



ISSN 1349-1113
JAXA-RR-04-045

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

USERS REVカプセルの開発研究および飛行後解析

山 田 哲 哉
石 井 信 明
稲 谷 芳 文
編 集

2005年 3月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

はじめに	難田元紀 (ISAS)
1. ミッション全体, システム	
USERSミッション概要およびUSERS/REM システム	
難田元紀, 稲谷芳文 (ISAS/JAXA), 伊地智幸一 (USEF)	
牧野 隆, 松田聖路 (IHI Aerospace)	1
2. 再突入飛行	
USERSカプセル飛行データに基づく再突入飛行環境の再構築について	
山田哲哉, 石井信明 (ISAS/JAXA), 松田聖路 (IHI Aerospace)	13
USERSカプセルの再突入飛行と姿勢運動	
大矢晃示, 松田聖路 (IHI Aerospace)	
石井信明 (ISAS/JAXA)	21
3. 熱防御	
アブレーション解析コードと飛行後解析	
加藤純郎, 奥山圭一 (KHI), 山田哲哉 (ISAS/JAXA)	31
アーク加熱風洞によるREVアブレータの研究開発	
奥山圭一, 加藤純郎 (KHI), 山田哲哉 (ISAS/JAXA)	55
REV熱防御系の設計と飛行後解析	
加藤純郎, 菅野義就, 奥山圭一, 上垣栄一 (KHI)	
山田哲哉 (ISAS/JAXA), 鈴木俊之 (ISTA/JAXA)	77
4. 再突入体の追跡など	
長パルス一次レーダーを用いたUSERS再突入カプセル (REV) の追跡	
鎌田幸男, 川原康介 (ISAS/JAXA) 佐川一美 (NTS)	
石井信明, 前田行雄, 井上浩三郎, 安部隆士 (ISAS/JAXA)	
若林 昭, 伊地智幸一 (USEF)	105
光学観測による再突入飛翔体の捕捉	
山田哲哉, 矢野 創, 内田右武, 石井信明, 安部隆士, 稲谷芳文 (ISAS/JAXA)	
藤田和央, 柳澤俊史 (ISTA/JAXA), 伊地智幸一 (USEF)	113
5. READ	
READ実験	
安部隆士 (ISAS/JAXA), 藤田和央 (ISTA/JAXA)	
若林昭, 伊地智幸一 (USEF)	127

はじめに

次世代型無人宇宙実験システムUSERS（Unmanned Space Experiment Recovery System）は軌道上の微小重力環境を利用した超電導材料製造実験と民生部品の宇宙実証を目的とし、自律帰還型の宇宙実験システムの確立を主眼として開発されたものである。USERSは2002年9月H-II A 3号機によってDRTSとの相乗りペイロードとして種子島宇宙センターより打上げられた。軌道上実験が予定通り行われた後、2003年5月REVと呼ばれるUSERSの再突入カプセルが分離され、大気再突入の難関を経て、無事海上回収され、実験試料の持ち帰りに成功した。

USERS計画は経済産業省及び新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）の委託を受けて財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構（USEF）が中心となって、1995年度に概念検討が開始され、1996年後半より正式に開始された。それまで、我が国の再突入関連の実験としては種々試みられ、関連技術の成果が蓄積されてきていたが、大気圏再突入を伴う本格的な軌道からの帰還回収を目指すものとしてはUSERS計画が最初の試みであった。

USERSのREV再突入カプセルに関しては、宇宙科学研究所（現JAXA宇宙科学研究本部）はこれに強い関心があり、開発に係わり合いを持つことを希望し、当該分野の専門研究者を通して積極的にその技術支援を行った。すなわち、技術評価委員会への委員の派遣、EXPRESS計画で培われた技術や、MUSES-Cカプセルの開発成果などがUSERSカプセルの設計に反映された。また、機体の風洞試験、システム試験、耐熱材料の加熱試験、環境試験等は、宇宙科学研究所の設備を利用して、所内研究者を中心として行われた。

USERSのREV再突入カプセルは受動的空力安定で飛行する弾道飛行型で、耐熱システムもアブレーション材を用いた比較的簡単なシステムであるが、REVに搭載された高温熱源の材料実験炉に起因する熱設計上の特徴や運用上の制約等、固有の設計上の特徴も多い。また無事回収されたことにより、飛行後解析によって再突入技術に関する貴重な成果が得られた。

本報告では、主にREV再突入カプセルについて、設計方針と特徴、主な研究開発課題と経緯、飛行後の主要結果等が記述され、再突入関連技術の要約的内容となっている。貴重な成果、知見が含まれており、今後の再突入関連ミッションの開発に貢献できることが期待される。

雛田元紀（宇宙科学研究所 名誉教授）

USERS ミッション概要およびUSERS/REM システム

雛田 元紀¹・稲谷 芳文¹・伊地智 幸一²・牧野 隆³・松田 聖路³

USERS/REM Mission and Systems

By

Motoki HINADA¹, Yoshihumi INATANI¹, Kouichi IJICHI², Takashi MAKINO³, Seiji MATSUDA³

Abstract : The Unmanned Space Experiment Recovery System (USERS) was launched on September 10th, 2002 from Tanegashima Space Center with the H-IIA launch vehicle. On May 30th 2003, the re-entry and recovery operations were successfully conducted, bringing experiment samples and beneficial information back to Earth. USERS became the first national project to succeed in recovery from orbit. In this paper, USERS mission outline is introduced first. Followed by are discussion on the key characteristics of Reentry Module (REM), result of design and development, evaluation of re-entry and recovery operation and flight data. Finally, the obtained re-entry system technologies through this project are summarized.

1. はじめに

次世代型無人宇宙実験システムUSERS (Unmanned Space Experiment Recovery System) は軌道上の μ G 環境を利用した超電導材料製造実験と民生部品の宇宙実証をミッションとして、自律帰還型の宇宙実験システムの確立を主眼として開発されたシステムである。USERS 宇宙機は2002年9月にH-II A 3号機にてDRTSとの相乗りで種子島宇宙センターより打上げられ、軌道上における6ヶ月にわたる実験を終えて2003年5月に再突入を行い、実験試料を地球へ持ち帰ることに成功した。日本で実行された地球周回軌道からの再突入ミッションのうち、正常に飛行を終えて回収された機体は初めてである。図1はカプセルを船へ引き揚げる様子である。

これまで日本で実施されてきた再突入ミッションには、旧宇宙科学研究所 (現JAXA宇宙科学研究本部) が中心となって実施してきたものとしては、観測ロケットの弾道飛行後の頭胴部回収、自律帰還型無人宇宙実験システム (EXPRESS) や MUSES-C などの軌道上実験ペイロードの回収や惑星からのサンプルリターン、有翼飛翔体の再突入飛行基礎研究などがある。また、旧航空宇宙技術研究所/旧宇宙開発事業団では、HOPEの要素技術実証のために OREX, HYFLEX など、実験機を用いた再突入技術を中心とした研究開発のほか、弾道飛行中に6分間微小重力実験を行ってペイロード回収するTR-IAミッションが実施されてきた。

これらに対してUSERSは経済産業省及び新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) の委託を受けて財団法人

¹ 宇宙科学研究所 名誉教授

² (財) 無人宇宙実験システム研究開発機構 (USEF)

³ IHI エアロスペース (株) (IHI Aerospace)

人無人宇宙実験システム研究開発機構 (USEF) が中心となって開発が行われた。USEFはこれまでに、宇宙実験・観測フリーフライヤー (SFU)の衛星設計・開発・運用や EXPRESSで蓄積した帰還回収運用を含む再突入関連技術を基盤としている。USERS開発で、旧宇宙科学研究所は技術支援を通じてSFUやEXPRESSの技術のほかに、同時期に開発されたMUSES-Cのカプセル設計の考え方などをUSERSカプセル設計に反映してきた。USERSの開発は、1995年度に概念検討を開始し、1996年後半より正式にスタートした。

本稿では、USERSミッションの概要、再突入カプセルにあたるリエントリモジュールのシステムの特徴と開発の概要、帰還回収運用の概要について示し、最後にその成果をまとめる。

2. USERSミッションの概要

USERS宇宙機は図2に示すとおり、軌道上で実験を行う機器を搭載し地球へ帰還するリエントリモジュール (REM) と、軌道上においては電力供給・テレメトリ/コマンドの通信サービス・軌道及び姿勢制御を行うサービスモジュール (SEM) から構成されている。更に、REMは再突入カプセルにあたるREVと軌道離脱のためのレトロブーストモータ (RBM) を搭載した推進モジュール (PM) から構成されている。

図3にUSERSのミッション概要を示す。USERS宇宙機は打上げ後、自ら高度515[km]の運用軌道に上昇し、REMに搭載した超電導材料製造実験装置 (SGHF) を使用して超電導材料製造実験 (SMAP) を実施した。実験終了後、REMは分離され、自ら軌道離脱を行い、小笠原東方沖の海上にて着水回収され、実験成果を地上に持ち帰った。大気圏再突入の際、旧宇宙科学研究所は再突入飛行環境光学計測装置 (READ) で再突入時のプラズマ環境計測を行った。REM帰還後、SEMは引き続き軌道上に留まり、表1に示す将来の衛星バスの低コスト化に役立つ民生技術・部品を使用した5種類の先進的バス機器実験を継続して実施している。



図1 回収船への引き揚げの様子

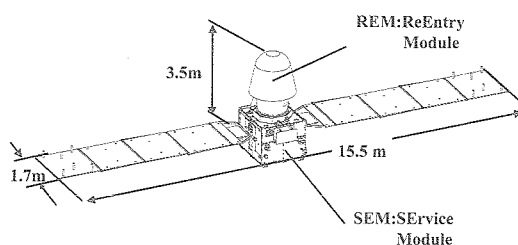


図2 USERS宇宙機

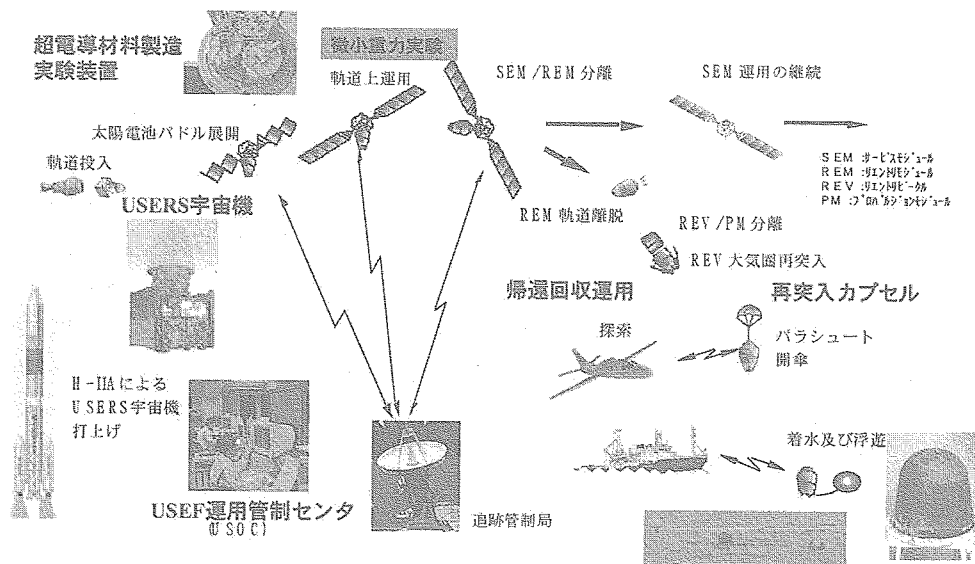


図3 USERSミッション概要

表1 先進的バス機器実験

OBCA	OBC with Automotive Electronics Technology (自動車用電子技術を用いた搭載コンピュータ)
CPDR	Capillary Pumped Deployable Radiator (展開ラジエータ)
DFSG	Dual Frequency Space GPS Receiver (宇宙用2周波GPS受信機)
AS3	Advanced Star Sensor System (先進的スターセンサシステム)
AIRU	Advanced Inertial Reference Unit (高性能低コスト慣性基準装置)

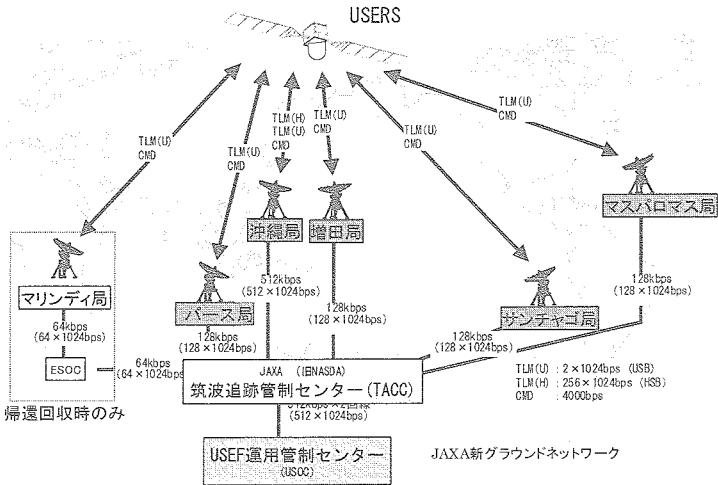


図4 USERS運用管制概要

USERS宇宙機全体の重量は約1.7トンで、太陽電池パドルの出力は約2.5[kW]である。宇宙機はゼロモーメント方式の3軸姿勢制御方式を採用し、さらに超電導材料製造実験中の微小重力環境を維持するために、磁気トルカのみにより必要なアンローディングが可能な能力を持たせた。通常は太陽指向で飛行し、軌道制御や一部の先進的バス機器実験の際は地球指向で、また、帰還時にはREMのレトロブーストモータ (RBM) 噴射する慣性姿勢で飛行することが可能である。推進系には姿勢制御用の1Nスラスタと軌道制御用の23Nスラスタを搭載している。

宇宙機の運用管制は、図4に示すJAXAの新グラウンドネットワークシステム (新GN) に属する局、及びヨーロッパ宇宙機関 (ESA) に所属するケニアのマリンドィ局を使用し、USEF運用管制センタ (USOC) から行われた。マリンドィ局はREMリエントリ運用の際にSEM/REMの分離やREMの軌道離脱を監視する局として用いた。

3. REMシステム

3.1. REMシステムの概要

REMは重量約900[kg] (ペイロード含む)、最大径1.48[m]、全長1.94[m]で、再突入カプセルにあたるREVと軌道離脱のためのレトロブーストモータ (RBM) を搭載した推進モジュール (PM) から構成されている。REMの外観図及び断面図を図5に示す。

REVは弾道再突入タイプの釣鐘型をしており、外側からアブレータ+断熱材+アルミスキンの3層構造のヒート

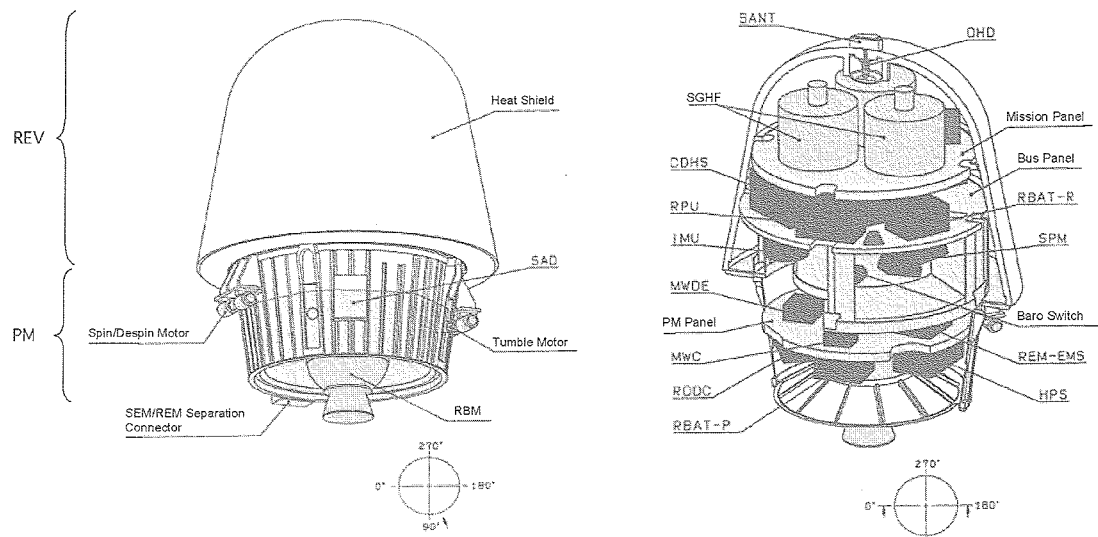


図5 REMの概要

シールドで大気再突入中の空力加熱からREV内部機器は保護される。3つの超電導材料実験装置 (SGHF) の電気炉は前方のミッションパネルに搭載され、READの光学センサがヒートシールドの先端部分に装着されている。REVバス構体には、READ機器を含めて回収装置、CDHS (姿勢制御・データ処理装置)、RS (シーケンサ)、IMU (慣性計測装置)、D-REC (データレコーダ)、電源が搭載されている。

PMのミッションは、SEM/REM分離後のREMの姿勢安定と地上との通信、及び、軌道離脱マヌーバである。PMには、RBM (軌道離脱モータ)、MW (モーメントホイール)、スピン/デスピン/タンブル用の固体モータ、通信機器及び電源が搭載されている。REVとPMは4つの分離ナットで結合されており、大気再突入前にPMは分離・投棄される。その際、REV先端に装着された通信用のアンテナも投棄される。

