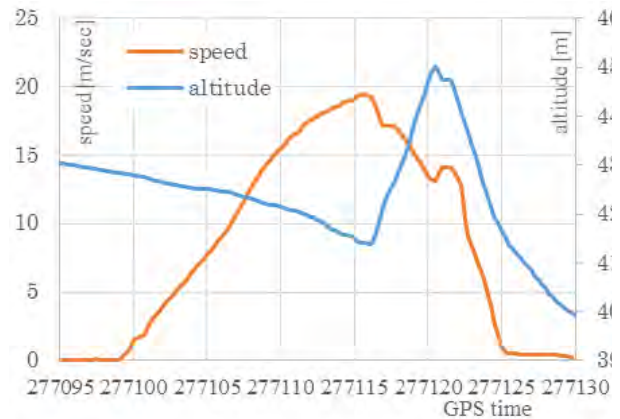


Fig. 5.3. History of horizontal speed and altitude from GPS data.

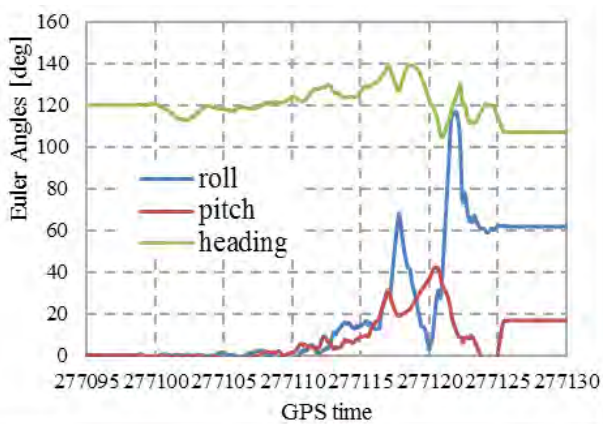


Fig. 5.4. Estimated history of the Euler angles.

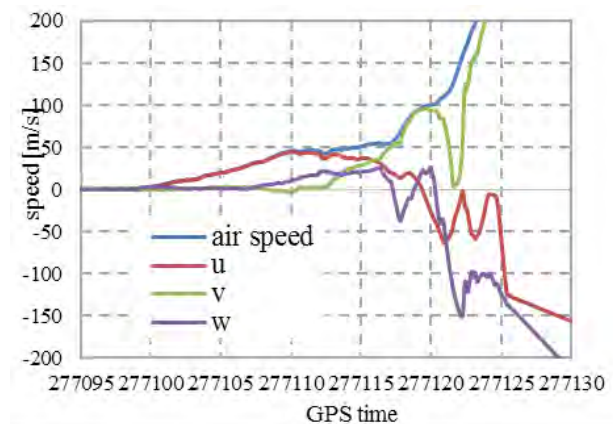


Fig. 5.5. Estimated history of body axis velocity components and the air speed.

5. 飛行性能の検証

5-1. 飛行試験

白老滑空場にて地上パイロットの無線操縦によって飛行試験を実施した。気象条件は、12方向（東南東）の滑走路に対して南東から南南東の風（風速2~3[m/s]）があり、気温は約-2.0[°C]であった。離陸直後の縮小機体の様子を Fig.5.1 に示す。GPS データから推算された離陸速度は19.4[m/s](69.8[km/h])であった。記録映像によれば、離陸上昇中に右横風外乱を受け左45°程度までロールしたため、エルロン操舵によって右ロールさせ、ほぼロール角ゼロに戻した。その後ピッチ角過大と判断されたためスロットルを絞って飛行を中断した。降下中には右80°程度までロールしたため、エルロン操舵によって左ロールを試みたが右翼端から接地した。記録映像より飛行時間は約6.0[s]、GPS データより飛行距離は約100[m]であった。

5-2. オイラー角、速度、迎角および横滑り角の推算

以下の手順によって機上計測データからオイラー角および空力係数を推算した。

1. 地上計測データに基づく加速度角速度の較正
2. 高周波ノイズの除去
3. リサンプリングによる等時間間隔データの作成
4. 慣性センサーの搭載位置（全機重心からの距離）による加速度の補正

5. 滑走前の静止状態のデータによるゼロ点補正
6. 式(1)に基づく角速度データの時間積分によるオイラー角の推算
7. 式(5) (6)に基づく速度成分，迎角および横滑り角の推算
8. 式(2) (3) (4)に基づく空力係数の推算

なお，舵面の舵角および推力については，事前計測した操舵信号と舵角および推力の関係式を用い，飛行時の操舵信号収録データから推算した。

操舵および推力履歴を Fig.5.2 に，GPS データに基づく水平速度および高度履歴を Fig.5.3 に，機上計測データから推算されたオイラー角履歴を Fig.5.4 に，推算された速度履歴を Fig.5.5 に示す。操舵・推力履歴および GPS データより，滑走開始 GPS 時刻は約 277098，機首上げ開始時刻は約 277114，離陸時刻は約 277116，接地時刻は約 277125 と推定される。推算されたオイラー角履歴と飛行映像の機体姿勢の傾向は概ね一致しているが，ロール角の推算値が全体的に過大である。推算された速度履歴は，離陸前（滑走中）においては GPS による速度履歴と概ね一致した傾向を示しているが，飛行中は明らかな差異が見られる。これらの原因としては，機上計測データのバイアス除去が不十分であった可能性，高周波ノイズ除去が不十分または過大であった可能性，式(1)(5)の時間積分における誤差蓄積，等が考えられる。空力係数の適切な推定のためには，これらオイラー角および速度の推定手法の改善を要する。

6. 飛行試験手法の課題

6-1. ADS の搭載

今回，動圧，迎角および横滑り角は，「無風状態」の仮定のもとで加速度，角速度を時間積分することによって推算した。実際には 2~3[m/s]の風が吹いていたことや，積分誤差の蓄積による推算誤差が含まれ，推算精度が低下している。したがって，精度の良い空力特性の推算のためにはエアードータセンサー（ADS）を搭載し，対気速度ベクトルを直接計測することが望まれる。

6-2. 機上計測データの解析手法

機上計測によるデジタルデータの処理手順において高周波ノイズ除去が必須であるが，どのようなデジタルフィルターを用いるか，カットオフ周波数をどう選定するか，等は，機体運動およびセンサー類の特性に応じて試行錯誤によって良く検討する必要がある。また，式(1)(5)の数値積分においては，積分精度の慎重な管理を要する。

6-3. 操縦訓練

地上パイロットによる無人機体の無線操縦のためには，パイロットの十分な操縦訓練を必要とする。それには，6 自由度飛行シミュレーター装置の整備[4]や，実機体に近い運動特性を有する訓練用機体の整備が望まれる。

7. まとめ

室蘭工大の第一世代小型超音速飛行実験機の低速飛行特性評価のため，縮小機体の設計・製作，その飛行性能の推算，および滑走試験・離陸飛行試験を実施した。概ね良好な飛行性能が推算され，滑走安定性も概ね良好であった。飛行試験はごく短時間にとどまったが，その結果から飛行試験実施手法および機上計測データ解析方法について改善策を提案した。

参考文献

- [1] Vladislav Klein and Eugene A. Morelli, Aircraft System Identification: Theory and Practice, AIAA, 2006.
- [2] 谷川稜, 「室蘭工大の小型超音速実験機 (第一世代) の設計・製作および機体特性の評価」, 室蘭工業大学学士論文, 2015 年 2 月.
- [3] 鈴木祥弘, 「室蘭工大小型超音速飛行実験機 (オオワシ) の空力特性の解明」, 室蘭工業大学修士論文, 2015 年 2 月.
- [4] 近藤賢, 「室蘭工大小型超音速飛行実験機 (オオワシ) の飛行性能予測」, 室蘭工業大学修士論文, 2015 年 2 月.

ボルテックスジェネレータの振動による翼面剥離抑制効果

○田中 清隆（航空宇宙システム工学専攻 博士前期課程 2年）
溝端 一秀（航空宇宙システム工学ユニット 准教授）

1. はじめに

現行の小型無人飛行機は、予期せぬ突発的な外乱や離着陸時の高迎角状態に対する飛行安全性が十分とは言い難い。特に小型無人飛行機の主翼前縁近傍の境界層は層流であり、姿勢の急変で翼上面流れが大規模に剥離しやすく、失速して墜落の危険に晒される。このような翼前縁からの大規模な剥離を防ぐ安全飛行の対策として層流境界層の強制的な乱流化[1]や壁面噴流あるいはプラズマアクチュエータ、等の境界層剥離制御が有効である。しかし、これらの研究は剥離制御装置の軽量化、強靱性、小型化、省電力化、耐水性、等の制約から二次元翼を用いた風洞実験に限定されたものが多く、実機における効果の検証例は少ない。そこで、これらの制約が比較的容易に解消できる小翼列(Vortex Generators : VG)を用いた Active 制御手法が本学で考案され、二次元翼模型を用いた風洞試験にて揚力係数の向上と失速迎角の増加[2]が確認された。小翼列 Active 制御は VG を旗のように往復振動させることによって境界層に攪乱を与え、主流の運動エネルギーを剥離流に補填し速度回復を行う手法であり、必要時以外は流れに対して平行に VG を配置することによって通常の固定型 VG よりも摩擦抵抗低減につなげることができる。そこで本研究では、小翼列 Active 制御をラジコン飛行機主翼に搭載し、実機における剥離制御効果を検証することを狙う。また、VG 振動数の増加による剥離流制御効果の増大を図るとともに、VG の振動数や形状の違いによる剥離制御特性の違いを明らかにする。

2. ラジコン機実証試験

2-1. 機体緒元および実験条件

Active 制御用小翼列を主翼に搭載した実証機体を Fig. 1 に示す。この機体は市販品（Kyosho Calmato alpha 40 EP/GP）であり、小翼列を搭載する主翼は新たに設計・製作し直した。機体緒元を Table 1 に示す。

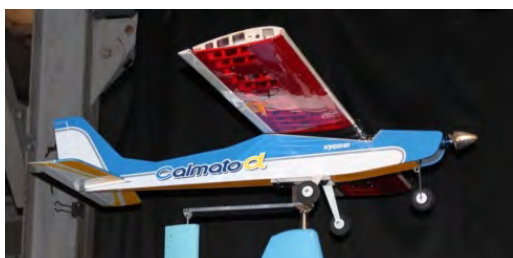


Fig. 1. An RC airplane with VGs for active control.

Table 1. Dimensions of the RC airplane.

Length	1300mm
Span	1600mm
Wing chord length	270mm
Maximum wing thickness	40.4mm
Wing section	Original semi-symmetry
Weight	Approx. 2650g

小翼列の往復振動機構に関しては、スコッチヨーク機構を用い、動力には市販サーボモーターを使用した。VG 形状は本学風洞実験[2]で使用した形状との整合性をとるために相似形で製作し、25%翼弦に 65 mm 間隔で片翼 8 個配置した。Fig. 2 と Fig. 3 に VG 形状と外観を示す。主流速度は

離着陸時の機体速度を考慮して約 7.7 m/s とし、翼弦長に基づくレイノルズ数は 0.14×10^6 である。VG 振動数は、使用したサーボモーターの最大定格である 3.5 Hz となっている。

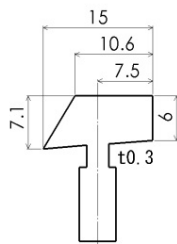


Fig. 2. Shape of the VG.

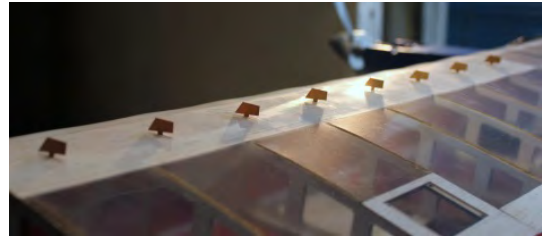


Fig. 3. Outward appearance of the VGs.

2-2. 実機風洞試験

首都大学東京の回流式低速風洞を借用し、6 軸天秤を用いて揚力および抗力を計測し、小翼列 Active 制御による実機空力データを取得した。Fig. 4 に小翼列 Active 制御の有無による揚力係数 C_L および抗力係数 C_D の比較を示す。本学における二次元翼模型を用いた力計測では、小翼列 Active 制御によって揚力係数が 8% 向上し、失速迎角は 3° 増加する結果が得られていた[2]。一方 Fig. 4 では小翼列 Active 制御の有無による C_L の向上および失速迎角の増加は見られず、実機において小翼列 Active 制御の明確な効果は確認できない。

このように、本学で考案された小翼列 Active 制御の効果とは異なる結果が得られた主な原因として、攪乱周波数が考えられる。過去の攪乱を与える剥離流制御研究[1,3]において、攪乱周波数の増加が揚力係数の増大につながっており、ジェット吹き出しや音響励起など攪乱手法によって最適な攪乱周波数が存在することが示されている。しかし、今回の実験では VG の最大振動数は 3.5 Hz であることから、攪乱周波数が不適であり剥離流制御効果を十分に与えることができなかったものと考えられる。

そこで、この剥離流制御において十分に考究できていない攪乱周波数による剥離制御効果の増大を検証するとともに、VG 振動数の増加が剥離流に与える様々な作用を風洞実験で明らかにする。

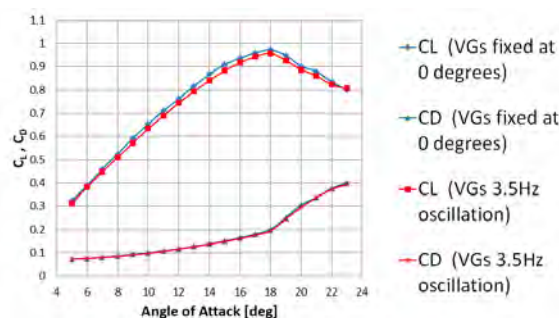


Fig. 4. C_L and C_D by VGs fixed at 0 deg. or oscillated at 3.5Hz.

3. 攪乱周波数実験

3-1. 実験手法

本学水平回流式低速風洞を用いて、VG 攪乱周波数の増加による剥離流遅延効果の増大ならびに剥離遅延効果と VG 攪乱周波数の関係性を検証した。今回の実験では詳細が明らかになっていない VG 攪乱周波数の特性を評価するために VG 単体を平板翼上で往復振動させ、その後流にお

いて境界層厚さ方向とスパン方向の流速を熱線風速計（CTA）によって計測し、そこから VG 往復振動が与える速度変動、乱れの強さ、流速回復、等を評価した。Fig. 5 に示すように、使用した翼模型は平板翼に放物線後縁を滑らかに接続したもので、意図的に逆圧力勾配を作り出し剥離流を発生させている。VG 往復振動機構に関しては、動力源に DC モーターを使用し、ピストンクランク機構を併用することで最大 28 Hz での往復振動が可能である。Fig. 6 に今回使用した VG 形状を示す。これまで用いてきた形状をオリジナルと称し、新たに形状 A, B, C を追加した。これによって形状効果と攪乱周波数効果を比較し、剥離遅延効果の攪乱周波数に対する依存性を検証した。なお、Table 2 に各形状の目的を示す。主流速度は約 9 m/s であり、翼弦長に基づくレイノルズ数は約 0.3×10^6 である。VG の状態に関しては、流れに対して 0° および 25° 傾斜させた静的状態と往復振動数 3.5 Hz, 19 Hz, 28 Hz の動的状態を与えた。Fig. 7 に CTA による計測位置を示す。

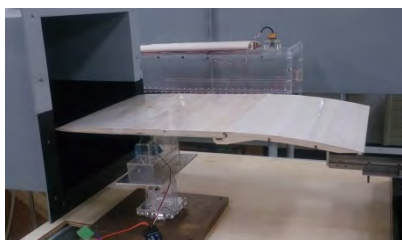


Fig. 5. A flat plate wing with a parabolic rear surface.

Table 2. The purpose of the VG's shape.

	オリジナルとの比較	形状の目的
A	同程度の翼弦長, 約半分の高さ	高さの違いがもたらす剥離遅延効果の検証
B	同程度の高さ, 約半分の翼弦長	VG 振動幅の違いがもたらす剥離遅延効果の検証
C	約半分の翼弦長と高さ	VG 振動幅と高さの違いがもたらす剥離遅延効果の検証

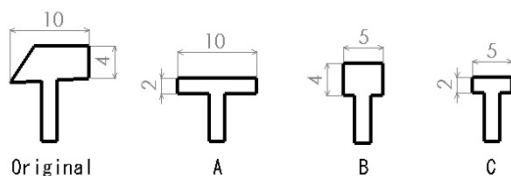


Fig. 6. Shapes of the VGs.

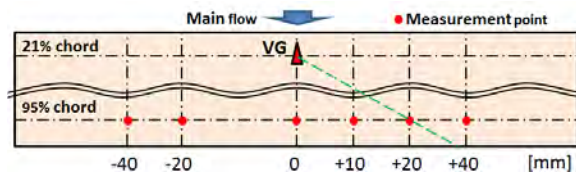


Fig. 7. Measurement points.

3-2. 攪乱周波数と速度回復率

本研究で用いた速度回復率の計算式を(1)に示す。

$$\text{Recovery rate of velocity} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \frac{u_i}{u_{0i}} \quad (1)$$

n は境界層厚さ方向のデータ個数, u_i は各 VG 状態における種々の境界層無次元流速, u_{0i} は VG 無しで既に剥離している種々の境界層無次元流速である。この値が 1 のとき流速は回復していないことを表し、値が大きくなるほど流速が回復していることを示す。この式より求めた種々の VG 状態および VG 形状における速度回復率を Table 3 に示す。流れを横断する方向の広範囲において攪乱周波数が増加するほど速度回復率の上昇が見られる。VG 25° 固定に関しては、流れに対して 25° 傾斜させた延長線上 (Fig. 7 緑色破線) にあたる計測位置 0 mm から +20 mm の範囲では、比較的大きな速度回復率の増加が見られるが、その反対方向である -20 mm から -40 mm では値がほぼ 1 となっており、速度回復が見られない。これらのことから、攪乱周波数が高くなることによって通常の VG よりも流れを横断する方向の広範囲に剥離遅延効果を与えることが可能であることが分かる。次に、VG 形状の違いによる速度回復率と VG 状態の違いによる速度回復率の変化量

を比較すると、VG25° 固定を除いて、後者すなわち振動数上昇の効果のほうが大きいことがわかる。以上より、剥離流遅延効果は攪乱周波数に対する依存性が高いことが明らかとなった。

3-3. 攪乱周波数と乱れ強さ

VG によって強い乱れをつくり出すことは主流から剥離流への運動エネルギー補填を促進し、剥離流遅延効果につながると考えられる。そこで乱れ強さと VG 状態の関係を検証した。乱れ強さは各計測位置における CTA 出力電圧の無次元実効値を境界層厚さ方向のデータ個数で平均した値である。Fig. 8 に形状オリジナルの乱れ強さと VG 状態の関係を示す。この図から計測位置-20mm から 20 mm の範囲で VG 振動数 3.5 Hz のとき最も強い乱れが生じている。そこで、Table 3 における同様の計測範囲の速度回復率と比較すると、速度回復率の高さと乱れ強さには相関関係は無い。また、計測位置 10 mm と 40 mm における 25° 固定の乱れ強さは一致しているが、Table 3 の速度回復率には大きな差が見られる。このことから、種々の VG 状態における速度回復と乱れ強さには明確な相関が見られず、剥離流遅延効果は乱れの強さに依存しないことが明らかとなった。なお、その他の形状に関しても同様の傾向が見られた。

Table 3. Recovery rate of velocity.

Measurement point	Shape	0 deg	25 deg	3.5 Hz	19 Hz	28 Hz
40 mm	Original	1.070	2.487	1.617	2.292	3.008
	A	0.977	1.518	1.408	1.847	2.162
	B	0.976	1.984	1.451	2.001	2.490
	C	0.984	1.434	1.287	2.055	2.290
20 mm	Original	1.009	3.898	2.815	3.576	4.073
	A	0.948	4.288	2.853	3.210	3.713
	B	0.993	4.205	2.828	3.770	4.066
	C	0.993	4.130	2.389	3.442	3.889
10 mm	Original	0.966	4.624	3.535	4.323	4.608
	A	0.955	4.519	3.179	4.000	4.251
	B	1.008	4.569	3.300	4.276	4.503
	C	0.916	4.153	3.030	4.254	4.331
0 mm	Original	1.132	2.471	3.896	5.110	5.005
	A	0.955	2.740	4.056	4.848	4.634
	B	0.971	2.495	3.994	4.914	4.617
	C	0.915	3.125	4.010	4.907	4.765
-20 mm	Original	1.028	1.197	2.983	4.209	4.387
	A	0.957	1.178	2.909	3.757	4.064
	B	1.018	1.262	3.075	4.199	4.365
	C	0.975	1.297	2.795	3.094	3.459
-40 mm	Original	0.980	1.023	1.511	1.915	2.312
	A	0.935	1.029	1.311	1.776	1.945
	B	0.987	1.092	1.377	1.860	2.101
	C	1.000	1.088	1.568	1.638	1.685

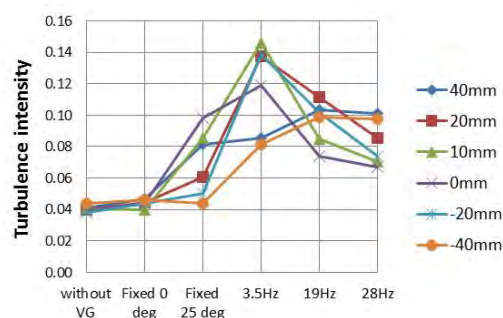


Fig. 8. Relations between VG condition and turbulence intensity.

4. まとめ

本研究では、小翼列 VG による翼上面剥離制御について実機試験で得られた課題である攪乱周波数に着目し、VG 振動数の増加による剥離流制御効果の増大を図るとともに、VG の振動数や形状の違いによる剥離制御の特性の解明を目的とした風洞試験を行った。その結果、以下のことが明らかとなった。

- 1) VG 振動数の増加によって剥離遅延効果が増大する。
- 2) VG 振動数が増加するほど、流れを横断する方向の広範囲で速度回復率が大きくなる。
- 3) 剥離流遅延効果は、乱れの強さおよび VG 形状に対するよりも、攪乱周波数に対する依存性が高い。

以上のことから、飛行機実機においても攪乱周波数を増加させることによって C_{Lmax} および失速迎角の向上が見込まれる。

参考文献

- [1] 西沢啓, 高木正平, 吉田博夫, 「翼周りの剥離流に関するスマート制御」, ながれ, Vol.25, pp.111-118 (2006).
- [2] 上田祐士, 小翼列を用いた翼剥離流の Active 制御, 室蘭工業大学大学院修士学位論文(2014).
- [3] Todd R. Quackenbush, Pavel V. Danilov, and Glen R. Whitehouse, “Flow Driven Oscillating Vortex Generators for Control of Boundary Layer Separation,” AIAA paper 2010-4266.

