

## JAXA 出版物 投稿に当たっての著作権の了解事項

著作権者（注1）は、JAXA 出版物として出版するために原稿を投稿するにあたり、以下のいずれかの条件に了解する。（了解する項目に○をつける）

この確認は、本紙にサインを持って確認を行うほか、電子メールを使用して以下の条件を提示し、了解を得ても良いものとする。

- (1) 投稿する原稿の著作権（著作権法第 27 条及び 28 条の権利を含む）を JAXA に譲渡する。併せて、JAXA の出版物にかかる行為に対し、著作者人格権（注2）を行使しないことを了承する。
- (2) 投稿する原稿の著作権（著作権法第 27 条及び 28 条の権利を含む）は JAXA に譲渡しないが、JAXA が当該原稿を出版物として出版（複製、配布）し、二次的刊行物に加工することを了承する。併せて、JAXA の出版物にかかる行為に対し、著作者人格権を行使しないことを了承する。

著作権者サイン

---

.....  
注1 著作権者：著作権の権利を有する者を指す。

注2 著作者人格権：公表権（無断で公表されない権利）、氏名表示権（著作者名を表示するかしないか、公表する場合どんな名前とするかを決める権利）、同一性保持権（無断で改変されない権利）。なお、著作権のうち、著作者の人格を守る著作者人格権は他者に譲渡することが出来ない。

JAXA 出版物の場合、役職員が作成、提出する出版申請書の著者名をもって著者名とし、公表します。また出版物紹介のため、ホームページ等で出版物の概要を JAXA が作成し紹介することがあります。

本内容に関してご不明な点がある場合は、JAXA 情報システム部研究開発情報センター（jaxareport@jaxa.jp）にお問い合わせください。

以降は JAXA 出版物の執筆要領（体裁）を定めたものである。上記2. のうち、研究開発報告（RR）を執筆する際は以降のルールを必須とする。その他の 3 種類については必須とはしないが、見やすい体裁となるよう留意すること。

## 4. 原稿の構成

原稿の掲載項目は、以下の構成で作成すること。なお、\*のついている項目は、必要に応じて掲載できるものとする。

### (1) 和文の論文の場合

- 目次\*
- 序文（特定のテーマや分野を取りまとめた論文等の場合）\*
- 標題 … 和文・英文併記
- 執筆者名と所属部署名 … 和文・英文併記とし、所属部署名は脚注に記載すること
- 概要（Abstract）… 和文・英文併記
- 英文キーワード
- 記号の説明\*
- はじめに または まえがき
- 本論
- 結論 または まとめ
- 謝辞\*
- 参考文献
- 付録\*

### (2) 英文の論文の場合

- Contents\*
- ABSTRACT （和文・英文併記 または 英文のみ記載のどちらでも構わない）
- Keywords
- INTRODUCTION
- THEORY and / or EXPERIMENT
- CONCLUSION(S), または SUMMARY 等
- ACKNOWLEDGEMENTS\*
- REFERENCE
- APPENDICES(APPENDIX) \*

### (3) RR の複数論文を集約したものについて

- A. PREFACE（序文）で、論文集が作られた趣旨を、とりまとめ責任者等が述べる。
- B. CONTENTS を入れて各論文は新しいページで必ず始め、それぞれの論文は、単論文の場合と全く同じ形態とする。（他の論文から refer される時のために）

※ 詳細は **完成例** を参照のこと。

## 5. 原稿の書き方

- (1) 原稿は A4 用紙を用い、原則としてワードプロセッサソフトを用いて作成すること。
- (2) 英数字は半角を用いること。それ以外、原稿作成時の文字数や行数、フォントなどは特に指定しない。これらについては、印刷業者が版下（校正グラ）を作成する際に調整する。  
なお、原稿の書き方は  
① 出来上がりのイメージに近い状態で作成する。  
② 概要や本論などの文章と、図・表・写真で別に作成し、印刷時の挿入場所を本論の右側余白に指示する（(1) も参照のこと）。  
などの方法で作成するのが望ましい。
- (3) 執筆者名には、右肩に上付で \*1, \*2 等をつけ、脚注に所属部署名を記入すること。

【例】 執筆者名 … 宇宙 太郎 \*1  
脚注 … \*1 宇宙科学研究所本部 宇宙プラズマ研究系  
(Department of Space Plasma Physics,  
Institute of Space and Astronautical Science (ISAS))

- (4) セクションタイトルは行の中央寄せとし、サブセクションタイトルは左寄せとする。また章立て（箇条番号）は、例のとおりアラビア数字とピリオドを組み合わせた番号とする。

【例】

### 5 アウトガスの測定結果

- .....  
5.2 測定結果  
5.2.1 真空度  
.....  
.....  
5.2.2 積分吸着量と吸着率  
.....

- (5) 原稿の本文は 1 段組、2 段組どちらでもよい。「数式が多いために見やすい一段組にしたい」などの希望がある場合は、別途指示すること。指示のない場合は、印刷の段階で、これまでに出版した研究報告の実績に基づいて体裁を整える。
- (6) 新しい段落に入るときには、先頭に全角空白を 1 字分入れてから本文を作成すること。また、特に指示がない場合は、印刷の段階で、句読点は「、」「。」ではなく「,」「.」とする。

(7) 引用した文献は論文の最後にまとめて書くこと。タイトルは「参考文献」とし、番号（章立て）のないセクションに掲載するものとする。また、引用した際は本文中の右肩に上付で1), 1,2) 等をつけること。

また、参考文献の記載方法は

① 雑誌・レポートの場合

執筆者名、標題、雑誌名、巻数、発行年月、ページ

② 書籍の場合

執筆者(編者)名、書名、出版社名、巻(発行年)、ページ  
とすること。

【例】和文の場合

本文中 … 「計画はフェーズⅠ<sup>2)</sup>とフェーズⅡ<sup>3)</sup>の2つの実験からなり、～」

参考文献 … 2) NAL/NASDA 高速飛行実証フェーズⅠ実験隊, 高速飛行実証  
フェーズⅠの飛行実験結果, JAXA-RR-03-011, 2003

3) 長谷川他, 高速飛行実証の実験システム開発, 日本航空宇宙学会誌, Vol.52, No.611 (2004), pp.320-326

【例】欧文の場合

本文中 … 「～, as shown in Figure 1.2<sup>1)</sup>.」

参考文献 … 1) Lee,S. and Bershad,D., Head-on parallel blade-vortex  
interaction, AIAA Journal, Vol.32, No.1(1994), pp.16-22