3.2. REMシステムの特徴

REMシステムは、弾道再突入タイプの比較的簡素なシステムを目指し、はじめての周回軌道からの再突入ミッションであることから軌道離脱運用の柔軟性と確実性に対して細かい配慮を行ったシステムを構築した。

(1) 弾道再突入タイプの簡素なシステム

REVの空力形状は、容積効率がよく、希薄流領域から亜音速領域まで空力的に静安定を取りやすく弾道再突入に適した形状を選定した。軌道離脱モータ (RBM) には固体モータを採用した。RBM噴射姿勢はSEMで確立し、REMはSEMから分離された後、その噴射姿勢をMWとスピンモータによる受動的スピン安定により維持する設計とし、姿勢変更用の姿勢制御機器を不要とした。SEM/REM結合中は、材料実験を含めて電力供給や地球局とのテレメトリ・コマンド通信、宇宙機の姿勢や軌道制御はSEMが実施する方式を採った。

REMの軌道離脱場所は、着水場所を日本近海の小笠原東方沖とし、軌道離脱管制を地球局可視で行うという運用の制約からケニアのマリンディ局上空とした。選定に際しては、再突入軌道が比較的浅いエントリ角となるため、着水点の分散が探索回収の運用条件を満足することも考慮されている。

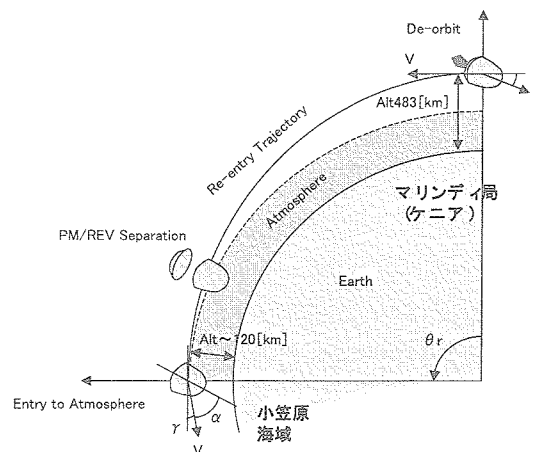


図6 REMの軌道離脱姿勢とREVの再突入姿勢

軌道離脱したREMは、日本近海までレンジ角で約90度飛行し、PMを分離した後再突入する。この間、REVは低レートのスピンによりRBM噴射姿勢を維持し、図6に示すように再突入時の迎角は70度位になるが、この大迎角姿勢から動圧増加により空力安定で姿勢を変更し、空力加熱が高くなるまでにはカプセルは気流方向に姿勢変更する。このあたりの設計はMUSES-Cカプセルの希薄流領域における空力特性と運動評価の考え方を反映する形で姿勢制御方式、空力形状の選定を行った。

釣鐘型形状のカプセルは遷音速域で動不安定となることが知られているが、最近の研究によるこの領域での姿勢運動の理解とパラシュートの選択により回避する方法があることがわかっている。REMの場合は、遷音速域から亜音速にかけて空力抵抗が減少する特性があるために、主流の動圧が増加し動的発散が抑えられることから、亜音速の通常のパラシュートを採用した。動安定性は風洞試験や文献によるデータを基に6自由度シミュレーションにより検証し、最終的に開傘荷重、重量的な制約とパラシュート構成の簡素化の観点を考慮して決定した。このあたりの設計にもMUSES-Cカプセルの考え方を反映する形がとられている。

(2) 実験中の電気炉からの熱の排熱

REMの熱制御系の特徴は、軌道上実験中は、宇宙機はREMが反太陽方向となる姿勢で、高温になる電気炉からの熱を、ヒートシールド内側のスキンへの輻射、ヒートシールド内面スキンからアプレータ表面への伝導、アプレータ表面から深宇宙への輻射という形で排熱する方式を採用した点である。このヒートシールドを介した軌道上の排熱と大気再突入時の断熱の両立させることが熱設計のドライバーとなっており、ヒートシールドの熱コンダクタンスと輻射率をコントロールすることで実現した。開発においては、ヒートシールド単体の熱コンダクタンス試験、システムで実施した熱平衡試験、熱真空試験で検証を行い、フライト結果から排熱特性、断熱特性ともに良好であることが確認された。

(3) 軌道離脱運用の確実性

REM軌道離脱運用で要となるSEM/REM分離やREMの軌道離脱管制は、地球局可視にて実施することを大前提とした。回収海域を日本に比較的近い小笠原東方海上としたことから、管制局としてはケニアのマリンディ局を選定した。

通常は、SEM/REM分離前に全て健全であることを確認し、分離許可コマンドを送信してはじめてSEM/REM分離が実行される。SEM/REM分離後は、RBM点火やPM分離などの軌道離脱シーケンスは分離をトリガーとしてスタートするRSの固定タイマで実行する方法をとった。

また、REVの探索・回収を確実にするために、RBM噴射中の姿勢・加速度データを地球局ヘダウンリンクして最終的な着水予測位置を算出し、船・航空機へ連絡できるようにした。REMにはこのためのIMUや通信系機器の搭載に加えて、REMへのダイレクトコマンドによる軌道離脱シーケンスも実行もできるような構成としている。

3.3. REMサブシステム概要

REMは構造・熱防御系、熱制御系、電源系、姿勢制御・制御データ処理系、通信系、推進系、回収系、環境計測装置、及び、計装系の各サブシステムから構成されている。概略の機能性能を表2に示す。ここでは、熱防御系、及び回収系について設計・開発、フライト結果について示す。

(1) 構造・熱防御系

REMの構造は、主にヒートシールド組立、実験装置を搭載するミッションパネル組立、回収系を搭載するバス構造組立、RBMやMWなどを搭載するPM構体から構成されている。

REVの再突入時の淀み点最大空力加熱は $2[\text{MW}/\text{m}^2]$ 程度となり表面温度は 2000°C 以上となることから、耐熱材

料には比較的構成が簡単なアブレーションタイプの炭素繊維強化プラスチック (CFRP) を採用した。ヒートシールドは図7に示すようにノーズ部とコーン部に分けられ、いずれも基本構成は外側よりアブレータ、断熱材、アルミ構体となっている。REVの背面は加熱率が小さいことから可とう断熱材を使用した。

アブレータは、加熱を受ける外側に剥離が少ない短冊クロスを用いたアブレータを配して熱防御を主に行い、内側に連続クロスを用いた積層アブレータを配して強度を主に負担する2層構造とした。

また、軌道上実験中の高温になる電気炉からの排熱と再突入中の断熱を両立させるために、アブレータ及びアルミスキンの熱応力を含む機械的強度、再突入時空力加熱環境から各部の厚みが決められた後、図8に示すように断熱材に挿入するアルミ箔のサーマルアンカによりコンダクタンスをコントロールする方法がとられた。実際の軌道上実験中に取得したテレメトリの温度データから判断する限り、実験炉の温度やREM内部機器の温度は所定の温度範囲に入っており、排熱特性は良好であった。

アブレータ内部温度は、テストピースによるアークヒータ加熱試験のデータを基にチューニングしたアブレーション解析コードを用いて予測した。アーク加熱試験はJAXA宇宙科学本部所有の1MW級の設備をメインとして行い、テストピースのサイズによる違いなどを確認するためドイツDLRの6MW級の設備も使用してデータの蓄積を行った。

表2 REMの機能・性能概要

寸法・形状	全長:1.94m、最大径:1.48m
質量	884.4kg
電源系	NiCd/バッテリー:13.5AH×2
姿勢制御・制御データ処理系	デュアルスピン安定方式 モーメントホイール(50Nms) 慣性計測装置(IMU) 制御データ処理系(CDHS) リエントリシーケンサ(RS)
推進系	レトロブーストモータ(RBM)×1 スピン/デスピンモータ×2 タンブルモータ×1
通信系	テレメトリ:USB/2048bps コマンド:USB/4000bps
構造	REV:シェル構造 PM:スキン・ストリング構造
熱制御	ヒータ、サーモスタット、MLI
熱防御系	CFRPアブレータ方式
回収系	パラシュート(2傘体、3段式) フローテーションバッグ(CO2ボンベ搭載 バッグとラム圧方式の冗長システム) GPSビーコン、ARGOS発信機
環境計測装置	微小重力環境計測(3軸,±8880μG,30Hz)
搭載ペイロード	超電導材料製造実験(SGHF) 再突入飛行環境光学計測(READ)

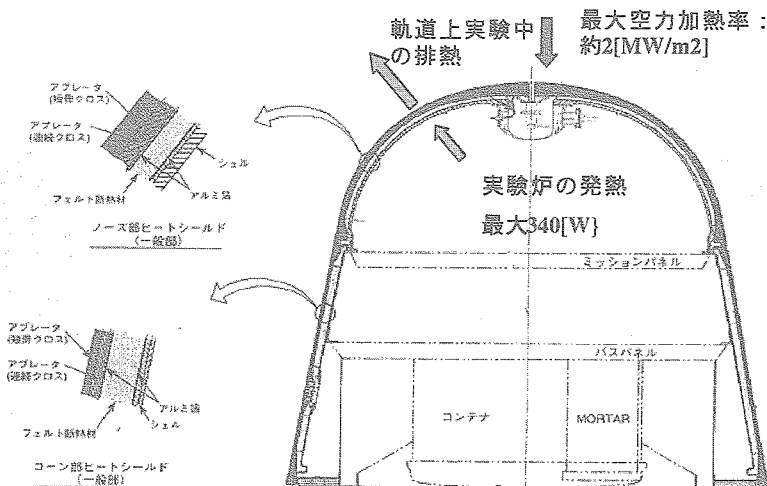


図7 ヒートシールドの構成

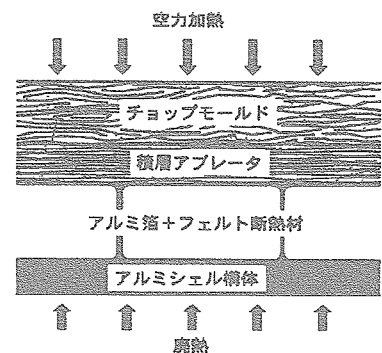


図8 ヒートシールドの層構成



図9 飛行後のヒートシールド外観

アブレタ強度は空力荷重よりも積層方向の温度勾配による熱応力が支配的で、この強度保証は実大モデルの加熱試験が難しいため、材料特性の温度に対する非線形性を考慮した全機非線形熱構造解析で行った。この非線形熱構造解析モデルの妥当性を確認するために、2層アブレタ部分構造モデルを使った高温熱歪・破壊試験を行い、解析結果との比較・検証を実施した。

飛行後のヒートシールドの外観を図9に示す。コーン部アブレタに一部欠損が見られたが、熱構造的には再突入中の空力加熱、衝撃圧に耐荷し、内部へのホットガスの流入も無いことを確認した。空力加熱は、計測されたアブレタ温度、損耗量、炭化量から推定する限り、設計条件内であることが確認された。

(2) 回収系

回収系は、REMから分離されたREVを回収するため、REVを減速させ、洋上に緩降下させるパラシュート系、着水後REVの探索を容易にするためのロケーションエイド系、洋上回収にてREVを浮遊させるフローテーション系、その他回収系構造部品、火工品等から構成される。

パラシュートのステージ構成は、開傘衝撃を要求の $141[\text{m/s}^2]$ 以下に低減するために3段式とした。メインシュートは最初開傘率を絞って開傘した後(リーフィング)、全開傘となる2段階開傘とすることで、傘体の数をドロッグシュートとメインシュートの2つとし、重量低減を計った。

REVの着水速度は $9[\text{m/s}]$ 以下(無風時)で、風や波の影響を考慮した予測最大着水衝撃は $122[\text{m/s}^2]$ である。

回収系の作動シーケンスとノミナル開傘高度の関係を図10に示す。ドロッグシュートの開傘トリガは、減速加速度を検知して一定時間後に作動させる方式と気圧検出(バロースイッチ)により作動させる方式の冗長構成とした。また、ドロッグシュートの放出は、軌道上の真空環境での長期滞在を考慮してガスジェネレータのガス圧により射出するモルタル方式を採用した。

サンプリングレートが1秒と粗いデータではあるが、図11に示す再突入中に計測した加速度より、パラシュートは所定のシーケンスで正常に開傘したものと推定される。

フローテーション系はCO₂加圧式の他に、バックアップとしてメインシュート傘頂部に装着して緩降下中のラム圧で膨らむアベックスバッグを搭載した。図12に示す航空機に発見されたときの写真から作動状態が良好であ

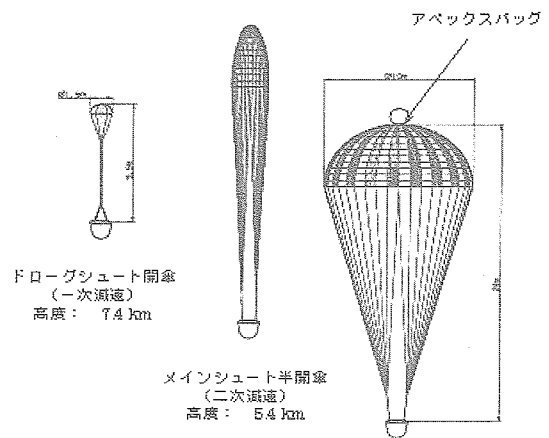


図10 3段減速パラシュート開傘システム

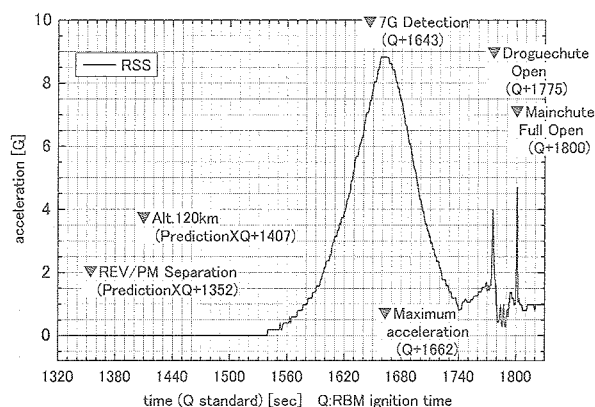


図11 再突入中の空力減速加速度

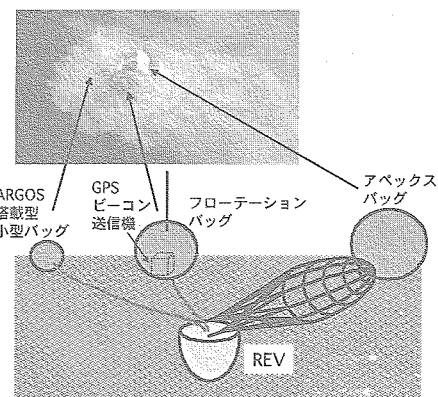


図12 航空機発見時の状況

ったことが確認できる。ロケーションエイド系は、GPSデータをエンコードしたビーコン波で位置を知らせるGPSビーコン送信機に加えて、小型バッグに入れた民生品ベースのARGOS送信機を簡易な位置特定手段として用いた。ARGOS送信機は渡り鳥の調査などに使われているもので、位置精度は数km程度で数時間に1回程度の断続的な位置情報となるが、コンパクトで作動期間が比較的長いことからバックアップとして有効である。

4. REMシステムの開発試験

USERS/REMの開発は、1996年10月頃スタートし、1997年10月のシステム要求/設計審査、1998年8月の基本設計審査を経て、開発モデルの製造に着手した。開発モデルによる1年半にわたる開発試験を行い、2000年3月に詳細設計審査を行い、プロトフライトモデル(PFM)の製造に着手した。

USERS開発の特徴は、開発コスト低減のために、開発モデルで機能・性能の検証を行い、PFMにて認定試験を行った後、必要な改修及び改修後試験を実施して、PFMをフライトに供した点である。また、サブシステム、コンポーネントレベルで既存品の流用もしくは類似設計品をベースとする場合は、開発モデルなしでPFMのみの製作で開発する方針とした。通信系機器や電池はこの方針に沿って開発を行った。PFMによる認定試験(プロトフライト試験)では、通常の認定試験や受入試験とは別に累積疲労損傷を考慮してプロトフライト試験レベルを設定し、改修後の試験内容・条件を整備した。

開発モデルとしては、表3に示す熱構造モデル(STM)、電気モデル(EM)、高空落下試験モデル(RTM)を製作し、開発試験を実施した。REMの開発スケジュールを表4に示す。

STMは、まず、構造試験モデル(MTM)としてREM単体としての動荷重試験(MTM試験)に供し、その後、改修して熱真空試験モデル(TTM)として熱真空試験(TTM試験)に供した。それぞれの試験で、搭載機器は、目的に応じた構造諸元、熱特性を備えたダミー品を使用した。これらにより、プロトフライトモデルの設計を固め、フライトへの適合性を評価するための技術データ取得を行った。SEMとの機械的インタフェース及びSEM/REM結合状態での動荷重試験も本モデルを用いて実施した。熱真空試験は、SEM/REM断熱の設計思想に基づき、REM単独での試験のみ実施した。STMを用いた一連の試験によりREMの機械的・熱的な機能・性能確認を実施し、設計の妥当性を確認した。