オオワシⅡ機体構造系開発

○樋口 健（航空宇宙システム工学ユニット 教授）
勝又 暢久（航空宇宙システム工学ユニット 助教）
田中 啓太（航空宇宙総合工学コース 博士前期1年）
田仁 天翔（航空宇宙システム工学コース 学部4年）

1. はじめに

小型無人超音速実験機オオワシ2号機（オオワシⅡ）の平成26年度機体構造開発においては、機体構造の軽量化のための構造様式の再検討と、今後のサブシステムインターフェース調整で生じる設計変更における柔軟的対応の必要性を考慮して、胴体構造のCFRP一体構造化とセグメント構造化とを検討した。先進複合材を適用した機体前部胴体主構造の詳細設計と部分試作を進めた。併せて、機体強度剛性試験ができるよう部分構造試験設備を製作し、計測系の準備を始めた。

また、3Dプリンティング製造によるTi-6Al-4V合金試験片の引張試験および文献調査により、鍛造品の切削による製造と遜色ない強度・剛性が得られることがわかったので、適用研究を開始した。

2. 機体系の基盤技術の研究

2-1. オオワシⅡ部分構造試験装置の設計と製造

オオワシⅡ部分構造を用いて静荷重強度剛性試験および動的応答試験ができるよう、部分構造試験装置を設計し製作した。図1に部分構造試験装置設計コンセプトを示す。図2に完成した本装置（耐力壁）を示す。本装置に計測装置を組み込んで前部胴体の部分構造試験を行うことができるようになった。

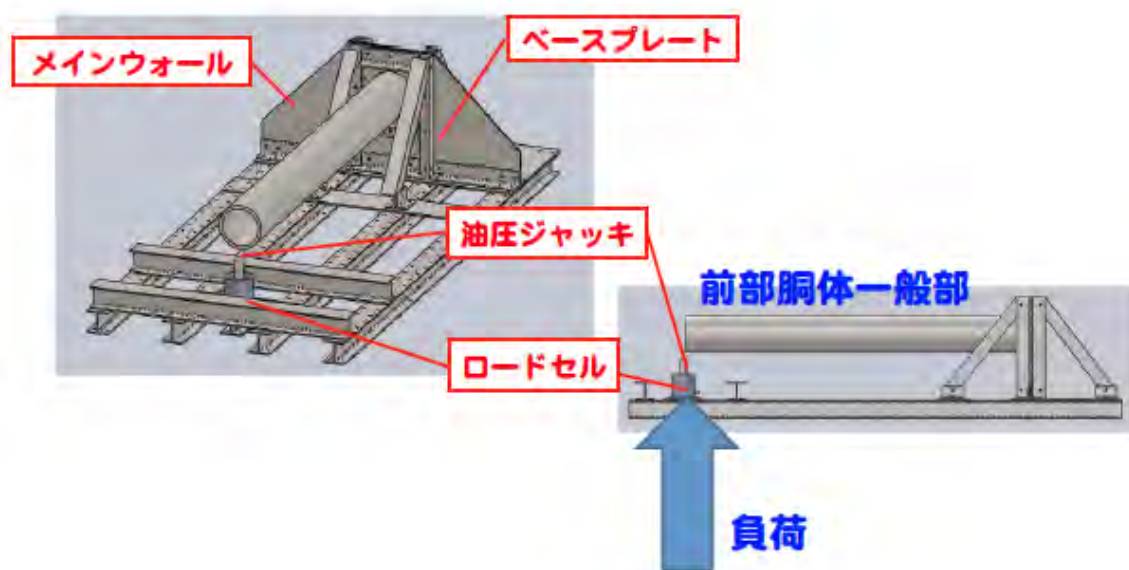


図1 部分構造試験装置による静荷重強度剛性試験および動的応答試験のコンセプト

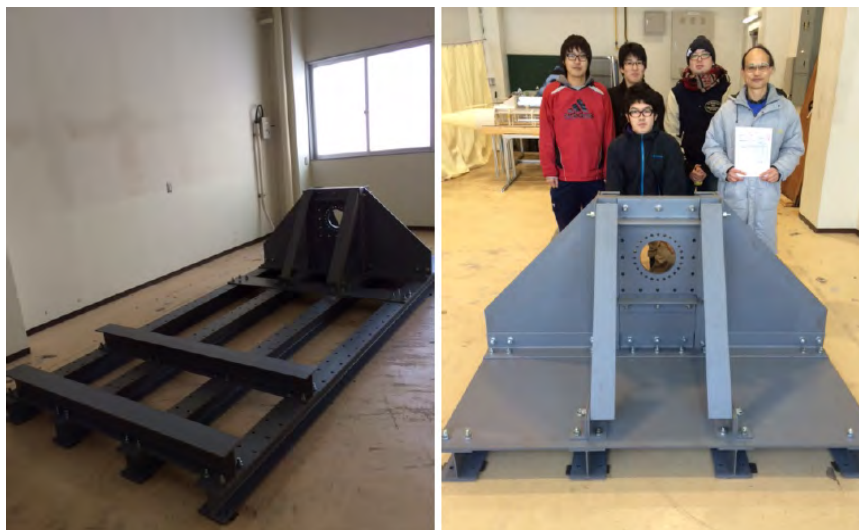


図2 製作された部分構造試験装置（耐力壁）

なお、試験の結果、必要に応じて機体構造系の設計変更フィードバックする予定である。また、本装置（耐力壁）は全機構造試験における荷重試験装置への拡張を考慮して設計した。図3に全機荷重試験への拡張性のコンセプトを示す。

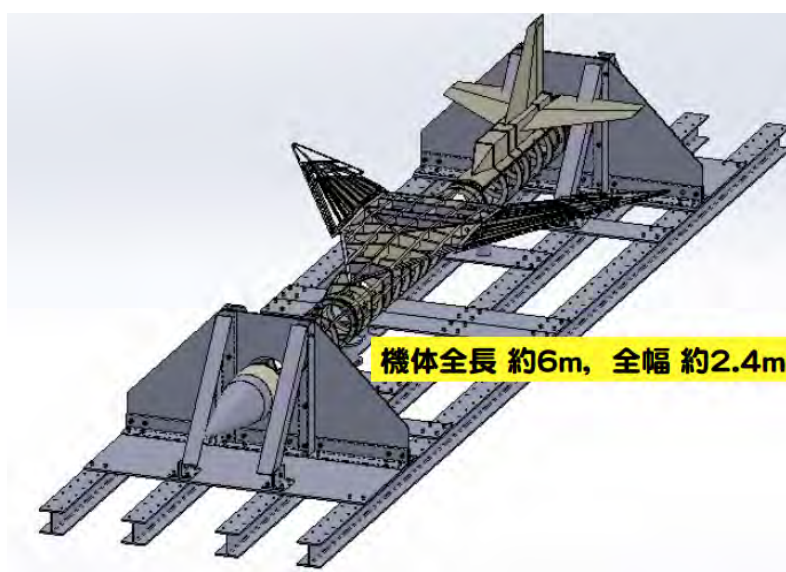


図3 部分構造試験装置の全機荷重試験への拡張性のコンセプト

2-2. 機体構造(前部胴体セグメント構造)の設計と製造

搭載機器変更への柔軟性とシステム設計変更への柔軟性をも考慮した機体構造様式の可能性を検討している。胴体構造一般部をセグメント化することがこの考え方に沿うものではないかと考えている（図4）。そのため、前部胴体の部分構造を試作した（図5）。CFRPスキンとフレキシブルアルミハニカムとのサンドイッチ構造の円筒であり、両端にはマルマンフランジを設けて結合の一般性を持たせている。荷重試験装置（耐力壁）との固定には、図5に示す固定治具を用いる。固定治具にもマルマンフランジを設けてある。

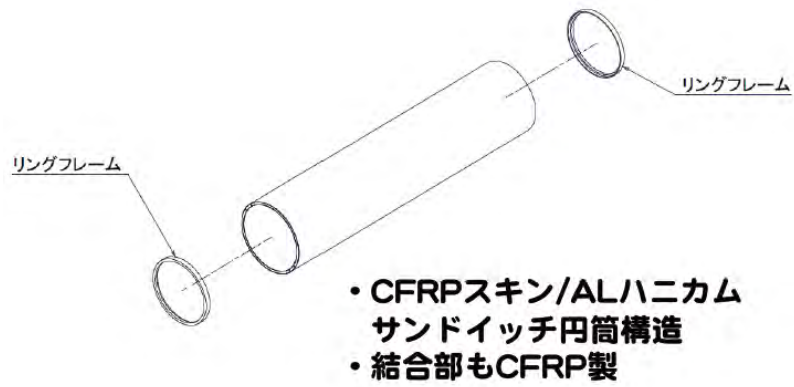


図4 前部胴体一般部のセグメント構造化

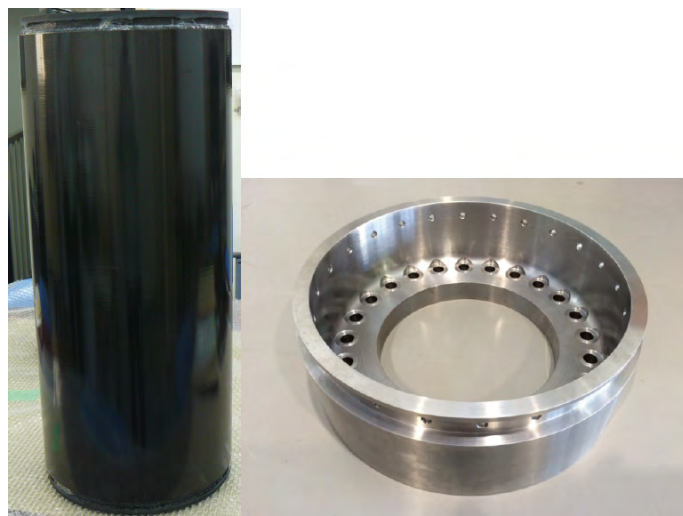
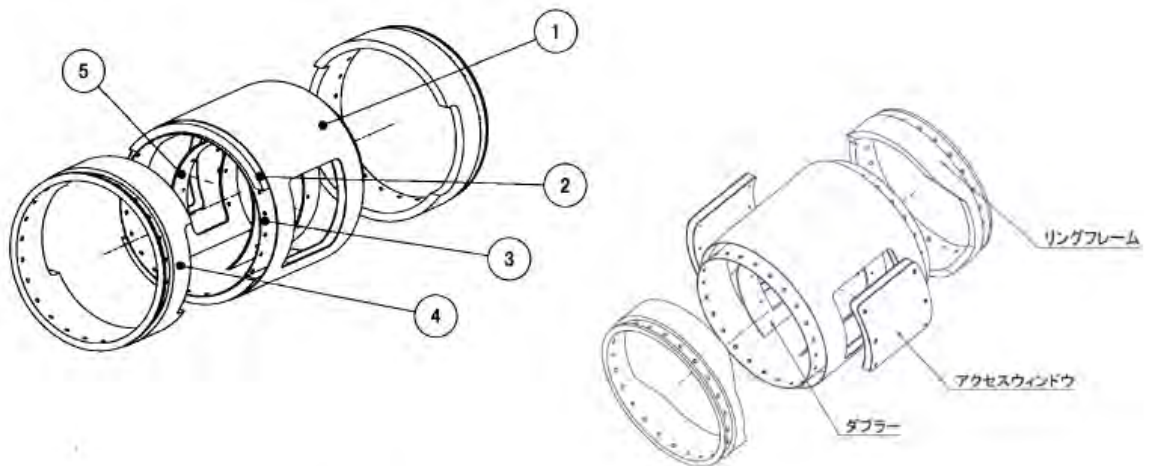


図5 セグメント化 CFRP サンドイッチ胴体構造（一般部）と荷重試験用耐力壁固定端側治具



部品表				
項目	部品番号	表題	数量	説明
1	-	外側スキン	1	CFRP t=1.3mm
2	-	フレキシブルハニカムコア	1	t=14.4mm
3	-	内側スキン	1	CFRP t=1.3mm
4	OW2-M-001-001	リングフレーム	2	CFRP t=14.4mm
5	OW2-M-001-004	ダブラー	2	CFRP t=3mm

図6 アクセス窓付き部の構造概要および複合材積層構成

タンク保持ブラケット取り付けやバルブ操作など胴体内での作業のために、アクセス窓を設けた円筒部も用意することとした(図6)。図7、図8には、アクセス窓を設けた円筒部と、マルマンフランジ結合部を示す。1周を24等分されたクランプ金具および剪断荷重を持つためのリングにより締結される。

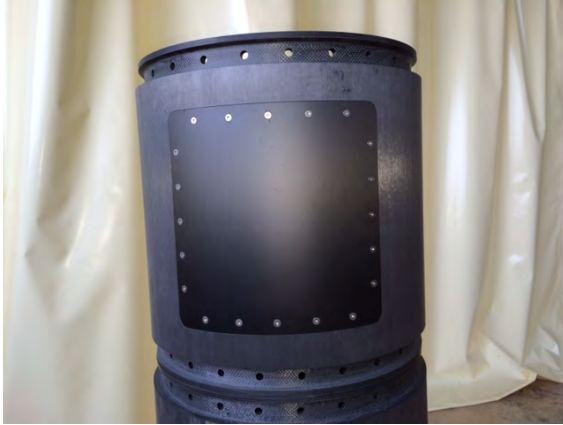


図7 試作したアクセス窓付き円筒部



図8 セグメント化構造のマルマンフランジ部

2-3. 3Dプリンティング製チタン合金(Ti-6Al-4V)の材料特性と実機への適用研究

3Dプリンティング製造によるTi-6Al-4V合金試験片の引張試験(図9)および文献調査[1,2]により、鍛造品の切削による製造と遜色ない強度・剛性が得られることがわかった。試験結果および文献調査の値を表1に示す。

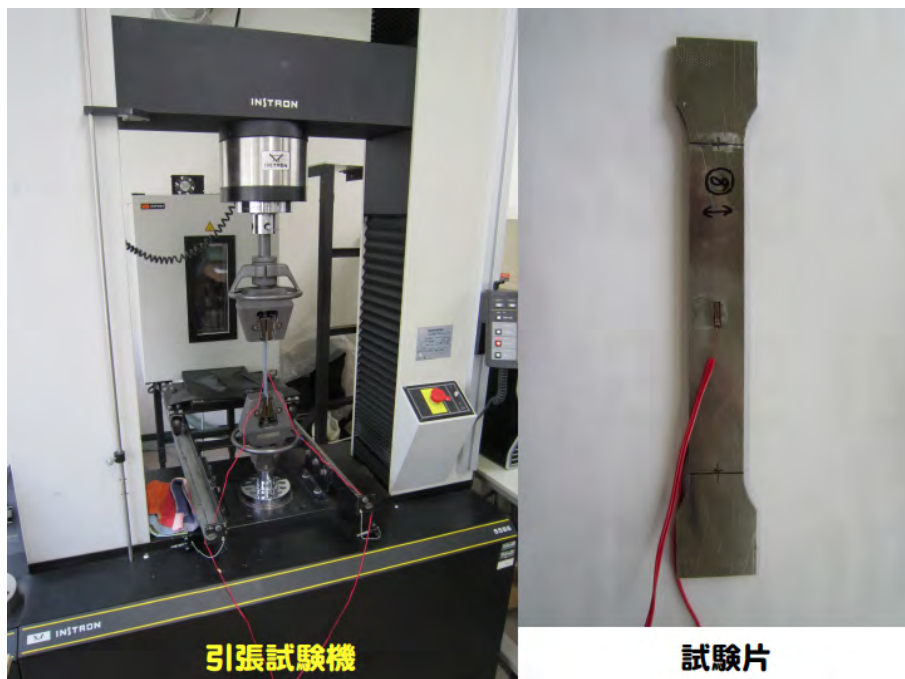


図9 3DプリンティングTi-6Al-4V合金試験片の引張試験

表1 チタン合金 (Ti-6Al-4V) の材料特性試験結果

	試験片製作 プリント方向	試験片 番号	密度 [g/cm ³]	縦弾性係数 [GPa]	ポアソン比	最大応力 [MPa] (公称応力)
本実験	試験片引張方向	④	—	115	0.31	1116
		⑤	—	111	0.31	1079
		⑥	4.393	—	—	—
		⑦	4.389	—	—	—
	試験片幅方向	⑪	—	113	0.34	1052
		⑫	—	110	0.31	1103
		⑬	4.394	—	—	—
		⑭	4.428	—	—	—
文献値[1]		—	4.5	107	0.34	860~1070
他実験[2]	試験片引張方向	—	4.410	115±10	—	1200±50
	試験片幅方向			111±10	—	1230±50

そこで、搭載品への適用を検討した。オオワシ2号機の高压気蓄器 (GN₂タンク) は3~5個を搭載することが予想され、団子状に並べると機体全長が長くなり重量、空気力学特性、操縦特性の観点から好ましくない。そこで、ボス部を対角線状に並べることを検討している。3Dプリンティング製造は複雑形状で切削加工困難な小型部品に適しているので、高压気蓄器 (GN₂タンク) 保持金具の設計を試みた。

図10に設計した保持金具を示す。加圧によるタンク膨張や熱変形を許容する形状とし、軽量化するため保持具の内側をくりぬき、応力を小さくするため曲率を与えている複雑な構造である。

図11にオオワシ2号機高压気蓄器の使用条件に適合する保持金具の解析条件2ケースを示す。

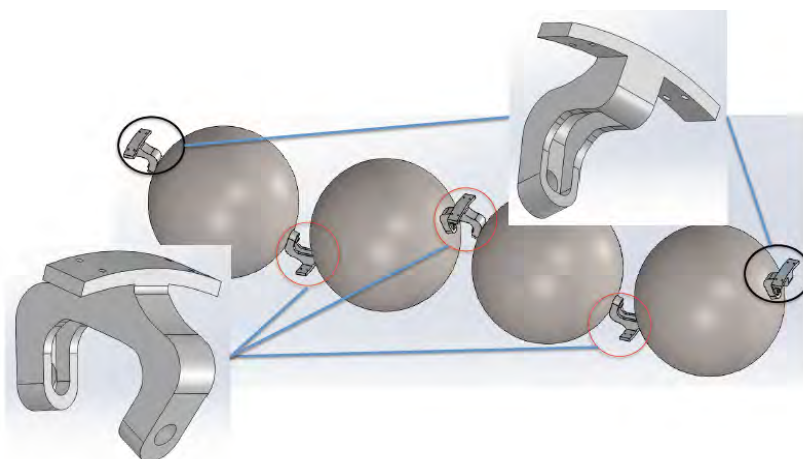
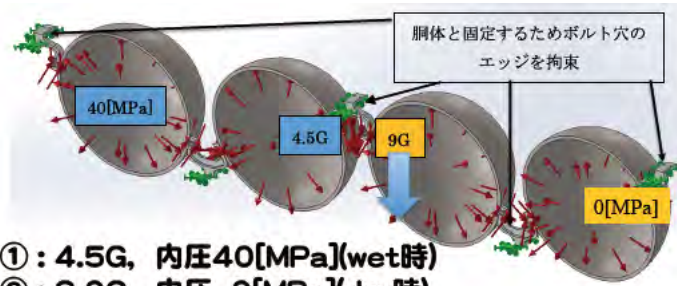


図10 3Dプリンティング高压気蓄器保持金具案



解析①：4.5G, 内圧40[MPa](wet時)
 解析②：9.0G, 内圧 0[MPa](dry時)

- ・タンク (直径210[mm]) の重さは2.8[Kg](dry時), 4.9[Kg](wet時)
- ・タンク保持具の材料の物性値
 引張り試験で取得した3Dプリンティングチタン合金の値を使用
 ($E=111.8[\text{GPa}]$, $\nu=0.305$).
- ※その他の値は通常のTi-64のものを使用

図 1 1 高圧気蓄器保持金具の解析条件

解析①: 鉛直加速度4.5G+内圧40MPa



解析②: 鉛直加速度9G+内圧0MPa

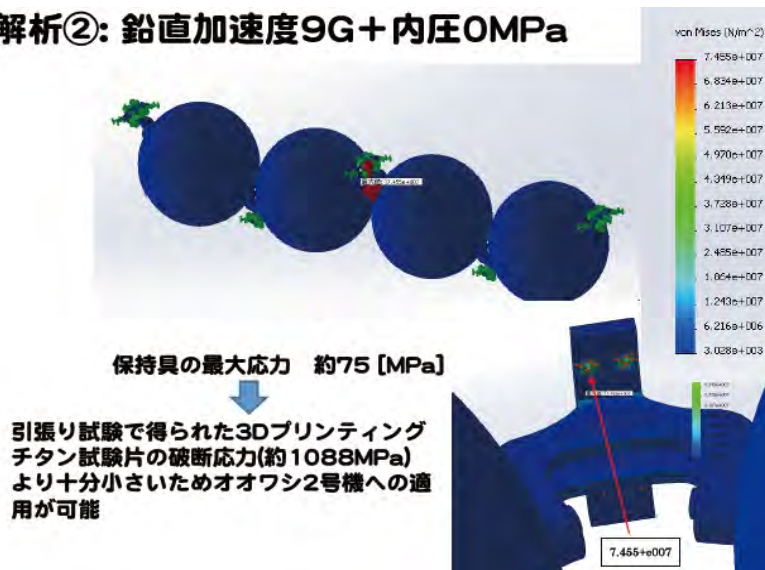


図 1 2 高圧気蓄器保持金具の応力解析結果

図 1 2 に応力解析結果を示す。保持具に発生する最大応力は、試験で得られた極限強さの半分以下であり、Ti-6Al-4V 合金の常温クリープを生じない範囲[3]であるため、オオワシ 2 号機に適用可能である。

参考文献

- [1] 小林秀敏，臺丸谷政志，基礎から学ぶ材料力学，森北出版，(2004)，p.224.
- [2] 2011 EOS GmbH – Electro Optical Systems, EOS Titanium Ti64, AD, WEIL, (2011.10).
< <http://j3d.jp/wp-content/uploads/2014/06/4579949eff3067c40ecc6181d7ff5c73.pdf> >
- [3] 佐藤英一，山田智康，田中寿宗，神保至，結晶構造による金属・合金の室温クリープ現象の分類，軽金属，第 55 巻，第 1 号，(2005)，pp.604~609.

オオワシⅡ着陸ダイナミクス解析による衝撃吸収脚の設計

○樋口 健（航空宇宙システム工学ユニット 教授）
勝又 暢久（航空宇宙システム工学ユニット 助教）
丹治 陸（航空宇宙総合工学コース 博士前期1年）
高松 伸広（航空宇宙システム工学コース 学部4年）

1. はじめに

小型無人超音速実験機オオワシ2号機（オオワシⅡ）は、繰り返し運用性確保のために離着陸用の脚を装備することが2012年度に計画された。脚の強度設計において荷重条件となるのは着陸時であるので、暫定着陸インターフェース条件のもとに、着陸ダイナミクスシミュレーションにより発生荷重を求め、いくつかの設計案を提案して荷重条件に合致する設計パラメータを求めた。

2. 設計条件

進入速度 180 km/h，迎角 18°という厳しい条件の中でも安全確実な着陸を実現する衝撃吸収脚の設計要求がある。設計条件は、

- ・ 機体が着陸時に安定した挙動を示すこと
- ・ 着陸時の衝撃加速度が 6 G以内に留まること
- ・ 脚のストロークを 15 cm以内に抑えること

である。そこで、

1. トラス型脚構造案
2. 迎角に合わせて傾けた胴体固定型主脚構造案
3. 迎角に合わせて傾けたトラス型主脚構造案

を順次考案し設計した。

3. 提案した脚

3-1. 2013年度提案の脚概案における問題点

昨年度（2013年度）は、暫定的な機体慣性諸元をもとに2次元モデル，すなわち縦方向の釣り合いのみ考慮したモデル（図1）にて，SimMechanicsを用いたダイナミクスシミュレーションを行って設計条件を満たすバネとダンパの組み合わせを定めた（図2）。しかし，この案では接地時に主脚取付部に大きな衝撃的モーメントが発生し，構造力学的には厳しい荷重となった。

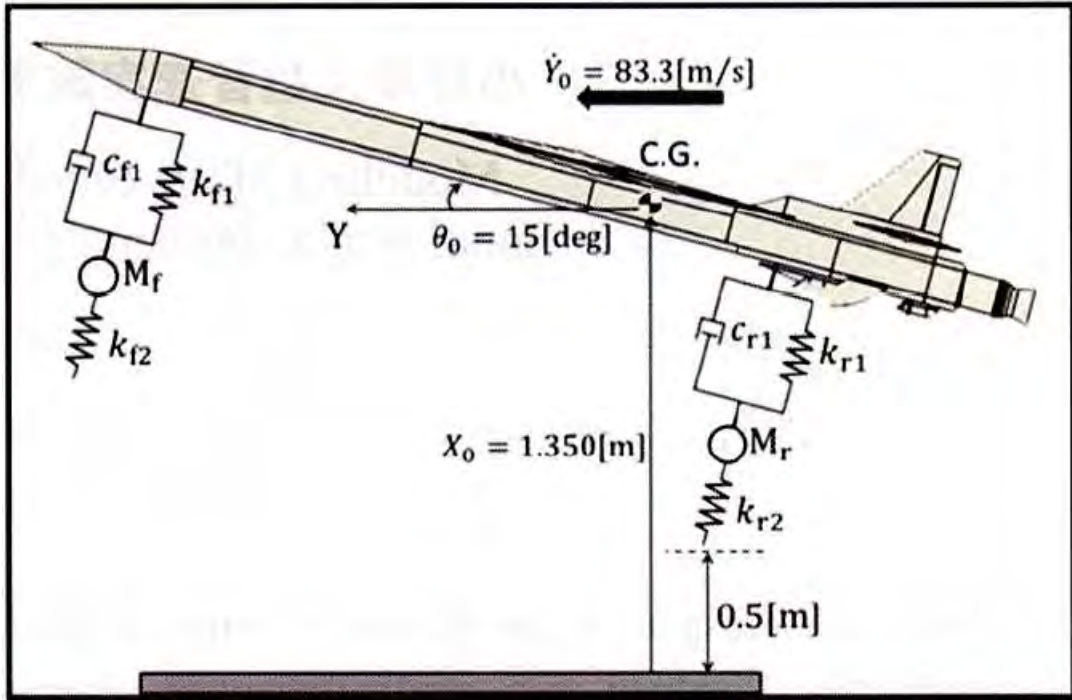


図1 2013年度の着陸ダイナミクスモデル

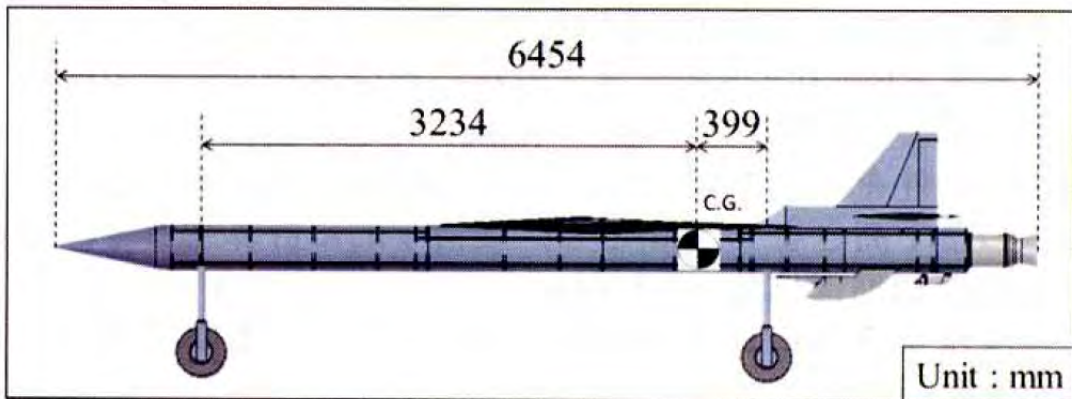


図2 2013年度の脚構造提案

3-2. トラス型脚構造案

本年度（2014年度）は、主脚取付部に過大なモーメントが入らないよう、2次元モデルにて先ずトラス構造を提案した（図3）。主脚の前後ストラットのうち、後側ストラットのみにはバネとダンパが並列に入れられ、前側ストラットは付け根を回転中心にして回転するが、バネとダンパはない。