(8) 数式は文章の中に続けて書かずに別行とし、全角の空白2文字分を入れてから書くこと。また、必要に応じて数式番号を右端から全角1文字分左に付けること。

【例】  $y = f(x)$  のとき

$$y' = f'(x) = \frac{dy}{dx} = \lim_{h \rightarrow 0} \frac{f(x+h) - f(x)}{h} \quad (1)$$

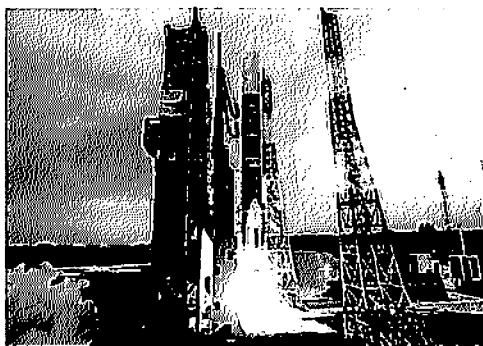
(9) 図・表・写真は直ちに版下（校正グラ）になるように鮮明な物を用意すること。また、特殊なファイル形式は対応できない場合もあるので、事前にその旨付記すること。

(10) 図・表・写真データは本文中に組み込むか、あるいは右側余白に通し番号などを用いて、挿入位置、大きさを明確に指示した上で別に添付すること。

(11) 図・表・写真などを引用・転載する際は、執筆者自身で著作権を保有している者に許可を得ること。

(12) 図・写真は下部に、表の場合は上部に、その内容を適切に表す題目（キャプション）を必ずつけること。

【例】図・写真の場合



【例】表の場合

表 1 気流条件とレイノルズ数

P <sub>0</sub> (MPa)	T <sub>0</sub> (K)	M	Re × 10 <sup>6</sup>
2.5	1073	9.55	1.6
4.0	1073	9.62	2.6
6.0	1073	9.70	3.7

図 1 H-IIA ロケット

(13) カラー写真をモノクロとして使用する場合は、明暗が不鮮明になることがあるので、原稿の作成時に注意すること。

## 5. その他

- (1) 投稿された原稿は、執筆者から特に申し出がない限り返却しない。
- (2) 出版物の著作権は JAXA に属し、他の出版物に重複して投稿できない。

# 完成例1

2段組の場合 (RR-04-043 より)

## 高速飛行実証（フェーズII）に関する空力関連検討集\* (第二集)

—エアデータセンサーの開発—

上野 真<sup>\*1</sup> 廣谷 智成<sup>\*1</sup> 重見 仁<sup>\*2</sup>  
柳原 正明<sup>\*1</sup> 若井 洋<sup>\*3</sup> 岩田 徹<sup>\*4</sup>

The collections of studies concerning aerodynamic aspects of High Speed Flight Demonstration Phase II. (Series 2)

Makoto UENO\*, Tomonari HIROTANI\*, Masashi SHIGEMI<sup>\*1</sup>,  
Masaki YANAGIHARA\*, Hiroshi WAKAI<sup>\*3</sup> and Toru IWATA<sup>\*4</sup>

### ABSTRACT

The High Speed Flight Demonstration (HSFD) Phase II is a flight test program designed to assist in the accumulation of technical expertise for the Japan's re-entry vehicle development. The main objective of the program is to acquire the transonic aerodynamic characteristics of re-entry type vehicles. The flight test vehicle was strung up to an altitude of 19–31 km using a stratospheric balloon and made a free flight after release. During the free flight, the aerodynamic characteristics were measured. Although the air data such as Mach number, angle of attack or sideslip angle are vital to analyze the aerodynamic data, it is difficult to acquire accurate air data in the transonic region because of the non-linearity due to the shock wave. In addition, because the flight tests were performed at a very high altitude, the dynamic pressure was very low and that made the air data acquisition more difficult. To achieve those severe requirements, an air data sensor (ADS) based on the principle of non-turbulent 5-hole probe, which was originally developed for conventional airplanes, was adopted. Because the original probe could not achieve the requirements due to the severe flight conditions of the HSFD Phase II, the precision augmentation was made by additional static pressure holes on the stem surface of the probe and succeeded to provide accurate air data. In this document, the development process and the system of the ADS of the HSFD Phase II are described.

Keywords: HIPOE-X, High Speed Flight Demonstration, Air Data Sensor, Flight Test

### 概要

高速飛行実証フェーズIIは宇宙往還型機体の風洞実験特性を取得することを目的とする飛行実験で

- \* 平成11年3月7日受付 (Received 7 March 2003)  
\*1 合同技術開発本部 対地制御・測定研究センター (Future Space Cooperation Center, Institute of Space Technology and Astronautics)  
\*2 合同技術開発本部 風洞技術開発センター (Wind Tunnel Technology Center, Institute of Space Technology and Astronautics)  
\*3 高士重工業(株) (Fuji Heavy Industries Ltd.)  
\*4 高空社設計室(株) (Taisei Aerial Research Co., Ltd.)