EMは、電気性能を中心としたシステム性能全般の確認を行うもので、SEMやSGHFとの電氣的インタフェース確認も本モデルにより適合性を確認した。

RTMは、STMのREVの部分を改修して回収系を1式搭載し、試験に必要な高空落下試験専用のシーケンス、計測装置、電源等を搭載したモデルである。これを用いた高空落下試験により、パラシュート開傘～着水後の浮遊までの一連の回収系のシーケンス及び総合動作確認を行った。

PFMはREMシステムの認定を行うために、SGHFやREAD等の実験機器もPFM品を搭載して、REM単独での電気性能試験や熱真空試験、SEMと結合したフライト形態での動荷重試験、音響試験など、REMの機能・性能確認を行う一連のプロトフライトモデル試験を実施した。

プロトフライトモデル試験後、2002年2月にREMシステムの認定試験後審査を行い、その後、フライトへ向けてSGHFの実験試料の交換、回収系の本組、火工品の組込等を行い、改修後試験、REM/SGHF組込・電気機能試

表3 REM開発モデルと試験

区分	モデル名称	略称	目的	製造数	備考
開発品	熱構造モデル (STM)	MTM	機械的動荷重試験用	1式	
		TTM	熱真空試験用	1式	MTM改修
	電気モデル	EM	電気試験用	1式	
	高空落下試験 モデル	RTM	回収系総合動作試験 及び探索回収訓練用	1式	構造はMTM改修
フライト品	プロトフライト モデル	PFM	認定試験、及び、フライト用	1式	

験、動釣合試験を経て、2002年7月から射場整備作業を行った。

表4 REM開発スケジュール

タスク名	1998年度		1999年度		2000年度		2001年度		2002年度		2003年度	
	1997年度	1998年度	1998年度	1999年度	1999年度	2000年度	2000年度	2001年度	2001年度	2002年度	2002年度	2003年度
REM												
基本設計		基本設計		PDR								
詳細設計		詳細設計			CDR							
維持設計				維持設計								
STM・EM製造		STM・EM製造										
機械系試験				機械系試験								
電気モデル試験				EM試験								
TTM試験				TTM試験								
PFM製造				PFM製造								
高空落下試験						高空落下試験	高空落下試験					
PFM試験						REM／PFM試験						
PFMリファープ								REM／PFMリファープ				
SGHF組込・電気機能試験								SGHF組込・電気機能試験				
打上射場運用										打上射場運用		
帰還回収運用											準備	帰還回収運用
SGHF												
SGHF構造モデル組込み			SGHF構造モデル組込み		REM／MTM試験へ							
SGHF熱真空モデル組込み			SGHF熱真空モデル組込み		REM／TTM試験へ							
ミッションパネルPFM組立					ミッションパネルPFM組立			REM／PFM試験へ				
フライト試料搭載								フライト試料搭載		REM組込・電気機能試験へ		
軌道上運用										軌道上運用		

[略称]
PDR 基本設計審査
CDR 詳細設計審査
STM 構造熱モデル
EM 電気モデル
TTM 熱真空モデル
PFM プロトタイプモデル

5. 帰還回収運用

軌道上実験が終了し帰還運用フェーズへ移行すると、USERS宇宙機はSEMの推進系を用いて計画した着水点を23時間30分ごとに周期的に通過する位相回歸軌道 (PRO軌道、高度483[km]) へ移行する。実運用では2003年5月26日から12日間の帰還ウィンドウが設定された。

帰還シーケンスは、帰還前日にアップリンクしたSEMタイムラインコマンドと、地球局可視で衛星の状態をモニタしながらアップリンクするリアルタイムコマンドにより進められる。これらのオペレーションは、USERS運用管制センター (USOC) からマリンディ局、日本の増田局、沖縄局、チリのサンチャゴ局を結んで実施された。

一方、探索回収作業は、日本でチャータした航空機1機と船2隻で実施した。図13は探索回収運用の体制を示している。USOCの隣に設置したUSERS探索回収運用センタ (UROC) を中心として進められた。UROCは、USOCと連携をとって回収海域の天候情報の入手と判断、着水点予測を行い、それらに基づいて船、航空機の出発タイミングや待機ポイントの指示を行った。航空機はGPSビーコン受信器材

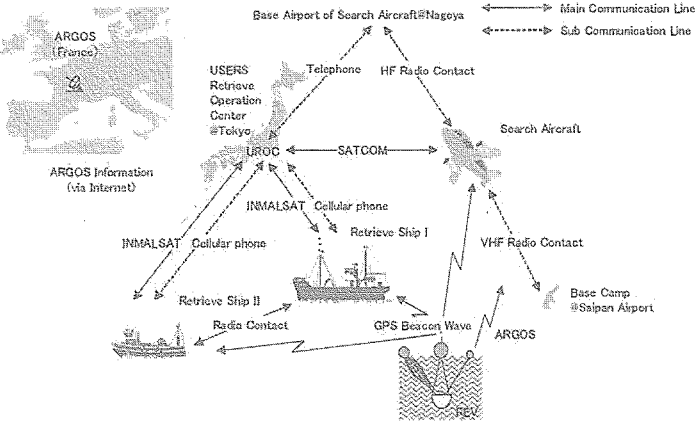


図13 REV探索回収運用体制

を搭載し、探索の前進基地としたサイパンへ5月27日に向かい、船もGPSビーコン受信器材を搭載して5月19日出向、台風による荒天を小笠原諸島の父島で避けた後、5月29日に回収海域に到着した。

すべての準備が整ったところで帰還回収運用シーケンスに入り、軌道離脱約5時間前にREVが着水計画エリア内に着水する条件を満足していることを確認後、RBM点火姿勢がSEMの姿勢制御系により確立され、機器の状態が良好であることを地球局より確認した上で分離許可コマンドが送信され、SEM/REM分離は2003年5月29日19：05：52 (UT) に計画どおり分離された。分離時刻は、前々日までの軌道決定情報に基づいて着水点までの軌道伝播

を行い、できるだけ計画エリアの中心に近づけることのできる時刻とした。RBMの燃焼ガスの影響が及ばないようにSEMが退避マヌーバを行う1周回の間、REMはMWで姿勢を維持した後、マリンディ局の可視範囲で20:44:53(UT)、RBMが点火された。

軌道離脱後の着水点をできるだけ正確に把握して船や航空機へその位置を知らせるため、RBM燃焼中にダウンリンクされたREMの姿勢及び加速度データを取り込んで、最終的な着水点の算出を実施した。また、再突入軌道の情報収集のため、再突入初期の追跡を旧宇宙科学研究所の内之浦レーダからも行うと同時に小笠原において光学追跡を行う体制を作り確実を期した。REVが正常に飛行していることが内之浦レーダからの連絡で最初に確認することができ、飛行後の再突入軌道の再構築にも役立てることができている。

フライトパスを図14に示す。REV発見位置は計画に対して70km手前であったが、最終予測位置からは40km手前であり、予想着水エリア(270×45km)を十分満足する結果を得ることが出来た。

航空機はREVからのGPSビーコンを良好に受信し、21:34(UT)にはREVを発見し、それから3時間ほどで船によるREV引揚げも完了した。当日の天候は小雨、南南東の風2[m/s]、波高1.5[m]であった。運用のタイムテーブルを表5に示す。

6. まとめ

USERSのミッション概要とREMシステムの特徴と概要、開発と帰還回収運用の概要についてまとめた。USERSの再突入カプセルは周回軌道からのリエントリミッションとしては日本では初めて正常に飛行して地球へ帰還した機体であり、弾道再突入型の簡素なカプセルの設計の考え方、開発・検証の方法や帰還回収運用の妥当性が示されたものといえる。

機体の回収と同時にリエントリ中の姿勢や加速度、温度データの取得されており、それらに基づいた再突入軌道の再構築、機体の飛行特性の再現からえられるシステム設計上の重要な空力特性などに関する知見や、回収したアブレータや飛行データを用いた熱応力評価などから得られる知見は、今後計画される同種のリエントリミッションに有用な情報を提供できるものと考えている。

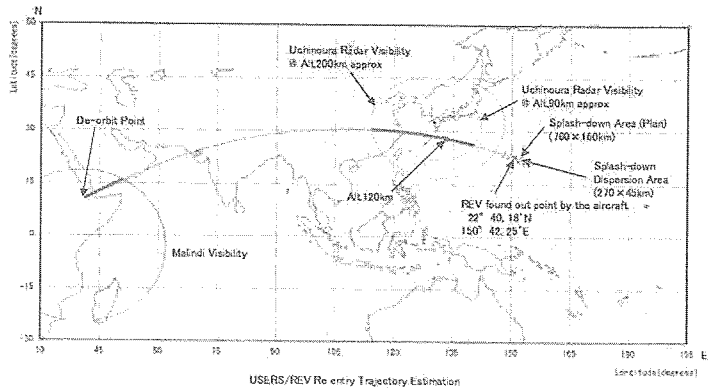


図14 REMの飛行経路

表5 帰還回収タイムテーブル

主要イベント	実績(UT)	結果(UT)	備考
SEM/REM 分離	5/29 19:05:52	5/29 19:05:52	SEMタイムラン
RBM 点火	20:44:53	20:44:53	REMシーケンサ
パラシュート ドローグ開傘時刻	21:14:28	21:14:31	加速度検知+タイマ
航空機 GPSビーコン 電波受信	21:21:57	---	REV降下中 N 22° 39.68' E 150° 42.29' @21:21:16(UT)
REV着水	---	21:23:30	(着水予測結果)
航空機 REV目視発見	21:34頃	---	N 22° 40.18' E 150° 42.25'
ARGOS データメール受信	21:52頃	---	N 22° 43.02' E 150° 38.94' 測距時刻21:25:48(UT)
回収船 REV目視発見	23:57頃	---	---
回収船 REV位置到着	5/30 0:09頃	---	N 22° 39.114' E 150° 42.570'
REV引上げ 箱入れ完了	0:50頃	---	---

参考文献

- [1] Seiji Matsuda, Takashi Makino, Tokuo Anzai, Shuji Nakamura, Shozo Shingu, Kouichi Ijichi, "UNMANNED SPACE EXPERIMENT RECOVERY SYSTEM (USERS)-SYSTEM OPERATION AND RE-ENTRY OF THE SELE-RETURN UNMANNED SPACECRAFT-", 54th International Astronautical Congress, Oct. 2003
- [2] 松田 聖路, 牧野 隆, 平木 講儒, 安部 隆志, 稲谷 芳文, 「USERSカプセル再突入時の姿勢運動」, 平成15年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2003年12月
- [3] Seiji Matsuda, Takashi Makino, Kouichi Ijichi, Shozo Shingu, "Results of Reentry Flight Trajectory of USERS Reentry Module (REM) ", 平成15年度アストロダイナミクスシンポジウム, 2003年7月
- [4] W.H.T.Loh, "Re-entry and Planetary Entry Physics and Technology, I/ Dynamics, Physics, Radiation, Heat Transfer and Ablation", Springer-Verlag New York Inc. 1968
- [5] "Aerodynamics, Thermophysics, Thermal Protection, Flight System Analysis and Design of Asteroid Sample Retrun Capsule" ISAS REPORT SP NO.17, Mar. 2003

USERS カプセル飛行データに基づく再突入飛行環境の再構築

山田哲哉¹・石井信明¹・松田聖路²

Reproduction of the Reentry Flight Environment based on the USERS Capsule Flight Data

By

Tetsuya YAMADA¹, Nobuaki ISHII¹, Seiji MATSUDA²

Abstract : In the final phase of the USERS mission, the REV capsule with orbital experiment samples made a reentry flight from the low earth orbit and was successfully recovered on the sea. Because the USERS REV capsule is the first domestic reentry capsule developed in pure domestic technologies, the post flight analysis of the recovered heat shield is significant not only for the design validation but also for the future application. Moreover, the READ experiment was carried out by the on-board unit for the diagnostics of the flight environment. This paper presents a reproduction of the reentry flight trajectory and the flight environment based on the comparison between the flight data and numerical simulations for the sake of the post flight analysis of the thermal protection system, READ experiment, and other systems' design validation.

1. はじめに

USERSはUSEFが開発した宇宙実験システムであり、その目的は、

1) 8.5ヶ月間の軌道運用後、大気圏再突入技術の開発・実証、2) 微小重力環境下における大型高温超電導材料の結晶成長実験、3) 将来の衛星バスへ適用に向けた民生技術・部品の宇宙環境下における機能検証である。2002年9月10日、H-IIAロケット3号機によって、データリレー衛星DRTSとともに打ち上げられ、450×450 km、軌道傾斜角 $i=30.4^\circ$ のほぼ真円軌道に投入された。約半年の軌道実験を行った後、2003年5月30日に軌道離脱、地球再突入を行い、午前6:22JST、小笠原・南鳥島の南西380kmに着水し、その後、無事回収された。

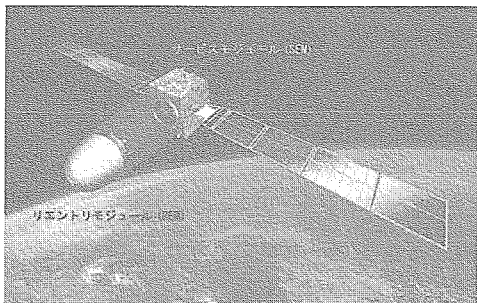
再突入飛行中に、ノーズ澱み点に設けられた小孔より輻射の分光計測を行うREAD実験が行われた。また、設計から製作まで純国産の技術のみによって開発されたアブレタヒートシールドによる国内初の回収成功という意義も大きい。これらのデータを十全に活用するため、再突入飛行軌道の推定、空力加熱条件等飛行環境を推定しておくことは重要である。本稿は、再突入飛行を推定する上での不確定パラメータの飛行データに与える影響感を調べ、その後、再突入飛行環境の再構築を試みるものである。

¹ 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 (ISAS/JAXA)

² IHIエアロスペース (株) (IHI Aerospace)

2. USERSカプセルと再突入シーケンス

USERSシステムは軌道上にて姿勢制御，地上との通信等を行うSEMと再突入モジュールREMからなっている．さらにREMは軌道離脱モータからなるPMと，実際に再突入・回収されるカプセルREVに分けられる（図1）．再突入シーケンスは図2に示す通りになっており，トランスポンダーを搭載したSEMとREMの分離後にPMが点火（PM IG）され軌道離脱が行われる．従って，2次レーダによって離脱モータによるΔV後の突入軌道要素を決定することはできない．



PM (Dry)		165.2 kg
REV	Instruments	437 kg
673.1 kg	TPS Ablator	124 kg
	Others	112 kg

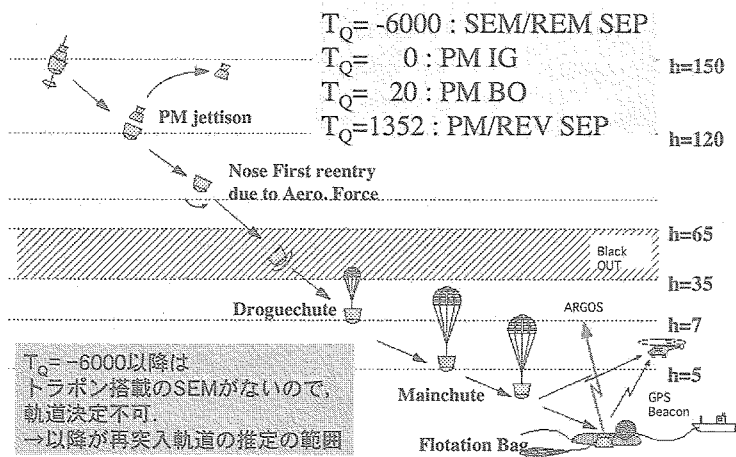


図2 再突入シーケンス概要

そこで，再突入飛行環境計測実験（READ），TPSの飛行後解析等を行うためには，誤差を与える要因，その影響感度を踏まえた再突入軌道の推定，再構築が必要となる．表1に再突入飛行環境の再構築に関係する，実際の飛行データ等計測項目と不確定パラメータを整理した．特に鹿児島宇宙空間観測所（KSC）が1次レーダーにより再突入飛行中のREVの捕捉に成功した，実際に回収した位置に加え，再突入飛行中のREVの位置・速度データは非常に有用で，これらに対する不確定な各パラメータの影響感度を調べ，それらを考慮したバランスのよい軌道／再突入飛行環境の推定を行っていくことが大切である．

表1 再突入飛行環境の再構築における計測項目と不確定パラメータ

【計測項目】	【不確定パラメータ】
・ 回収点位置	・ 突入条件（分散あり）
・ 加速度（飛行データ）	・ 高，中層大気（密度）及び風
・ KSCレーダー軌道・位置情報	・ 空力係数（誤差あり）
・ 地表付近大気（密度）及び風	・ TPS損耗の重量変化