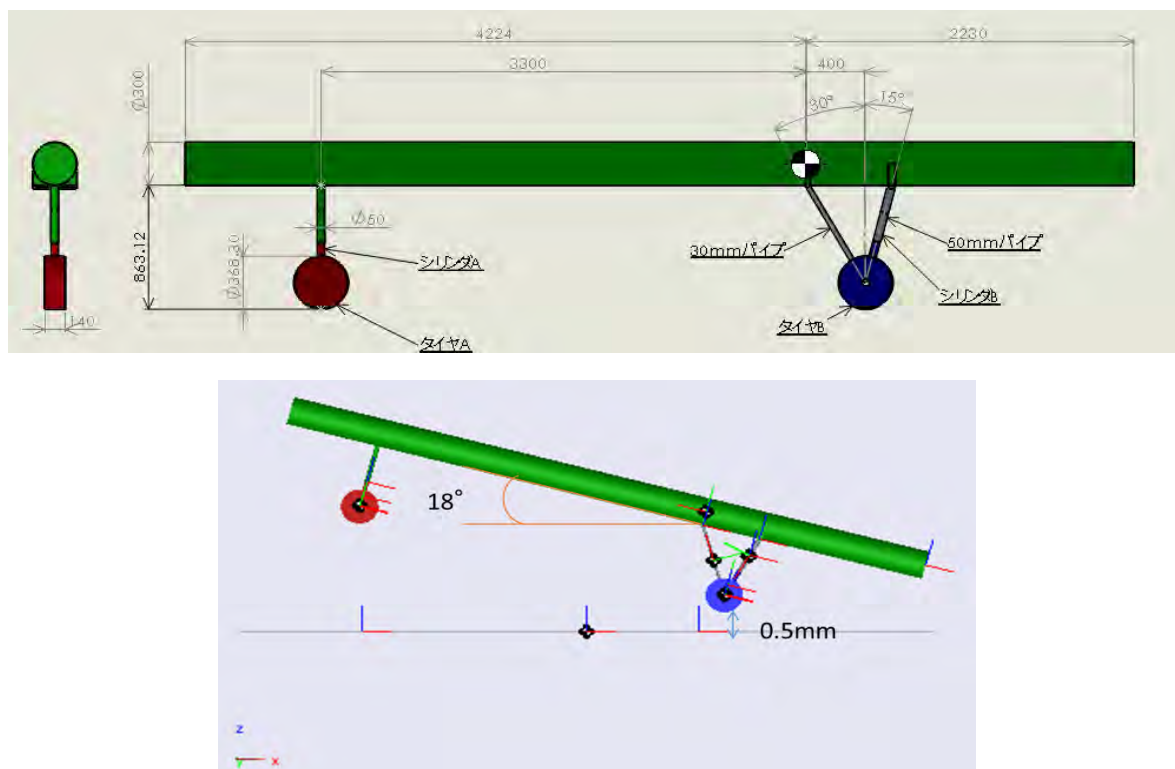


図3 トラス型主脚構造案

図3の案ではトラス型主脚構造案主脚取付部に過大なモーメント荷重が入ることは防ぐことができたが、後側ストラットの伸縮に応じて慣性の大きいタイヤが前側ストラットを半径として後側ストラット軸方向に動くことが原因となって、機体が前方に加速度を受けることがわかった。この機軸方向加速度は荷重条件を満足しないほど大きいものであった。前側ストラットの取付角を浅くし、後側ストラットの取付角を深くすれば機軸方向加速度を抑えられるが、非現実的な形状となった（図4）。

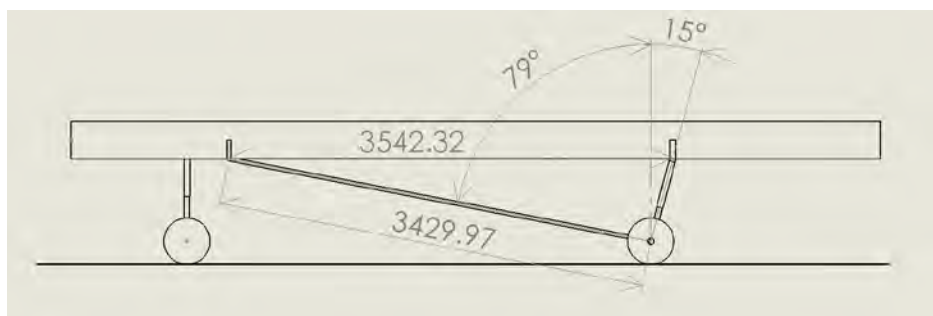


図4 トラス型主脚構造案における機軸方向加速度軽減案

3-3. 迎角に合わせて傾けた胴体固定型主脚構造案

オオワシ2号機は超音速機であるので、飛行速度の小さい着陸時には大きな機体迎角をとることにより自重と釣り合う揚力を得る。オオワシ2号機では着陸進入時の機体迎角は 18° にもなる。そこで、主脚を予め後ろ向きに 18° 傾けて取り付けておき、着陸時にバネとダンパが鉛直に反力を作るようにしておけば、主脚ストラットが鉛直に接地するため、接地時に機体前向き加速度を生じることはない(図5)。

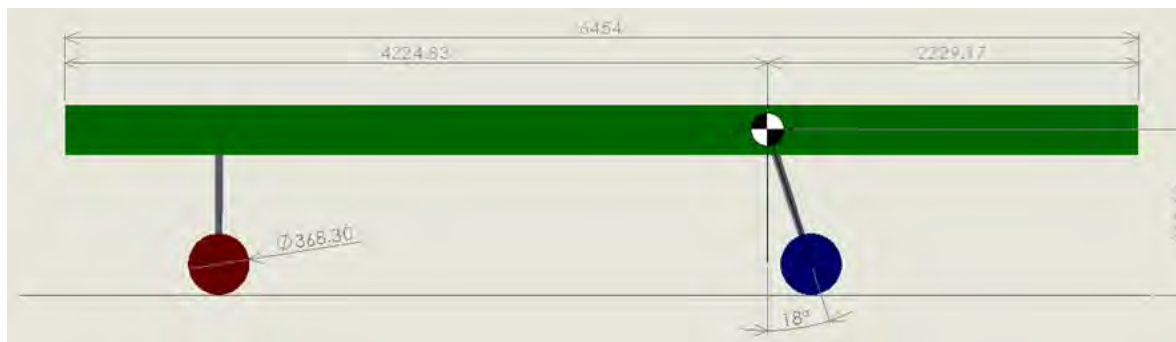


図5 迎角に合わせて傾けた胴体固定型主脚構造案

しかし、主脚ストラットが鉛直に接地するのは迎角が取付角と一致した場合だけであり、そうではない一般的な場合には、主脚取付部に大きなモーメントが衝撃的に入る。

3-4. 迎角に合わせて傾けたトラス型主脚構造案

図6は、図3と図5の良いところを組み合わせた案であり、機体に対してはストラット取付部に過大なモーメントが入らないようトラス構造とし、また、接地時に機体前向き加速度が生じないように、バネとダンパの動く方向は接地時にできるだけ鉛直となるよう迎角に合わせて後ろに傾けてある。図7および図8に機軸鉛直方向衝撃加速度および主脚縮み量をそれぞれ示すが、設計条件を満足するバネとダンパのパラメータ設定ができる。なお、ここではタイヤの回転慣性やドラッグシュートも理想化して取り入れてある。その解析条件を表1に示す。

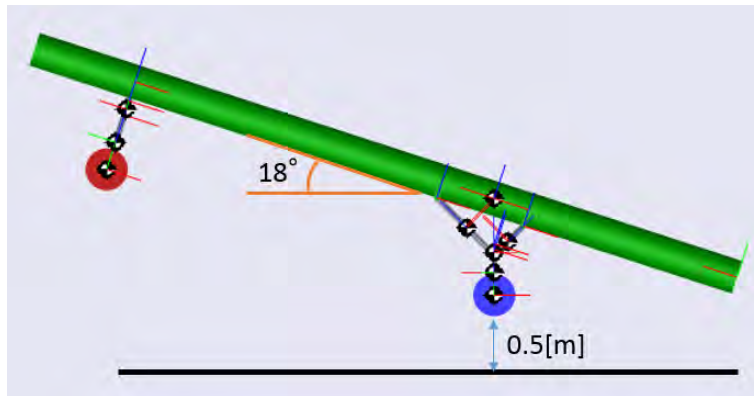
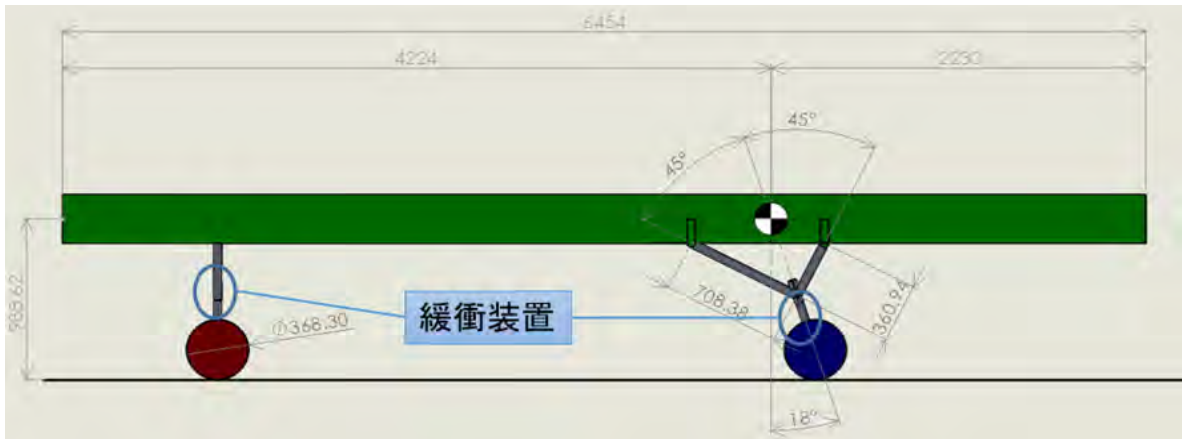


図6 迎角に合わせて傾けたトラス型主脚構造案

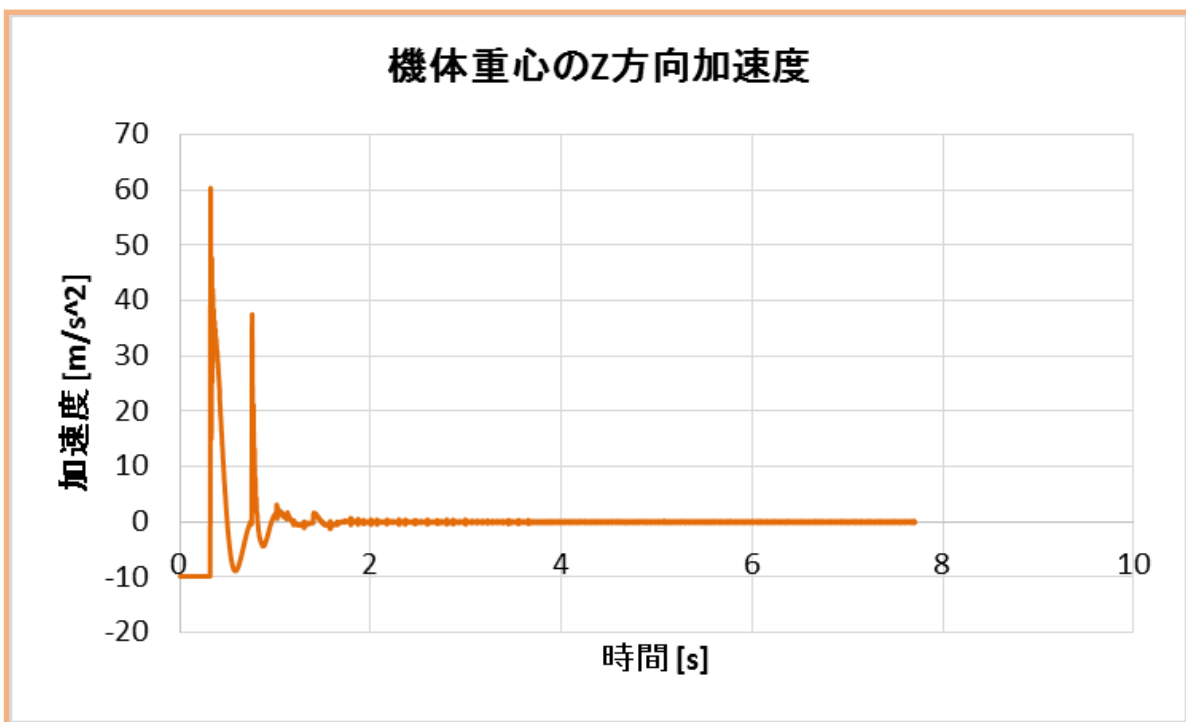


図7 迎角に合わせて傾けたトラス型主脚構造案における機軸鉛直方向衝撃加速度

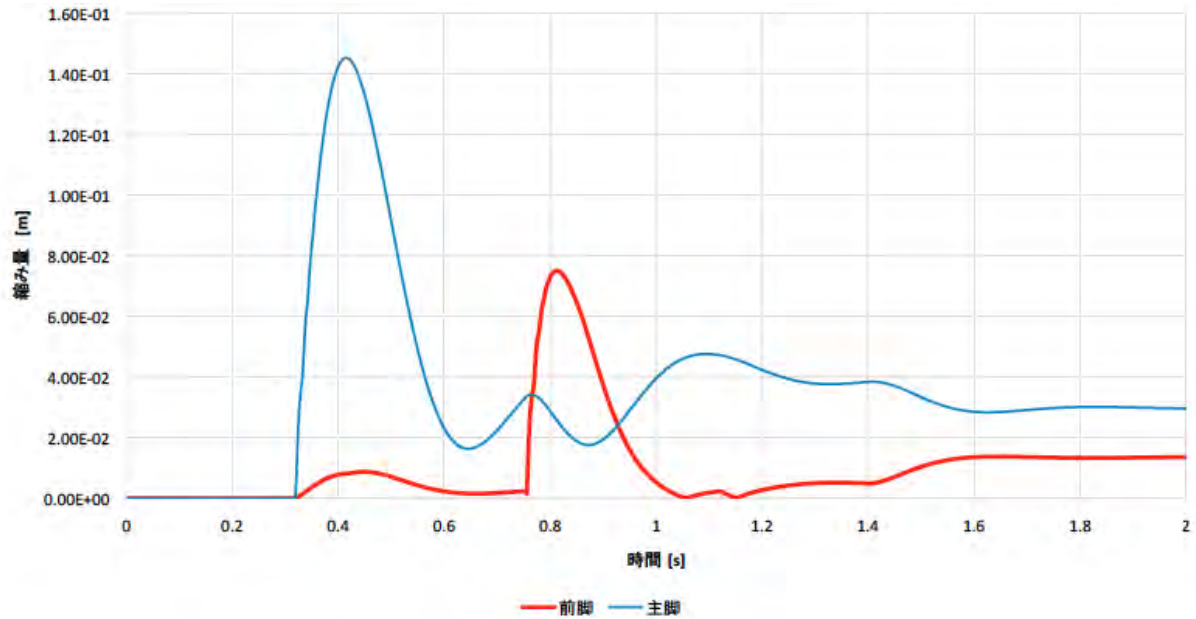


図8 迎角に合わせて傾けたトラス型主脚構造案における主脚縮み量

表1 迎角に合わせて傾けたトラス型主脚構造案の着陸ダイナミクス解析条件

機体重量	全体	244.4 [kg]	
	胴体	214.4 [kg]	
	前脚	10 [kg]	
	後脚	20 [kg]	
機体慣性モーメント [kg*m ³]	Ixx 10.2	Ixy 0.02	Ixz 10.9
	Ixy 0.02	Iyy 597	Iyz 0
	Izx 10.9	Izy 0	Izz 599
機体重心位置	機体先端から	4.2 [m]	
機体全長		6.4 [m]	
初期姿勢	迎角	18 [°]	
	初期高さ	0.5 [m]	
	初速	50.3 [m/s]	
前脚 前タイヤ	弾性係数 kf1	22000 [N/m]	
	減衰係数 cf1	1500 [Ns/m]	
	弾性係数 kf2	4.59×10 ⁶ [N/m]	
主脚 後タイヤ	弾性係数 kr1	50000 [N/m]	
	減衰係数 cr1	2800 [Ns/m]	
	弾性係数 kr2	9.18×10 ⁶ [N/m]	
タイヤ慣性による荷重	Δ t=0.1 時	5000 [N]	
	Δ t=0.01 時	50000 [N]	
ブレーキ	摩擦係数 μ	0.5	
ドラッグシュート	面積 S	4.524 [m ²]	
	抗力係数 Cd	0.56	
	空気密度 ρ	1.205 [kg/m ³]	

4. まとめ

設計条件を満たす構成案が提案できたので、今後は、ブレーキ、ドラッグシュート等の減速系のパラメータ設定、タイヤの回転慣性の影響の精査、着陸インターフェース条件からずれた場合の解析、三次元モデルでの着陸ダイナミクスシミュレーションを行う。

小型無人超音速実験機向け誘導制御系のラジコン機による水平定常飛行検証

○上羽 正純 (航空宇宙システム工学ユニット 教授)

竹内 僚太郎(航空宇宙システム工学専攻 博士前期課程2年)

山下 智也 (航空宇宙システム工学専攻 博士前期課程2年)

横田 滋弘 (航空宇宙総合工学コース 博士前期課程1年)

1. はじめに

超音速機をはじめとする大気中を高速・高々度まで飛行する飛翔体実現のための基盤技術を確認するためには、フライングテストベッドとしての小型無人超音速機を飛行させ、技術検証を行うことが大変重要である。特に高速で高高度を長距離飛行する本小型無人超音速機は、完全自律とならざるを得ず、滑走、離陸、上昇、旋回、水平飛行、下降、着陸の各種飛行モードの自律飛行を実現するため、飛行制御則のみならずセンサ、制御回路、アクチュエータ、無線通信装置等のハードウェアを開発していく必要がある。

本報告では、飛行制御則の検証ならびに実験機への搭載を視野に入れつつ、ラジコン飛行機を転用した小型自律無人航空機を構築し、水平定常飛行制御則について検証した結果を報告する。

2. 誘導制御システム構成

構築した誘導制御システム構成[1-3]を図1に示す。模型飛行機であるラジコン機にセンサとしてINS/GPS(慣性航法装置)、ADS(エアージェータセンサ)、試作品の制御回路を搭載し、ラジコン機の電動モーター並びにサーボモーターに制御信号を送り、プロペラ回転、舵面角度を駆動する。また、本制御回路は、自律飛行のみならず、ラジコン操縦用プロポからの信号により、手動操縦・自動操縦の切替機能を有しており、特定の飛行モードの制御則の検証が可能である。

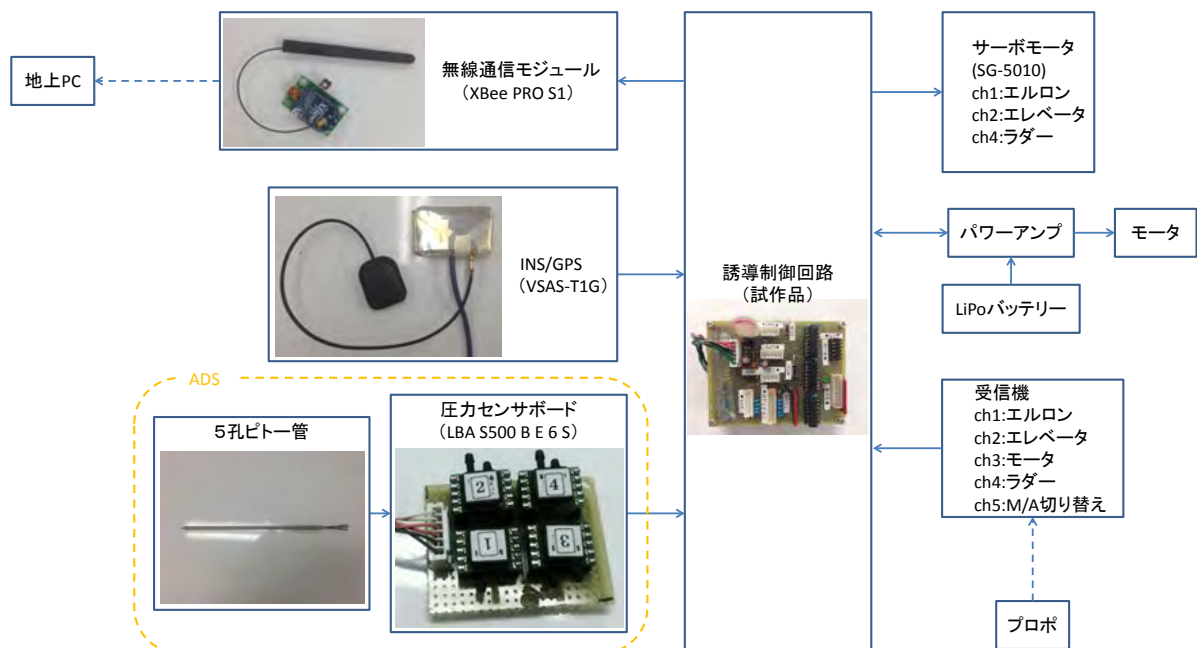


図1 誘導制御システム構成

3. 水平定常飛行実験

3-1. 使用機体及び制御則

本実験には、図2に示す模型飛行機を使用した。表1に示す物理特性を有し、図1に示す各種ハードウェアを搭載して、誘導制御システムが構築されている。



図2 模型飛行機

表1 模型飛行機の物理特性

機体重量[kg]	1.90
翼面積[m ²]	0.364
慣性能率[kgm ²]	0.132
全長[m]	1.173
モータ出力[W]	400
翼面荷重[kg/m ²]	5.21

水平定常直線飛行のためには、姿勢角としてはロール角、ピッチ角がゼロ、方位角が機体進行方向を維持し、かつ、速度一定により高度を保つことが必要である。すなわち、姿勢を一定に保ち、かつ、揚力と重力を釣り合わせる必要がある。このため、3軸の姿勢制御に加えて速度制御が必要である。しかしながら、初めての自律飛行としては最低限の制御則として、方位角を除くピッチ角制御、ロール角制御のみを実装し、簡易的に水平定常飛行の実現を試みることにした。そのため、手動による舵角及びスロットルの操縦を一切行わない状態で当該飛行機が直線飛行するように調整したのち、ロール角及びピッチ角制御により飛行させることとした。

3-2. 実験結果

上記準備ののち、白老滑空場にておこなった飛行実験の飛行軌跡を図3に示す。図の軌跡において、白線は手動操縦による、赤が自動制御による飛行を示す。離陸から着陸までの中で、3回の自動飛行を実施した。

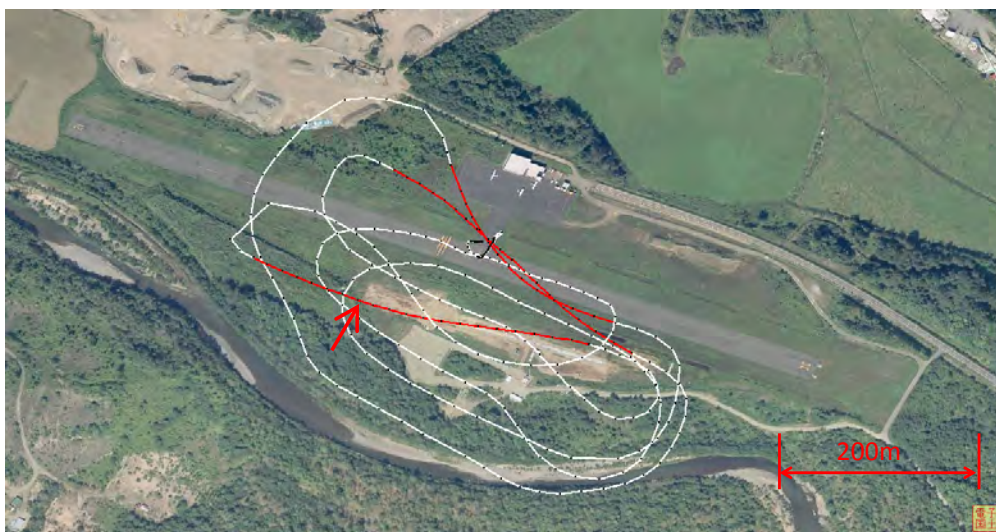
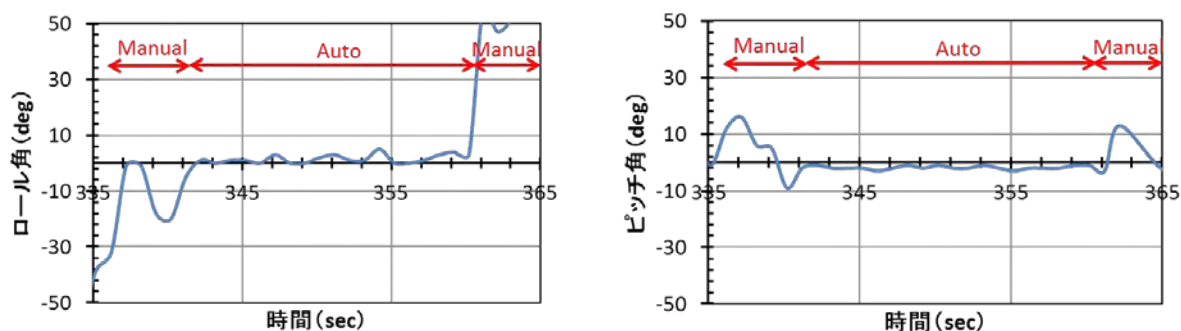