題目名、執筆者名

(和文・英文併記)

執筆者名の右上に\*1などと  
付し、脚注に所属部署名を記  
載する

所属部署名を記載する  
(和文・英文併記)

### 概要(Abstract)

- ① 和文の論文の場合 … 和文・英文の概要両方を併記する  
② 英文の論文の場合 { • 和文・英文の概要両方を併記する  
• 英文の概要のみ記載する

のどちらでも構わない

ある。この飛行実験では高高度気球を使用して吊り上げた機体を高度19~31kmの非常に高い高度から浮かせることによって空力特性の取得を行う。しかし、音速近傍では衝撃波の発生に伴う非線形空力現象のために高い精度のエアデーターを取得することは困難である。さらに、この機体は高高度で飛行するため、地上に比べて初めて音速の環境においても信号の長いエアデーターを取得することが求められる。そこで、この高い要求に応えるために、汎用のラルビート方式のADSを基に、節孔の追加を行ってマッハ数精度を向上させることにより高高度・音速域においても必要な精度を維持してエアデーターを供給できるエアデータセンサー(ADS)の開発に成功した。本稿ではこのADSの開発過程とシステムについて述べる。

記号	
M	マッハ数
α	迎角
β	横滑り角
γ	ADSプローブ前と流れのなす角度
P <sub>1</sub>	鋸歯孔計測圧力
P <sub>2</sub>	静圧孔計測圧力
P <sub>31</sub> ~P <sub>34</sub>	静圧孔計測圧力
P <sub>4</sub>	静圧
K	比熱比

## 1はじめに

高速飛行実験計画<sup>12</sup>は日本独自の宇宙着陸系構築に関する技術収集のために計画された飛行実験計画である。計画はフェーズⅠ<sup>13</sup>とフェーズⅡ<sup>14</sup>の二つの実験からなり、フェーズⅠは宇宙着陸系に特有の非常に大きな過渡内での自航着陸性能の実証を目的とした高亞音速域での飛行実験試験、本稿の対象となるフェーズⅡ(以下HSFD 2と表記)は高音速域での空力特性の取得<sup>15</sup>及び自航飛行性能の確認<sup>16</sup>を目的とした飛行実験試験である。

空力特性を取得するためには飛行中の一般気流エアデーター(マッハ数、迎角、横滑り角、動圧、静圧)を正しく知らなければならぬ。機体に働く力や圧力は慣性センサーや圧力センサーの出力によって知ることができるが、エアデーターが分からなければカーテークや圧力データーを解析して風洞試験やCFDの結果と比較することができないわけである。

また、エアデーターが重要なのはデータ解析の段階からのみではない。HSFD 2は音速近傍のマッハ数を含む過音速(日経マッハ数±0.8、±1.05および±1.2)で飛行しながら空力特性の取得を行うことを目標としていたが、音速の直後でトリム特性が急激に変化するため、飛行を成立させるためには高精度度のエアデーター(特にマッハ数)の供給が要求された(2.2節)。

ところが、音速近傍では衝撃波の発生に伴う非線形な空力現象のために高い精度のエアデーターを取得すること

は困難である。さらに、この飛行実験では浮空でまで到達するために、高高度気球を使用して吊り上げた機体を高度19~31kmという非常に高い高度から浮空することによって空力特性の取得を行う。従って、地上に比べて飛行時間は非常に長い(飛行時間:約1時間、飛行距離:約10km)。

## 記号や略語の説明(必要に応じて)

NAL/NASDA(現JAXA)で行われてきた飛行実験(OREX<sup>17</sup>、HYFLEX<sup>18</sup>、ALFLEX<sup>19</sup>等)では既報の通りであった。

以上のように、飛行中の高精度なエアデーターのHSFD 2の実験目的成立性と飛行成立性的両面に大きな影響を持つため、信頼するエアデーターセンサーやADSの開発の成否は飛行実験成否に対して非常に重要な要素であったと言える。本稿では、以上のよう歩掛かり的及び現地で飛行に成功したHSFD 2で採用 ADS の開発の流れと技術課題について述べる。また、このADSは開発の流れを含めると非常に長い期間に亘って開発されているが、これまでまとめて今までの進化化を行なったため、HSFD 2で採用された最新版のなくADS開発初期段階からの流れが復元できるようにAppendixとして参考にADS開発に関係する文献を時系列にまとめた(Appendix A)。

## 2 HSFD Phase II用ADS

## 2.1 高速飛行実験フェーズⅡについて

飛行実験の開発は飛行実験計画段階で始めており、ここでは概要を簡単に述べる。高速飛行実験フェーズⅡは高音速域での宇宙着陸系形状の空力特性を取得することを目的とした飛行実験である。実験の流れとしては、高層気球で航行して高度19~31kmまで上昇した高層気球を分離、自由落下させて高音速域まで加速させる。日経マッハ数±0.8の範囲で一定マッハ数を保持しつつ迎角を漸進的に変化させて、その時の全鉛直空力係数、機体表面圧力分布、記録ヒンジモーメントなどの空力特

## ヘッダーの挿入

## ① 偶数ページ

出版物の種類とその番号

## ② 奇数ページ

論文の題目名

※ この作業は印刷業者が行う

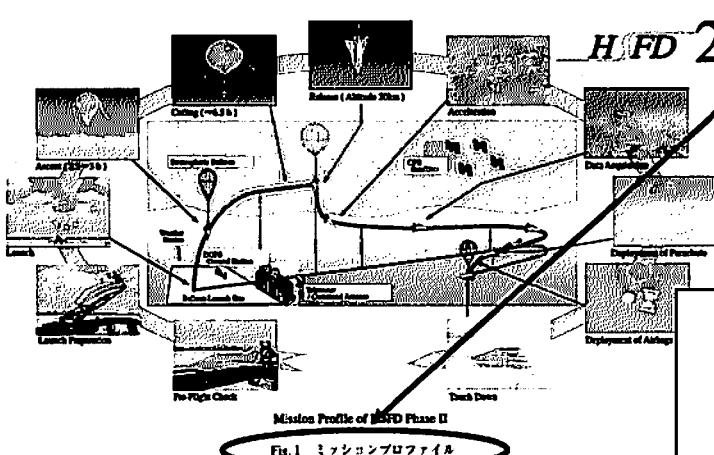
- セクションタイトル … 中央寄せ
- サブセクションタイトル … 左寄せ
- 章立ては  
2. > 2.1 > 2.1.1  
のとおりとする