3. 各パラメータの影響感度

3.1. 大気モデルの選択について

飛行軌道が決定されてから以降、つまりSEM/REMの分離後に高層大気を飛行する時間が1時間半と長いこともあり、高層大気の与える影響感度を調べることは重要であろう。高度500 kmにおける大気密度は太陽活動の状態によって数倍異なることもあり得るため、高層大気密度を大きく左右する要因である太陽活動を考慮することとした。GRAM99 (Global Atmospheric Model) は、NASA MSC開発の大気モデルであり、高度120kmから上空は、MET (Marshall Engineering Thermosphere Model, Hickey, 1988) 及び、各種衛星やS T Sの計測データに統計処理を加えたものである。再突入当日の太陽電波強度定数 (F10.7フラックス) を入力することで、高層大気密度を統計に基づいて推測することが可能である。CRLより入手したUSERS再突入時のF10.7フラックスは図3に示されるように $F=113$ であり、変動の平均的な値である。一方、UKMO (英国気象局: United Kingdom Meteorological Office) のデータは、当日の実測値に基づきモデルに照らして導出した実測的推算値である。UKMOデータは時刻が限られている点、高度50km以下のデータのみである点を考慮し、USERSカプセルの再突入飛行を解析する際の大気密度のノミナル値としては、高高度ではGRAMを、低高度ではUKMOデータを用いることとし、これらを高度57kmで相加平均し、接合した。ここで、UKMOのデータは再突入に最も近くの緯度/経度に当たるデータを代表として採用している。

UKMO : $\rho_1 = 4.294E-4$ @H=57.04

GRAM99 : $\rho_2 = 4.932E-4$ @H=57.0 km

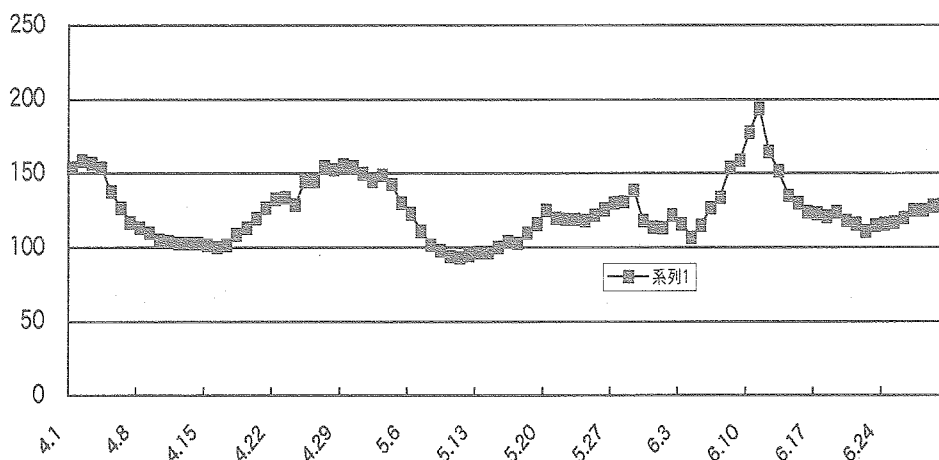


図3 最近の太陽電波強度変動(F10.7)

3.2 突入軌道初期条件

USERSはほぼ円軌道であるため、通常の軌道決定における近地点、近地点引数等を精度よく決定することが難しい。軌道離脱の ΔV の大きさ、方向分散等があるが、結局これらは最終的には、軌道離脱モータ燃焼終了後の出来上がり軌道の分散パラメータとしてまとめることが可能である。

前項の太陽電波強度の違いによる高高度密度の影響(当日の $F10.7Flux = 113$ と最大に近い $F230$)、及び近地点引数 ω をノミナル $69^\circ \pm 3\sigma$ ($\pm 20^\circ$) をパラメータとして、これらがREVの高度10kmにおける緯度経度の与える影響調べ、図4に示した。同図より、太陽電波強度、すなわち高層大気密度の違いが着地点に与える影響はほとんどなく、今回の場合は軌道初期条件の分散が支配的であり、H10km位置における緯度/経度はそれぞれ、 $23.6 \sim 24.1$ (約55km)、 $148.2 \sim 146.6^\circ$ (約180km) である。

図5に、近地点引数をパラメータとした軌道初期条件の最大減速率，最大減速時刻への影響を示す。想定される近地点引数の設定誤差の範囲内では，最大減速率は8.9～9Gと変化が小さいものの，最大減速率を与える時刻は，20秒の範囲で大きく変化する。

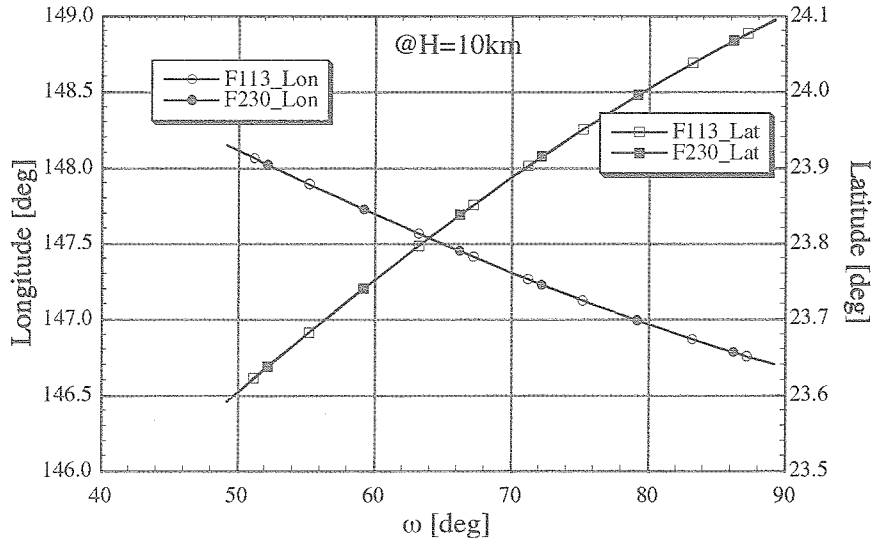


図4 近地点引数をパラメータとした軌道初期条件のH10km位置への影響

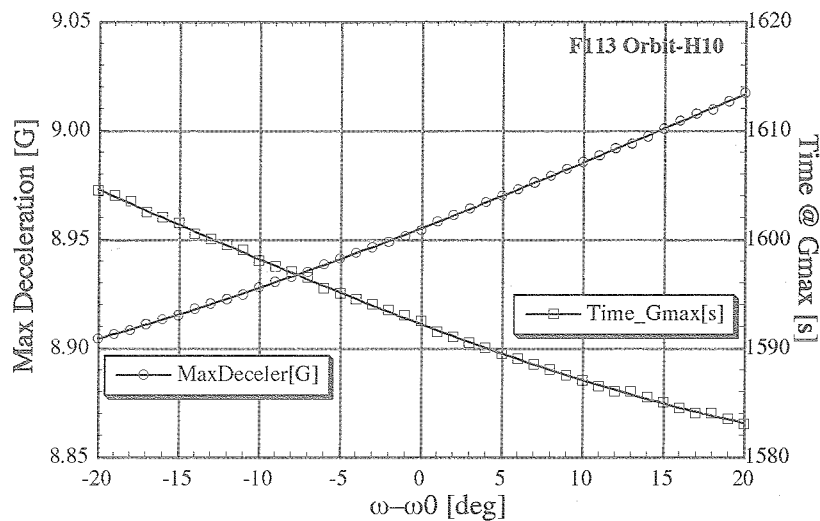


図5 近地点引数をパラメータとした軌道初期条件の最大減速率，最大減速時刻への影響

3.3. カプセル重量

飛行重量誤差としては，もともとの計測誤差，アブレータヒートシールドの飛行中における熱分解・焼損による重量変化予測誤差が考えられるが，後者が主である。アブレータ重量損耗は，熱分解と表面損耗に因るもので，およそ30kg。その内，重量予測エラーを±20%として±3kgを考慮すると，不確定量はREV重量に比して($3\sigma=1\%$)となり，僅かである。着地点等に対して，空力係数，カプセル重量の誤差が，高度10km位置に対して軌道初期条件ほどの影響を与えないことは，先に数倍変化する大気密度の影響が小さいことから，自明のことである。(空力係数，重量は弾道係数という形で，減速率に影響を与えるが，大気密度の変動はさらに大きいにも関わらず，影響がなかったからである。重量誤差の飛行環境に与える影響は非常に小さい。

3.4. 高度100km以下の低高度における大気密度，抵抗係数の影響

高度100km以下の低高度における大気密度，抵抗係数の影響感度見るため，それぞれの分散を正規乱数として与え，5000ケースの再突入シミュレーション解析を行った。

カプセルの空力係数に関して，設計上マッハ数の全域に関して一定値 $3\sigma=10\%$ の誤差があるとしている。また，高度100km以下の大気密度の変動は，先に記述したGRAM99+UKMOのUSERSノミナル大気にGRAM99の統計分散を適用したもの（図6）を用いた。大気密度は高度100kmで15%の分散が有るが，最大減速の起こる高度約35kmでは，数%の大気密度分散に留まる。

解析結果より，大気密度変動，空力係数誤差が，カプセルの高度10km位置，最大減速率G，最大空力加熱率qと，それらの発生時刻T，高度Zに対する影響感度を表2に整理する。大気密度の変動のみの感度，空力係数（抵抗係数Cdのみ考慮）の変動それぞれと，それらの組み合わせを別に示してあるが，影響感度はほぼ同程度である。H=10km 緯度／経度は， $1\sigma=3\text{km}/10\text{km}$ 。最大減速率の発生する時刻は $1\sigma=1\text{sec}$ 程度の影響をもっている。これらの影響感度は，軌道初期条件に比して，一桁以上影響が小さい。

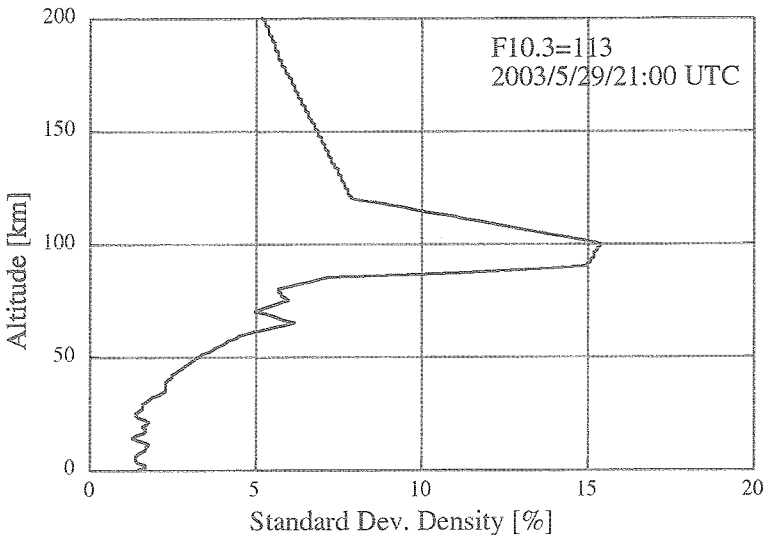


図6 高度200km以下

3.5. その他のパラメータ

開傘地点（H=7～8kmよ）と着水点は，開傘から着水までの予測時間（約2000秒）と当日の平均風速1.2m/sを考慮して最大約3kmのずれになる。ここで海流（0.15m/s程度）による影響は小さい。すなわち，開傘位置から，回収位置までのずれは，空力的誤差（大気密度変動＋空力係数誤差）の程度であり，この値は，再突入軌道決定の誤差に比して1桁以上小さい。

表2 大気密度，抵抗係数の影響感度

		Nominal	σ		
			Dens	Cd	Dens+Cd
Longitude	deg	147.336	0.055	0.059	0.087
Latitude	deg	23.88	0.019	0.020	0.030
G max	G	8.95	0.034	0.030	0.048
Z (G max)	km	34.9	0.11	0.25	0.30
T (G max)	s	1592.27	0.52	0.77	1.06
q max	MW/m ²	1.7	0.008	0.033	0.034
Z (q max)	km	49.22	0.35	0.38	0.65
T (q max)	s	1550.22	1.09	1.14	2.00

4. 再突入飛行環境の推定

前節までに行ってきた影響感度解析結果から再突入環境の再構築する際の考え方について整理する。計測データとの比較において、

- ・ $H=100\text{km}$ までは、REVの C_d (姿勢も)、大気密度変動の影響はない。
- ・ 上記以下では、 C_d 、大気密度が最大 G 発生時刻に $\sigma=1\text{s}$ 程度の影響ということである。よって、再突入飛行環境を再構築するあたっては、

1) 軌道の初期条件の決定 (3自由度)

REVの発見回収点を参考に $H=10\text{km}$ 位置を予測する。この際、Max G 時刻を1, 2秒の違いまで追い込み、かつ、KSCレーダー情報を満たす、軌道初期条件を決定する。(近地点引数 ω のみの1パラメータ) (図7)

2) 加速度履歴を満たす C_d 倍数、大気密度倍数を決定する。

- ・ 6自由度(姿勢考慮)でREVの飛行模擬
- ・ C_d , ρ の標準偏差が最小になり、かつ、Max G の時刻を1秒以下まで一致させるものを解とする。(図8)

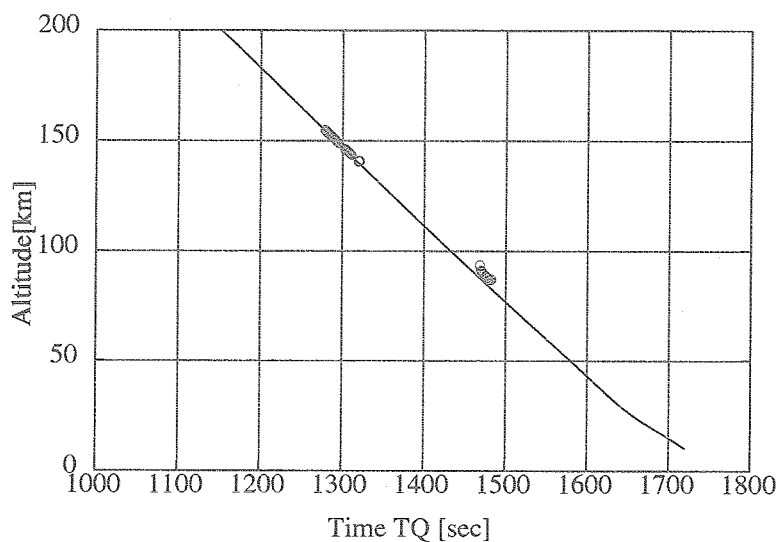


図7 レーダデータと軌道初期条件の合せ込み

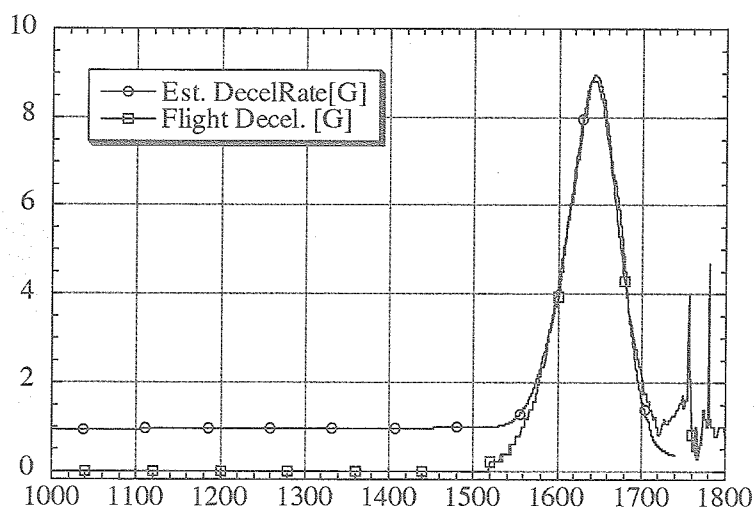


図8 減速率(解析及び飛行データ)

※ 解析結果は正確には速度変化率ベクトルのノルムであり、落下中も約1Gとなっている。

5. まとめ

USERカプセルの再突入飛行環境の再構築を行うため、各不確定パラメータの実際に計測されるデータへの影響感度を取得し、以下のことがわかった。

1. 高高度 (>100km) における大気密度, Cdの変動/誤差が飛行に与える影響はほとんどなく, 唯一, 再突入軌道初期条件のみが, 開傘(回収)位置を100kmのオーダーで, 最大減速Gを20秒程度の範囲で変化させる。
2. 上記より, 再突入軌道の再構築には, 軌道初期条件(近地点引数の1パラメータ)により, 回収位置を10km以内, 最大G時刻を1秒程度に追い込むことことで, ほぼ目的が達成できる。

尚, 回収位置の精度は数km以内, 最大G時刻を1秒未満であり, これ以上は, 風, 海流の影響もあるので, 有意な推定とならないと考える。

USERSカプセルの再突入飛行とその姿勢運動

大矢 晃示¹・松田 聖路¹・石井 信明²

Reentry Flight and Attitude Motion of USERS Reentry Capsule

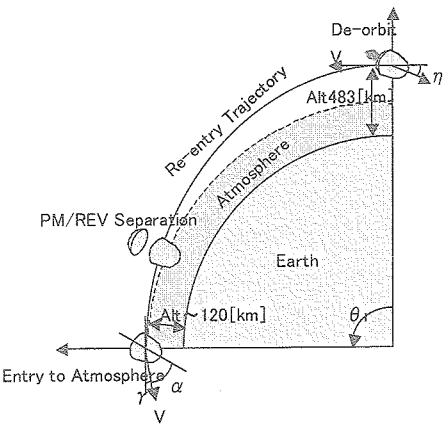
By

Koji OYA¹, Seiji MATSUDA¹, Nobuaki ISHII²

Abstract : The Unmanned Space Experiment Recovery System (USERS) was launched on September 10th, 2002 from Tanegashima Space Center with the H-IIA launch vehicle. On May 30th 2003, the re-entry and recovery operations were successfully conducted, bringing experiment samples and beneficial information back to Earth. USERS became the first national project to succeed in recovery from orbit. In this paper, aerodynamics characteristics of USERS capsule and attitude dynamics that are predicted in design phase are summerized and in-flight attitude dynamics are evaluated.