図3 水平定常飛行実験軌跡

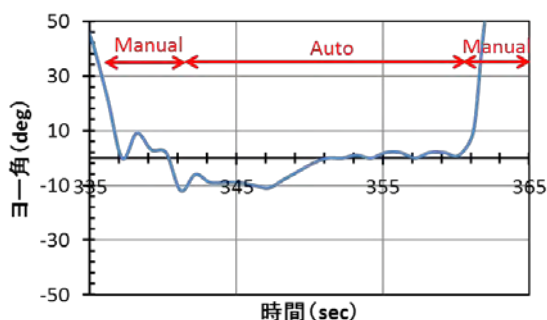
軌跡中赤矢印で示した自動飛行におけるピッチ角，ロール角のプロファイルを図4に示す．ピッチ角，ロール角としては，概ね $\pm 2\sim 4^\circ$ 以内に制御されており，約400mの水平定常飛行が達成された．

しかしながら，軌跡からは，完全な直線ではなく，右にカーブしていることがわかる．本カーブはその後実施した飛行実験結果より，慣性航法装置の座標軸，機体座標系，ラジコン機のサーボモーターのトリム位置の3つのアライメントのずれにより発生していることが明らかとなった．



a) ロール角変動

b) ピッチ角変動



c) ヨー角変動 (ラダー手動操作)

図4 飛行実験における姿勢角プロファイル

4. まとめ

水平定常飛行実験結果に基づき，各種座標系のアライメント誤差，サーボトリムの中立点を補正する手法，方位角制御，速度及び高度制御等を段階的に組み込み，完全な水平定常飛行の実現を目指す．

参考文献

- [1] 上羽，“小型無人超音速機向け誘導制御システムの研究開発-概要-，” 年次報告書 2012 航空宇宙機システム研究センター 室蘭工業大学，2013年7月，pp.66-68
- [2] 上羽，“誘導制御及び遠隔監視制御回路の開発，” 年次報告書 2012 航空宇宙機システム研究センター 室蘭工業大学，2013年7月，pp.84-87
- [3] 上羽，野口，竹内，“小型無人航空機向け遠隔監視制御系用無線通信装置の構築，” 年次報告書 2013 航空宇宙機システム研究センター 室蘭工業大学，2014年8月，pp.78-80

無人航空機の飛行制御時高精度リアルタイムダイナミクス同定手法の研究

上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

○山下 智也(航空宇宙システム工学専攻 博士前期課程2年)

1. 研究の背景と目的

大陸間輸送及び地球周回軌道への輸送システムの実現には、高速・高高度を飛行するための空力、構造、制御系の基盤技術の確立が不可欠である。超音速で飛行する輸送システムにおいては、燃料の大量消費によって質量、慣性能率、重心変化ならびそれらを介して固有振動、固有振動モード等の構造特性を含んだダイナミクスが変化する。ダイナミクスの変化は、要求姿勢制御精度に影響を与えるため、飛行中であっても正確に知る必要がある。ダイナミクスの変化は地上においてある程度事前に解析可能であるが、要求姿勢制御精度によっては十分な精度で把握できない場合も想定される。また、すべての飛行モードに対して風洞試験により空力微係数を測定することは不可能であり、ダイナミクスにはある程度の不確実性が存在する。そもそも無人機は有人機よりコストを重視したものであり、風洞試験での特性把握等よりコストを掛けない方が望ましい。風洞試験によって完全でなくとも簡単な制御ができるまでの特性を知り、ダイナミクス同定によって高精度にダイナミクスを把握できるのが理想と考えられる。したがって本研究では飛行しながらダイナミクスを精度よくリアルタイムで同定することを目指す。

ダイナミクスの同定は、システム同定法として確立されている最小2乗法 [1]の手法を用いて同定する。この手法を利用して、飛行している航空機に対して上記の手法を適用し、直接制御系設計に必要な伝達関数、及びそれを推定できる加振条件、センサの種類及びノイズの条件を検討した報告はない。したがって本研究で、無人航空機への適用を念頭に、まず亜音速の無人航空機としてラジコン機を対象に、伝達関数を精度良く同定する条件を明確化する。

2. 対象とする運動及び機体

機体の運動が微小擾乱であると仮定して2次元平面内の運動とし、縦系及び横方向系の微小擾乱運動方程式を扱う。また、飛行状態としては水平定常飛行とする。同定対象は以下に挙げるダイナミクス[2]とした。

- ・ピッチ角ダイナミクス $\theta/\delta e$
- ・ロール角ダイナミクス $\phi/\delta a$
- ・ヨー角ダイナミクス $\psi/\delta r$
- ・横滑り角ダイナミクス $\beta/\delta r$

また、対象機体は、まずは亜音速機による実証を想定して図1に示すラジコン機を使用する。



図1 対象とするラジコン機

3. ダイナミクス同定手法

3-1. 逐次最小2乗法[1]

システム同定法としては逐次最小2乗法を使用する。この特徴は、観測値を得るたびに推定値を更新可能な点である。これは飛行しながらリアルタイムで同定するのに適した手法である。

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

$$P_N = P_{N-1} - \frac{P_{N-1}z_N z_N^T P_{N-1}}{1 + z_N^T P_{N-1} z_N}$$

$\hat{\omega}_N$: 推定値, P_N : 共分散行列, z_N : 推定ゲイン, y_N : 出力, N : 差分方程式次数

3-2. システム同定適用に向けた問題の所在

無人機は飛行中閉ループ系で制御されているが、閉ループ系の性質上、良好な同定が不可能である。これは入力に対する十分な応答が確保できないためであるので、制御帯域を通常の制御設計より低くすることで、ダイナミクス同定を可能にさせる。

また、実際に飛行させてダイナミクス同定実験を行う場合、定常風などの外的要因が存在する。そこで、どの程度同定に影響を与えるかを確認するために、シミュレーションに印加する。今回は、センサノイズと定常風外乱、サンプリング時間変更による影響を評価する。

4. シミュレーション

表1に示すシミュレーション条件にて、まずは閉ループ系でのダイナミクス同定を行う。それが良好に同定できることを確認後、定常風の印加などの実環境に則した閉ループ系での同定を行う。ピッチ角ダイナミクスについて、図2に理想状態での閉ループ系でのダイナミクス同定結果、図3に実環境の条件を付加した閉ループ系でのダイナミクス同定結果を示す。

表1 シミュレーション条件

計測時間	s	20
差分方程式次数	-	30
サンプリング時間	ms	10or40
3211 入力 振幅	deg	10or30
	基準パルス幅	s
観測ノイズ 標準偏差	deg	0.05
	中央値	deg

定常風外乱	標準偏差	m/s	1.5
	中央値	m/s	2.0

閉ループ系での同定結果は図2より良好に同定できていることがわかる。このとき制御帯域は0.2 Hz程度に設定した。さらに実環境（定常風外乱を印加，サンプリング時間を40 msに変更）を付加した条件での閉ループ系の同定結果は図3から，図2と比較して1.0 Hz程度発散が早いことが確認されるが，同定精度は変化していない。以上より，今回設定した条件で縦系及び横方向系ともに良好に同定できることが確認できた。ロール角ダイナミクスなど残り3つの同定結果についてもピッチ角ダイナミクスの同定結果と，ほぼ同じ傾向を示すことが確認できた。

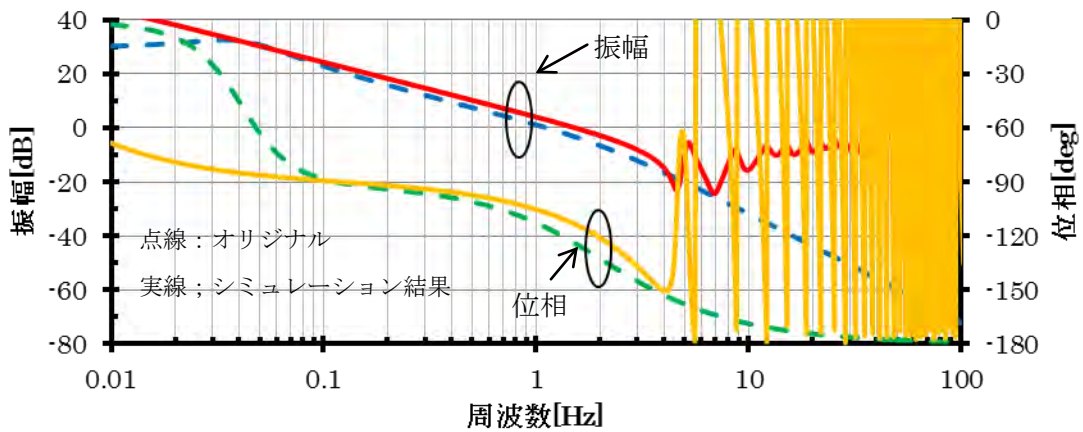


図2 閉ループ系でのダイナミクス同定結果

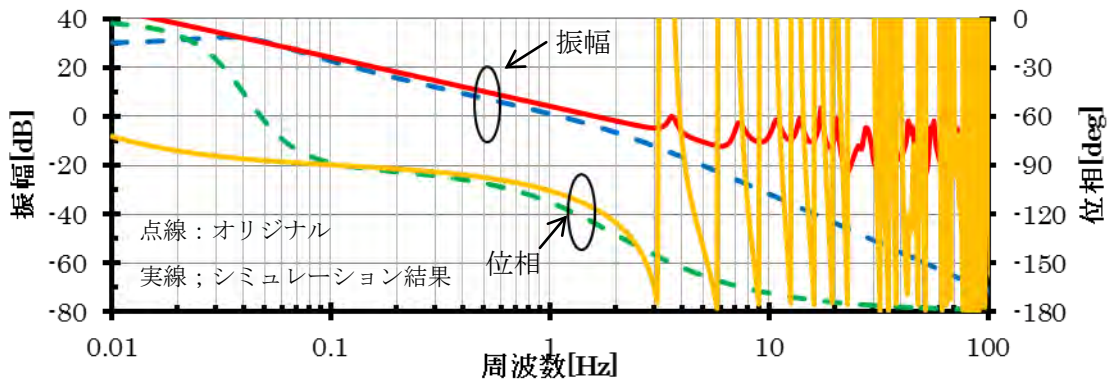


図3 実環境を考慮した閉ループ系でのダイナミクス同定結果

5. 実証実験

シミュレーションによって閉ループ系で良好にダイナミクスを同定できることの確認が完了したため，ラジコン飛行機を実際に飛行させて実証実験を行った。条件はシミュレーション時と同様で，今回はピッチ角ダイナミクスのみを対象とした。図4に5回の同定実験結果を平均した結果を示す。

図4よりシミュレーションと同程度にはならなかったが，振幅曲線はオリジナルに近い結果が

得られた。しかし位相曲線の方はオリジナルとはかなり異なっている。シミュレーションとの相違としては、同定飛行開始時に完全に水平定常飛行になっていなく、そのためピッチ角の運動が予想より小さかったこと等の実環境の誤差と推定している。

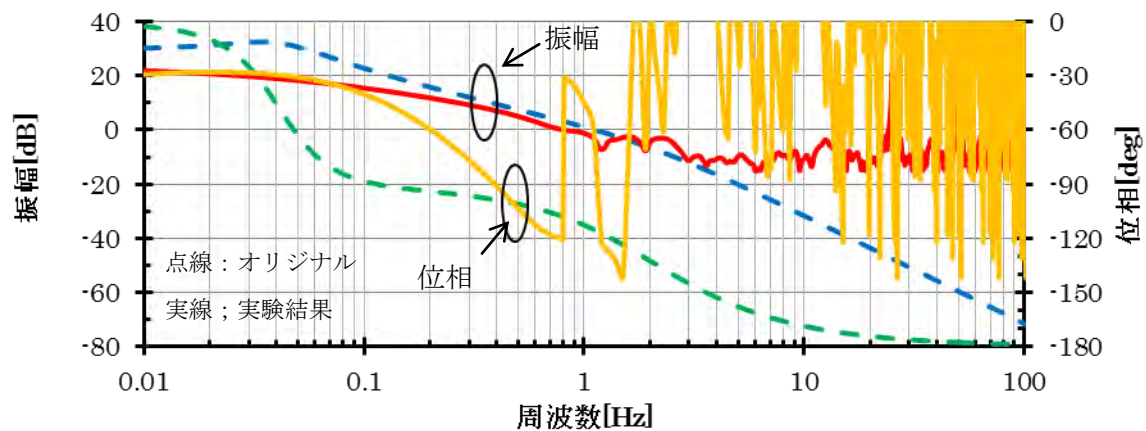


図4 飛行試験による閉ループ系でのダイナミクス同定結果

6. まとめ

垂直速度のラジコン機を対象として、そのダイナミクスを閉ループ系のシミュレーションから同定した。その結果、通常の制御設計より制御帯域を緩くすることで良好に同定可能になり、想定した外乱などの外的要因があっても良好に同定できることが確認できた。実証実験ではシミュレーションと同程度の結果とはならなかったが、今後はその誤差要因を解明し、同定手法に反映する等の改善を行う。

参考文献

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

小型無人超音速実験機向け着陸制御時降下率と着陸制御用高度センサの評価

上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

○横田 滋弘(航空宇宙総合工学コース 博士前期 1 年)

1. 研究の背景と目的

大気中を高速・高々度まで飛行するための基盤技術を研究開発し，地上間輸送及び地球軌道への往還輸送システムの革新に資するという目標の下，本学航空宇宙機システム研究センターでは超音速機を実現するための各基盤技術の研究開発ならびに，それらの実証のためのフライング・テストベッドとしてのマッハ2程度までの飛行する小型無人超音速実験機の開発が進められている．制御の観点からは，着陸時には各種不安定要因が発生する状況において，高い姿勢制御精度及び小さな降下率を達成する必要がある，フライングテストベッドとしては繰り返しの飛行実験の使用のため自動離陸，着陸が必要である．

ここでは上記目的のため，昨年度設計した着陸制御系を用いてエンジン，推力が6段階可変で通常迎角時の着陸時速度と高迎角で最も小さな着陸速度の2種類について，上下方向の突風外乱を受けた場合の降下率をシミュレーションにより評価し，また着陸制御系の構成ハードウェアとして重要な高度センサについて選定・評価した結果を報告する．

2. 着陸制御系

着陸制御系のブロック線図を図1に示す．機体への入力は上から，エルロン，エレベータ，スロットル，ラダーとなっている．ピッチ角コマンドはフレア開始高度になった時，グライドスロープ制御からフレア制御へ切り替わる．

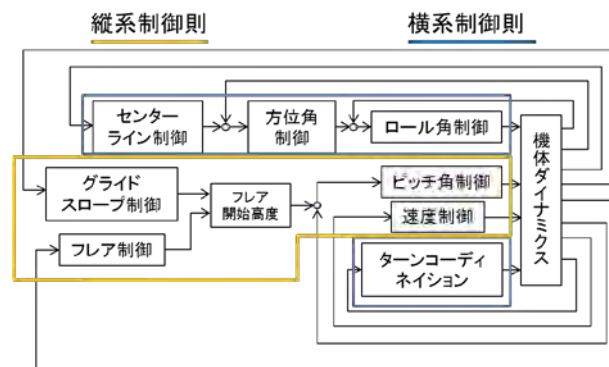


図1 着陸制御系ブロック図

2-1. グライドスロープ制御

航空機を着陸させる第一段階として航空機を，図2に示すように滑走路の着地付近から上向き2.5~3°の仮想的に設定したパスであるグライドスロープに沿って飛行させ，滑走路付近へ導く[1].

2-2. フレア制御

滑走路に近づくと，グライドスロープに沿った直線飛行から，タッチダウンまでを滑らかな曲線に沿って飛行させ，降下率を小さくすることにより着陸時の機体の衝撃を小さくする．これの操作をフレア操作[2]といい，これにより得られる経路をフレアパスと称す．図3にフレアパスの幾何学的関係を示す．

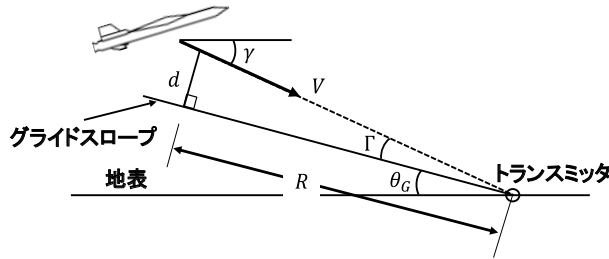


図2 グライドパスにおける幾何学的関係

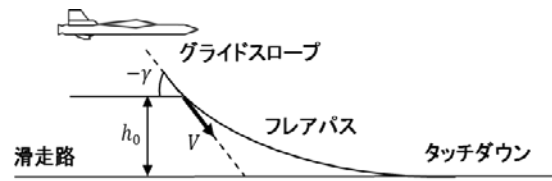


図3 フレアパスにおける幾何学的関係

3. シミュレーション

3-1. 対象航空機モデル

使用した小型無人超音速実験の機体諸元を表1に示し、表2に風洞試験あるいは推算により求めた空力微係数を示す。

表1 機体諸元

重量	W	299 [kg]
翼面積	S	2.15 [m ²]
平均空力翼弦	\bar{c}	1.19 [m]
重心位置	x_{cg}	-0.67 [m]
	z_{cg}	0 [m]
慣性モーメント	I_y	733.11 [kgm ²]
着陸速度 (一般)	V_H	86.0 [m/s]
対応する迎え角	α_H	5.6 [deg]
着陸速度 (最低)	V_L	50.3 [m/s]
対応する迎え角	α_L	18 [deg]

表2 縦系空力微係数

C_{xu}	0.134	C_{mu}	0.0
$C_{x\alpha}$	-0.00739α	$C_{m\alpha}$	-1.71
	$+0.0390$		
C_{zu}	0.0	$C_{m\delta e}$	-1.31
$C_{z\alpha}$	-3.11	C_{mq}	-5.03
$C_{z\delta e}$	-0.508	$C_{m\dot{\alpha}}$	-3.42

3-2. シミュレーション条件

以下に示す条件にてシミュレーションを行う。

- フレア開始高度 着陸速度 86 m/s の場合 9.09 m
着陸速度 50 m/s の場合 4.82 m
- 突風外乱 高度 1 m の時 下向き 5 m/s の突風が 1 秒間発生
- エンジン推力 600 N, 800 N, 1000 N, 1200 N, 1400 N, 1600 N の 6 段可変
- エンジン特性 1 秒, 10 秒の遅れ要素

3-3. シミュレーション結果

上記条件を用いてシミュレーションを行った結果を図4, 5および表3に示す。

図4, 5より、着陸速度 50 m/s かつエンジン時間遅れ 10 秒の時では、瞬間的に推力が立ち上がらなかったため、十分な揚力を得られず 0.6 m/s 程の降下率で接地しているが、着陸速度 86 m/s 時では 0.2 m/s 程と影響が少ない。また、外乱を受けた場合でも推力の立ち上がりが遅いためエンジン時間遅れ 1 秒と比べて、着陸速度 50, 86 m/s それぞれ 0.4 m/s, 0.2 m/s 程接地時降下率が大きくなる結果となった。

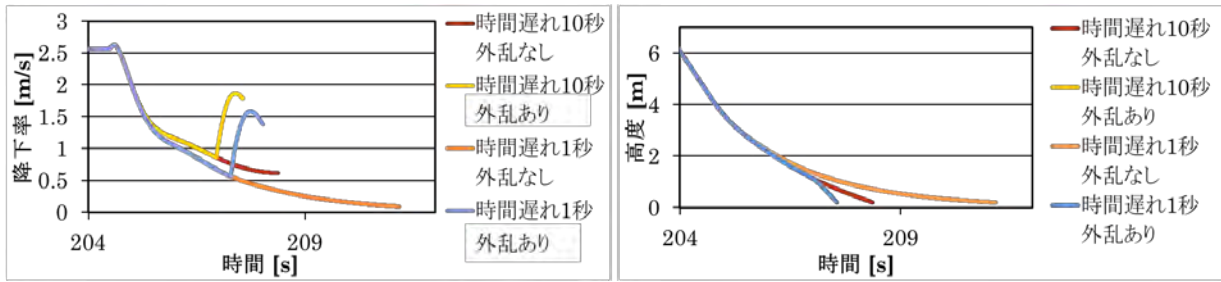


図4 着陸速度 50 m/s 時の降下率と高度のフレア制御シミュレーション結果

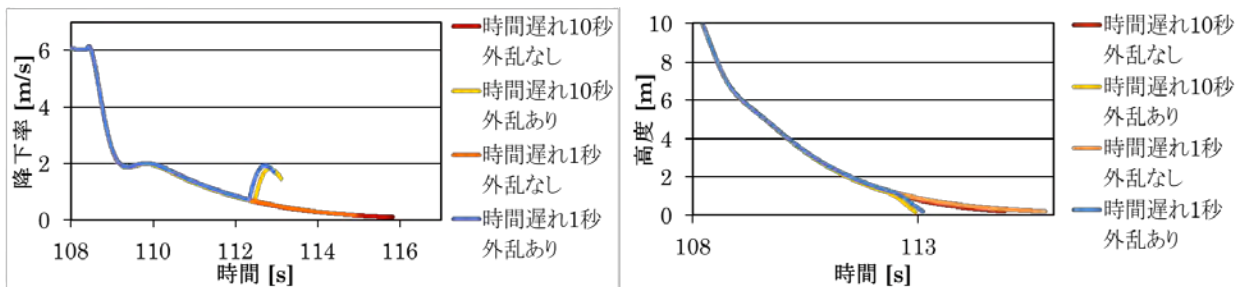


図5 着陸速度 86 m/s 時の降下率と高度のフレア制御シミュレーション結果

表3 接地時降下率まとめ

エンジン 時間遅れ	外乱	着陸速度 86m/s	着陸速度 50m/s
		接地時降下率 [m/s]	
10秒	なし	0.62	0.17
	あり	1.78	1.69
1秒	なし	0.09	0.1
	あり	1.38	1.46
10秒(連続、 リミットなし)	なし	0.10	0.12
	あり	1.30	1.37

4. 着陸制御用高度センサ

着陸制御を行うには、地上付近の正確な高度データが必要となるが、GPSの精度は一般的に3m~10mとされており着陸時の衝撃の観点から使用できない。よって、小型無人超音速実験機に向けて着陸制御用に別途高度センサを構築した。

高度センサとしてSHARP製の赤外線測距センサを選定した。但し、概ね0~数m程度の測定レンジを確保するため、図6に示すように、2つの測定距離の違う測距センサを使用し、高度5mまでを測定する高度センサ系を構築し、電動ラジコン飛行機下面に搭載することとした。

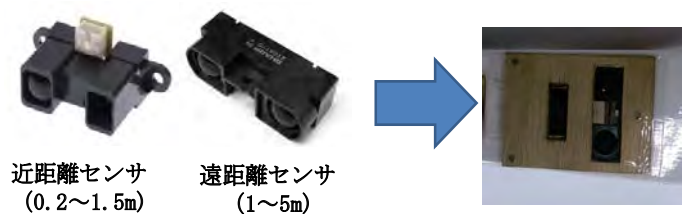


図6 高度センサ

学内コンクリート壁を用いて測定距離に対する高度センサの特性を確認した。高度センサのカタログ特性を用いて実際の距離と出力される距離を比較した結果を図7に示す。図より高度センサは15%程の精度であり、0.2~5 mの範囲で使用可能である。また、近距離、遠距離センサの出力値が測定距離1 mの時に最も近いため、高度1 mにおいて遠距離センサと近距離センサを切り替えることとした。

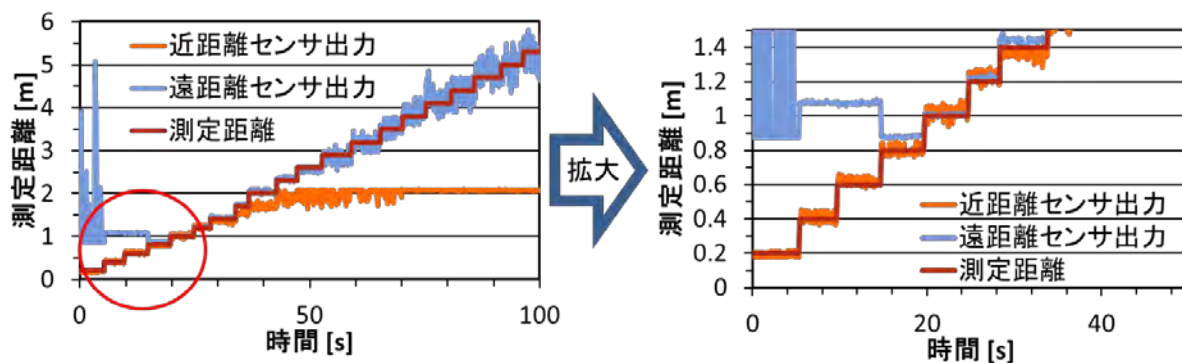


図7 高度センサ試験結果

5. まとめ

小型無人超音速実験機を対象に着陸時縦系制御系設計を行い、現実的なエンジン特性を想定し突風外乱を組み入れたシミュレーションにより接地時の降下率を評価した。この結果、最低着陸速度の場合にエンジンの遅れ要素が大きいと、接地時の降下率が0.5 m/s近く増加し、通常速度では0.2 m/s近く増加することを確認した。また、小型無人超音速実験機に向けた高度センサの実証機への搭載、および特性を確認した。使用範囲は0.2~5 mであり、精度は測定距離に対して15%程である。

今後は、着陸制御技術の実証のため初期段階として、高度センサを搭載した電動ラジコン機で飛行試験を行い、小型無人超音速機での着陸制御技術を確立する。

参考文献

- [1] 加藤明夫, 板垣良樹: ファジィ制御による自動着陸の制御則, 日本航空宇宙学会論文集, 55(2007)
- [2] 片柳亮二: 航空機の飛行制御の実際, 森北出版, 2011.