## 句読点は

「、」「。」  
を用いる

高速飛行実験(フェーズⅡ)に関する空力開発状況(第2回) ——エアデータセンサーの開発—

3



性データーを取得する、という非常にユニークな実験方法を採用した(Fig. 1)

## キャプションは

- 図・写真 … 下部
- 表 … 上部

に記載する

【例】「図1」「Fig.1」  
「表1」「Table 1」

Table 1: 出力精度要件 (日経マッハ数±21~32.5km、マッハ数±0.1%)		
出力	日経マッハ数	空力特性
マッハ数 M	0.1~1.4	±0.1%
迎角 α	-5 ~ 37	±0.3 度
横滑り角 β	-10 ~ 10	±0.3 度
ロード	±0 ~ 120Pa	±2.2% 11%

→各段の空力特性のみを記述として使用した。従って、各段ごとに異なるエアデーターを記載する。

Fig. 2



9

## 完成例2

1段組の場合 (RR-04-054 より)

### 浮遊法を利用した準安定相材料及び凝固に関する研究

荒井 康智<sup>\*1</sup> 長沙 晃輔<sup>\*1+2</sup> 余野 建定<sup>\*1</sup>  
李 明軍<sup>\*1</sup> 栗林 一彦<sup>\*1+2</sup>

Metastable phase materials and solidification research by levitation method

by

Yasutomo Arai<sup>\*1</sup>, Kousuke Nagashio<sup>\*1+2</sup>, Jianding Yu<sup>\*1</sup>,  
Mingjun Li<sup>\*1</sup>, and Kazuhiko Kubabayashi<sup>\*1+2</sup>

**Abstract:** This Annual Report presents a summary of investigations that have been carried out in the area of metastable phase research in fiscal year 2004 by the ISS science project office of JAXA. The aim of this research was to efficiently process a new metastable phase and to apply a function on the phase. The research items were the solidification of undercooled Silicon, dendrite break down, oxide glass processing, and ferroelectric behavior of the oxide glass.

**Keywords:** 準安定相, 過冷シリコン, 粒状シリコン单結晶, ダンドライト, EBSP, 超過冷却, ガス浮遊炉, ガラス, パリケムチクネート系ガラス, 電電率

#### 概要

本論文は、JAXAのISS科学プロジェクト基盤安定相研究チームにおいて2004年度に実施された研究内容をまとめたものである。この研究の目的は、準安定相の合成とその機能化である。本年度の研究課題は、過冷シリコンを利用した過冷凝固過程研究、酸化物ガラスの強制結晶化過程に関する研究である。主な研究内容は、過冷凝固における技術シリコン成長供給の確認、ダンドライトブレークダウンの発生、流れと界面振動化について重要な影響が得られたこと、及びパリケムチクネート系ガラスでは巨大な機能化用する新たな準安定材料が合成されたことである。

#### はじめに

本論文は、平成16年度にISS科学プロジェクトにおいて実施した準安定相研究に関する報告である。研究のキーワードである準安定相とは、準平衡状態である過冷液体や過冷気体の結晶相及びアモルファス等を指している。研究目的は、準安定相の合成・効率的合成であった。従って、凝固の過程過程及びその対象のコンピナトリアルな手法での準安定材料合成の開拓面から研究を実施した。

過冷凝固の基礎研究としては、物性が良く調べられているシリコン(Si)を利用して集中的に研究を実施した。平衡融点から凝固させる結晶成長では、坩堝内液滴が結晶材質に与える影響は精力的な研究がなされてきた一方で、過冷凝固に関しては、凝固時のモルフィロジー、過冷凝固時に生じるダンドライトの転移など成長の影響が考えられるにも関わらず、十分な研究がなされていないのが実状である。この影響を評価するには、微小重力環境の利用が理想的ではあるが、地上

題目名、執筆者名  
(和文・英文併記)

執筆者名の右上に\*1などと付し、脚注に所属部署名を記載する

所属部署名を記載する  
(和文・英文併記)

#### 概要(Abstract)

- ① 和文の論文の場合 … 和文・英文の概要両方を併記する
- ② 英文の論文の場合     • 和文・英文の概要両方を併記する  
                          • 英文の概要のみ記載する

のどちらでも構わない



## 完成例3

### 目次の書き方

(1) 一論文についての目次を作成する場合 (RR-04-031より)

目 次	
概要	1
1.はじめに	2
2.気球型ライダの仕様	4
2.1 構造および仕様	4
2.2 気球時の設定	4
2.3 設定値の校正	6
3.機体への搭載	6
4.飛行方法	9
4.1 地上試験	
4.2 飛行試験	
4.2.1 ライダ用いた対気速度、風の算出	
4.2.2 バイロット用ディスプレイ	
5.感謝状	
5.1 地上試験	
5.1.1 ライダ設定の確認	
5.1.2 グランウォッシュ計画	

**左から**  
キャプション番号とそのタイトル、ページ  
サブキャプション番号とそのタイトル、ページ  
の順とする

(2) 複数の論文を取りまとめた出版物の場合 (RR-04-015より)

目 次	
<b>左から</b>	論文タイトル、執筆者名、ページ の順とする
序 文	高橋 忠幸
ES00型気球の放球と飛翔	井堀 直樹・笠木 浩輔・島崎 亮介 佐久 伸也・川崎 明実・飯塚 一任 平山 美司・鶴尾 亮治・源田 亮輔 山上 陽正・松崎 浩輔 ..... 1
高高度気球用2.8μm厚フィルムの開発	高橋 忠幸・飯塚 一任・井堀 直樹 川崎 明実・佐久 伸也・笠木 浩輔 島崎 亮介・山上 陽正・市村 真可 小林 鮎・松崎 浩輔・中田 孝 ..... 13
2004年雨季用気球実験	飯塚 一任・高橋 忠幸・井堀 直樹

## 完成例4

### 序文の書き方 (RR-04-015より)

#### 序 文

近年、大気球実験は大学共同利用プログラムとして、理学、工学を問わず、幅広い分野からの積極的な参加が続いている。最近の傾向として、これまで気球実験を行って来たグループばかりではなく、大気球という新しい実験の場を求めて、はじめて実験をたいへんよろこばしい事です。工学実験への応用が盛んに行われています。