1. はじめに

USERSカプセルは弾道再突入型のリエントリカプセルであり、図1-1に示すような飛行経路をたどる。以下、軌道離脱後からパラシュート開傘までの再突入中のフライト時の姿勢運動について、設計時に取得した空力特性および設計段階で予想された姿勢運動を踏まえて述べる。



- [軌道離脱条件]
 - ΔV速度 175 [m/s]
 - ΔV方向角 進行方向逆方向から下向きに19 [deg]
 - 軌道離脱前高度 483 [km] (Circular)
- [再突入条件 (高度120km)]
 - 飛行経路角 ローカル水平から下向き2.4 [deg]
 - 迎角 α ~ 70 [deg]
 - 軌道離脱からのダウンレンジ角 θ ~ 90 [deg]
- [姿勢安定]
 - 軌道離脱モータ燃焼中 0.7[Hz]スピン安定
 - PM/REV分離時 モーメントハイルによる5rpmスピン安定
 - PM: Propulsion Module (推進モジュール)
 - REV: ReEntry Vehicle (カプセル)

図1-1 USERSカプセル再突入概要

¹ I H I エアロスペース (株) (IHI Aerospace)
² 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 (ISAS/JAXA)

2. 設計段階で取得した空力特性および予想された姿勢運動

2.1. 空力特性の取得方法

USERSカプセルの飛行環境は、再突入からパラシュート開傘まで、即ち、自由分子流領域から亜音速領域まで幅広く変化する。表2.1-1に各飛行環境での空力特性の取得方法を示す。

表2.1-1 各飛行環境での空力特性の取得方法

	解析／試験	空力特性データ	適用範囲
自由分子流領域	解析	カプセル表面を微小な平面パネルで近似。自由分子流理論により各パネルに働く空気を算出。それらの総和をとる。壁での完全拡散反射条件(accommodation係数=1.0)、完全鏡面反射条件(accommodation係数=0.0)の2ケースを設定。	$Kn \geq 10$ (高度 $h \geq 135\text{km}$)
遷移領域	解析 (ブリッジング)	ブリッジング公式により、自由分子流領域の値と連続体極超音速領域の値を内挿する。	$10^{-3} \leq Kn \leq 10$ (高度 $74\text{km} < h < 135\text{km}$)
連続体極超音速領域	解析	カプセル表面を微小な平面パネルで近似。修正ニュートン理論より各パネルに働く空気を算出。それらの総和をとる。Cmqはカプセル表面に各速度 ω_i による速度成分を与える。	$Kn \leq 10^{-3}$ (高度 $h \leq 74\text{km}$)
超音速	試験	風洞試験結果を与える。	$0.5 \leq M \leq 3.0$
遷音速			
亜音速			

Kn：クヌッセン数

【ブリッジング公式^[1]】

$C_T = C_C + (C_F - C_C) \sin^2(\pi (3/8 + 1/8 \log_{10} Kn))$

C_T：遷移領域における空力係数

C_C：連続体領域境界($Kn=10^{-3}$)における空力係数

C_F：自由分子流領域境界($Kn=10$)における空力係数

2.2. 風洞試験結果

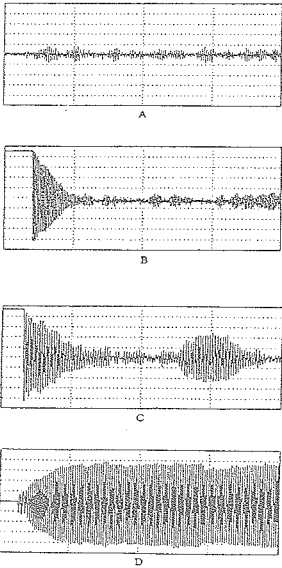
超音速、遷音速、亜音速領域での空力特性の把握のため、風洞試験による評価を実施した。NASAの文献によると、USERSで採用した形状は、遷音速域における静及び動安定性が悪くなることが報告されていた。そこで、重心位置でカプセル模型を保持し、重心まわりのピッチング運動を角度センサで計測したデータに基づき評価した。マッハ数と初期迎角をパラメータとし試験を実施した結果を表2.2-1に示す。風洞試験により得られたピッチング運動の振幅パターンは表に示すA～Dの4つに大別され、それと最大振幅により整理した。リミットサイクルに入っているDのパターンが動的不安定パターンである。表2.2-1より、動安定性については以下のことが言える。

①遷音速域のM=1.0近傍の極狭い範囲に動的不安定となる領域がある。

②遷音速域のM=1.0において初期迎角が小さい場合は安定であるが、初期迎角が5度の場合にピッチング運動が減衰せず一定振幅±15度の周期運動を起こす動的不安定がある。

表2.2-1 USERSカプセル形状の風洞試験結果

初期迎角 [deg]	動圧 [kgf/cm ²]	マッハ数	最大振幅 [P-P]	振幅のパターン
5	0.8	0.5	6.5	B
0	0.37	0.7	7.0	C
0	0.4	0.7	6.0	A
0	0.37	0.7	7.2	A
5	0.8	0.7	4.5	B
0	0.5	0.9	3.5	A
2	0.8	0.9	7.0	A
5	0.8	0.9	10.0	C
0	0.554	1.0	3.2	A
0	0.85	1.0	4.6	A
5	0.85	1.0	30.4	D
5	1.0	1.0	33.3	D
0	0.595	1.1	3.8	A
0	0.523	1.2	3.5	A
5	0.956	1.2	6.0	C
5	1.0	1.2	8.3	C
0	0.64	1.3	3.3	A
5	0.64	1.3	2.0	B
5	0.982	1.3	2.4	B



2.3 弾道再突入の動安定性の評価

遷音速域の $M=1.0$ 近傍のみで弱い動的発散傾向があること示されたことを受け、遷音速域での姿勢発散特性について6自由度シミュレーションにより検討した。空力データ上の $M=1.1\sim 0.9$ での動的不安定性の影響をみるため、空カデータ上発散傾向が開始するマッハ数1.1でガストを与えた結果を図2.3-1に示す。本ケースでは大気再突入時の迎角は約6度で、それが減衰し空力加熱最大時点で5度以下となる。Q+1700sec過ぎ（Qは軌道離脱時刻）に動圧減少及び空力中心の前方への移動に伴う静安定マージンの減少による短周期の発散がみられるが、マッハ数1.1でガストが入っているにもかかわらず、その後短周期振幅は減衰する。これは、図2.3-2に示すように、マッハ数1～亜音速域に向けて徐々に抵抗係数が小さくなり、動圧が増加するため、姿勢安定性が確保されるからである。

以上より、設計段階では、遷音速領域で姿勢運動に動的発散傾向があるものの、動圧の増加により姿勢安定性が確保されるものと考えていた。

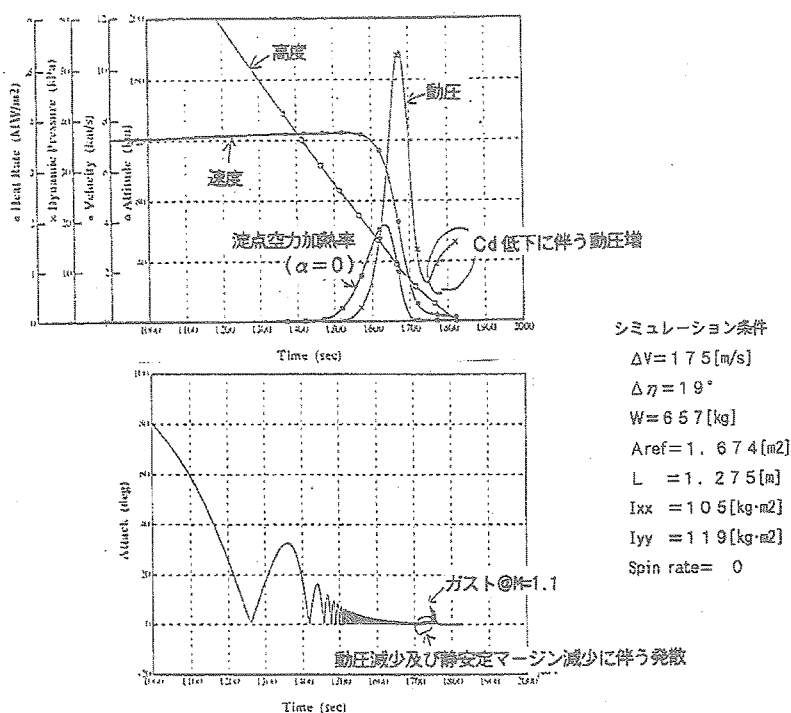


図2.3-1 姿勢安定性確認のための6自由度シミュレーション結果

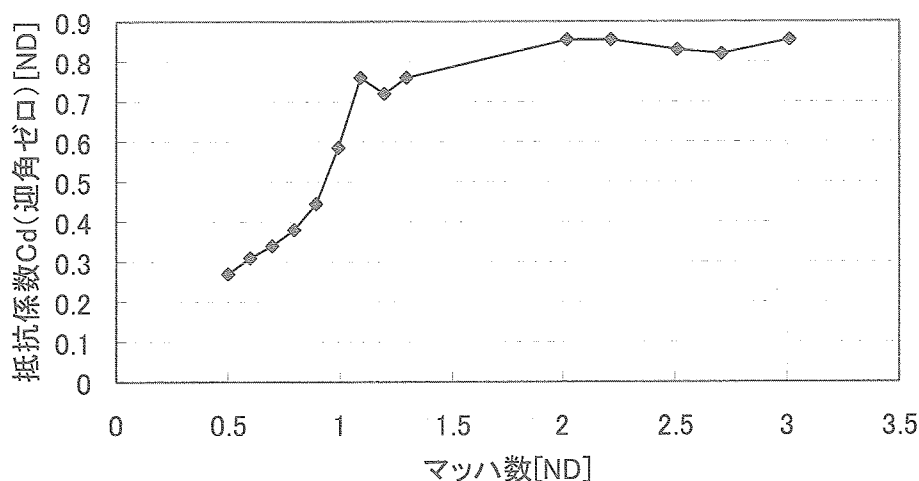


図2.3-2 マッハ数とCdの関係

3. フライト結果

3.1 フライト時の軌道運動

フライト時のUSERSの軌道運動は、着水点の位置、フライト中に計測した加速度データ、降下中に内之浦レーダで計測したデータに基づいた推定高度の3つをもとに、軌道離脱点における真近点離角・近地点引数、大気モデルを調整して合わせ込みを行い、6自由度シミュレーションにより推定した。図3.1-1に軌道状態量推定結果を示す。また表3.1-1に合わせこみ結果から推定したフライト時の飛行領域を示す。

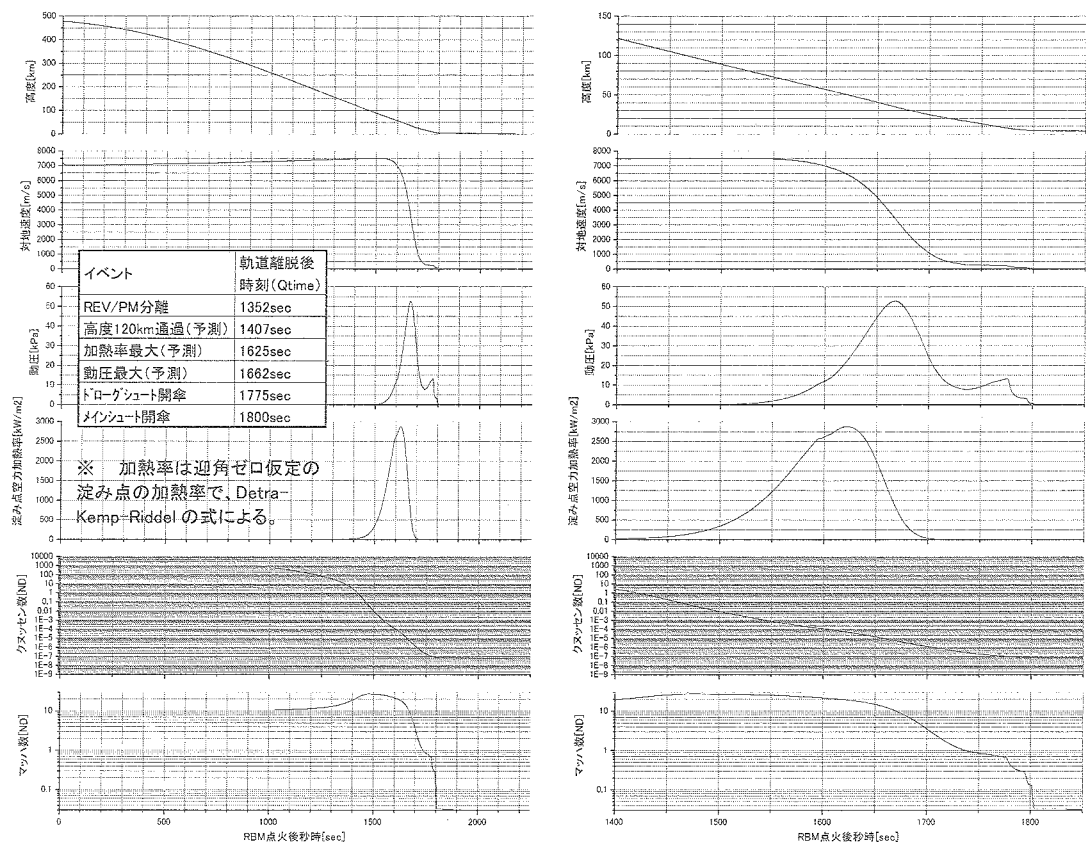


図3.1-1 フライト時の軌道状態量推定結果
(左：軌道離脱～着水 右：高度120km～パラシュート開傘)

表3.1-1 フライト時の飛行環境

	自由分子流領域	遷移領域	連続流領域	遷音速領域
定義	$K_n > 10$	$10^3 \geq K_n \geq 10$	$10^3 > K_n$	$0.9 \leq M \leq 1.1$
時間帯	～Q+1360	Q+1360～Q+1545	Q+1545～	Q+1730～Q+1745
高度	～135km	135km～74km	74km～	18km～14km

3.2 フライト時の姿勢運動

再突入フライト時、USERS REVカプセルは内部に搭載されたセンサにより、姿勢、加速度データを取得した。3.1項に示す軌道推定結果とこの姿勢、加速度データをもとに、機速方向周りのカプセルの姿勢に関して整理した。以下、カプセルの回頭運動、遷音速領域での姿勢運動、およびロール軸まわりの姿勢運動について述べる。

3.2.1 遷移領域における回頭運動

USERSカプセルは熱防御の観点から、遷移領域で空力受動的に回頭運動（頭頂部が進行方向へ向く姿勢運動）が行われるように設計されている。この回頭運動を評価するため、図3.2.1-1に機軸上下角、迎角の時刻履歴を示す。Q+1450sec以降の機軸上下角は速度ベクトルの上下角周りで振動していることから、遷移領域内で回頭運動が行われたことがわかる。空力加熱率がピークの1/4程度まで上昇するQ+1520sec以降、迎角は熱防御系とのインターフェースである30度以下となっている。

図3.2.1-1で、フライト結果とシミュレーション結果を比較すると、フライト結果のほうが回頭運動が遅れていることがわかる。そこで、その要因を考察するため、ピッチングモーメント係数 C_m 、高層大気密度、重心位置 X_{CG} の3つのパラメータを単独で調整し、フライト結果への合わせ込みを行った。結果を図3.2.1-2に示す。 C_m 、高層大気密度については50%、 X_{CG} については59%とするとフライト結果と近くなった。このうち、 X_{CG} はカプセルの打上げ前計測で53%であり、軌道上で6%もの重心の変動が生じることは考えにくい。したがって、回頭運動の遅れは、 C_m 、高層大気密度の誤差によるものと考えられる。遷移領域の C_m はブリッジング公式で計算しており、ブリッジング公式そのものに対する評価が必要である。また、合わせ込み結果はフライト結果に対して減衰挙動に違いが見られており、今後も検討が必要と考える。