小型無人超音速機の自律・高安定操舵離陸制御系の研究

上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

○高橋 康平(航空宇宙システム工学コース 学部4年)

1. 研究背景と目的

本学の航空宇宙機システム研究センターでは、大気中を高速・高高度で飛行するための基盤技術の研究開発が行われており、そのテストベッドとして小型無人超音速機の開発が進められている。本機は滑走路から離陸する必要があるが、自律的な滑走の手法は有人機、無人機ともに明確ではない。そのため滑走離陸のための制御手法を提案し、シミュレーションおよびラジコン機での実験により性能を確認し、小型無人機の安定した滑走離陸技術の確立を目指す。

一般に飛行機の離陸は静止状態から加速をはじめ所定の高度に達するまでの区間とされるが[1]、本研究では図1に示すように離陸を滑走、機首上げによる浮上、上昇の3段階的に分けて実現して行くこととし、はじめに滑走に関する制御技術を確立する。

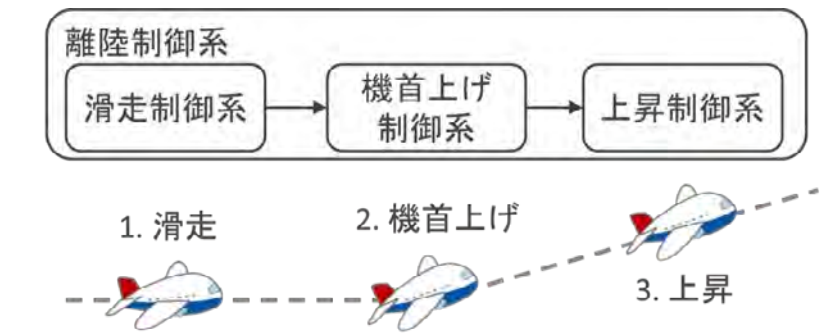


図1 離陸制御系

2. 従来技術と問題の所在

本機体の滑走制御にはステアリングを使用することを前提とする。このステアリングを使用した自律的な走行の例として自動車の自動運転があるが、小型無人機の離陸速度は自動車よりも高速であり、機体ダイナミクスが速度により変化する点が異なる。また、自律的な滑走離陸の例が殆ど無いため、制御則設計の目標精度やその指針となる要素が明らかになっていない。従って、機体ダイナミクスの変化に対応し、安定的に滑走するための目標精度、条件を明確化する必要がある。

3. 滑走誘導制御系

小型無人機が滑走路を滑走する場合を想定し、航空機の着陸制御系[2]を参考にした誘導制御則を提案する。提案する誘導制御系を機体位置の滑走路中心線からの偏差 d から方位角コマンド ψ_{cmd} を算出する滑走路中心誘導則(図3)と方位角コマンド ψ_{cmd} に合わせて機体の方位角 ψ を制御する滑走方向制御則(図2)で構成する。

滑走路中心誘導則は PI 制御により方位角コマンド ψ_{cmd} を算出し、滑走方向制御則は方位角 ψ およびZ軸角速度 r のフィードバックにより機体の方位角 ψ を方位角コマンド ψ_{cmd} に一致させる。機体ダイナミクスの変化については、ゲインを機体の速度に応じて変化させることで対応する。

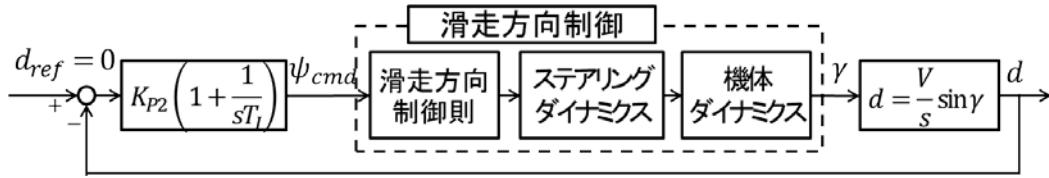


図2 滑走路中心維持制御

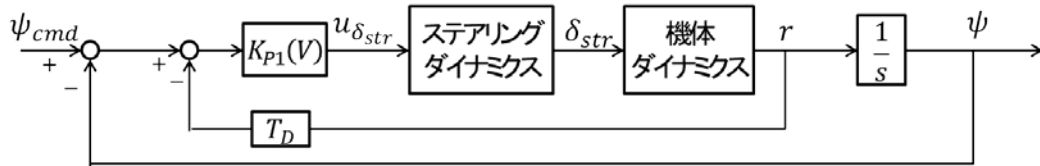


図3 滑走方向制御

4. 機体の数学モデル

機体の運動は二次元平面上で起こるとする。機体には推力、空気力、降着装置による力[3]が作用するとし、降着装置による力は、タイヤによるコーナリングフォース F_{cf} の単純なモデルとする。コーナリングフォース F_{cf} はタイヤの材質や構造など様々な影響を受けるが滑走中は一定とみなせるものが多い。しかし、タイヤの垂直荷重 F_N は揚力により減少するので考慮する必要がある。

式(1)および(2)に機体ダイナミクスを示す。ステアリングダイナミクスは二次遅れ系で近似する。

$$m \frac{du}{dt} = F_x, \quad m \left(\frac{dv}{dt} + Vr \right) = F_y, \quad I \frac{dr}{dt} = N \quad (1)$$

$$F_x = T, \quad F_y = F_v v + F_r r + F_{\delta_{str}} \delta_{str}, \quad N = N_v v + N_r r + N_{\delta_{str}} \delta_{str}$$

$$\begin{pmatrix} F_v & = & -\frac{C_f + 2C_r}{V} + \frac{\rho V S C_{y\beta}}{2} & N_v & = & -\frac{C_f l_f - 2C_r l_r}{V} + \frac{\rho V S b C_{n\beta}}{2} \\ F_r & = & -\frac{C_f l_f - 2C_r l_r}{V} + \frac{\rho V^2 S C_{yr}}{2} & N_r & = & -\frac{C_f l_f^2 + 2C_r l_r^2}{V} + \frac{\rho V^2 S b C_{nr}}{2} \\ F_{\delta_{str}} & = & C_f & N_{\delta_{str}} & = & C_f l_f \end{pmatrix} \quad (2)$$

5. 誘導制御則設計

5-1. ゲインスケジュール

機体の速度を変化させると制御対象のダイナミクスも変化してしまう。本研究では滑走方向制御則の比例ゲインを変化させることで、制御対象の特性変化に対応する。機体の速度によるゲイン変化はある速度でピークを持つ山形となる。この変化を抑えるために滑走方向制御速の比例ゲインを機体の速度に応じて変化させるゲインスケジュール[4]を行う。

5-2. 誘導制御則目標性能

離陸時の滑走誘導制御系の目標精度は明らかになっていないので、本研究の段階では目標性能を暫定的に設定しシミュレーションにより検討を行う。滑走時は滑走路に留まることを第一と

し滑走路中心からの偏差 d が ± 10 m以内を目標性能としている。機首上げ移行時は安定して機首上げ操作に移行できるよう経路角 γ の目標値を設定した。機首上げ速度 V における経路角 γ が ± 5 deg以内を目標性能とする。

6. 数値シミュレーション

6-1. シミュレーション条件

ノミナルおよびオフノミナルケースでのシミュレーションを実施した。ノミナルケースは機体が滑走路中心線上(偏差 $d = 0$)を滑走する軌道である。また、ノミナル以外の条件でも離陸可能なことを確認するために、オフノミナルケースとして表1のシミュレーションを実施した。

表1 オフノミナルケース

Case	条件
1	滑走路に直交する風速一定の風(2m/s)
2	滑走路に直交するパルス状の風(風速 5m/s, 時刻 8sec, 幅 0.3sec)
3	方位角に 9deg(=3 σ)のバイアス
4	初期方位角に 5deg のオフセット
5	初期位置に 2m のオフセット

6-2. シミュレーション結果

図4にシミュレーションの結果を示す。すべてのケースで暫定的に設定した目標性能を満たしていることが確認できる。

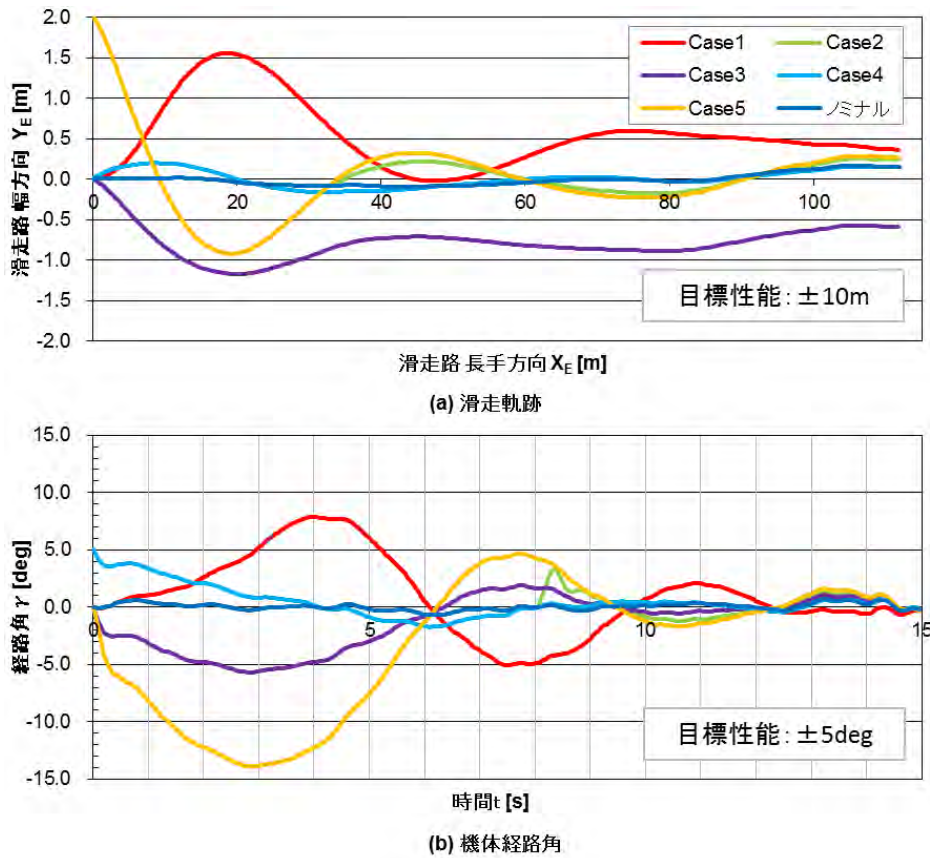


図4 シミュレーション結果

7. まとめ

シミュレーションにより提案した滑走誘導制御系が設定した目標性能を満たすことを確認した。以降はラジコン機への実装を行い実験による検討を進めていく。

参考文献

- [1] 日本航空宇宙学会, 「航空宇宙工学便覧」, 丸善出版
- [2] 片柳亮二, 「航空機の飛行力学と制御」, 森北出版株式会社, 2011.
- [3] 安部正人, 「自動車の運動と制御 車両運動力学の理論形成と応用 第2版」, 東京電機大学出版局, 2012.
- [4] システム制御情報学会編, 「PID制御」, 朝倉書店, 1992 .

ワイヤレス通信による飛行情報を用いた無人航空機向け追尾アンテナ制御技術の研究

上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

○竹内 僚太郎(航空宇宙システム工学専攻 博士前期課程 2年)

1. はじめに

近年、無人航空機については、航空宇宙関連の研究機関及び大学において自律飛行技術の研究開発が行われ、利用については、観測ミッション・通信中継に関する技術を目的に研究開発が推進されている。このような無人航空機の飛行技術及び、それを用いた利用技術の確立には、テレメトリの運用や、ミッション機器からのデータを送信するための通信品質保証が可能なブロードバンドワイヤレスシステムが必須である。また、航空宇宙システム研究センターにおいて研究開発が推進されている小型無人超音速実験機「オオワシ」の高速飛行実験において、テレメトリ受信や緊急時のコマンド送信等のため、安定した通信を提供する追尾アンテナが不可欠である。また、無人航空機の利用技術としては、図1に示す複数無人航空機及び複数地上局を用いた観測システムを提案し、その各種技術の研究開発を推進[1]している。

これらの利用においては、ともに高速飛行する無人航空機を地上局アンテナで高精度に追尾する制御技術、飛行に伴う複数無人航空機と追尾アンテナ間の通信状況の変化や建物の影に入ることによる通信リンクの切断を最小にするため、追尾対象である無人航空機を高速に切り替え可能である高応答な制御技術が必要である。本研究では、上記のような利用を前提に高精度・高応答に追尾する地上局アンテナの構築し、シミュレーションにより所望の性能を達成可能であることを確認した結果を報告する。

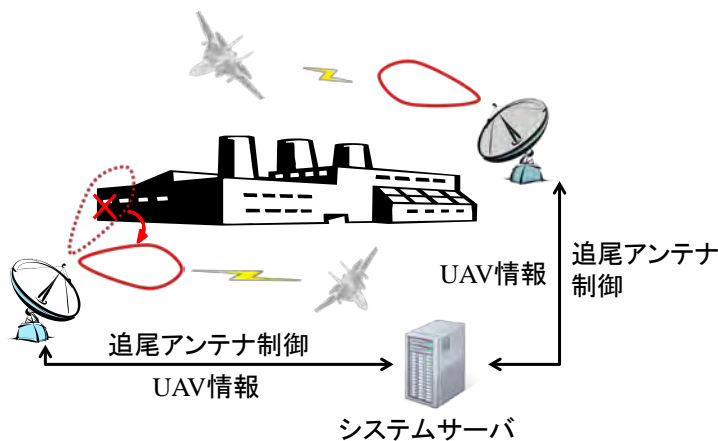


図1 複数 UAV を用いた観測ミッション

表1 指向方向誤差要因

制御誤差	deg	0.01
アライメント誤差	deg	1
主ビーム方向誤差	deg	0.01
ビーム幅不確定性	deg	5

表2 目標指向方向誤差

内訳	GPS 不確定性	deg	0.3
	アンテナ追尾制御	deg	0.4
総合目標指向方向誤差		deg	0.5

2. 提案追尾アンテナシステム

2-1. 既存追尾アンテナ制御系

無人航空機や飛行体への地上局アンテナの追尾に関する精度や応答性等に関する報告事例は非常に少ない。また、既存追尾システムでは、対象の位置や距離・速度などは、対象の性質より地飛行体から来る画像、赤外線等より推定[2]せざるを得ず、そのため、追尾アンテナの指向方向制御誤差3)は、表1に示すように使用センサ誤差が支配的である。

2-2. 提案追尾アンテナ制御系

提案追尾アンテナ制御系は、図2に示すように地上局追尾アンテナ、追尾カメラで構成される。

追尾カメラにおいて、広角で無人航空機の映像を捉え、大まかな角度情報を取得する。この角度範囲内において、無人航空機に搭載した慣性航法装置により計測された位置・速度情報をテレメトリにより取得した後、地上局アンテナを駆動し高精度に無人航空機を追尾する。

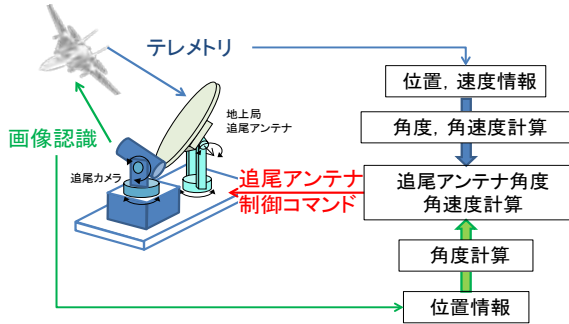


図2 複合追尾アンテナ制御系

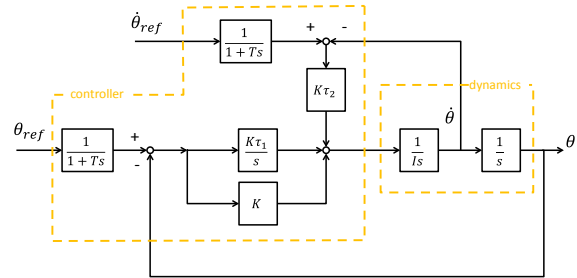


図3 追従制御系ブロック図

2-3. 高精度追尾アンテナ制御系

高精度追尾アンテナ制御に用いる制御系ブロック図を図3に示す。テレメトリから得られる位置、速度情報を角度、角速度コマンドとして制御系へ入力する。

本研究における指向方向制御誤差配分並びに目標指向方向誤差を表2に示す。ここで、GPSで測定される追尾対象位置誤差に起因する指向方向誤差 0.3° に対し、アンテナのビーム幅 (10°) の20分の1を目標指向方向誤差として設定することにより、逆算して追尾アンテナの制御誤差を設定した。

2-4. 高応答追尾アンテナ制御系

高応答追尾アンテナ制御系では図4に示す2自由度制御系を使用する。制御要素としてフィードバック制御部である $K(s)$ はPID制御、フィードフォワード制御部である $F(s)$ は2次遅れ系を採用した。これらは2自由度制御系を構築するための安定条件[4]を満たす。

追尾対象の切り替え時による目標整定時間は、高精度制御系での整定時間 0.311 sec に対してその2分の1以下の 0.15 sec 以下に設定した。

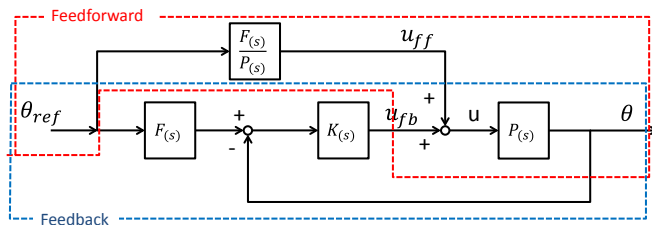


図4 高応答制御系ブロック図

表3 アンテナ物理特性

アンテナ径	m	0.75
慣性能率	kgm^2	0.56
周波数	GHz	2.442
アンテナ効率		0.65

表4 センサノイズ特性

角度	deg	1.21
角速度	deg/s	0.057

3. シミュレーション

提案追尾アンテナ制御系による目標追尾精度および目標整定時間が達成されていることをシミュレーションにより確認する。

3-1. 使用モデル及びノイズ

表3に示す物理特性のパラボラアンテナの使用を想定する。本研究ではアジマス角のみの1軸の回転運動方程式を扱い、追尾制御系を設計した。また、無人航空機よりテレメトリとして地上局追尾アンテナ制御へのコマンドとして送信する位置・速度情報は誤差を有し、これらは角度・角速度に加わるノイズとして扱う。

3-2. 高精度追尾アンテナ制御系シミュレーション

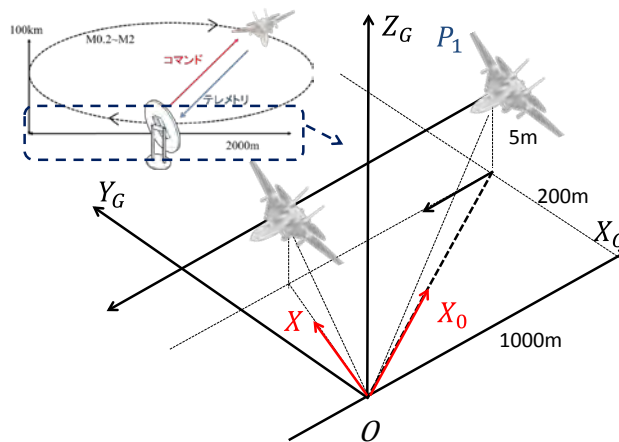


図5 飛行条件

追尾アンテナの主ビーム方向と直角方向に無人航空機が飛行する場合、追尾アンテナ制御系は最も大きな角速度を発生させて追尾することになり、追尾誤差も大きくなる。この状況を含み最短距離 200 m で飛行速度 20~80 m/s の範囲で飛行するケースを想定した。また、シミュレーション開始時には追尾アンテナは航空機の方角を向いて静止しているとし、開始直後から、テレメトリ回線を通して制御系には角度、角速度がコマンド入力される。1機の無人航空機と1基の地上局アンテナをそれぞれ P1, 原点に配置し、無人航空機を高度 5 m で水平定常飛行させる。飛行速度は想定最大、最小値である 20 m/s と 80 m/s を選定した。

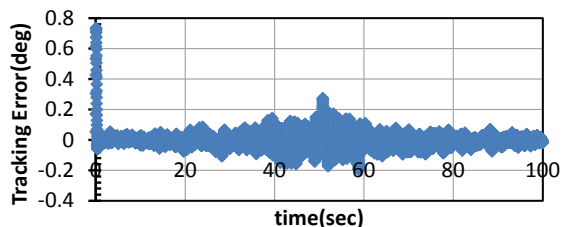


図6 追従制御シミュレーション (20 m/s)

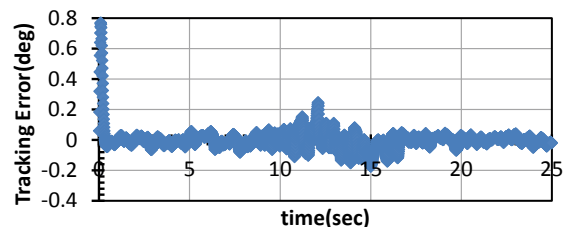


図7 追従制御シミュレーション (80 m/s)

シミュレーション結果を図6, 7に示す。定常的な追尾制御誤差 0.4°以内が達成されていることが確認できる。20~80 m/s の間の飛行速度においても同様の結果が得られた。本シミュレーション

オン開始直後の誤差の増加は，追尾アンテナの初期状態に角速度が無いことによる時間遅れに起因すると考えられ，0.2 sec 程度で定常追尾制御誤差 0.4° 以内に達している。

3-3. 高応答追尾アンテナ制御系シミュレーション

前述の 2 自由度制御系を用いたシミュレーション結果を図 8 に示す。これより整定時間は 0.096sec となり，既存技術に比べ整定時間の半減が可能であることを確認した。

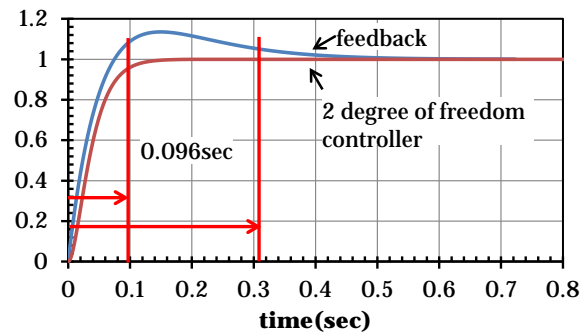


図 8 2 自由度制御系の応答シミュレーション

4. まとめ

無人航空機の位置・速度情報を用いた追尾シミュレーションにより，目標追尾制御精度として 0.4° が達成可能であることを確認した。また，2 自由度制御系を用いたシミュレーションにより，既存制御系での整定時間からの半減が達成可能であることを確認した。

参考文献

- [1] 戦略的情報通信研究開発推進事業 (SCOPE) の平成 26 年度研究開発課題の公募の結果
http://www.soumu.go.jp/menu_news/s-news/01tsushin03_02000091.html
- [2] 田中, 山野, 中里, 上田, 菊池, 標定用レーダによる分離目標等の計測法に関する検討,
http://www.mod.go.jp/trdi/research/dts2011/dts2011.files/low_pdf/P-2.pdf
- [3] 川上, 中川, 上野, 服部, 衛星搭載用アンテナ指向方向制御システム, 日本航空宇宙学会誌, 第 36 巻, 第 409 号
- [4] 清水, フィードバック制御理論-安定化と最適化-, コロナ社, 2013

小型無人超音速実験機向けテレメトリ用無線通信装置の開発

○上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

竹内 僚太郎(航空宇宙システム専攻 博士前期課程 2年)

1. はじめに

室蘭工業大学・航空宇宙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実際の高速飛行環境で飛行実証するための小型無人超音速実験機（フライング・テストベッド FTB）の構築を進めている。

本実験機を長距離飛行させるには、実験機に搭載したセンサにより位置、速度、姿勢等の飛行状態を計測し、それらデータをリアルタイムで無線伝送するとともに、地上からのコマンドを実験機に伝える遠隔監視制御系を構成（図1）することが必須である。無線伝送するために実験機に搭載あるいは地上で準備する無線通信装置は、最終的な飛行距離である 100 km の伝送できる能力が必要である。ここでは、本遠隔監視制御系として飛行実験距離に対応して2段階に分けて構築することとし、近距離用には市販無線通信モジュールを選定・評価した結果を、本格版である遠距離用には試作によりテレメトリ送受信装置を構築した結果を報告する。

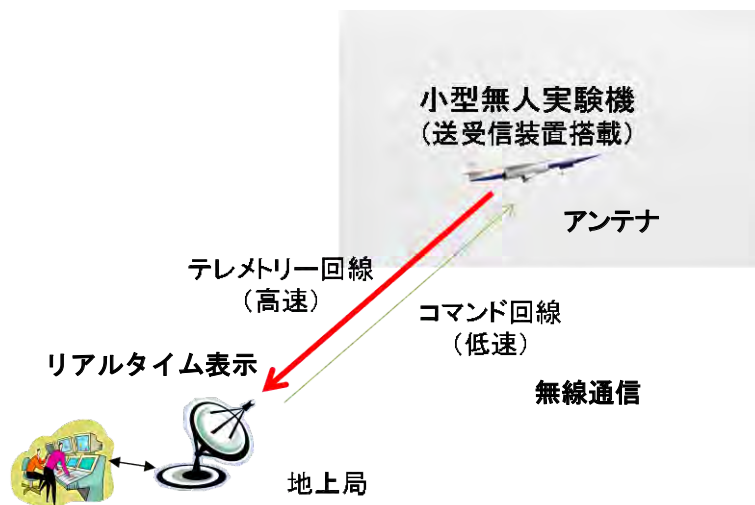


図1 遠隔監視制御系構成

2. 無線通信装置の構築

最終的な実験機は 100 km 飛行するために、それだけの距離を無線伝送可能な装置が必要であるが、最終的な実験機が完成するまでの途中段階の誘導制御系技術等の実証の観点からは、プロペララジコン機、ジェットエンジンラジコン機等の小規模、中規模サイズの実験機が使用される。この場合、これら中間段階の実験機では最終的な実験機に比して搭載スペースが小さく、飛行距離も最大 10 km 程度であるために、規模に応じて搭載可能な市販の無線通信機器を使用しつつ、最終的な無線通信装置を段階的に準備することが現実的である。