#### 一 中 略 一

観測機器を、大気球実験を用いて検証するような計画も増えてくる事研究開発機構として、日本で唯一の大気球のアクティビティを支え、望まれます。

- 番号のないセクションに掲載する
- 序文の執筆者は、右下に組織名（部署名）と氏名を表記する

大気球専門委員会  
委員長 高橋 忠幸

## 完成例5

参考文献の書き方 (RR-04-008 より)

- 存在が疑われる。遷移元素が存在する理由としては、CVD-SiC膜の組成が均一ではなく鉄系リッチの領域が存在する、あるいはSiCのバッシング化過程で発生するCOガス由来の遷移元素がSiCとシリカの界面に析出することが考えられる。このような邊縁灰素とシリカの反応により局部的に過大なSiCの領域が起こりピンホールの発生に繋がっている可能性がある。ピンホールの発生が発生するまでの時間はCVD-SiC膜が厚いほど長くなる。
- ④ CVD-SiC材自体は優れた高温耐熱性を有するものの、使用材の耐熱化成膜として使用された場合には、一旦CVD-SiC膜にクラック、ピンホール等の陥落が発生すると強度が大きく損なわれることが判明した。SiC膜にこのような陥落が発生した場合、SiCの酸化物であるシリカによって陥落が封止されるために短時間の使用には耐えるが、長時間の使用ではシリカと使用基材の反応による消耗が避けられない。C/C複合材を飛行型宇宙船送機のエンジン部材等、耐久性が要求されるような用途に使うためには次のことが必要になる。すなわち、CVD-SiC膜とC/C材の熱膨張係数の整合を図るような工夫によりSiC膜に発生するクラックの防止、およびCVD-SiC膜に発生するピンホール陥落の防止が重要な課題となる。CVD-SiC膜に発生するクラックを最初からシリカガラスによって封止する方法もあるが、シリカと基材の接触を防止出来ない限り充分な耐久性は得られない。シリカと使用基材が接触する場合には、耐久性を考慮して使用温度を約1773K(1500°C)以下に制限する必要があろう。この場合にはC/C複合材の持つ高圧での優れた强度特性を充分に発揮することが出来ない。
- 参考文献
- 1) E.A.Thornton; "Thermal structures for aerospace applications," AIAA Education series, AIAA, Virginia, pp.19-20, 1996.
  - 2) 田中昌司; "C/Cコンポジット テーラーメイドの開発材料," 日本複合学会誌72期連続会員誌(1), 1995年3月, pp.321-325.
  - 3) Columbia Accident Investigation Board (CAIB) Report Volume II, pp.216-222, Oct.2003.
  - 4) N.S.Jacobson; "Space Shuttle Fracture Formation Mechanism Studies," NASA/TM-1998-206539 (Nov.1998).
  - 5) N.S.Jacobson; "Corrosion of SiCco-Based Ceramics in Combustion Environments," Journal of American Ceramic Society Vol.76, No.1 (Jan.1993), pp.5-28.
  - 6) 佐藤 卓、成島均之、井口泰幸、平井敏郎; "CVD炭化ケイ素のアクティブ/バッシング化成膜," 第5回耐熱復性先進材料シンポジウム講演集, 1994年12月, pp.373-382.
  - 7) N.S.Jacobson and R.A.Rapp; "Thermochemical Degradation Mechanisms for the Reinforced Carbon/Carbon Panel," NASA Technical Memorandum 106793 (Jan.1993).
  - 8) T.Yoshikawa, M.Mizuno and Y.Morino; "The Oxidation Behavior of SiC under Atmospheric Reentry Conditions," 22nd ISTS preprint, ISTS 2000-C-24, (2000.5).
  - 9) 末光 乾、田中昌司、長谷川直、岡崎卓三; "燃費運転下におけるSiC-CVDコーティングの酸化挙動," 日本セラミックス協会 1996年会講演予稿集(1996.4), p.486.
  - 10) Y.Wakamatsu, TSaito, F.Ono, K.Ishida, T.Matsuaki, O.Hanamura, Y.Sohda and Y.Kudo; "Evaluation Test of C/C Composites Coated with SiC/C FGM, under Simulated Condition for Aerospace Application," Functionally Graded Materials 1996 (1997), pp.463-468, Elsevier Science B.V.
  - 11) T.Aoki, H.Hatta, K.Goto, and H.Fukuda; "Characterization of Coating Cracks in Oxidation-Resistant SiC Coating on C/C Composites," CSJ Series Vol.13 (1999), pp.223-226, Trans Tech Publications.
  - 12) 化学工学会編; "CVDハンドブック" 初版白帝, 1991年6月, pp.501-538.
  - 13) 京谷雅行、前田正三編; "新素材シリーズ 耐熱炭素セラミックス 基礎・応用・製品紹介" 内田書店, 1988年9月, pp.55-72.
  - 14) T.Nanubusa, T.Goto, and T.Hirai, "High-Temperature Passive Oxidation of Chemically Vapor Deposited Silicon Carbide," Journal of American Ceramic Society Vol.72, No.8, pp.1388-1390 (1989).
  - 15) T.Nanubusa, T.Goto, and T.Hirai, "Active-to-Passive Transition in the Oxidation of CVD-SiC," pp.293-300 in Composites: Corrosion/Coatings of Advanced Materials Edited by S. Kimura and M. Doyma, Material Research Society, Pittsburgh, PA, (1999).
  - 16) 日本学術振興会高分子セラミック材料第124委員会編, "SiC系セラミック新材料 最近の動向," 内田書店, pp.104-116, (2001).
  - 17) N.S.Jacobson; "Corrosion of Silicon-Based Ceram-

- 論文の最後にまとめて書き、番号のないセクションとする
- 記載方法は
  - ① 雑誌・レポートの場合  
執筆者名, 標題, 雑誌名, 卷数, 発行年月, ページ
  - ② 書籍の場合  
執筆者(編者)名, 書名, 出版社名, 卷(発行年), ページとする