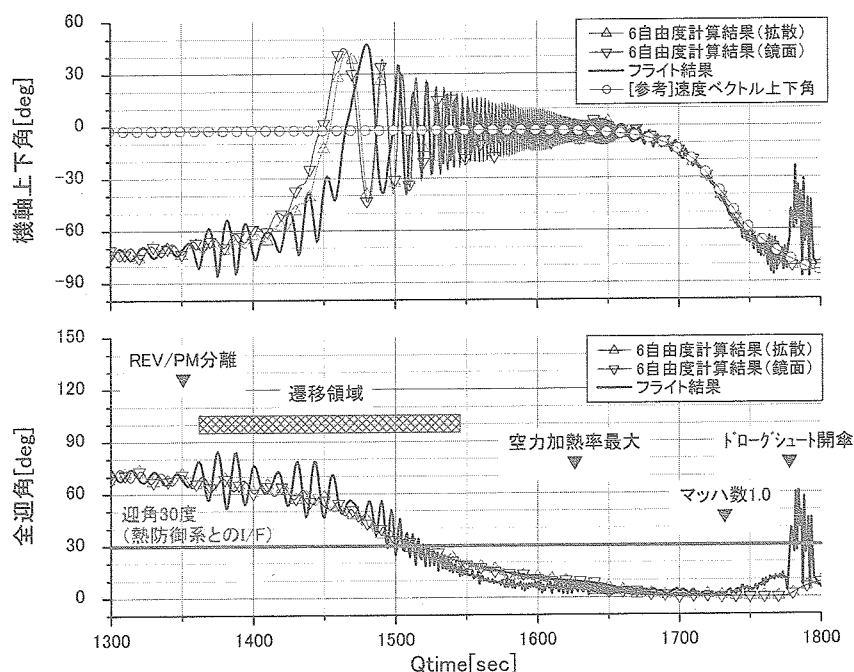


図3.2.1-1 機軸上下角（ローカル水平からの角度）および迎角の時間履歴

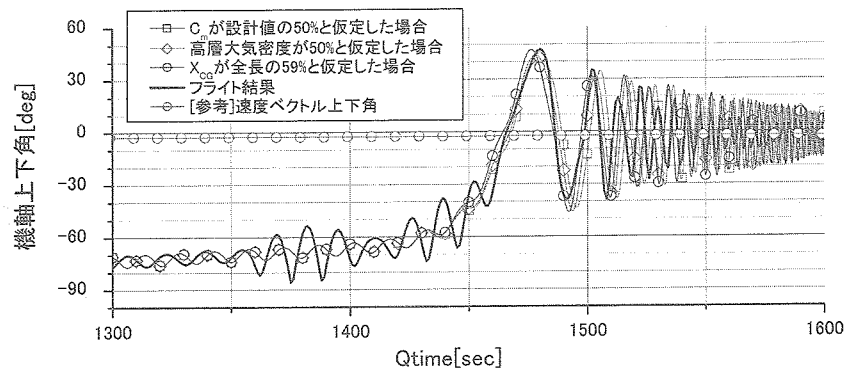


図3.2.1-2 フライト結果への合わせ込み結果

3.2.2 遷音速領域における動不安定現象

設計時に予見されていた、遷音速領域での動不安定について述べる。超音速から遷音速、亜音速と飛行環境が変化したときの機軸運動の軌跡、迎角履歴を図3.2.2-1、図3.2.2-2にそれぞれ示す。超音速領域である図3.2.2-1の(1)図を見ると、REVカプセルは飛行速度ベクトルまわりを、半頂角約3度のニューテーション運動をしていたことがわかる（ただし、ニューテーション運動の中心方向、つまり角運動量ベクトルと、飛行速度ベクトルは厳密には一致していない）。その後、図3.2.2-1の(2)図や図3.2.2-2でわかるように、マッハ数2.3から1.2にかけてニューテーション半頂角（＝全迎角）が一度小さくなった。しかし、マッハ数1.2をきったと考えられるQ+1730sec（図3.2.2-1の(3)図）から姿勢が不安定になり、遷音速領域通過にかけて再び半頂角が大きくなった（図3.2.2-1の(4)図）ことがわかる。このことから、設計時に予見されていたとおり、遷音速領域で動不安定であったことがわかった。

亜音速領域に入る図3.2.2-1の(5)図では半頂角は6度以上に達し、その後も半頂角は若干増加する傾向にあった。しかし、図3.2.2-2でわかるように、この時間帯ではCdの低下に伴って動圧が増加しており、これが上記の傾向を抑制するように働いたため、姿勢の発散までにはいたらなかったと考えられる。

また、図3.2.2-3に示すように、遷音速から亜音速領域にかけて、カプセルの特定の位相がニューテーション運動の内側を向き続けるという特徴的な姿勢運動を行っていたことがわかっている。

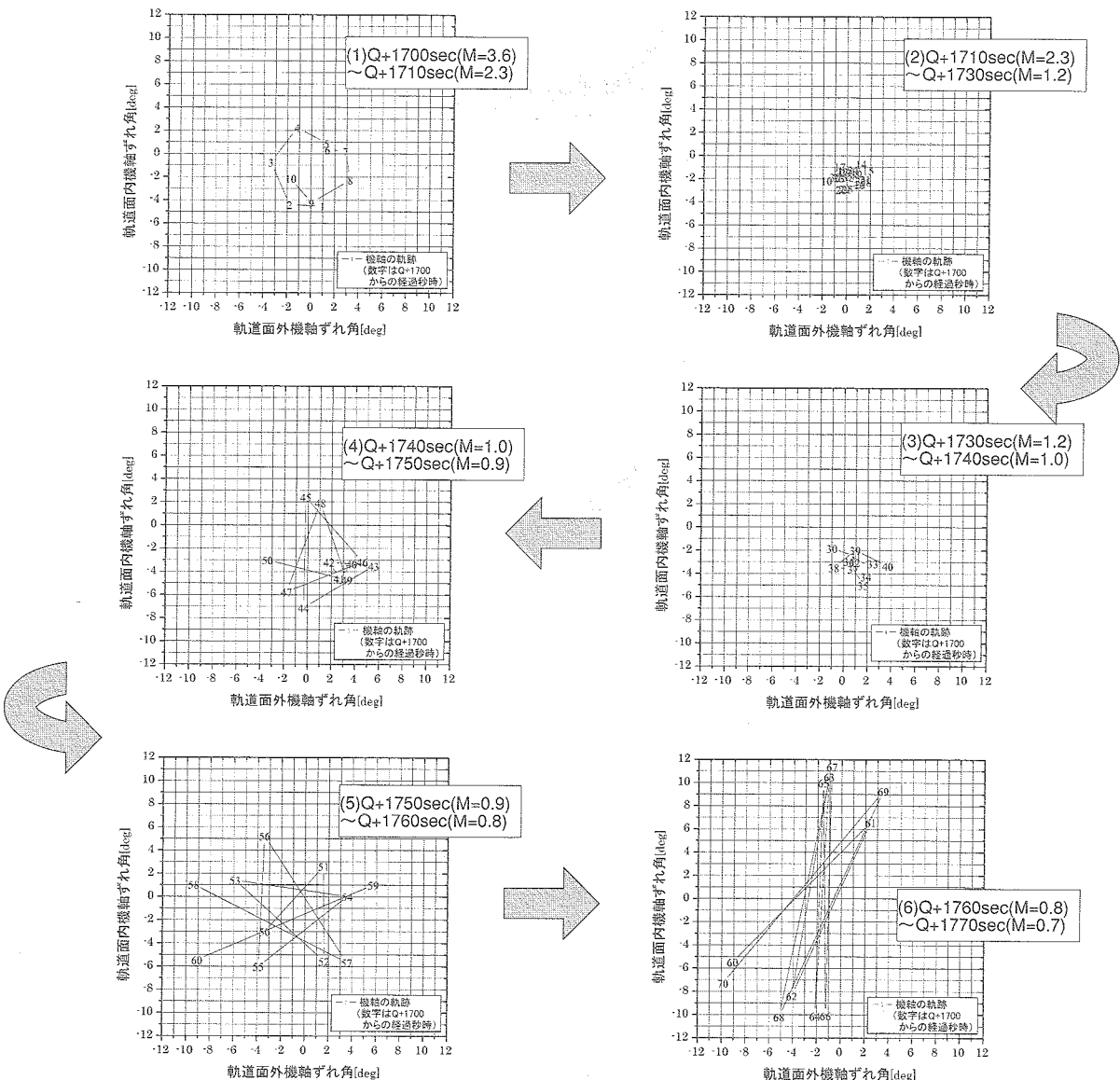


図3.2.2-1 飛行速度ベクトルまわりの機軸の方向 (Mは軌道推定結果に基づくマッハ数)

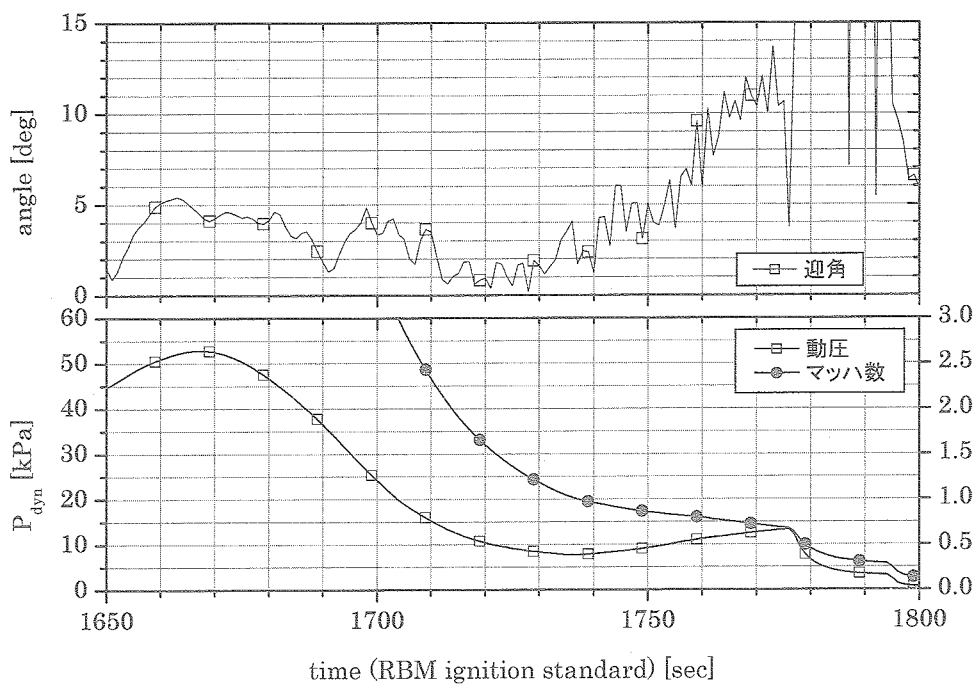


図3.2.2-2 遷音速領域前後の迎角履歴

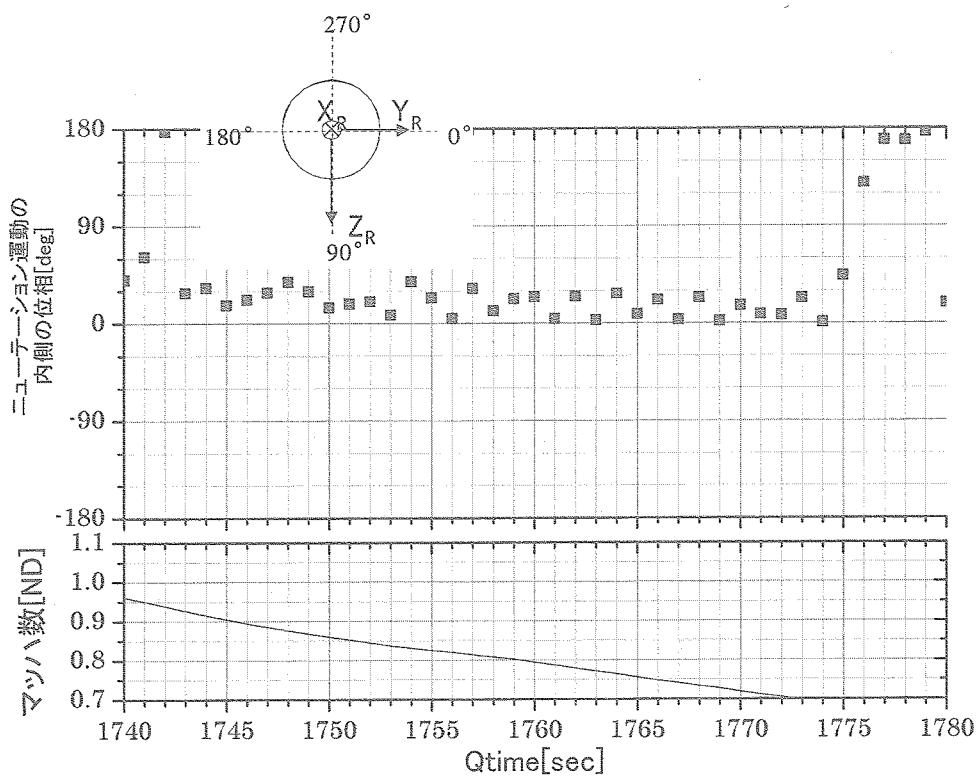


図3.2.2-3 遷音速～亜音速のニューテーション運動の内側の機体位相

3.3 ロール軸まわりの外乱トルク

図3.3-1に、ロール角速度履歴を示す。図3.3-1ではQ+1400sec時点で30deg/secのロール角速度が読み取れる。これは、ジャイロ剛性確保のための5rpmのロールスピンである。その後、Q+1500sec（高度90km）あたりから、ロール角速度が変化率 0.3deg/sec^2 で減少していたことが読み取れる。その後もロール角速度は負方向に増大し、Q+1650sec以降、動圧のピーク前後で更に変化率が大きくなり、Q+1750sec以降の亜音速領域で、再び変化率が 3.5deg/sec^2 まで大きくなっていたことが読み取れる。

ロール角速度の変動の起因となった外乱トルクを、ロール角速度の変化率、REVの慣性諸元から見積もると、 0.3deg/sec^2 の場合 $0.7\text{N}\cdot\text{m}$ 、 3.5deg/sec^2 の場合 $8.0\text{N}\cdot\text{m}$ 程度である。モーメントアームをREVの最大径とすると、それぞれ 0.5N 、 5.4N の外力が生じていたと考えられる。このロール軸まわりの外乱トルクは、空力不整、重心オフセットによるものと考えられる。

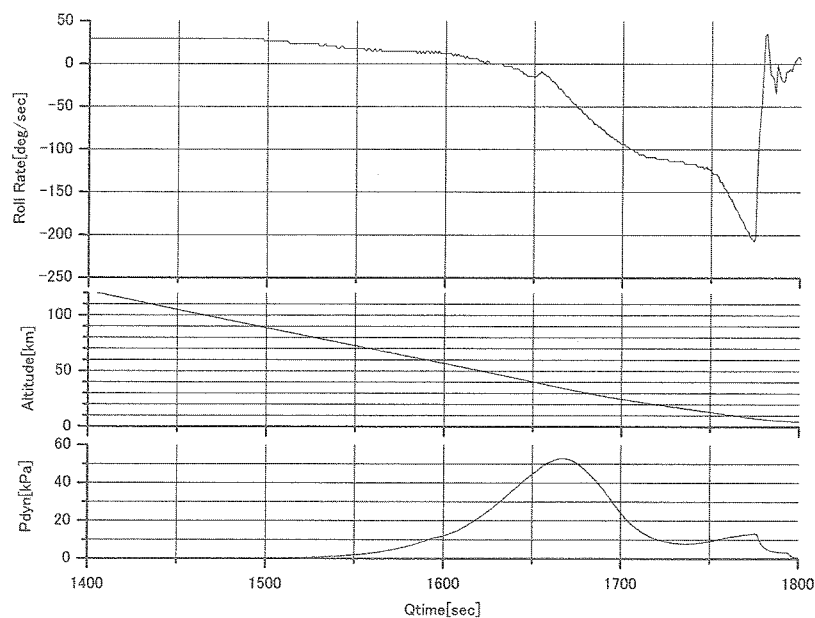


図3.3-1 ロール角速度履歴（フライトデータ）

4. まとめ

USERS REVカプセルの姿勢運動を、設計時に取得した空力特性を踏まえて述べた。その結果、下記のことがわかった。

- ・ 遷移領域において回頭運動が行われ、加熱率が生じる前に十分迎角は小さくなっていた。ただし、回頭運動は設計時の予測を下回るものであった。
- ・ 設計時に予見したとおり、遷音速領域で動不安定となった。しかし、その後の動圧の増加により、姿勢の発散までにはいたらなかった。
- ・ ロール軸周りに負の外乱トルクが生じていた。これは空力不整、重心オフセットによるものと考えられる。

参考文献

- [1] Alan W.White, J.P.Arrington, and R.S.McCandless, "Performance Aerodynamics of Aeroassisted Orbital Transfer Vehicles", AIAA 22nd Aerospace Sciences Meeting, 84-0405, Jan.1984
- [2] 松田 聖路, 牧野 隆, 平木 講儒, 安部 隆志, 稲谷 芳文, 「USERSカプセル再突入時の姿勢運動」, 平成15年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2003年12月
- [3] Seiji Matsuda, Takashi Makino, Kouichi Ijichi, Shozo Shingu, "Results of Reentry Flight Trajectory of USERS Reentry Module (REM)" , 平成15年度アストロダイナミクスシンポジウム, 2003年7月

アブレーション解析コードと飛行後解析

加藤純郎¹・奥山圭一¹・山田哲哉²

Validation and Post-Flight Analysis of the Ablation Analysis Code

By

Sumio KATO¹, Keiichi OKUYAMA¹, Tetsuya YAMADA²

Abstract : A computer code for charring ablation and thermal response analysis has been developed for simulation of one-dimensional transient thermal behavior of multi-layer stack of isotropic charring ablation materials used for re-entry capsules. A mathematical model of charring ablation including governing equations is summarized. Analytical solutions of several thermal response problems with or without ablation agreed very well with numerical results that are obtained with the charring ablation analysis code. Arc-heated tests of CFRP ablator models were carried out and measured results including temperature response data were compared with the simulation results of the ablation analysis code. The test results and the simulation results agreed very well. Measurements of the successfully recovered USERS/REV ablator were carried out. The measured results of the in-depth temperature history in the ablator, the char depth, the surface recession, etc. agreed well with the simulation results using the ablation analysis code. These results show that the ablation analysis code based on the present mathematical model are available for the thermal response prediction of CFRP ablator used in the re-entry capsules such as USERS/REV.