飛行実証のための距離を勘案して、500 m 程度、10 km、100 km の 3 段階の無線伝送距離に区分して、前 2 つの伝送距離の場合には市販の無線通信を、100 km の伝送距離においては特注品を製作することとした。500 m 程度の無線伝送距離については、XBee Pro を使用することとし、その伝送特性評価は完了している[1]。10 km 用及び 100 km 用については、それぞれ市販無線通信モジュールの使用、特注品による製造を行うことにし、前者については無線伝送特性を評価した結果を、後者については構築を完了の状況を以下に述べる。

2-1. 10km 用無線通信装置

最大 10 km 用無線通信装置について調査の結果、図 2 に示す東京コスモス電機製の無線通信モジュール TWE-STRONG を選定した。本無線通信モジュールは特定小電力製品であり、無線従事者免許不要で操作可能である。本モジュールについて無線通信試験を行った結果を表 1 に、その時の無線伝送特性試験実施形態を図 3 に示す。



使用アンテナ	伝送距離
内臓アンテナ	1.7km
無指向性アンテナ	3.1km
八木宇田アンテナ	10km

外観

伝送距離

表 1 受信率

場所	受信率	実験条件
実験室	97.8246%	5m レンジ
白老滑空場	89.5598%	送信側航空機搭載(200m)
	99.7%	送信側地上(800m)

図 2 TWE-STRONG の外観と伝送性能



図 3 無線伝送特性試験実施形態

まず、実験室においては、最大距離として確保可能な 5 m レンジで受信率を測定した。それより長距離については白老実験場で受信率を評価した。図 3 中、送信機を搭載した模型航空機から

の電波を赤の受信点において測定し受信率を求めた。受信点については、地上高 3 m 程度のスタンドの頂上に受信機を設置してある。また、滑走路端の片方から送信し（青の送信点）、もう片方の端において受信（青の受信点）し受信率を評価した。この場合送受信点においては、ともに地上高 3 m 程度のスタンドに無線通信モジュールを設置してある。使用したアンテナは全てのケースにおいて、かつ、送受信点においてダイポールアンテナを使用した。

評価結果より、最大 800 m の伝送距離において、99.7%の受信率を得た。また、距離が短い模型航空機を用いた無線伝送特性試験では 90%弱の受信率となっている。これは、模型航空機の姿勢変化により、ダイポールアンテナのヌル方向を使用することになるためと考えられる。

2-2. 100km 用無線通信装置

最終的に 100 km の伝送が可能なテレメトリー・コマンド回線を構築するためには、表 2 に示す特性を有する回線を構築する必要がある。これら性能を実現可能な無線通信装置は市販されていないため、特注品として送受信装置の製作を進めた。まず、先行的にテレメトリー回線について、平成 25 年度のテレメトリー受信装置[1]の開発に続き、平成 26 年度は表 3 に示す性能を有するテレメトリー送信装置を開発（図 4）した。

表 2 テレメトリー，コマンド回線性能諸元

	テレメトリー回線	コマンド回線
使用周波数(帯)	1281.5MHz*	400MHz帯
送信装置 アンテナ利得	0dB	0dBi
送信電力	2Wmax	1Wmax
受信装置 アンテナ利得	10 dBi	10dBi
情報データ速度	128kbps	10kbps

*:中心周波数



図 4 製作テレメトリー送信装置

表 3 テレメトリー送信装置主要諸元

中心周波数	1281.5MHz
変調方式	2FSK
送信電力	1W
電波型式	F1D
占有周波数帯域幅	2MHz

本テレメトリー送信装置は、受信装置とセットで用いて主要諸元が目標値通りに製作されていることを有線構成（図 5）で確認するとともに、遠距離からのテレメトリーデータ受信のために八木・宇田アンテナを用いた指向性アンテナ（図 6）を構築した。

送信装置については、使用周波数は総務省との調整の上、航空機と地上間における電波伝搬特性を把握するための周波数として実験局免許の許可を得た。本実験局免許は平成 27 年度 3 月 20 日から、平成 30 年 3 月 31 日まで有効である。

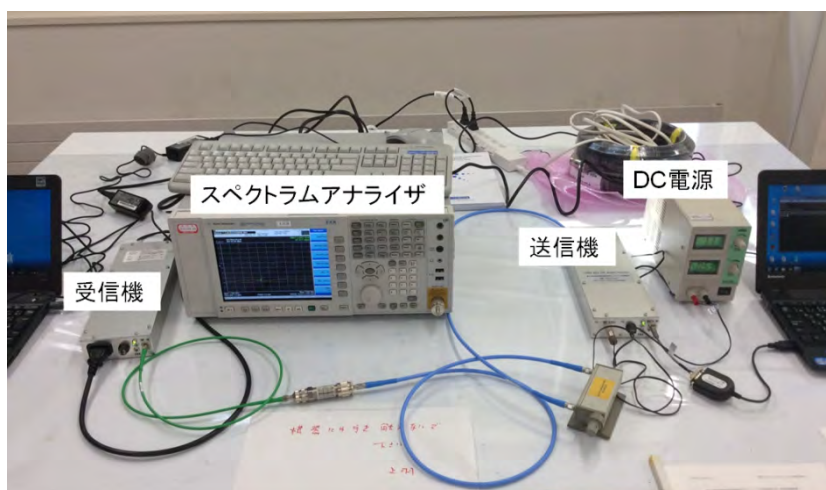


図5 テレメトリー送受信装置伝送試験（有線）



図6 テレメトリー受信用
指向性アンテナ

3. まとめ

最大 10 km まで無線伝送可能な市販品無線通信モジュールの 1 km 以下での伝送特性を評価した。今後、200 m 以上での飛行距離における無線伝送特性評価を白老滑空場で進めるとともに、地上設置の場合の無線通信モジュールそのものの受信率については、今後 3 km 程度から順次 10 km 程度まで測定を行う。100 km テレメトリー送受信装置については構築を完了し、今後 10 km 程度までの地上での伝送特性評価を実施する。

参考文献

[1]上羽, 野口, 竹内, “小型無人航空機向け遠隔監視制御用無線通信装置の構築”, 航空宇宙機システムセンター年次報告書 2013, pp.78-80.

発表論文

2014 年度

査読付き学術誌

- [1] Ken HIGUCHI, Yasuyuki MIYAZAKI, Kosei ISHIMURA, Hiroshi FURUYA, Hiroaki TSUNODA, Kei SENDA, Akihito WATANABE, Nobuyoshi KAWABATA, Takeshi KURATOMI, and SIMPLE Project Team, "Initial Operation and Deployment Experiment of Inflatable Extension Mast in SIMPLE on JEM Exposure Platform in ISS," Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, Vol.12, No.ists29, pp.Pc_1-Pc_7, 2014.
- [2] Daisuke Nakata, Kenji Nishine, Kaoru Tateoke, Kazuyuki Higashino, Nobuhiro Tanatsugu, "Aerodynamic Measurement on the High Speed Test Track," , Transactions of the Japan Society for Aeronautics and Space Sciences Aerospace Technology Japan, , Vol.12, No.ists29, pp. Tg 5-Tg 10, 2014.
- [3] Kazuyuki Higashino, Masatoshi Sugioka, Shuntaro Izumi, Toshiyuki Terada, Noboyuki Azuma, Teiu Kobayashi, "Study on Material Compatibility for Bioethanol Fueled Rocket Engine," Aerospace Technology Japan, Vol.12, No.ists29, pp. Pa 41-Pa 46, 2014.
- [4] Kazuhide MIZOBATA, Ryojiro MINATO, Ken HIGUCHI, Masazumi UEBA, Syohei TAKAGI, Daisuke NAKATA, Kazuyuki HIGASHINO, and Nobuhiro TANATSUGU, "Development of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle as a Flying Test Bed for Future Space Transportation Research," Transactions of JSASS, Aerospace Technology Japan, Vol.12, No.ists29, pp. Po 3 1-Po3 10, 2014.
- [5] 塚野 徹、棚次亘弘、杉岡正敏、東野和幸「白金触媒を用いた熱分解吸熱性燃料の吸熱量の測定と評価」. 日本航空宇宙学会論文.第 62 巻 5 号、pp.149-156, 2014.
- [6] 高木正平、上村卓也、平田裕、高田晃輔「超音速流特性に及ぼす湿度効果について」、. 日本航空宇宙学会論文集. 第 62 巻、4 号、pp.136-142, 2014.
- [7] Daisuke Nakata, Kiyoshi Kinefuchi, Satoshi Hosoda, Masahiro Kinoshita and Hitoshi Kuninaka "Technical Challengers for Advanced Arcjets," , Transactions of the Japan Society for Aeronautics and Space Sciences Aerospace Technology Japan, Vol.12, No.ists29, pp.To_1_1-To_1_5, Nov. 2014
- [8]高木正平、「Kutta の条件を満たした翼周りの流線の可視化 -電界場の等電位線とポテンシャル流の流線とのアナログを利用して-」、.可視化情報学会論文集. 第 34 巻、9 号、pp29-34, 2014.
- [9] Takagi, S., Yamaya, N. and Itoh, N.: Frequency control of unstable disturbances in two-dimensional jet by artificial acoustic loop, Transactions of the Japan Society for Aeronautics and Space Sciences. Vol.57, No.5, 2014, pp.255-262.
- [10] Nobuhisa Katsumata, Kaimori Masaaki, Masanobu Yamasaki, Ken Higuchi, Michihiro Natori, Hiroshi Yamakawa: Deployment Characteristics of Braid Coated Bi-Convex Tape and Bi-SMA Convex Tape Booms for Deployable Membrane Structures, Journal of Mechanics Engineering and Automation, Vol.4, No.1, 52-62, 2014.
- [11] Nobuhisa Katsumata, M.C. Natori, Hiroshi Yamakawa: Analysis of dynamic behaviour of inflatable booms in zigzag and modified zigzag folding patterns, Acta Astronautica, 93, 45-54, 2014.

国際会議発表論文

- [1] Kazuhide Mizobata, Ryojiro Minato, Ken Higuchi, Masazumi Ueba, Syohei Takagi, Daisuke Nakata, Nobuhisa Katsumata, Kazuyuki Higashino, and Nobuhiro Tanatsugu, “DEVELOPMENT OF A SMALL-SCALE SUPERSONIC FLIGHT EXPERIMENT VEHICLE AS A FLYING TEST BED,” 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, St. Petersburg, Russia, September 2014.
- [2] Satoshi Kondo, Yoshihiro Suzuki, Muhammad Hanan, Kazuhide Mizobata, Ryojiro Minato, Kazuyuki Higashino, and Nobuhiro Tanatsugu, “Aerodynamic Characteristics and Flight Capability Prediction of the Small-scale Flight Experiment Vehicle Being Developed at Muroran Institute of Technology, Japan,” 2014 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Shanghai, China, September 2014.
- [3] Yoshiro Suzuki, Sakae Oishi, Kazuhide Mizobata, Nobuhiro Tanatsugu and Takakage Arai, “Control surface characteristics of the small-scale supersonic flight experiment vehicle (OWASHI) of Murotan-IT,” 2014 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Shanghai, China, September 2014.
- [4] Takashi Kurimoto, Satoshi Matsumoto, Haruo Kawasaki, Kenichiro Sawada, Hitoshi Asano, Osamu Kawanami, Koichi Suzuki, Ryoji Imai, Yasuhisa Shinmoto, Haruhiko Ohta, Introduction and Status of Hardware and Development for Boiling and Two Phase Experiment onboard ISS/Kibo, The 9th International Conference on TWO-PHASE SYSTEMS FOR GROUND AND SPACE APPLICATIONS, Baltimore, MD, USA September 22-26,2014.
- [5] Shohei Takagi, Yusuke Fushikida, Tsutomu Saito, Shigeru Obayashi, Yasufumi Konishi, Manipulation of 3-D boundary-layer transition on a swept NLF wing, The 11th International Conference on Flow Dynamics (ICFD 2014), Oct. 8-10, Sendai, 2014.
- [6] Natori, M.C., Nagasawa, M., Yamada, J., Okuno, A., Yamakawa, H., Higuchi, K. and Kishimoto, N., “A Basic Construction Concept for Space Structure Systems Using Active Connecting Elements,” AIAA-2015-0683, 2nd AIAA Spacecraft Structures Conf., (SciTech2015), Kissimmee, FL., USA, (2015.1).

国内学会発表論文

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

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

- ISS 利用 TPF 沸騰二相流実験その 1. 概要, 日本マイクログラフィティ応用学会第 28 回学術講演会, 27A01, 姫路, (2014.11.28-28)).
- [17] 高岡秀充, 松本聡, 栗本卓, 坂本道人, 澤田健一郎, 川崎春夫 (JAXA) 大田治彦, 新本康久, (九大), 鈴木康一 (山口東理大), 浅野等 (神戸大), 河南治 (兵庫県大), 今井良二 (室蘭工大), 岡利春, 友部俊之, 宇宿功史郎, 島田雅喜 (IHI エアロスペース), ISS 利用 TPF 沸騰二相流実験その 2. 実験装置の開発, 日本マイクログラフィティ応用学会第 28 回学術講演会, 27A02, 姫路, (2014.11.28-28)).
- [18] 河南治, 今井智敬, 大久保 正基 (兵庫県大), 大田治彦, 新本康久, 廣川智己 (九大), 浅野等 (神戸大), 鈴木康一 (山口東理大), 今井良二 (室蘭工大), 岡利春, 友部俊之, 宇宿功史郎, 島田雅喜 (IHI エアロスペース), 松本聡, 栗本卓, 高岡秀充, 坂本道人, 川崎春夫, 澤田健一郎, (JAXA) ISS 利用 TPF 沸騰二相流実験その 3. 蒸発部の開発, 日本マイクログラフィティ応用学会第 28 回学術講演会, 27A03, 姫路, (2014.11.28-28)).
- [19] 浅野等, 五明泰作 (神戸大), 大田治彦, 新本康久 (九大), 河南治 (兵庫県大), 鈴木康一 (山口東理大), 今井良二 (室蘭工大), 岡利春, 友部俊之, 宇宿功史郎, 島田雅喜 (IHI エアロスペース), 松本聡, 栗本卓, 高岡秀充, 坂本道人, 川崎春夫, 澤田健一郎, (JAXA) ISS 利用 TPF 沸騰二相流実験その 4. 観察部での気液界面構造の計測, 日本マイクログラフィティ応用学会第 28 回学術講演会, 27A03, 姫路, (2014.11.28-28)).
- [20] 今井智敬, 大久保 正基, 河南治 (兵庫県大), 大田治彦, 新本康久 (九大), 浅野等 (神戸大), 今井良二 (室蘭工大), 松本聡, 栗本卓, 高岡秀充, 坂本道人, (JAXA) 沸騰・二相流体ループの加熱円管壁面における気液挙動と熱伝達, 日本マイクログラフィティ応用学会第 28 回学術講演会, P32, 姫路, (2014.11.28-28)).
- [21] 山下 智也, 上羽 正純, 「小型無人超音速実験機の飛行時リアルタイムダイナミクス同定手法の検討」, 第 52 回飛行機シンポジウム, 2G08, 2014 年 10 月 8 日～10 日, 長崎市
- [22] 横田 滋弘, 上羽 正純, 「小型無人超音速機の縦系着陸制御系設計と外乱に対する性能評価」, 第 52 回飛行機シンポジウム, 2G09, 2014 年 10 月 8 日～10 日, 長崎市
- [23] 竹内 僚太郎, 上羽 正純, 「ワイヤレス通信による飛行情報を用いた無人航空機向け追尾アンテナ制御技術の研究」, 第 57 回自動制御連合講演会, 1 B05-1, 2014 年 11 月 10 日～12 日, 群馬県伊香保町
- [24] 北沢 祥一 (ATR), 上羽 正純 (室蘭工大), 「小型無人超音速実験機テレメトリー用指向性切り替えアンテナに対する考察」, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2014-4641_3E10, 2014 年 11 月 12 日～14 日
- [25] 佐藤泰貴, 土居明広, 石村康生, 田中宏明, 荻芳郎, 樋口 健, 河野裕介, 木村公洋: 気球 VLBI のための高精度大型リフレクタ鏡面の開発, 第 30 回宇宙構造材料シンポジウム, A02, 相模原, (2014.12).
- [26] 伊藤良磨, 相原弘匡, 樋口 健: 格子投影法による相対変位計測, 第 30 回宇宙構造材料シンポジウム, A09, 相模原, (2014.12).
- [27] 田中宏明, 樋口 健, 石村康生, 土居明広, 佐藤泰貴, 坂本 啓, 稲垣章弥, 池田忠繁, 小木曾望, 岩佐貴史, 荻 芳郎, 高精度スマート形状可変鏡開発チーム, “大型高精度光学架

- 台：スマート構造システム，”第15回宇宙科学シンポジウム，P-294，相模原，(2015.1).
- [28] 矢野 一人，北沢 祥一，阿野 進，有吉 正行，熊谷 智明 (ATR)，伏水博樹 (日本遠隔制御)，上羽 正純，樋口 健，「複数無人航空機による大型建造物監視のためのアンテナ追尾方式」，電子情報通信学会衛星通信研究会，SAT-2014-51，那覇市，2015
- [29] 上羽 正純，竹内 僚太郎，樋口 健，「複数無人航空機による同時観測を可能とする高精度・高応答追尾アンテナ制御技術の検討」，SAT-2014-52，電子情報通信学会衛星通信研究会，那覇市，2015年2月18-19日
- [30] 北沢 祥一，上羽 正純，「小型無人超音速実験機に搭載する1.2GHz帯テレメトリ用アンテナ」，SAT-2014-53，電子情報通信学会衛星通信研究会，那覇市，2015年2月18-19日
- [31] 上羽 正純 (室蘭工業大学)，須崎 皓平，杉山 隆利 (NTT 未来ねっと研究所)，「アンテナ指向方向高精度化に向けた小型船舶搭載衛星追尾アンテナに作用する外乱トルク補償法の検討」，電子情報通信学会衛星通信研究会，SAT-2014-57，那覇市，2015年2月18-19日
- [32] 上羽 正純 (室蘭工業大学)，須崎 皓平，杉山 隆利 (NTT 未来ねっと研究所)，「小型船舶用衛星追尾アンテナにおける指向方向高精度化に向けた外乱トルク補償法の検討」，電子情報通信学会総合大会，B-3-9，草津市，2015年3月10-13日
- [33] 東野和幸，小野寺英之，今井良二，杉岡正敏 (室蘭工業大学)，増田井出夫，畑井啓吾，「Al／水 系反応における水素製造制御法の開発」，第15回北海道エネルギー資源環境研究発表会，北大，2017年1月27日。
- [34] 東野和幸，大堀英雄，小野寺英之，杉岡正敏 (室蘭工業大学)「Al／水 系反応における水素製造循環に関する開発」，第15回北海道エネルギー資源環境研究発表会，北大，2017年1月27日。
- [35] 飯島 明日香，笹木 康平，湊 亮二郎，中田大将，杉岡 正敏，棚次 亘弘，東野 和幸(室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター)：バイオエタノールの熱吸熱燃料としての特性に関する研究，日本航空宇宙学会北部支部2015年講演会ならびに第16回再使用型宇宙推進系シンポジウム，能代，2015年3月16-17日。
- [36] 笹木 康平，飯島 明日香，湊 亮二郎，中田大将，杉岡 正敏，棚次 亘弘，東野 和幸(室蘭工業大学)，東 伸幸 (JAXA)：バイオエタノールロケットエンジンの冷却特性に関する研究，日本航空宇宙学会北部支部2015年講演会ならびに第16回再使用型宇宙推進系シンポジウム，能代，2015年3月16-17日。
- [37] 湊 亮二郎，今井良二，東野 和幸(室蘭工業大学)：ガスジェネレータサイクルエアターボラムジェットの要素性能に関する研究，日本航空宇宙学会北部支部2015年講演会ならびに第16回再使用型宇宙推進系シンポジウム，能代，2015年3月16-17日。
- [38] 立桶 薫，中田大将，棚次 亘弘，東野 和幸(室蘭工業大学)：10KWバッテリー駆動反転ファンの基礎実験，日本航空宇宙学会北部支部2015年講演会ならびに第16回再使用型宇宙推進系シンポジウム，能代，2015年3月16-17日。
- [39] 今井良二 (室工大)，微小重力環境における容器内動的濡れ挙動解析技術に関する研究，第12回HASTIC学術講演会，札幌，2015年2月24日
- [40] 大田治彦，新本康久，松本聡，浅野等，今井良二，河南治，鈴木康一，藤井清澄，非共

溶性混合媒体の強制流動沸騰を用いた宇宙用排熱システムの極限性能の追及，第29回宇宙環境利用シンポジウム，相模原市，2015年1月25日

- [41] 川口 秀樹，上羽 正純（室蘭工業大学），松岡 茂登（大阪大学），“サーバラック電磁シールドメッシュによるミリ波反射・信号ひずみのFDTD法解析”，電子情報通信学会 アンテナ・伝搬研究会，A・P 2014-164 松山市，2015年1月22-23日
- [42] 川口 秀樹，上羽 正純（室蘭工業大学），松岡 茂登（大阪大学），“データサーバラック内でのサーバー間ミリ波通信における反射・干渉伝搬特性のFDTD法解析”，電気学会電磁界理論研究会，EMT-15-018，豊中市，2015年1月29～30日
- [43] 川口 秀樹，上羽 正純（室蘭工業大学），松岡 茂登（大阪大学），“データセンターにおけるミリ波無線通信化のためのサーバラック背面ドア電磁シールドメッシュの仕様検討”，電子情報通信学会総合大会，A-B-1-8，草津市，2015年3月10-13日
- [44] 中田大将，東野和幸，棚次亘弘，ロケットスレッド推進系の展開，H26年度宇宙輸送シンポジウム，2015年1月15日～16日，相模原市
- [45] 鈴木祥弘，大石栄，及川隼登，石上幸哉，三浦壮晃，溝端一秀，東野和幸，新井隆景，「室蘭工大の小型超音速飛行実験機（オオワシ）の空力特性評価」，平成26年度宇宙輸送シンポジウム，相模原，2015年1月，STCP-2014-053.