完成例1～5は和文を例に取り上げたが、欧文の場合もこれに準拠したものとする。

## 完成例⑥英文完成例

(RR-04-046/RR-04-050/RR-07-014 より)

### Thermophysical Properties of Liquid and Supercooled Rare Earth Elements Measured by an Electrostatic Levitator

By

Takehiko ISHIKAWA<sup>1</sup>, Paul-FRANÇOIS PARADIS<sup>1</sup>,  
Yuki WATANABE<sup>2</sup> and Noriyuki KOIKE<sup>3</sup>

**Abstract:** Thermophysical properties of four rare earth elements, namely lanthanum (La), praseodymium (Pr), neodymium (Nd), and terbium (Tb) have been measured using electrostatic levitation techniques. The understanding of the nature and behavior of rare earth metals in their liquid phases requires accurate values of their physical properties. However, keeping samples in their liquid phases free from contamination long enough to carry out measurements represents a formidable challenge. This is due to high reactivity and metal contamination of these elements with crucibles or gaseous environment. The use of an electrostatic levitator in vacuum conditions circumvents these difficulties and permits the measurements of the density, the surface tension, and the viscosity of these metals above and below their melting temperature. In this paper, the measurement methods as well as the levitation apparatus are introduced and measured values are reported.

**Key words:** rare earth element, liquid, density, surface tension, viscosity

#### 1. Introduction

Lanthanum, praseodymium, neodymium and their compounds are currently used to improve the resistance of certain glasses, to fabricate hydrogen sponges and strong magnets, and as dopants in optical amplifiers<sup>[1]</sup>. Terbium has found applications as a dopant in materials that are used in solid-state devices (e.g., photovoltaic cells, laser amplifiers) and as a stabilizer of fuel cells which operate at high temperatures. Terbium is also utilized in alloys and in the production of television tubes and fluorescent lamps<sup>[2]</sup>. To assist further scientific development, the knowledge of the physical properties of rare earth metals and their temperature dependences is therefore paramount. However, La, Pr, Nd, and Tb are very reactive, oxidizing rapidly when exposed to air and reacting directly with dihydrogen and other elements<sup>[3]</sup>.

This explains why accurate physical properties are difficult to measure above their melting points when traditional methods are used (e.g., crucible, support) and why there are no data reported in the undercooled region. Here, electrostatic levitation in vacuum isolates a sample against contaminating walls and surrounding gases<sup>[4,5]</sup>. This circumvented the problems related to high temperature processing and allowed an accurate non-contact determination of the density, the surface tension, and the viscosity of liquid La, Pr, Nd, and Tb. This paper briefly introduces the facility, describes the processing and property determination methods, and then presents preliminary experimental results.

<sup>1</sup> Japan Aerospace Exploration Agency, 2-1-1 Sagami, Tsukuba, Ibaraki, Japan 305-8001.  
<sup>2</sup> Advanced Engineering Services Co. Ltd., 1-6-1 Tsuruma, Tsukuba, Ibaraki, Japan.  
<sup>3</sup> Chiba Institute of Technology, 2-17-1 Tsuchiya, Narashino, Chiba, Japan.

題目名、執筆名

(英文併記)

執筆者名の右上に<sup>\*1</sup>などと付し、  
脚注に所属部署名を記載する

#### Abstract

- ・和文・英文の概要両方を併記する
- ・英文の概要のみ記載する

のどちらでも構わない

## I. INTRODUCTION

The Japanese space mission, LUNAR-A, is designed to study the internal structures and evolution of the Moon by means of the "penetrators", which observe moonquakes and heat flux at the lunar surface, and by Lunar Imaging Camera (LIC) onboard the orbiter. The LUNAR-A spacecraft is spin-stabilized and orbits the Moon at altitudes of 200–300 km to relay data from the penetrators after they are separated from the spacecraft and deployed beneath the lunar surface for about a year. From this Data-relay orbit, LIC takes images of selected areas in the low- to mid-latitude regions of the Moon.

LIC is a monochromatic visible camera. The spacecraft spins about the axis pointing approximately toward the Sun. The camera has a linear CCD placed parallel to the axis, and obtains an image using the spin motion. Therefore, the camera takes images in the orientations nearly perpendicular from the Sun. This geometrical constraint allows us to recognize subtle selenomorphological undulations in the images with oblique solar illumination near the terminator. When the spacecraft altitude is 250 km, the spatial resolution of an LIC image is about 25 m/pixel at the surface of the Moon.

The LIC images are comparable with or better than the images in resolution obtained by the Lunar Orbiter, Apollo and Clementine missions. The cameras onboard the Clementine spacecraft globally mapped the Moon in 11 colors at an average surface resolution of about 200 m/pixel (Nozette et al. 1994). Photographs with much better resolutions were taken by the onboard cameras of the Apollo series. However, the photographed areas were limited by the short mission time. The highest resolved images for the remaining regions were taken by the Lunar Orbiter missions (Trask and Rowan 1967). The spatial resolution was from 60 to 100 m for most of the nearside of the Moon and from 150 to 300 m for most of the farside.

LIC is not aimed at global mapping, but is designed to obtain thousands of high resolution images of specific areas in low- to mid-latitude regions, where the spatial resolution of the previous images were not sufficient to investigate the topography and optical properties of the lunar surface. This article outlines the scientific objectives in section 2 and specification of LIC in section 3. The results of the preflight tests are reported in section 4 and an operation plan of LIC is presented in section 5.

## 2. SCIENTIFIC OBJECTIVES

The scientific objectives of the LIC observation cover impact craters, tectonic features, volcanic features, and photometric properties of the surface material and texture. In this chapter we give a brief outline and focus on some of topics for each of the above targets.

### 2.1. IMPACT CRATERS

High-resolution images of LIC enable us to study the statistics and morphology of small craters. Detailed geologic and geomorphologic studies of large basins and complex craters by LIC will provide constraints on the cratering mechanisms, ejecta material distribution, pre-impact target structure, and post impact evolutionary processes.