1. はじめに

地球周回軌道や小惑星等の高エネルギー軌道からサンプル・機器を地球に持ち帰るための回収カプセルは大気圏突入時に厳しい熱環境にさらされるため、カプセルの高加熱率環境から守るための熱防御構造が必要である。これらの熱防御構造材料としてアブレータ材料が有力な候補であり、このうちCFRPやGFRP等の炭化アブレーション材料は信頼性が高く、広く使用されている[1]。例えば次世代型無人宇宙実験システムの回収カプセル (USERS/REV : Unmanned Space Experiment Recovery System / Recovery

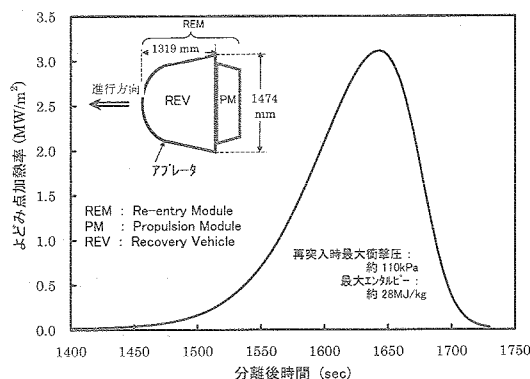


図1 USERS/REMの形状および再突入加熱条件

¹川崎重工業 (株) 航空宇宙カンパニー (KHI)

²宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 (ISAS/JAXA)

Vehicle) [2] は軌道上で母機 (SM: Service Module) から分離・減速され、推進モジュール (PM: Propulsion Module) を分離・破棄後に高度約120 K mから大気圏に突入し地上に回収されるものであり、熱防御材料としてCFRPのアブレタ材を使用している[3]。USERS/REM (REM: Re-entry Module, REVとPMから構成される)の形状、再突入時の加熱率環境条件等を図1に示す。炭化アブレーション現象の概念[1], [4-10]を図2および以下に示す。

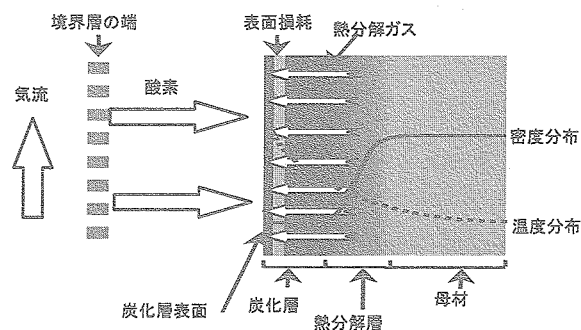


図2 アブレーション概念

○アブレタ表面が加熱されて高温になると内部の樹脂が熱分解反応（主に吸熱反応）を起こして炭化し、熱分解ガスを発生させる。炭化した樹脂は周辺の強化繊維等とともに多孔質の炭化層を形成し、熱分解ガスは炭化層を通過して表面から外部に噴出する。

○熱分解ガスは炭化層を通過する際に炭化層から熱エネルギーを奪うとともに、表面からの噴出により外部から入る熱の一部をブロックする。

○炭化層の表面は熱化学的プロセス（酸化、昇華、熔融、蒸発）や力学的プロセス（破碎 (Spallation)）により損耗する。表面反応で生成したガスは、熱分解ガスと同様、その噴出により空力加熱の一部をブロックする。

○高温の炭化層表面から輻射エネルギーが放出される。

ところで再突入カプセル用アブレタの軽量設計を行うためにはアブレタの耐熱特性データに基づいてアブレーション解析[1], [5-12]を行って再突入条件下におけるアブレタの内部温度、表面損耗、重量損耗等の耐熱性能を推定することが不可欠である。そこでUSERS/REV等の再突入回収カプセル用アブレタ材料の設計ツールとして供するため、炭化アブレーション材料のうち、耐熱性能の良好なCFRPアブレタを主な対象として差分法による一次元非定常アブレーション解析コードの開発を行った。

本論文では、まずアブレーション解析コードで使用する数学モデルの概要を示すと同時に、計算プログラムの動作確認を目的として、解析コードによる計算結果と非定常熱伝導および炭化アブレーションに関する解析解等を比較することにより、本解析コードの計算精度が良好であることを示す。また、USERS/REV熱防御系の開発の一環として実施したアーク加熱試験によるCFRP製アブレタサンプルの耐熱データ測定結果と解析結果を比較することにより、解析コード/数学モデル（アブレタの物理モデル）の妥当性に関する検討を行う。USERS/REV熱防御系の設計においては、一次元コードを組み合わせるALシエルの各隣接要素間の熱伝導を考慮した計算を行うツールも開発してこれを用いたが、その概要についても述べる。さらに、回収後のUSERS/REVアブレタに関し、温度計測結果、表面損耗、炭化層厚さ等のデータとアブレーション解析結果を比較することにより、本アブレーション解析コードの評価を行う。以上によりUSERS/REV等の回収カプセルの再突入時におけるアブレタの耐熱特性を推定するためのツールを得ることができたことを示す。最後にアブレーションコードに関わる今後の課題についてもまとめる。

2. 数学モデル[12]

アブレーション解析コードで取り扱う炭化アブレーションの数学モデルについて、前提、基礎方程式、境界条件等を以下に示す。本数学モデルは、USERS/REVの熱防御材として使用したフェノリックカーボン（フェノール樹脂とカーボン繊維から構成されるCFRP）によるアブレタ材を主な対象とした。

2.1. アブレーション数学モデルの前提

- ① 一次元非定常アブレーション現象を扱う。
- ② 一層または多層アブレータを考える（ここで多層アブレータとは材料特性の異なる複数のアブレータ材が層状に配置されたものを示す）
- ③ アブレータ内部から発生した熱分解ガスはそこに留まることなくアブレータ表面に移動する。表面に移動する際、熱分解ガスの温度は周囲の炭化層の温度と等しい。
- ④ 分解ガスがアブレータ表面から噴出したあと外気流と化学反応しない。
- ⑤ ルイス数は1とする。したがって拡散によるエネルギー輸送と熱伝導によるエネルギー輸送の比は等しい。
- ⑥ アブレータの炭化層はすべて炭素とし、表面損耗は酸化および昇華によるものとする（炭素の溶融、蒸発はない）。また力学的な破碎 (Spallation) はないものとする（本モデルの主な対象であるフェノリックカーボンでは、加熱率が100MW/m²程度又はそれ以上になると破碎の影響がある[13]が、本論文では数MW/m²程度の加熱率を想定しており、このレベルの加熱率では破碎は無いものとした。なお、破碎は無いものとしたモデルが妥当であることはアーク加熱試験[4章参照]で確認している。）

2.2 基本方程式

アブレータの炭化アブレーションに関する基本方程式は良く知られている[1],[5-11]。本解析コードで使用した基礎方程式のうち、アブレータ内部のエネルギー保存式を以下の(1a), (1b)式に示す。

$$\rho c \left(\frac{\partial T}{\partial t} \right)_y = \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right)_t + (h_g - \bar{h}) \left(\frac{\partial \rho}{\partial t} \right)_y + \dot{m}_g c_g \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)_t \quad (1a)$$

$$\rho c \left(\frac{\partial T}{\partial t} \right)_x = \frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right)_t + (h_g - \bar{h}) \left(\frac{\partial \rho}{\partial t} \right)_y + \dot{\rho} c \left(\frac{\partial T}{\partial x} \right)_t + \dot{m}_g c_g \left(\frac{\partial T}{\partial x} \right)_t \quad (1b)$$

(1a)および(1b)式は温度分布Tをそれぞれ固定座標系 y（原点は加熱前のアブレータ表面に固定）および移動座標系 x（原点は損耗を受けるアブレータ表面に一致して移動する）で表現したものである（図3参照）。表面損耗による表面後退を生じる第1層目は移動座標による(1b)式を、第2層目以降は静止座標による(1a)式を使用する。(1a)および(1b)式における右辺第2項の ρ に関するtによる偏微分は、反応速度に関する(11)式をそのまま使用できるよう、どちらもy座標を一定とした式 $(\partial \rho / \partial t)_y$ を用いた。アブレータ内部の(1a)式の左辺はエネルギーの蓄積率、右辺第1項は熱伝導によるエネルギーの流入率、第2項は熱分解によるエネルギー消費率、第3項は熱分解ガスから伝達される熱エネルギーの流入率を表す。(1b)式の左辺および右辺第1、第2項は(1a)式と同様である。(1b)式の右辺第3項は座標軸の移動に起因する熱エネルギー伝達率を表し、右辺第4項は(1a)式の右辺第3項と同じである。

アブレータの各位置の熱伝導率kは温度の関数であり、母材および炭化材の熱伝導率、 k_v , k_{ch} 等から以下で表される。

$$k = k_v \omega + (1 - \omega) k_{ch} \quad [\omega = (\rho - \rho_{ch}) / (\rho_v - \rho_{ch})] \quad (2)$$

また比熱cはkと同様に温度の関数であり、母材および炭化材の比熱、 c_v , c_{ch} 等を使用して以下で表される。

$$\rho c = \omega \rho_v c_v + (1 - \omega) \rho_{ch} c_{ch} \quad (3)$$

(1a)式又は(1b)式における右辺第2項の熱分解ガスのエンタルピー h_g 、 \bar{h} および関連パラメータを(4) - (7)式に示す。

$$h_g = h_{g,f} + \int_{T_{ref}}^T c_g dT \quad (4)$$

$$\bar{h} = (\rho_v h_v - \rho_{ch} h_{ch}) / (\rho_v - \rho_{ch}) \quad (5)$$

$$h_v = h_{v,f} + \int_{T_{ref}}^T c_v dT \quad (6)$$

$$h_{ch} = h_{ch,f} + \int_{T_{ref}}^T c_{ch} dT \quad (7)$$

ここで、 $h_{g,f}$ 、 $h_{v,f}$ 、 $h_{ch,f}$ はそれぞれ熱分解ガス、母材、炭化材の生成熱である。 \bar{h} は母材が炭化して熱分解ガスが単位質量だけ発生したときの母材と炭化材の持つエネルギーの差、すなわち、発生ガスのエンタルピー h_g と反応による発熱量の和を表す。発生する熱分解ガスの単位質量当たりの吸熱量を Δh_{pyro} とすると下式が成り立つ。

$$\bar{h} = h_g - \Delta h_{pyro} \quad (8)$$

$$\Delta h_{pyro} = h_g - \bar{h} \quad (9)$$

(9)式は、 Δh_{pyro} が $h_g - \bar{h}$ を表すことを示している。

アブレータ内部から熱分解ガスが発生する際の質量保存式を(10)式に、アブレータの熱分解速度に関するアレニウスの式を(11)式に示す。

$$(\partial \dot{m}_g / \partial y)_t = (\partial \rho / \partial t)_y \quad (10)$$

$$\left(\frac{\partial \rho}{\partial t} \right)_y = -\rho_v \left(\frac{\rho - \rho_{ch}}{\rho_v - \rho_{ch}} \right)^n \sum_j^N A_j \exp \left(\frac{-B_j}{T} \right) \quad (11)$$

ここで、 N はアブレータの密度変化率をあらわすアレニウス定数(n , A_j , B_j)の組み合わせの種類の数であらわす(ただし n は不変)。

2.3. 境界条件^[8]

アブレータ表面でのエネルギーバランスを図3および下式に示す。

$$\dot{q}_{net} = \dot{q}_{conv} + \alpha \dot{q}_{rad} - \varepsilon \sigma T_w^4 - \dot{m}_{ab}(h_w - h_u) \quad (12a)$$

左辺の \dot{q}_{net} はアブレータに入る正味の熱流束を、また右辺第1項の \dot{q}_{conv} は高温壁対流加熱率(ブロック効果含む)すなわち、アブレータ表面温度が T_w のときのアブレータ表面への対流加熱率(ブロック効果含む)であり、下式で表される。

$$\dot{q}_{conv} = \dot{q}_{cw}(1 - h_w / h_r) \phi_{blow} \quad (13)$$

第2項は表面に入る輻射加熱量、第3項は輻射放熱量、第4項は炭化層表面が損耗した時のエンタルピー

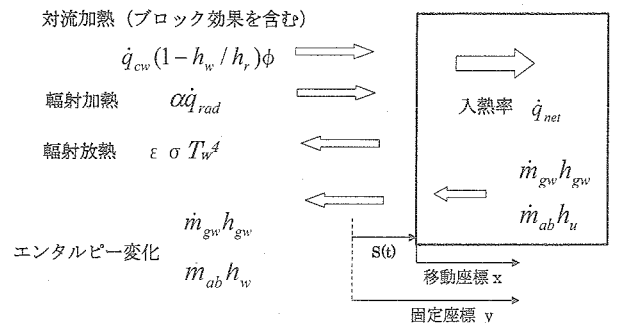


図3 表面のエネルギーバランス

変化を示す。ここで、 \dot{q}_{cw} ：低温壁対流加熱率（アブレータ表面温度を低温（ $=T_{ref}$ ）としたときのアブレータ表面への対流加熱率）、 h_w ：表面での気流エンタルピー、 h_r ：気流の回復エンタルピー、 ϕ_{blow} ：ブローイングファクター、 α ：アブレータ表面の吸収率、 \dot{q}_{rad} ：輻射加熱率、 ϵ ：表面放射率、 σ ：ステファンボルツマン定数（ 5.67×10^{-8} W/(m²K⁴））、 T_w ：表面温度、 \dot{m}_{ab} ：アブレーションによる表面重量損耗率、 h_u ：アブレータ表面のエンタルピー、である。ブローイングファクター ϕ_{blow} は以下による。

$$\phi_{blow} = \frac{\ln(1 + aB')}{aB'} = \frac{aB'_0}{\exp(aB'_0) - 1} \quad (14)$$

$$B' = \dot{m}_w / g_h = (\dot{m}_{ab} + \dot{m}_{gw}) / g_h = B'_c + B'_g \quad (15)$$

$$B'_0 = \dot{m}_w / g_{h0} = (\dot{m}_{ab} + \dot{m}_{gw}) / g_{h0} = B'_{c0} + B'_{g0} \quad (16)$$

$$g_h = \dot{q}_{conv} / (h_r - h_w) \quad (17)$$

$$g_{h0} = g_h / \phi_{blow} = \dot{q}_{conv} / [\phi_{blow} (h_r - h_w)] \quad (18)$$

\dot{m}_{gw} はアブレータ表面から噴出するガス流束、 a は定数であり、 B' および B'_0 は噴出しパラメータ（無次元量）である。噴出し量が増加すると ϕ_{blow} は減少し、高温壁加熱率 \dot{q}_{conv} が減少する。なお、2.1 ④の前提条件により熱分解ガスは表面から出たあとも気流中で反応しないため、熱分解ガスのエンタルピー変化がアブレータ表面の内外でゼロとなり (12a) 式において \dot{m}_{gw} に関する項が消えている [8]。

加熱のない場合、アブレータ表面温度 T_w は雰囲気温度 T_{ref} と釣り合うと考えたと (12a) 式は以下ようになる。なお、ここではアブレータまわりの高温気体による輻射加熱は無視するものとする。

$$\dot{q}_{net} = \dot{q}_{cw} (1 - h_w / h_r) \phi_{blow} - \epsilon \sigma (T_w^4 - T_{ref}^4) - \dot{m}_{ab} (h_w - h_u) \quad (12b)$$

アブレータ表面（炭化層）の損耗は、低温域では反応律速酸化 (Rate-Controlled Oxidation) に支配され、高温域（1500K 程度以上）では拡散律速酸化 (Diffusion-Controlled Oxidation) に支配される。さらに温度が上がると（3000K 程度以上）、昇華 (Sublimation) が支配的となる。これらの損耗則による損耗率 \dot{m}_{ab} の計算は文献 [8] によるカーボンの空気中における熱化学平衡計算に基づく近似計算式によった。近似計算式の概要は以下の通り。

$$\dot{m}_{ab} = \dot{m}_{eq} / \sqrt{1 + (\dot{m}_{eq} / \dot{m}_R)^2} \quad (19)$$

$$\dot{m}_{eq} = B'_{c,eq} g_h \quad (20)$$

$$B'_{c,eq} = 0.174 \times [1 + \exp (T_w - T_p / S_p)] \quad (21)$$

$$T_p = 3616.6 \times (p^*)^{0.0367}, \quad S_p = 3616.6 \times (p^*)^{0.104} \quad (22)$$

$$\dot{m}_R = a_R (XO_2 \times p^*)^{0.5} \exp(-E_R / (RT_w)) \quad (23)$$

$$a_R = 4.71 \times 10^6 \text{ (kg/(m}^2\text{sec))} \quad (24)$$

$$p^* = p / p_{ref} \quad (25)$$

ここで、 \dot{m}_{eq} は拡散律速／昇華によるアブレータ表面重量損耗率を表している。 T_p 、 S_p は、昇華による損耗の急上昇を表現するためのパラメータである。 \dot{m}_{eq} は化学平衡を仮定して導出されたものであり、反応速度による影響が含まれていないので、 \dot{m}_R （表面の酸化反応速度に基づく表面重量損耗率）を導入し、その補正を行うことで反応律速が考慮される。 P は圧力(Pa)、 P_{ref} は標準大気圧 (1.01325×10^5 Pa)、 XO_2 は空気中の酸素のモル分率 (0.21)、 E_R はカーボンの活性化エネルギー (44×10^3 cal/mole)、 R は気体定数、1987 (cal/mole/K) である。