2008～2013 年度

査読付き学術誌

- [1] 棚次亘弘,「室蘭工業大学における航空宇宙分野の実践教育」,工学教育,第56巻,第5号, pp.79-83, 2008.
- [2] 湊亮二郎,溝端一秀,桑田耕明,「吸込み式超音速風洞におけるスターティングロードの計測と供試体の挙動」,日本航空宇宙学会論文集, Vol.56, No.659, pp.580-589, 2008.
- [3] 吹場活佳,井上翔,佐藤哲也,大久保英敏,「予冷ターボジェットエンジンにおけるジェット噴射を用いた熱交換器の除霜」,日本航空宇宙学会論文集, Vol.56, No. 657, pp. 464-470, 2008.
- [4] 渡邊真也,湊亮二郎,「多数非劣解集合からの設計支援手法の開発ージェットエンジン最適化を通して」,人工知能学会論文誌, 24 卷 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] 神田康晴、小林隆夫、上道芳夫、杉岡正敏、「廃アルミニウムによる新規水素製造法の開発—アルミニウム廃材を用いた水素製造法のスケールアップについて—」、配管技術、Vol.53, No.1, pp.7-11(2011).
- [22] Daisuke Nakata, Kyoichiro Toki, Ikkoh Funaki, Hitoshi Kuninaka,” Performance of ThO₂-W, Y₂O₃-W and La₂O₃-W cathodes in Quasi-Steady Magnetoplasmdynamic Thrusters” , *Journal of Propulsion and Power*, Volume 27, Number 4, Jul. – Aug. 2011.pp. 912-915..
- [23] Asai, M., Inasawa, A., Konishi, Y., Hoshino, S. and Takagi, S.: "Experimental investigation of the instability of wakes of axisymmetric streamline body", *Journal of Fluid Mechanics*, 675 (2011), pp. 574-595.
- [24] 笹山容資、境昌宏、小林隆夫、杉岡正敏、東野和幸、東伸幸、青木賢司、小林完、沖田耕一、「LNGロケットエンジンにおけるサルファアタック防止に関する研究 -特に金メッキの特性評価-」、日本航空宇宙学会論文集, 59 No.688(2011), pp.138-145.
- [25] Yasuharu KANDA, Shinji KONDO, Shunsuke OOYA, Takao KOBAYASHI, Yoshio UEMICHI, Kazuyuki HIGASHINO and Masatoshi SUGIOKA, “Green Hydrogen Production by Mechanical Mixing of Aluminum with Water”, *Journal of Chemical Engineering of Japan*, Vol.44, No.10,pp 803-808, 2011
- [26] T. Ikeda, T. Atobe and S. Takagi: Direct simulations of trailing-edge noise generation from two-dimensional airfoils at low-Reynolds numbers, *Journal of Sound and Vibration*, 331 (2011) pp. 556–574.
- [27] M.Ohira, T.Umaba, S.Kitazawa, H.Ban, M.Ueba, “Experimental Characterization of Microwave Radio Propagation in ICT Equipment for Wireless Harness Communications”, *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, Vol.50, No.12, Dec. 2011, pp.4757-4765

- [28] 東野和幸、杉岡正敏、棚次亘弘、湊亮二郎、笹山容資、磯田浩志、「熱分解吸熱反応燃料の吸熱量の測定と評価」、日本航空宇宙学会論文集, 60 No.3 (2012), pp.115-120
- [29] 寺島 修、大西 一弘、酒井 康彦、長田 孝二、高木 正平;定温度型熱線流速計の周波数応答特性を向上させる試み、日本機械学会論文集(B編), 78 巻, 788 号 (2012-4), pp. 862-866.
- [30] Daisuke Nakata, Ami Kozu, Jun Yajima, Kenji Nishine, Kazuyuki Higashino and Nobuhiro Tanatsugu, “Predicted and Experimented Acceleration Profile of the Rocket Sled,” Aerospace Technology Japan, Vol. 10, No. ists28, pp. Ta_1-Ta_5, 2012
- [31] Itoh, N., Takagi, S. and Ikeda T., “Instability and frequency selection of the wake behind a flat plate”, *Transactions of the Japan Society for Aeronautics and Space Science*, Vol.55, No.6(2012)356-363.
- [32] Y. Ogi, K. Higuchi and K. Ishimura: “Effect of Attachment Errors of Flexible Appendages on the Spin Axis of a Rigid Body,” ISTS Special Issue, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Vol.10, No.ists28, 2012, pp. Pc_7-Pc_12.
- [33] Kosei ISHIMURA, Tsuneo KII, Keiji KOMATSU, Ken GOTO, Ken HIGUCHI, Kazuro MATSUMOTO, Shoichi IKURA, Makoto YOSHIHARA, Masaharu TSUCHIYA, “Shape Prediction of Large Deployable Antenna Structure on Orbit,” TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN, Vol.10, No.ists28, pp.Pc_35-Pc_40, (2012).
- [34] Hiroshi KAWAMURA, Takashi IWASA, Keita UNEMITSU, Ryo SUGIYAMA, Naoko KISHIMOTO, Ken HIGUCHI, Motoharu FUJIGAKI and Takayuki SHIOKAWA, “Visualization on Formation Process of Wrinkling Phenomena on Thin Membranes Using Grating Projection Method and Investigation on Their Nonlinear Mechanical Properties,” TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN, Vol.10, No.ists28, pp.Pc_91-Pc_97, (2012).
- [35] 岩佐貴史, 采光啓太, 杉山 遼, 岸本直子, 樋口 健, 藤垣元治, 塩川貴之:格子投影法によるポリイミドフィルムの表面形状計測, 航空宇宙技術, Vol.11, pp.69-78, (2012).
- [36] 高木正平、山谷直広、伊藤信毅: 人工音響ループによる二次元噴流不安定波周波数の制御, 日本航空宇宙学会論文集、第 61 巻、3 号、pp.57-63, (2013)
- [37] 石川温士、今井良二、田中貴博、SF6-水を用いた水平管群まわりの気液二相流計測: 高温高压の PWR/SG 二次冷却水側の気液二相流を常圧で模擬、配管技術、56(1), P.28-34, 2014.
- [38] Jun KOYANAGI, Akihito WATANABE, Nobuyoshi KAWABATA, Tsuyoshi OZAKI, Ken HIGUCHI, Kosei ISHIMURA and Yasumasa KASABA, "Long-term durability of tri-axial woven CFRP tube structure extended along the spin axis of spinning platforms for the SCOPE mission," *Advanced Composite Materials*, Vol.23, No.2, pp.115–128, 2014.

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 Institute of Technology), "LNG Rocket Engine with Coking Inhibited Regenerative Cooling System," 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA-2009-7392(2009).
- [22] Yoshida, K., Sugiura, H., Ueda, Y., Ishikawa, H., Tokugawa, N., Atobe, A., Takagi, S., Arnal, D., Archambaud, Jean-Pierre and Seraude, A.: "Experimental and numerical research on boundary layer transition analysis at supersonic speed: JAXA-ONERA cooperative research project", JAXA-RR-08-007E, March 2009.
- [23] Y. Kanda, S.Ooya, T. Kobayashi, Y.Uemichi, K. Higashino, M. Sugioka, "Hydrogen production reaction of aluminum with water using stainless steel reactor," Joint Seminar on Environmental Science and Disaster Mitigation Research 2010(JSED2010), Muroran Institute of Technology, 10 March 2010, Poster P-22B, Abstract book p.52-53.
- [24] Takashi Sakai and Shohei Takagi, "On the Strouhal number behind a series of symmetrical airfoils at low Reynolds number.", The Thailand-Japan International Symposium in Industrial Engineering, Mechanical Engineering and Robotics 2010, Chiang Mai, Thailand (11/22-23, 2010).
- [25] Kazuhide MIZOBATA, Ryojiro MINATO, Katsuyoshi FUKIBA, Kazuyuki HIGASHINO and Nobuhiro TANATSUGU, "Design of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle as a Flying Test Bed and Construction of its Prototype for Subsonic Flights," 3rd Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (14th Australian International Aerospace

Congress), Melbourne Convention Centre, Melbourne, Australia, Feb 28-March 3, 2011.

- [26] Y. Kanda, S.Ooya, T. Kobayashi, Y.Uemichi, K. Higashino, M. Sugioka, “Development of green hydrogen production using aluminum and water,” Joint Seminar on Environmental Science and Disaster Mitigation Research 2011(JSED2011), Muroran Institute of Technology, 9 March 2011, Poster P-B-2, Abstract book p.62-63.
- [27] Kazuhide MIZOBATA, Ryojiro MINATO, Katsuyoshi FUKIBA, Kazuyuki HIGASHINO, and Nobuhiro TANATSUGU, “Development of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle as a Flying Test Bed,” 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, San Francisco, CA, USA, 11-14 April 2011-2289
- [28] Takagi S., Nishizawa A., and Itoh N., Dispersive Disturbances due to Cross-Flow and Streamline-Curvature Instabilities in 3-D Boundary Layers, Hawaii, June 4-7, 2011.(Invited)
- [29] Yuichi Noguchi, Yasuhiro Ishikawa, Takashi Makino, Yosuke Sasayama, Kazuyuki Higashino, “The Result of the Single Element Firing Tests of the Supercritical LOX/methane Coaxial Injector,” ISTS, 2011
- [30] Daisuke Nakata, Ami Kozu, Jun Yajima, Kenji Nishine, Kazuyuki Higashino and Nobuhiro Tanatsugu, “Predicted and Experimented Acceleration Profile of the Rocket Sled,” A-01 (oral) The 28th International Symposium on Space Technology and Science, Okinawa, Japan, 2011
- [31] Toru TSUKANO, “Thermal Energy Storage System for Stirling Cycle Electric Generator in Orbit” q06s(oral) The 28th International Symposium on Space Technology and Science, Okinawa, Japan, 2011
- [32] Ken Goto, Tsuneo Kii, Keisuke Yoshihara, Kosei Ishimura, Keiji Komatsu, Ken Higuchi, Taro Maruyama, Yuichi Ikeda, Kazuro Matsumoto, Makoto Yoshihara, Masaharu Tsuchiya, “Long Term Durability of a Rib and Cable Tensioned Structure for High Accuracy Large Deployable Antenna Reflector,” 28th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), 2011-c-12, Ginowan, Okinawa, (2011.6.5-6.12).
- [33] Hiroshi Kawamura, Takashi Iwasa, Keita Unemitsu, Ryo Sugiyama, Naoko Kishimoto, Ken Higuchi, Motoharu Fujigaki, Takayuki Shiokawa, “Visualization on Formation Process of Wrinkling Phenomena on Thin Membranes using Grating Projection Method and Investigation on Their Nonlinear Mechanical Properties,” 28th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), 2011-c-43, Ginowan, Okinawa, (2011.6.5-6.12).
- [34] Yoshiro Ogi, Ken Higuchi, Kosei Ishimura, “Effect of Attachment Errors of Flexible Appendages on the Spin Axis of a Rigid Body,” 28th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), 2011-c-43, Ginowan, Okinawa, (2011.6.5-6.12).
- [35] Kosei Ishimura, Tsuneo Kii, Keiji Komatsu, Ken Goto, Ken Higuchi, Kazuro Matsumoto, Shoichi Iikura, Makoto Yoshihara, Masaharu Tsuchiya, “Shape Prediction of Large Deployable Antenna Structure on Orbit,” 28th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), 2011-c-45, Ginowan, Okinawa,(Okinawa Convention Center) (2011.6.5-6.12).
- [36] Yasuharu Kanda, Yoshio Uemichi, Kazuyuki Higashino, Masatoshi Sugioka, “New hydrogen production by mechano-chemical reaction of aluminum with water,” The 8th Pacific Conference on Sustainable Energy & Environmental Technologies (APSCEET 2011), The University of Adelaide, S.A. Australia (採択済み), 10-13 July, 2011.
- [37] Minato, R, Kato, D. Higashino, K., Tanatsugu, N “Development Study on Counter Rotating Fan Jet

- Engine for Supersonic Flight” ISABE 2011-1233, Goteburg, Sweden, 2011.
- [38] Minato, R, Higashino, K. and Tanatsugu, N. “Design and Performance Analysis of Bio-Ethanol Fueled GG-cycle Air Turbo Ramjet Engine” AIAA Science Meeting 2012, Nashville, Tennessee, USA 2012.
 - [39] Daisuke Nakata, Jun Yajima, Kenji Nishine, Kazuyuki Higashino and Nobuhiro Tanatsugu, “Research and Development of High Speed Test Track Facility in Japan,” AIAA Science Meeting 2012, Nashville, Tennessee, USA 2012.
 - [40] Masatoshi Sugioka, Kazuyuki Higashino, Yoshio Uemichi, Yasuharu Kanda, ”Production of Green Hydrogen by Mechanical Mixing of Aluminum with Water using Stainless Steel Reactor” 14th Asia Pacific Confederation of Chemical Engineering Congress (APCChE2012), 21-24 February, 2012 , Singapore
 - [41] Masatoshi Sugioka, Kazuyuki Higashino, Tadashi Momono, Yoshio Uemichi, and Yasuharu Kanda, ”Development of Green Hydrogen Production in Muroran-IT” JSED2012, 9 March, 2012, Muroran
 - [42] Ryojiro Akiba, Nobuhiro Tanatsugu, “A Vision of Future Space Transportation Systems”, 13th International Space Conference of Pacific-basin Societies(ISCOPS), Kyoto, (2012.5.15-18)
 - [43] K. Mizobata, R. Minato, K. Higashino, and N. Tanatsugu, “Development of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle as a Flying Test Bed,” 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Brisbane, Australia, September 24-28, 2012.
 - [44] Masatoshi Sugioka, Kazuyuki Higashino, Yoshio Uemichi and Yasuharu Kanda, ”Production of Green Hydrogen by Reaction of Aluminum and Water” 19th Regional Symposium of Chemical Engineering Congress (RSCE2012), 7-8 November, 2012, Bali, Indonesia.
 - [45] Masatoshi Sugioka, Kazuyuki Higashino, Kohki Satoh and Yasuharu Kanda, ” Development of Green Hydrogen Production by Reaction of Aluminum and Water” International Symposium on Chemical and Bioprocess Engineering 2013
 - [46] Atsushi Ishikawa, Ryoji Imai, Takahiro Tanaka, Measurement of Two-Phase Cross-Flow of SF6 Gas-Water in Horizontal Tube Bundle, The 15th International Topical Meeting on Nuclear Reactor Thermal-Hydraulics, Pisa, Italy, May 2013.
 - [47] Kazuyuki Higashino, Masatoshi Sugioka, Shuntaro Izumi, Toshiyuki Terada, Nobuyuki Azuma, Teiu Kobayashi, “Study on Material Compatibility for Bioethanol Fueled Rocket Engine” a30 The 29th International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya, Aichi, Japan, 2013
 - [48] Kazuhide Mizobata, Ryojiro Minato, Ken Higuchi, Masazumi Ueba, Syohei Takagi, Daisuke Nakata, Kazuyuki Higashino, Nobuhiro Tanatsugu, “Development of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle as a Flying Test Bed for Future Space Transportation Research,” 2013-o-3-02, The 29th International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya, Aichi, Japan, June 2013
 - [49] Masazumi Ueba and Kazuhide Mizobata, “Study on landing control for a small-scale unmanned supersonic airplane,” 2013-g-01, The 29th International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya, Aichi, Japan, June 2013
 - [50] Nobukatsu Okuizumi, Yuki Ito, M.C.Natori, Nobuhisa Katsumata and Hiroshi Yamakawa, “Numerical Simulation of Stepwise Deployment of Membrane Structure with Booms using

Multi-Particle Approximation Method” The 29th International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya, Aichi, Japan, 2013

- [51] Takahira AOKI, Ken HIGUCHI, Kazuki WATANABE, and SIMPLE Project Team, "Progress Report of SIMPLE Space Experiment Project on ISS Japan Experiment Module," 2013-c-07, The 29th International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya, Aichi, Japan, June 2013.
- [52] Ken HIGUCHI, Yasuyuki MIYAZAKI, Kosei ISHIMURA, Hiroshi FURUYA, Hiroaki TSUNODA, Kei SENDA, Akihito WATANABE, Nobuyoshi KAWABATA, Takeshi KURATOMI, and SIMPLE Project Team, "Initial Operation and Deployment Experiment of Inflatable Extension Mast in SIMPLE on JEM Exposure Platform in ISS," 2013-c-09, The 29th International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya, Aichi, Japan, June 2013.
- [53] Daisuke NAKATA, Nobuhiro TANATSUGU, Kazuyuki HIGASHINO, Ken HIGUCHI, Takeshi TSUCHIYA and Takehiro HIMENO“ Rocket Sled Track Facility as a Test Platform and Launch Assist of Space Planes”, Ground Based Space Facility conference, Paris, 2013
- [54] Ryojiro Minato, Kazuhide Mizobata, Kazuyuki Higashino, Nobuhiro Tanatsugu, “Characteristics of Bio-Ethanol Fueled GG-cycle Air Turbo Ramjet Engine for Supersonic UAV along Flight Trajectory”, 49th Joint Propulsion Conference, San Jose, 2013
- [55] Ryojiro Minato, Kazuyuki Higashino, Nobuhiro Tanatsugu, ”Design and Development of Bio-Ethanol Fueled GG-cycle Air Turbo Ramjet Engine for Supersonic UAV” 21 st International Society for Air Breathing Engines, Busan, Korea, 2013.
- [56] Takagi, S., and Ueda, Y. : Active control of flow separation on an airfoil wing with the use of a row of vortex generators, The 14th Asian Congress of Fluid Mechanics (14ACFM), Hanoi and Halong, Vietnam, (10/15-19, 2013)
- [57] Nobuhisa Katsumata, Masaaki Kaimori, Ken Higuchi, M.C. Natori, Hiroshi Yamakawa, "Deployment Characteristics of Braided Coated Bi-Convex tape Booms partly used SMA for Deployable Membrane Structures," 24th International Conference on Adaptive Structures and Technologies (ICAST2013), October 7-9, 2013, Aruba.
- [58] Kazuhide MIZOBATA, Ryojiro MINATO, Kazuyuki HIGASHINO, and Nobuhiro TANATSUGU, “Aerodynamic Characterization of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle with a Cranked-arrow Main Wing and Tails by Wind-tunnel and Flight Tests,” The 2013 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Nov. 20-22, 2013, Takamatsu, JAPAN.
- [59] Ohtateme, Y. and Takagi, S.: On frequency-selection mechanism of vortex street behind 2-D airfoil, Joint Symposium on Mechanical - Industrial Engineering, and Robotics 2013(MIER2013), (Chiang Mai, 11/15-16).

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(IHIE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, 「円錐状ノズブ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 ー室蘭工業大学における取り組みー」, 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, 吹場活桂, 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回流体力学研究会・懇話会(依頼講演)(北大工学部)、(11/27/2009)。
- [45] 桑田耕明、飯村拓哉、酒井貴志、溝端一秀、中田大将、吹場活佳、高木正平、東野和幸、棚次亘弘(室蘭工大)、丸 祐介(JAXA)、「小型無人超音速機において エンジン流量特性が全機空力特性に及ぼす影響」, 平成 21 年度宇宙輸送シンポジウム(2010-1)
- [46] 安田有佑、神津亜実、矢島淳、中田大将、棚次亘弘、吹場活佳(室蘭工大)、「高速走行軌道装置の加減速に関する研究」, 平成 21 年度宇宙輸送シンポジウム(2010-1)
- [47] 石川昂紀、小林隆夫、神田康晴、桃野 正、東野和幸、杉岡正敏(室工大)、「アルミニウム合金と水との反応による水素製造」, 第10回北海道エネルギー資源環境研究発表会(2010-1)
- [48] 笹山容資、湊 亮二郎、境 昌宏、小林隆夫、杉岡正敏、東野和幸(室蘭工大)、「LNG ロケットエンジンにおけるサルファアタック及びコーキングに関する研究」, 第7回 HASTIC 学術講演会、北大、2010年3月4日
- [49] 前田大輔、笹山容資、湊 亮二郎、小林隆夫、杉岡正敏、東野和幸、棚次亘弘(室蘭工大)「EFとしてのメチルシクロヘキサンの熱分解特性」, 第7回 HASTIC 学術講演会、北大、2010年3月4日
- [50] 高津武人、神津亜実、安田有佑、中田大将、溝端一秀、棚次亘弘(室蘭工大)「超音速小型実験機の研究開発と高速走行試験装置について」, 第 7 回 HASTIC 学術講演会、北大、2010年3月4日
- [51] 棚次亘弘、「大気中を高速度で飛行するための基盤技術の研究開発」、日本航空宇宙学会北部

支部講演会、JSASS-2010-H053、東北大学、2010年3月11日

- [52] 片山範将, 石村康生, 宮崎康行, 樋口 健、「マルチセルインフレータ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 「プラズマ波動観測」」、第 11 回宇宙科学シンポジウム、P3-060、相模原、(2011.1).
- [71] 小松敬治、紀伊恒男、後藤 健、樋口 健、石村康生、吉原 眞、飯倉省一、松元和郎、ASTRO-G 技術実証チーム:「ASTRO-G LDR の EM 試験」、第 11 回宇宙科学シンポジウム、P2-043、相模原、(2011.1).
- [72] 石村康生、紀伊恒男、小松敬治、後藤 健、樋口 健、村田泰宏、岩田隆浩、朝木義晴、土居明宏、萩野慎二、土屋正治、入門 寛、隈下恭介、吉原 眞、松元和郎、ASTRO-G 技術実証チーム:「ASTRO-G LDR の総合評価」、第 11 回宇宙科学シンポジウム、P2-042、相模原、(2011.1).
- [73] 中田大将、神津亜実、矢島淳、西根賢治、東野和幸、棚次亘弘、「ハイブリッドロケット搭載高速走行軌道実験設備」、平成 22 年度宇宙輸送シンポジウム、相模原、2011 年 1 月 20-21 日
- [74] 飯村拓哉、吹場活佳、上村卓也、「遷音速領域における ADS の計測特性に関する研究」、平成 22 年度宇宙輸送シンポジウム、相模原、2011 年 1 月 20-21 日
- [75] 溝端一秀、湊亮二郎、吹場活佳、東野和幸、棚次亘弘、「フライングテストベッドとしての小型超音速飛行実験機的设计、およびプロトタイプの試作と試験飛行」、平成 22 年度宇宙輸送シンポジウム、相模原、2011 年 1 月 20-21 日
- [76] 前田大輔、笹山容資、湊亮二郎、小林隆夫、杉岡正敏、棚次亘弘、東野和幸、「熱分解吸熱反応燃料としてのメチルシクロヘキサンの分解特性」、第 11 回北海道エネルギー資源環境研究発表会、札幌、2011 年 2 月.
- [77] 石川昂紀、小林隆夫、神田康晴、桃野 正、東野和幸、杉岡正敏、「アルミニウム合金と水との反応による高圧水素の製造」第11回北海道エネルギー資源環境研究発表会、札幌、2011 年 2 月.
- [78] 東野和幸、湊亮二郎、中田大将、吹場活佳、笹山容資、牧野隆、石川康弘、野口裕一、「LOX/LNG 高圧ロケットエンジン燃焼器噴射エレメントに関する実験的研究」第51回航空原動機・宇宙推進講演会、広島、2011 年 3 月 3-4 日
- [79] 中田 大将、神津 亜実、矢島 淳、西根 賢治、東野 和幸、棚次 亘弘、「ハイブリッドロケットで加速される高速走行軌道実験設備」第 8 回 HASTIC 学術講演会、札幌、2011 年 3 月 4 日

- [80] 湊亮二郎, 溝端一秀, 吹場活佳, 東野和幸, 棚次亘弘「室蘭工大の小型超音速飛行実験機の設計とプロトタイプ機体の飛行試験」、第8回HASTIC学術講演会、札幌、2011年3月4日
- [81] 川村寛志, 岩佐貴史, 樋口 健, 岸本直子, 藤垣元治, 塩川貴之、「格子投影法による皺の生じた膜面の全視野形状計測」、日本機械学会中国四国支部第49期総会講演会、岡山、2011年3月。
- [82] 高木正平、山谷直広、「自励による噴流不安定波の周波数選択」、第48回「乱流遷移の解明と制御」研究会、日本大学理工学部駿河台校舎、2011年3月29-30日。
- [83] 加藤 大貴、高木 正平、「低レイノルズ数における角柱からの渦放出特性」、日本航空宇宙学会第42期年会講演会、東京、2011年4月14-15日。
- [84] 神田康晴、小林隆夫、上道芳夫、東野和幸、杉岡正敏、「アルミニウムと水との反応による水素製造とその応用、日本化学学会北海道支部、室蘭、2011年7月23日。
- [85] 高木正平、山谷直広、伊藤信毅:「人工音響ループによる二次元噴流不安定波周波数の選択」、日本流体力学会年会 2011, (9/7-9/9/2011)。
- [86] 横山慶輔, 高木 正平、「縮流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)。
- [87] 高木正平:「さらに簡単化した自作 CTA 回路」、日本機械学会 2011 年度年次大会(依頼講演)(9/11-9/14/2011)。
- [88] 高木正平、加藤大貴:「二次元翼後流における時間発展攪乱の観察と周波数選択機構」、第49回「乱流遷移の解明と制御」研究会, (9/22-9/23/2011)。
- [89] 笹山容資(室蘭工業大学大学院)、東野和幸(室蘭工業大学)、牧野隆、石川康弘(株式会社 IHI)、野口裕一(株式会社 IHIエアロスペース)「2K11 バイオエタノールロケットエンジン燃焼器エレメントに関する実験的研究」、第55回宇宙科学技術連合講演会、愛媛県県民文化会館、2011年11月30-12月2日。
- [90] 東野和幸(室蘭工業大学)、笹山容資(室蘭工業大学大学院)、杉岡正敏(室蘭工業大学)、笹山容資(室蘭工業大学大学院)「2K12 バイオエタノールロケットエンジンの高温高圧での材料適合性に関する実験的研究」、第55回宇宙科学技術連合講演会、愛媛県県民文化会館、2011年11月30-12月2日。
- [91] 前田大輔、笹山容資(室蘭工業大学大学院)、杉岡正敏、東野和幸(室蘭工業大学)「3C09 空気吸込式エンジン冷却システムに用いる熱分解吸熱反応燃料に関する実験的研究(金属の触媒効果について)」、第55回宇宙科学技術連合講演会、愛媛県県民文化会館、2011年11月30-12月2日。
- [92] 石村康生, 紀伊恒男, 小松敬治, 後藤 健, 樋口 健, 村田泰宏, 岩田隆浩, 朝木義晴, 土居明宏, 萩野慎二, 土屋正治, 入門 寛, 隈下恭介, 吉原 眞, 松元和郎, ASTRO-G 技術実証チーム:ASTRO-G LDR の総合評価, 第11回宇宙科学シンポジウム, P2-042, 相模原, (2011.1)。
- [93] 川村寛志, 岩佐貴史, 樋口 健, 岸本直子, 藤垣元治, 塩川貴之:格子投影法による皺の生じた膜面の全視野形状計測, 日本機械学会中国四国支部第49期総会講演会, 岡山, (2011.3.5)。
- [94] 片山範将, 石村康生, 二橋勇氣, 杉山彩香, 青木隆平, 樋口 健, 宮崎康行, 岸本直子:マルチセルインフレーターブルサンドイッチパネルの開発, 第53回構造強度に関する講演会, 1A12, (2011.7), (秋田)
- [95] 小野寺佑介, 樋口 健, 渡邊秋人:開断面一次元伸展構造物の力学特性取得実験, 第53回構造強度に関する講演会, 1A17, JSASS-2011-53050, (2011.7), (秋田)