#### *(1) Regional crater chronology by small impact craters*

Age of the lunar surface is mostly estimated from a population density of craters on the area. Using low-resolution images, on relatively younger surface, lack of large craters makes it difficult to determine precise age. Moreover, a crater counting on images taken at high sun lighting conditions (e.g. Clementine UV-VIS) has difficulty in recognizing small craters. With oblique illumination, small bowl-shaped craters can be recognized by 3-4 pixels on surface images.

Table 5-2 Summary of software and the function of LIC ground system

Software	Function	Detail of function
LICLOP	Long-term imaging plan	Interactively preview imaging area on the lunar map for imaging planning for scientists.
LICOP	Imaging area visualization	Preview the plausible imaging area on the lunar image.
	A short-range imaging planning	Generate weekly imaging plan by specifying the time or by the area to observe. List all the possible imaging period within the designated period.
	ORL file generation	Generate ORL files from the short-term imaging planning.
	BC generation support	Create the MODE_SET BC command from imaging parameters specified on the screen to assist planning of target imaging.
LICQL	Quick look of telemetry related to LIC	Receive either of in real-time telemetry or one reproduced from the storage, browse HK of LIC and the instruments related to LIC.
	Depacketizing of data	Create an image file (PGM and/or JPEG and its picture header) by depacketizing telemetry data.
AUTODECO	Uncompress JPEG images	Decode a JPEG image into a PGM image.
LICIMAGE	Header addition	Add imaging geometry and other information as header.
	Radiometric calibration	Perform flatfielding.
	Geometric calibration	Project the image onto either of Mercator or sinusoidal map coordinates.
LICTIME	Determination of time in UTC	Convert TI counter(onboard time count) into UTC, by correcting hardware and transmission delays and by calibrating temperature dependence of Xtal oscillator.

Implementation of underlined items has not yet been completed.

## 6. SUMMARY

LIC is a small, compact and lightweight camera, which consequently constraints its hardware performance and operation. First, the signal from odd and even pixels of the CCD is read separately and then compressed using an irreversible algorithm. Accordingly, the compression error became the dominant error after the usual electrical noise was reduced. The adjustment of the dark levels of the odd and even pixels within an appropriate range at the operating temperature during the lunar orbiting phase was a significant issue during development of the camera system. Second, since the camera uses the spin motion of the orbiter to capture two-dimensional images, we faced a challenge of how to obtain two-dimensional images in the ground tests in a simpler way. Third, LIC has no hood owing to weight limit. The solar paddle will block the direct sunlight to the camera, but the possibility of stray light originating from the light reflected from the lunar surface was not considered in the optical design of the LIC. Therefore, we conducted a test to make a rough estimate of the magnitude of the possible stray light from the lunar surface outside the FOV of LIC.

The nominal downlink bit-rate during the lunar orbiting phase will be 8Kbit/s and the total storage capacity of the LDP is 10 Mbytes, while LIC can use the part of it. An optimal allocation of the imaging plan is highly required and we need to plan the imaging for the entire mission phase roughly and then in more detail one week ahead of the imaging.

Software supporting for the imaging planning was developed for this purpose.

LIC will provide thousands of monochromatic images of the lunar surface with a spatial resolution of about 25m/pixel. The unique observation condition resulting from the large phase angle of LIC will give valuable information on the detailed topography of the lunar surface.

### ACKNOWLEDGMENTS

We are grateful to H. Mizutani for his continuous support and encouragement for the LIC project as the leading scientist of the LUNAR-A mission. If it were not for his unflagging enthusiasm and philosophical advice, the task of the LIC team would have been much more difficult. The authors would like to give special thanks to A. Fujimura and S. Tanaka of ISAS for their strong support and valuable comments. We would also acknowledge technical comments and management of T. Nakajima, H. Saito, K. Higuchi, and A. Ohnishi. We greatly appreciated I. Nakatani's efforts in managing the international collaboration with CNES for the supply of the JPEG-ICM chip. The LIC instrument was manufactured by NEC Toshiba Space Systems (NTSpace). J. Ishida and technical staffs at the NTSpace are greatly acknowledged for their dedicated work during the manufacture of the instrument and the ground tests. Finally, we would like to express our thanks to all the members of the former Comparative Planetology group of ISAS for their assistance and cooperation for the LIC project.

### REFERENCES

- Baldwin, R. B.: The measure of the moon, Univ. Chicago Press, Chicago, 488p, 1963.
- Chabot, N. L., G. V. Hoppa and R. G. Strom: Analysis of lunar lineaments; far side and polar mapping, *Icarus*, 147, 301-308, 2000.
- Freed, A. M., H. J. Melosh and S. C. Solomon: Tectonics of mascon loading: resolution of the strike-slip faulting paradox, *J. Geophys. Res.*, 106, 20603-20620,
- Golombek, M. P.: Structural analysis of lunar grabens and the shallow crustal structure of the Moon, *J. Geophys. Res.*, 84, 4657-4666, 1979.
- Hapke, B.: Bidirectional reflectance spectroscopy: 1. theory, *J. Geophys. Res.* 86, B4, 3039-3054, 1981.
- Hapke, B.: Bidirectional reflectance spectroscopy: 3. correction for macroscopic roughness, *Icarus*, 59, 41-59, 1984.
- Hapke, B. and E. Wells: Bidirectional reflectance spectroscopy: 2. experiments and observations, *J. Geophys. Res.*, 86 B4, 3055-3060, 1981.
- Head, J. W.: Morphology and structure of the Taurus-Littrow highlands (Apollo 17): evidence for their origin and evolution, *The Moon*, 9, 355-393, 1974.
- Heiken, P. and J. Veverka: Photometric properties of lunar terrains derived from Hapke's equation, *Icarus*, 72, 342-357, 1987.
- Horz, F., R. Greeve, G. Heiken, P. Spudis and A. Binder: Lunar surface processes, in *Lunar sourcebook*, edited by G. H. Heiken, D. T. Vaniman and B. M. French, Cambridge Univ. Press, New York, 1991, 61-120.
- Howard, K. A. and W. R. Muehlberger: Lunar thrust faults in the Taurus-Littrow region, *NASA Spec. Publ.*, 330, 31-22 to 31-21, 1973.
- Kirk, R. L. and D. J. Stevenson: The competition between thermal contraction and differentiation in the crustal sections of the Moon, *J. Geophys. Res.* 94,

•論文の最後にまとめて書き、番号のないセクションとする。

Kreslavsky, M. A., Y. G.

of the lunar surface

Lucchitta, B. K.: Mare ri-

•記載方法は

①雑誌・レポートの場合

著者名, 標題, 誌名, 卷(号), 発行年, ページ

②書籍の中の論文の場合

著者名, 標題, in 書名, 編集者名(ed/eds), 出版者, 発行年, ページ, (巻)

③書籍の場合

著者名, 書名, 出版者, 発行年, 卷(号)

- Supervisory Control*, The MIT Press, 1992.
- [Sheridan-93] T.B. Sheridan, "Space Teleoperation Through Time Delay: Review and Prognosis", IEEE Trans. on Robotics and Automation, Vol. 9, No. 5, October 1993.
- [Skaar-94] S.B. Skaar and C.F. Ruoff, Editors, *Teleoperation and Robotics in Space*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994
- [Stevenson-82] W.D. Stevenson, *Elements of Power System Analysis*, McGraw-Hill, 1982.
- [Tarn-97] T. Tarn and K. Brady, "A Framework for the Control of Time-Delayed Telerobotic Systems", 5th IFAC Symposium on Robot Control, SYROCO'97, Nantes, France, 1997.
- [Tsumaki-96] Y. Tsumaki, Y. Hoshi, H. Naruse and M. Uchiyama, "Virtual Reality Based Teleoperation which Tolerates Geometrical Modeling Errors", Proc. Int. Conference o Intelligent Robotics Systems, IROS, 1996.
- [Tsumaki-96b] Y. Tsumaki and M. Uchiyama, "predictive Display of Virtual Beam for Space Teleoperation", Proc. Int. Conference o Intelligent Robotics Systems, IROS, 1996
- [Wakabayashi-97] S. Wakabayashi and K. Matsumoto, "Flight Calibration Experiment at MFD Ground Commanding", International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, i-SAIRAS'97, July, 1997.
- [Yokokohji-94] Y. Yokokohji and T. Yoshikawa, "Bilateral Control of Master-Slave Manipulators for Ideal Kinesthetic Coupling -Formulation and Experiment", IEEE Transactions on Robotics and Automation, Vol. 10, No. 5, October 1994.
- [Yoshikawa-96] T. Yoshikawa and J. Ueda, "Analysis and Control of Master-Slave Systems with Time Delay", Proc. Int. Conference o Intelligent Robotics Systems, IROS, 1996.

### Appendix A

This appendix presents the application of the data flow diagram for time delayed teleoperation (DFT-TDT) to some of the proposals described in sections 3 and 4. For details of the DFT-TDT, please refer to section 5.

#### Bilateral control with time delay based in passivity [Anderson-89]

Generalized matrixes of master and slave:

$$V_m = [x_m^* \ f_m] \quad V_s = [x_s^* \ f_s] \quad (7)$$

Processing blocks:

$$A = \dot{x}_m^* = x_{m\tau}^* \quad f_m = f_{m\tau} + n^2(x_m^* - x_{m\tau}^*) \quad (8)$$

$$B = \dot{x}_s^* = x_{s\tau}^* + \frac{1}{n^2}(f_{s\tau} - f_s) - \alpha f_s \quad (9)$$

$$C = x_s^* = x_{s\tau}^* + \frac{1}{n^2}(f_{s\tau} - f_s) \quad (10)$$

$$D = f_m = f_{m\tau} + n^2(x_m^* - x_{m\tau}^*) \quad (11)$$

$$E = V_{m\tau} = V_{s\tau} \quad (12)$$

Notes:

- The slave position is controlled with PD.
- $\alpha$  is a compliance factor
- $n$  is a scale factor between forces and velocities
- $f_s$  in the proposal is not the force sensed by the force/torque sensor on the slave, but the force/torque command to the actuators.

#### Bilateral control for ideal kinesthetic coupling [Yoshikawa-96]

Generalized matrixes of master and slave:

$$V_m = [x_m^* \ f_m] \quad V_s = [x_s^* \ f_s] \quad (13)$$

Processing blocks:

$$A = V_m = LPF(V_m) \quad (14)$$

$$B = \dot{x}_m^* = x_{m\tau}^* \quad f_m = k_f f_s + f_{m\tau} \quad (15)$$

$$C = V_s = LPF(V_s) \quad (16)$$

$$D = \dot{x}_{s\tau}^* = x_{s\tau}^* \quad f_{s\tau} = k_f f_m + f_{s\tau} \quad (17)$$

$$E = V_{m\tau} = V_{s\tau} \quad (18)$$

Notes:

- Inside the master and the slave blocks there is an algorithm for the cancellation of their dynamics
- $k_f$  is a force reflection factor.
- LPF: Low Pass Filter.

#### Bilateral control with telemonitoring [Lee-93]

Generalized matrixes of master and slave:

## TITLE

## Author

著者の所属機関名は脚注に記載

## ABSTRACT

## Keywords

## 1. INTRODUCTION

A decorative horizontal border consisting of two rows of small black squares, centered horizontally on the page.

## 2. THEORY and/or EXPERIMENT

A decorative horizontal border consisting of a repeating pattern of small, black-outlined squares arranged in three rows.

### 3.CONCLUSION(S), またはSUMMARY

#### **4.ACKNOWLEDGEMENTS**

A decorative horizontal border at the bottom of the page. It features a repeating pattern of small black squares arranged in a diamond shape, creating a textured and decorative effect.

## REFERENCE