- [96] 石村康生, 梶川隆史, 川端信義, 渡邊秋人, 尾崎毅志, 樋口健, 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).
- [97] 川村寛志, 岩佐貴史, 岸本直子, 樋口 健, 藤垣元治, 塩川貴之:格子投影法を用いた膜面に生じる皺の減少過程の形状計測第 48 回日本航空宇宙学会関西・中部支部合同秋期大会, A33, (2011.11), (神戸)
- [98] 三輪武史, 樋口 健, 藤垣元治, 塩川貴之, 岩井達也, 似島透:格子投影法における 外挿法の適用と面計測, JSASS-2011-4441, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 3A04, (2011.12), (松山).
- [99] 川村寛志, 岩佐貴史, 岸本直子, 樋口 健, 藤垣元治, 塩川貴之:格子投影法を用いた薄膜に生じる皺の挙動計測日本実験力学会(JSEM), 分科会合同ワークショップ 2011, (2011.12), (米子).
- [100] 樋口 健, 三輪武史, 岩井達也, 似島 透, 岩佐貴史, 岸本直子:格子投影法外挿法における計測精度向上の試み, 第 27 回宇宙構造・材料シンポジウム, B4, (相模原), (2011.12).
- [101] 樋口 健, 三輪武史, 岩井達也, 似島 透, 岩佐貴史, 岸本直子:小型凹面鏡の格子投影法による形状計測, 第 27 回宇宙構造・材料シンポジウム, B5,(相模原), (2011.12).
- [102] 中田大将, 矢島淳, 西根賢治, 森木嵩人, ムハマドファクルラー, 東野和幸, 棚次亘弘, ”高速走行軌道実験設備の基盤技術について,” 平成 23 年度宇宙輸送シンポジウム, 2012 年 1 月, 相模原市
- [103] 矢島淳, 中田大将, 棚次亘弘, ”高速走行軌道実験装置の摩擦低減に関する研究,” 平成 23 年度宇宙輸送シンポジウム, 2012 年 1 月, 相模原市
- [104] 友常雄太郎, 姫野武洋, 渡辺紀徳, 中田大将, 棚次亘弘, 東野和幸, ”高速走行軌道実験の水制動特性に関する数値解析,” 平成 23 年度宇宙輸送シンポジウム, 2012 年 1 月, 相模原市
- [105] 北沢祥一、阿野進、伴弘司、上羽正純、“環境電波のハーベスティングに関する一検討”、電子情報通信学会マイクロウェーブ研究会、MW2011-83(2011-9), pp.27-32
- [106] 伴弘司、中本成洋、岡智広、上羽正純、“狭小な ICT 機器内空間における電波伝搬”、Microwave Workshops & Exhibition 2011(MWE2011)、2011.11.30-12.02、横浜
- [107] 牟田龍平, 東野和幸, 杉岡正敏, 笹山容資, バイオエタノールロケットエンジン冷却における熱分解特性に関する研究, 平成 23 年度宇宙輸送シンポジウム, 2012 年 1 月 19 日~20 日, 相模原.
- [108] 溝端一秀, 湊亮二郎, 東野和幸, 棚次亘弘, 「フライングテストベッドとしての小型超音速飛行実験機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.
- [109] 溝端一秀, 湊亮二郎, 東野和幸, 棚次亘弘, 新井隆景, 「羹蘭工大の小型超音速飛行実験機の空力設計と空力特性評価」, STCP-2011-069, 平成 23 年度宇宙輸送シンポジウム, 2012 年 1 月 19 日~20 日, 相模原.
- [110] 渡邊 力夫(東京都市大)、中田 大将(室工大)、東野 和幸(室工大)、棚次 亘弘(室工大)、室蘭工業大学における水/液体窒素ロケット軌道上稼働試験について、第 20 回スペース・エンジニアリング・コンファレンス(SEC'11)、日本機械学会、2012 年 1 月 26-27 日
- [111] 笹山容資(室蘭工大院), 東野和幸(室蘭工大), クリーンロケット燃料の燃焼特性と冷却特性に関する研究, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [112] 牟田龍平, 笹山容資(室蘭工大院), 東野和幸, 杉岡正敏(室蘭工大), バイオエタノールロケット

- エンジンの準静的環境下における熱分解特性と再生冷却システムに関する研究, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [113] 寺田利幸, 泉俊太郎, 笹山容資(室蘭工大院), 杉岡正敏, 東野和幸(室蘭工大), 東伸幸, 平岩哲夫(JAXA), バイオエタノールロケットエンジンに対する材料適合性に関する研究, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [114] 溝端一秀, 湊亮二郎, 東野和幸, 棚次亘弘, フライングテストベッドとしての小型超音速飛行実験機の設計とプロトタイプ機の飛行試験, 第49回飛行機シンポジウム, 2011年10月26日～28日, 金沢.
- [115] 溝端一秀, 湊亮二郎, 東野和幸, 棚次亘弘, 新井隆景, 室蘭工大の小型超音速飛行実験機の空力設計と空力特性評価, STCP-2011-069, 平成23年度宇宙輸送シンポジウム, 2012年1月19日～20日, 相模原.
- [116] 江上 侑雄(HASTIC), 棚次 亘弘, 秋葉 鎌二郎(HASTIC), 無重力実験装置 Ez-Space V の開発, 第9回 HASTIC 学術講演会, 2012年3月13日, 北大百年記念会館
- [117] 中田大将(室蘭工大), 矢島淳, 西根賢治(室蘭工大院), 森木崇人, ムハマド・ファクラー, 東野和幸, 棚次亘弘(室蘭工大), 高速走行軌道実験設備の展望, 第9回 HASTIC 学術講演会, 2012年3月13日, 北大百年記念会館
- [118] 泉俊太郎, 笹山容資, 寺田利幸(室蘭工大院), 牟田龍平, 東野和幸, 杉岡正敏(室蘭工大), 東伸幸, 平岩哲夫(JAXA), バイオエタノールロケットエンジンにおけるCFRPの材料適合性に関する評価, 第9回 HASTIC 学術講演会, 2012年3月13日, 北大百年記念会館
- [119] 三輪武史, 岩井達也(室蘭工大院), 似島 透, 樋口 健(室蘭工大), 格子投影法における外挿法の提案と計測精度評価, 第9回 HASTIC 学術講演会, 2012年3月13日, 北大百年記念会館
- [120] 岩井達也, 三輪武史(室蘭工大院), 似島 透, 樋口 健(室蘭工大), 大型宇宙構造物の面形状計測法としての格子投影法, 第9回 HASTIC 学術講演会, 2012年3月13日, 北大百年記念会館
- [121] 鷹取一哉(室蘭工大院), 金谷良平, 谷川 豊, 石田貴大, 樋口 健(室蘭工大), 無人小型超音速実験機(オオワシ1号機)の着陸衝撃吸収脚, 第9回 HASTIC 学術講演会, 2012年3月13日, 北大百年記念会館
- [122] 塚野徹, 佐藤紘之, 棚次亘弘(室蘭工大), 宇宙用フリーピストン形スターリングサイクル発電機の負荷変動による発電特性, 第9回 HASTIC 学術講演会, 2012年3月13日, 北大百年記念会館
- [123] 近藤光輝, 笹山容資(室蘭工大院), 東野和幸, 杉岡正敏(室蘭工大), 宇宙機推進システムとしての Al/水反応を利用した高圧水素製造に関する研究, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [124] 山口研太, 杉岡正敏, 東野和幸, 塚野徹(室蘭工大), 熱分解吸熱反応燃料の触媒脱水素反応特性に関する研究, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [125] 佐藤紘之, 塚野徹, 棚次亘弘(室蘭工大), 電気的な負荷変動によるフリーピストン形スターリングサイクル発電機の特長, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [126] 西根賢治, 森木崇人, 中田大将, 東野和幸, 棚次亘弘(室蘭工大), ロケットスレッド搭載用標準模型の設計と天秤装置の検証, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [127] 中田大将, 矢島淳, 西根賢治, 森木崇人, ムハマド・ファクラー, 東野和幸, 棚次亘弘(室蘭工大), 高速走行軌道実験設備の基盤研究, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [128] 溝端一秀, 湊亮二郎, 東野和幸, 棚次亘弘, 小型超音速飛行実験機「オオワシ」の開発と予備的

- 飛行実験, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [129] 湊亮二郎, 東野和幸, 棚次亘弘(室蘭工大), バイオエタノール燃料を用いたガスジェネレータサイクル・ATRエンジンの開発, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [130] 高木正平, 坂上昇史:「室蘭工大における遷移研究の2, 3の話題」、第 50 回「乱流遷移の解明と制御」研究会, (3/29-3/30/2012).
- [131] 岩井達也, 似鳥 透, 樋口 健, 三輪武史:格子投影法による大型構造物の平面形状計測, 日本航空宇宙学会・日本機械学会共催, 第 54 回構造強度に関する講演会, 3A01, JSASS-2012-3065, pp.185-187, (2012.8.1-3), (熊本市国際交流会館)
- [132] 崎海里, 青田 一輝, 岩佐貴史, 樋口 健, 岸本直子:格子投影法を用いた全視野形状計測時のノイズ特性について, 日本機械学会 2012 年次大会, J191032, 金沢大学, 2012.9.9-12.
- [133] 手塚重聖(早大理工)、高木正平;三角柱後流でみられる振動流の各位相に加えられた擾乱の安定解析(Stability analysis for disturbances added at each phase of oscillatory flow observed in the wake of triangular cylinder)、第 50 回飛行機シンポジウム、新潟トキメッセ(11/5-7, 2012)
- [134] 溝端一秀、湊亮二郎、東野和幸、棚次亘弘、高木正平、樋口健、上羽正純、中田大将:室蘭工大の小型超音速飛行実験機(オオワシ)の開発の現状と展望, 第 50 回飛行機シンポジウム, 特殊航空機部門提案の企画「無人機の新技术と多面的応用」, 新潟市朱鷺メッセ, 2012.11.5-7.
- [135] 塚野 徹(室蘭工業大学大学院)、東野和幸、杉岡正敏(室蘭工業大学)「3H18 白金触媒を用いた熱分解吸熱反応燃料の吸熱量評価と再生冷却システムに関する研究」、第56回宇宙科学技術連合講演会、大分県、2012年11月20-11月22日.
- [136] 泉俊太郎(室蘭工業大学大学院)、杉岡正敏、東野和幸(室蘭工業大学)「2H04 バイオエタノールロケットエンジンにおけるアルミニウムの材料適合性に関する研究」、第56回宇宙科学技術連合講演会、大分県、2012年11月20-11月22日.
- [137] 湊 亮二郎(室蘭工業大学)、東野和幸、棚次亘弘(室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター)、「小型無人超音速機用ガスジェネレータサイクルATRエンジンの開発」、第56回宇宙科学技術連合講演会、大分県、2012年11月20-11月22日.
- [138] 渡辺豪、渡邊力夫(東京都市大学)、中田大将、東野和幸、棚次亘弘(室蘭工業大学)、「2H09 高速走行軌道装置を用いた水/液体窒素ロケットの稼働試験」、第56回宇宙科学技術連合講演会、大分県、2012年11月20-11月22日.
- [139] 上羽 正純、溝端一秀(室蘭工業大学)「1H10 小型無人超音速実験機の着陸制御の一検討」、第56回宇宙科学技術連合講演会、大分県、2012年11月20-11月22日
- [140] 似鳥 透, 岩井達也, 樋口 健, 相原弘匡, 村瀬祥宏:格子投影法外挿法における面形状計測座標の幾何算出法の適用, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会講演集 1010, JSASS-2012-4286, 別府国際コンベンションセンター(ビーコンプラザ), 2012.11.20-22.
- [141] 樋口 健, 岩佐貴史, 岸本直子, 岩井達也, 似鳥 透:2カメラを用いた格子投影法による表面形状計測, 第 28 回宇宙構造材料シンポジウム, ISAS/JAXA 相模原, 2012.12.4.
- [142] 岩佐貴史, 石村康生, 田中宏明, 樋口 健, 岸本直子, 古谷 寛, 神谷友裕, 小木曾望, 目黒 在, 泉田 啓, 荻 芳郎, 中篠恭一, 坂本 啓, 仙場淳彦, 佐藤泰貴, 松尾雄太郎:点計測と面計測を統合した大型宇宙構造システムの高精度形状計測法の提案, 第 28 回宇宙構造材料シンポジウム, ISAS/JAXA 相模原, 2012.12.4.
- [143] 江上郁雄(HASTIC)、棚次亘弘、秋葉鎌二郎(HASTIC)、Ez-SpaceVI、第 10 回 HASTIC 学術講

演会、北海道大学-JAXA 連携宇宙環境利用分科会、北海道大学学術交流会館、2013 年 2 月 22 日

- [144] 塚野 徹、東野和幸、杉岡正敏(室蘭工業大学)「白金触媒を用いたメチルシクロヘキサンの熱分解吸熱反応特性」、第10回HASTI学術講演会、北大、2013年2月22日。
- [145] 西根賢治、立桶 薫、中田大将、棚次亘弘、東野和幸(室蘭工業大学)「ロケットスレッドを用いた飛翔体の空力測定」、第10回HASTI学術講演会、北大、2013年2月22日。
- [146] 近藤光輝、杉岡正敏、東野和幸(室蘭工大)、宇宙機推進システムとしての AI/水反応を利用した常圧および高圧水素製造に関する研究、日本航空宇宙学会 第53回航空原動機・宇宙推進講演会、倉敷市、2013 年 3 月 4-5 日。
- [147] 山本庸平、湊 亮二郎、杉岡正敏、東野和幸(室蘭工業大学)「白金アルミナ触媒を使用したバイオエタノールの熱分解吸熱反応に関する研究」、日本航空宇宙学会北部支部2013年講演会ならびに第14回再使用型推進系シンポジウム、東北大、2013年3月14-15日。
- [148] 泉俊太郎、杉岡正敏、東野和幸(室蘭工業大学)、東伸幸、小林悌宇「液体ロケットエンジンにおけるバイオエタノールの材料適合性に関する実験的研究」、日本航空宇宙学会北部支部2013年講演会ならびに第14回再使用型推進系シンポジウム、東北大、2013年3月14-15日。
- [149] 高木正平、上田祐士(室蘭工業大学)「小翼列を用いた翼剥離流のActive 制御」、日本航空宇宙学会北部支部2013年講演会ならびに第14回再使用型推進系シンポジウム、東北大、2013年3月14-15日。
- [150] 高木正平、宮森康臣、大立目浩幸(室蘭工業大学)「低レイノルズ数における二次元物体後流の渦構造の可視化」、日本航空宇宙学会北部支部2013年講演会ならびに第14回再使用型推進系シンポジウム、東北大、2013年3月14-15日。
- [151] 上羽 正純、樋口 健、東野 和幸(室蘭工業大学)、「B-3-5 緊急時リアルタイム画像伝送高速小型無人航空機システムの提案」、電子情報通信学会 2013 年総合大会、岐阜大、2013 年 3 月 19 日~22 日
- [152] 竹内僚太郎、上羽 正純(室蘭工業大学)、矢野一人、小林聖(ATR)「B-5-77 複数無人航空機及び追尾アンテナ付地上局間MIMO 空間相関行列特性の検討」、電子情報通信学会 2013 年総合大会、岐阜大、2013 年 3 月 19 日~22 日
- [153] 棚次亘弘、東野和幸、樋口 健、中田大将(室工大)、姫野武洋(東大)、渡邊力夫(都市大)、「P05 高速走行軌道試験設備」、日本航空宇宙学会 第 44 期年会講演会、東京大学 山上会館、2013 年 4 月 18 日-19 日。
- [154] 高木 正平、横山慶輔：後流不安定と超音速縮流胴境界層の再遷移、第 53 回乱流遷移研究会、(東京、9/24-25, 2013)。
- [155] 山本康平、塚野 徹 (室蘭工業大学大学院)、湊 亮二郎、杉岡正敏、東野和幸 (室蘭工業大学)「2 A 1 0 バイオエタノールの熱分解吸熱反応に関する研究~特に準静的環境における熱分解特性~」、第 5 7 回宇宙科学技術連合講演会、鳥取県、2013 年 10 月 09-10 月 11 日。
- [156] 宮森康臣、畠中和明、高木正平：石鹼膜に形成される柱体後流渦列のシュリーレン法による可視化、高速度イメージングとフォトニクスに関する総合シンポジウム 2013 (JCHSIP2013)、(室蘭、10/17-19, 2013)。
- [157] 高木正平、上田祐士：小翼列を用いた翼剥離流の Active 制御、第 51 回飛行機シンポジウム、(高松、11/20-11/22)。

- [158] 中田大将, 樋口 健, 棚次亘弘, 東野和幸: ロケットスレッドの構造設計について, 日本航空宇宙学会・日本機械学会共催, 第 55 回構造強度に関する講演会, 1A09, JSASS-2013-3012, pp.25-27, (2013.8.7-9), 室蘭.
- [159] 相原弘匡, 岩井達也, 似鳥 透, 樋口 健, 岩佐貴史, 岸本直子, 藤垣元治: 格子投影法 2 カメラ計測法による大型構造物の面形状計測と精度評価, 日本航空宇宙学会・日本機械学会共催, 第 55 回構造強度に関する講演会, 2A06, JSASS-2013-3050, pp.136-138, (2013.8.7-9), 室蘭.
- [160] 岩佐貴史, 小野静之, 後垣雄太, 岸本直子, 相原弘匡, 似鳥 透, 樋口 健, 小木曾望, 藤垣元治, ISAS/JAXA 戦略開発費高精度計測チーム: 点計測と面計測を統合した大型宇宙構造システムの表面形状計測法に関する検討実験, 日本航空宇宙学会・日本機械学会共催, 第 55 回構造強度に関する講演会, 2A07, JSASS-2013-3051, pp.139-141, (2013.8.7-9), 室蘭.
- [161] 近江信耶, 蒔田愛道, 樋口 健, 宮崎康行, 古谷 寛, 青木隆平, 川端信義, 渡邊秋人, 坂本信臣, SIMPLE-IEM 実験チーム: 宇宙インフレーターブル伸展マストの軌道上初期運用, 日本航空宇宙学会・日本機械学会共催, 第 55 回構造強度に関する講演会, 3A10, JSASS-2013-3080, pp.225-227, (2013.8.7-9), 室蘭.
- [162] 浅野 等, 五明 泰作, 河南 治, 廣川 智己, 新本 康久, 大田 治彦, 鈴木 康一, 今井良二, 川崎 春夫, 藤井 清澄, 栗本 卓, 駒崎 雅人, 二相流体ループ ISS 実験装置のシステム特性, 日本混相流学会混相流シンポジウム 2013, 2013 年 8 月 9 日, 長野市 (信州大学).
- [163] 和田大輔, 今井良二, 三原礼, 極低温流体による予冷時の沸騰熱伝達特性の計測, 日本混相流学会混相流シンポジウム 2013, 2013 年 8 月 9 日, 長野市 (信州大学).
- [164] 岸本直子, 小野静之, 後垣雄太, 岩佐貴史, 樋口 健, 藤垣元治: 格子投影法による大型構造物の面形状計測と精度評価, 日本機械学会, 2013 年度年次大会, 岡山, (2013.9.8-11).
- [165] 岸本直子, 岩佐貴史, 樋口 健: 格子投影法を用いた 3 次元形状計測の高精度化実証実験について, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, 1K14, JSASS-2013-4191, 米子 (米子コンベンションセンターBigShip), (2013.10.9-11).
- [166] 樋口 健, 青木隆平, 宮崎康行, 渡邊秋人, 川端信義, 堀 利行, 伊藤裕明: SIMPLE 宇宙実験に供されたインフレーターブル伸展マストの開発試験, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, 3M12, JSASS-2013-4676, 米子, (2013.10.9-11).
- [167] 栗本 卓, 松本 聡, 駒崎 雅人, 澤田 健一郎, 川崎 春夫, 大田 治彦, 新本 康久, 鈴木 康一, 浅野 等, 河南 治, 今井 良二, 「きぼう」における沸騰二相流実験装置の開発状況, 日本マイクログラビティ応用学会第 27 回学術講演会(JASMAC-27), 2013 年 11 月 29 日.
- [168] 樋口 健, 相原弘匡, 似鳥 透, 松尾剣都, 岩佐貴史, 岸本直子: 格子投影法 2 カメラ法における繰り返し計測精度, 第 29 回宇宙構造・材料シンポジウム, A11, (2013.12.3), ISAS/JAXA 相模原.
- [169] 貝森政明, 勝又暢久, 樋口 健: 形状記憶合金を用いた組紐被服ブームの展開挙動評価, 日本機械学会宇宙工学部門, 第 22 回スペース・エンジニアリング・コンファレンス(SEC'13), (2013.12.20-21), 東京.
- [170] 藤原直也, 勝又暢久, 樋口 健: 大型宇宙構造物の実現に向けた自動構築メカニズムの開発, 日本機械学会宇宙工学部門, 第 22 回スペース・エンジニアリング・コンファレンス(SEC'13), (2013.12.20-21), 東京.
- [171] 岩佐貴史, 牧 恒男, 原田 卓, 岸本直子, 亀井宏貴, 樋口 健, 相原弘匡, 藤垣元治, 吉川

- 隆章, 小木曾望, 田中宏明, 石村康生, 河野太郎, 神谷友裕, 古谷 寛, 坂本 啓, 佐藤泰貴, 中篠恭一, 荻 芳郎, 泉田 啓, 仙場敦彦: 高精度大型宇宙構造システムの開発研究 – 高精度形状計測技術の開発研究 –, ISAS/JAXA 第 14 回宇宙科学シンポジウム, 相模原, (2014.1.9-10).
- [172] 溝端一秀、湊亮二郎、樋口 健、勝又暢久、上羽正純、中田大将、高木正平、東野和幸、棚次亘弘(室蘭工大), 室蘭工大の小型超音速飛行実験機(オオワシ)の研究開発の現状, 宇宙輸送シンポジウム, 2014 年 1 月 16–17 日, 相模原市, STCP-2013-026.
- [173] 鈴木祥弘、大石栄(室蘭工大院)、上村隆太、塩田光平、行澤陽、溝端一秀、棚次亘弘(室蘭工大)、新井隆景(阪府大)、室蘭工大の小型超音速飛行実験機(オオワシ)の操舵空力特性, 宇宙輸送シンポジウム, 2014 年 1 月 16–17 日, 相模原市, STCP-2013-027.
- [174] 側原圭太(筑波大院)、加藤優一(名大工院)、松岡健(名大)、笠原次郎(名大)、松尾亜紀子(慶大)、船木一幸(ISAS/JAXA)、中田大将(室工大)、東野和幸(室工大)、棚次亘弘(室工大)、高速走行軌道装置における回転デトネーションエンジン滑走試験に関する研究, 宇宙輸送シンポジウム, 2014 年 1 月 16–17 日, 相模原市, STCP-2013-033.
- [175] 中田大将(室工大)、棚次亘弘、湊亮二郎、軸流反転ファンの基礎実験, 宇宙輸送シンポジウム, 2014 年 1 月 16–17 日, 相模原市, STCP-2013-036.
- [176] 高木正平(室工大)、上田祐士、伏木田裕介, 平田裕, 低速から超音速境界層の空力制御について, 宇宙輸送シンポジウム, 2014 年 1 月 16–17 日, 相模原市, STCP-2013-041.
- [177] 正木陽(室工大・院)、高木正平、棚次亘弘(室工大), ISAS 高速風洞の気流特性, 宇宙輸送シンポジウム, 2014 年 1 月 16–17 日, 相模原市, STCP-2013-042.
- [178] 中田大将、ムハマド ハフィズ、棚次亘弘、東野和幸、廣田光智(室工大), ハイブリッドロケットの着火遅れに関する基礎実験, 宇宙輸送シンポジウム, 2014 年 1 月 16–17 日, 相模原市, STCP-2013-044.
- [179] 杉岡正敏, 東野和幸, 神田康晴, 板倉賢一(室蘭工業大学) UGC ガスの脱硫と水素製造における触媒開発, 第 14 回北海道資源環境研究発表会, 北大, 2014 年 1 月 28 日.
- [180] 塚野 徹、山本康平、杉岡正敏、棚次亘弘、東野和幸(室蘭工業大学)「炭化水素燃料における熱分解吸熱反応」、第 11 回 HASTIC 学術講演会、北大、2014 年 2 月 24 日.
- [181] モハメドハフィズ、中田大将、棚次亘弘、東野和幸、廣田光智(室蘭工業大学)「ハイブリッドロケットの着火遅れ」、第 11 回 HASTIC 学術講演会、北大、2014 年 2 月 24 日.
- [182] 飯島 明日香、笹木 康平、山本 康平、塚野 徹(室蘭工業大学大学院)、湊 亮二郎、杉岡 正敏、棚次 亘弘、東野 和幸(室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター): バイオエタノールの吸熱特性に関する研究～特に白金アルミナ触媒を用いた場合、日本航空宇宙学会北部支部 2014 年講演会ならびに第 15 回再使用型推進系シンポジウム、東北大、2014 年 3 月 10–11 日.
- [183] 近藤賢, 鈴木祥弘, ムハマドハナン, 溝端一秀, 湊亮二郎, 東野和幸, 棚次亘弘, 「室蘭工大の小型超音速飛行実験機の空力特性と飛行性能予測」, 日本航空宇宙学会北部支部 2014 年講演会ならびに第 15 回再使用型推進系シンポジウム、東北大、2014 年 3 月 10–11 日.
- [184] 渡口 翼, 小野正貴, 溝端一秀, 湊亮二郎, 東野和幸, 棚次亘弘, 福士誠, 山中大樹, 梅村諒磨, 「室蘭工大の小型超音速飛行実験機の予備的飛行試験」, 日本航空宇宙学会北部支部 2014 年講演会ならびに第 15 回再使用型推進系シンポジウム、東北大、2014 年 3 月 10–11 日.

- [185] 上羽 正純、溝端一秀（室蘭工業大学大学院）「1C10 小型無人超音速実験機の着陸制御の一検討」、第51回飛行機シンポジウム、香川県、2013年11月20-11月22日.
- [186] 山下 智也、上羽 正純（室蘭工業大学大学院）「1C12 小型無人超音速実験機のリアルタイムダイナミクス同定法」、第51回飛行機シンポジウム、香川県、2013年11月20-11月22日.

著書

- [1] Minato, R., Higashino, H, Sugioka, M. and Sasayama, Y. “Control of LNG pyrolysis and Application to Regenerative Cooling Rocket Engine” , Heat Exchanger InTech (2011)

室蘭工業大学紀要

- [1] 室蘭工業大学紀要第58号 航空宇宙機システム研究センター特集号

(平成 21 年 2 月 ISSN 1344-2708)

1. 小型推進エンジンプロジェクトグループ

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

2. 小型無人実験機プロジェクトグループ

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

3. 地上・飛行試験設備支援グループ

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