さらにアブレータ表面の熱流に関し以下が成り立つ。

$$\dot{q}_{net} = -k(\partial T / \partial x)_t \quad (26)$$

2.4. 計算手順

アブレータ内部の温度、密度、ガス流束等は差分法による数値計算により求めた。数値計算では、アブレータの各層を複数の節点で分割し、前項で述べた基本方程式、境界条件に加えて裏面境界条件、初期条件に基づいて各節点での差分式を作成し、アブレータ内部の各節点の時間 $t=t_0$ における温度、密度、ガス流束等から、 Δt 後の $t=t_0+\Delta t$ における温度、密度、ガス流束等を算出する。差分法は、空間方向については2次精度の中心差分式をベースとし、時間については1次精度の前進差分式による陽解法を用い

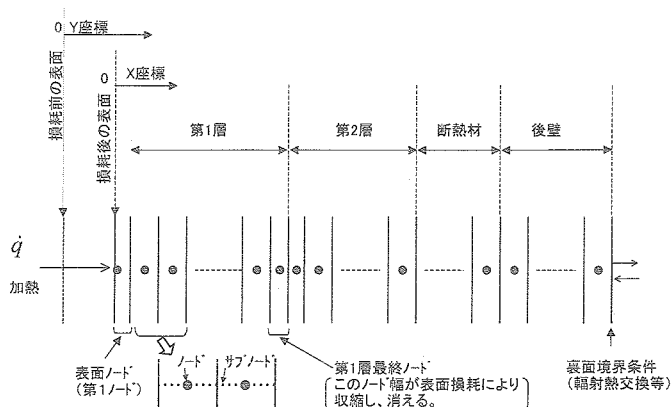


図4 アブレータの節点分割例 (2層アブレータ＋断熱材＋後壁)

た。アブレータ内では通常、温度は比較的緩やかに変化するのにに対し、密度は熱分解層で急激に変化する。そこで、温度計算用のノード間をさらに分割したサブノードを用いて密度計算を行うことにより、密度計算の精度を上げるようにしている。アブレータの節点分割例を図4に示す。

第1層のエネルギー保存式に静止座標 y による (1a) 式を用いると、アブレータ表面は損耗により y 軸上を移動することになり表面の移動につれてノードを逐次減らす必要がある。この場合には特にアブレータ表面は高温で温度勾配が大きくなるため、このようなことをすると計算誤差が生じやすくなると考えられる。第1層のエネルギー保存式に、原点をアブレータ表面に固定した移動座標による (1b) 式を用いると、上記の不都合が生じず、また表面の境界条件の処理も容易となるため、第1層のエネルギー保存式は (1b) 式を用いた。なおこの場合、表面後退によりアブレータ長さが短縮されるため、第1層最終節点 (第1層が N 節点で構成される場合は第 N 節点となる) の長さを表面損耗に対応して短くし、第 N 節点が一定長さ以下になると第 $(N-1)$ 節点と合わせて新しく第 $(N-1)$ 節点 (境界節点) を作る。表面損耗が進むにつれて以上を繰り返すことにより第1層の節点数が減少してゆく。第2層目以降のアブレータは長さを変化しないため固定座標系による (1a) 式を用いる。またアブレータの後に配置されるアブレータ以外の材料については、(1a) 式からアブレーションの項 (右辺第2項、第3項) を除いた保存式を用いる。

3. 解析解との比較^[12]

本章では、解析コードのプログラムの動作確認を目的として、数種の一次元熱伝導に関する解析解とアブレーション解析コードで計算した計算結果とを比較することにより、本コードの計算精度の検討を行う。対象とした解析モデルは、有限板の非定常熱伝導モデルが2ケース (表面後退、熱分解がどちらもない場合) および半無限板

の非定常熱伝導モデルが1ケース（表面後退と熱分解のある場合）である。なおここで熱分解とは、高温になるとアブレータ内部で熱分解ガスが発生し、ガスの発生分だけアブレータ密度が減少して炭化材に変化することを意味する。また各ケースにおける計算条件や分割数については、それぞれの図中に示してある。

3.1. 有限板の非定常熱伝導モデル（ケース1：表面後退なし，熱分解なし）

長さ L ，熱伝導率 k （一定），比熱 c （一定），密度 ρ （一定）の板が時間 $t=0$ で一定温度 T_0 ， $0<t$ で片側の境界 $x=0$ が一定温度 T_e に保たれ，もう一方の境界 $x=L$ は断熱されているものとする。板の温度に関する基礎方程式，初期条件，境界条件は以下の通りである。

$$\text{基礎方程式:} \quad \partial T(x,t)/\partial t = (k/(\rho c))\partial^2 T(x,t)/\partial x^2 \quad 0 < x < L \quad (27)$$

$$\text{初期条件:} \quad t=0 \text{ で一定温度 } T_0: \quad T(x,0) = T_0 \quad (0 \leq x \leq L) \quad (28)$$

$$\text{境界条件:} \quad x=0 \text{ で一定温度 } T_e: \quad T(0,t) = T_e \quad (0 < t) \quad (29)$$

$$x=L \text{ で断熱:} \quad \partial T(L,t)/\partial x = 0 \quad (0 < t) \quad (30)$$

このとき板の温度 $T(x,t)$ は以下で与えられる[7]。

$$\frac{T(x,t)-T_0}{T_e-T_0} = \left(1 - \frac{4}{\pi} \sum_{i=1}^{\infty} \frac{1}{2i-1} \exp\left(-\left(\frac{(2i-1)\pi}{2}\right)^2 \frac{at}{L^2} \sin\left(\frac{(2i-1)\pi}{2L}x\right)\right)\right) \quad (31)$$

ここで $a = k/(\rho c)$ である。

各時間 t における温度分布の解析値と解析コードによる計算値の比較(例)を図5に示す。図より解析解と解析コードによる計算結果は良く一致していることがわかる。

3.2. 有限板の非定常熱伝導モデル（ケース2：表面後退なし，熱分解なし）^[14]

長さ L ，熱伝導率 k （一定），比熱 c （一定），密度 ρ （一定）の板が $t=0$ で一定温度 T_0 ， $0<t$ で片側の境界($x=0$)が一定加熱率 \dot{q} を受け，もう一方の境界($x=L$)が断熱されているものとする。板の温度に関する基礎方程式，初期条件，境界条件は以下の通りである。

$$\text{基礎方程式:} \quad \partial T(x,t)/\partial t = (k/(\rho c))\partial^2 T(x,t)/\partial x^2 \quad 0 < x < L \quad (32)$$

$$\text{初期条件:} \quad t=0 \text{ で一定温度 } T_0: \quad T(x,0) = T_0 \quad (0 \leq x \leq L) \quad (33)$$

境界条件:

$$x=0 \text{ で一定加熱:} \quad -k\partial T(0,t)/\partial x = \dot{q} \quad (0 < t) \quad (34)$$

$$x=L \text{ で断熱:} \quad \partial T(L,t)/\partial x = 0 \quad (0 < t) \quad (35)$$

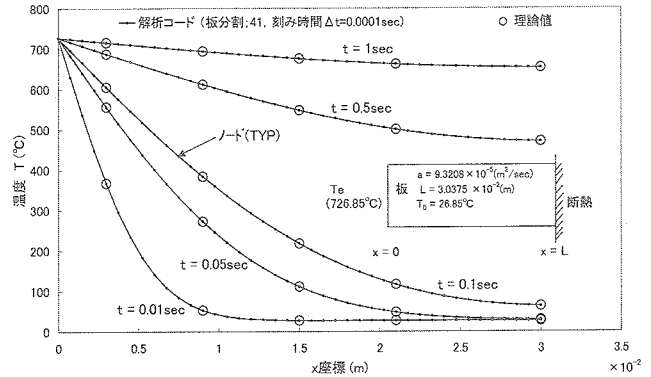


図5 温度分布の解析コードによる計算値と理論値との比較（ケース1）

このとき板の温度 $T(x, t)$ は以下で与えられる. [14]

$$\frac{T(x, t) - T_0}{\dot{q}L/k} = \frac{at}{L^2} + \frac{1}{2} \left(1 - \frac{x}{L}\right)^2 - \frac{1}{6} - \frac{2}{\pi^2} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{(-1)^n}{n^2} \cos\left(n\pi \left(1 - \frac{x}{L}\right)\right) \exp\left(-n^2 \pi^2 \left(\frac{at}{L^2}\right)\right) \quad (36)$$

ここで $a = k/(\rho c)$ である.

各時間 t における温度分布の解析値と解析コードによる計算値の比較 (例) を図 6 に示す. 図より解析解と解析コードの計算値は良く一致していることがわかる.

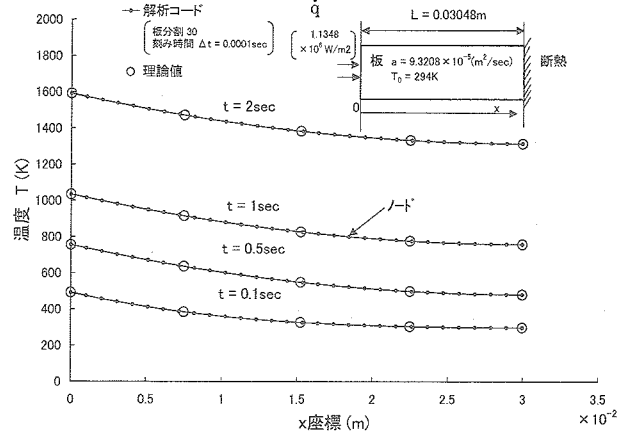


図6 温度分布の解析コードによる計算値と理論値との比較 (ケース 2)

3.3 半無限板の準定常熱伝導モデル (ケース 3 : 表面後退あり, 熱分解あり) [15]

表面 ($x = 0$) が加熱を受けて一定速度で後退するとともに, 準定常的に熱分解して表面にガスを噴出する半無限のアブレータを考える. 移動座標 x からみた温度変化率 $\partial T / \partial t|_x$ および密度変化率 $\partial \rho / \partial t|_x$ は無視できるものとし, 表面温度は T_s (一定値), 無限遠での温度は T_∞ (一定値) とする. 密度は以下で表されるものとする.

$$\rho = \rho_1 + \rho_2 \quad (37)$$

ここで ρ_1 : 損耗する樹脂の密度, ρ_2 : 炭化材密度 (一定値) である. アブレータは熱分解により ρ_1 が変化し, その変化率は以下のアレニウスの式による.

$$\partial \rho_1 / \partial t = -\rho_1^n A' \exp(-B/T) \quad (38)$$

ここで, n, A', B は材料特性に依存する一定値である. またアブレータの熱伝導率, エンタルピーおよび, 熱分解ガスのエンタルピーは以下で表されるものとする.

$$k = C\rho_1 + D \quad (39)$$

$$\rho h = (\rho_1 c_1 + \rho_2 c_2) T \quad (40)$$

$$h_g = c_g T + H_c \quad (41)$$

ここで, $C = (k_\infty - k_2) / \rho_{1\infty}$, $D = k_2$ は一定値であり下添字 ∞ はアブレータの母材の状態を示す. また c_1, c_2 はそれぞれ樹脂および炭化材の比熱, c_g はガスの比熱, である. なお文献 [15] ではガスのエンタルピーを $c_g T$ としているが, 本論文における熱分解ガスのエンタルピー ((4) 式) は文献 [15] における $c_g T + H_c$ に対応するため, (41) 式を用いた. 以上の条件および炭化アブレーションの基本方程式に基づいてアブレータ内の各点の密度 ρ_1 と温度 T の関

係は以下で表される[15].

i) $n=1$ のとき ($T > T_d$)

$$\rho_1 = \rho_{1\infty} \exp \left[\left(-\frac{A'}{\dot{S}_0^2} \int_{T_d}^T \psi(T, \rho_1) e^{-(B/T)} dT \right) \right]$$

ii) $n \neq 1$ のとき ($T > T_d$)

$$\rho_1^{1-n} = \rho_{1\infty}^{1-n} + (n-1) \frac{A'}{\dot{S}_0^2} \int_{T_d}^T \psi(T, \rho_1) e^{-(B/T)} dT$$

iii) $T \leq T_d$ とき

$$\rho_1 = \rho_{1\infty} \quad (42)$$

T_d は T_∞ 以上であり, かつ T_d 以下の温度では熱分解がほとんど生じないという条件で設定する温度である. 温度 T と x の関係は下式であらわされる.

$$x = -\frac{1}{\dot{S}_0} \int_{T_s}^T \psi(T, \rho_1) dT \quad (43)$$

$$\psi(T, \rho_1) \equiv (C\rho_1 + D) / \zeta(T, \rho_1) \quad (44)$$

$$\zeta(T, \rho_1) \equiv (\rho_{1\infty} - \rho_1)(c_g T + H_c) + (\rho_1 c_1 + \rho_2 c_2)T - (\rho_{1\infty} c_1 + \rho_2 c_2)T_\infty \quad (45)$$

$\rho_1 = \rho_{1\infty}$ を密度に関する 0 次解として (43)-(45) 式に代入すると

$$T = T_\infty - (T_s - T_\infty) e^{-\phi} \quad (\phi = (\rho_1 c_1 + \rho_2 c_2) \dot{S}_0 / k_\infty) \quad (46)$$

が得られ, これを温度に関する 0 次解とする. さらに (46) 式を (42) 式に代入すると (42) 式内の積分は以下となる.

$$\int_{T_d}^T \psi(T, \rho_1) e^{-(B/T)} dT = \frac{k_\infty}{\rho_{1\infty} c_1 + \rho_2 c_2} \int_{T_d}^T \frac{e^{-B/T}}{T - T_\infty} dT \quad (47)$$

(47) 式を (42) 式に代入すると, T と ρ_1 の関係式

$$\rho_1 = \rho_1(T) \quad (48)$$

が得られ, 密度に関する 1 次解とする. これを (43) 式に代入すると T と x の関係式 (温度に関する一次解)

$$x = -\frac{1}{\dot{S}_0} \int_{T_s}^T \psi(T, \rho_1(T)) dT \quad (49)$$

が得られる.

(48), (49) 式に基づいて得られた温度分布および密度分布の解析解と解析コードによる計算結果の比較をそれぞれ図 7, 図 8 に示す. 計算パラメータは

$n=1, A=10^8 (1/\text{sec}), B=10^4 \text{K}, k=0.4187 \text{ W/m/K}, c_1=c_2=1256.04 \text{ J/kg}, c_g=2093.4 \text{ J/kg}, \rho_{1\infty}=500 \text{ kg/m}^3, \rho_2=1000 \text{ kg/m}^3, \dot{S}_0=5 \times 10^{-5} \text{ m/sec}, H_c=0 \text{ J/kg}, T_\infty=0^\circ\text{C} (=273.15\text{K}), T_d=26.85^\circ\text{C} (=300\text{K}), T_s=3000^\circ\text{C} (=3273.15\text{K})$ とした. 図

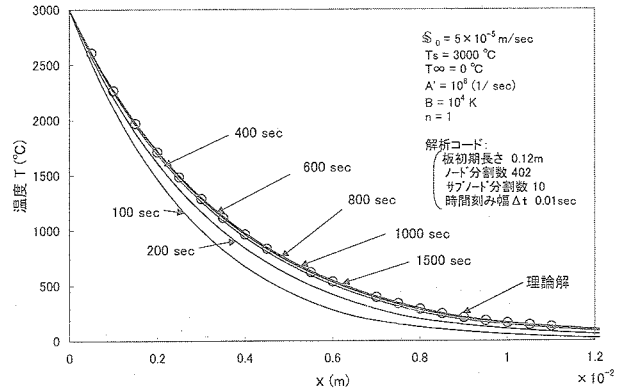


図 7 温度分布の時間変化 (解析コードの計算結果と解析解 (準定常解) の比較: ケース 3 a)

7において、解析コードによる温度分布が時間とともに解析解（準定常解）に近づき、 $t \approx 1000 \sim 1500 \text{ sec}$ ではほぼ一致しており、また図8において解析コードによる密度分布も時間の経過とともに解析値に近づき $t \approx 1000 \sim 1500 \text{ sec}$ でほぼ一致している。以上より解析コードによる計算精度は良好であることがわかる。

図9は $n=2$, $A'=10^5 \text{ m}^3/(\text{kg} \cdot \text{sec})$, $T_s = 2000^\circ\text{C}$ とした場合の解析解と解析コードによる温度分布および密度分布に関する計算結果の比較を示す。図7、図8と同様に理論解と解析コードによる解は温度分布、密度分布ともに良く一致していることがわかる。

なお、ケース3のノード分割数(402)、サブノード分割数(10)はケース1, 2のノード分割数(30, 41)に比べて多くなっているが、これは特に以下を考慮したことによる。

- ①半無限の長い板を対象としているため、長い範囲にわたる温度等を計算する必要があること。
- ②表面損耗により長さが短くなるため、計算終了時においても板の長さが十分あること。
- ③図8、図9からもわかるように、密度の変化する領域（熱分解する領域）は比較的狭い範囲に限られているが、この範囲の密度変化が精度良く計算できること（2.4節参照）。

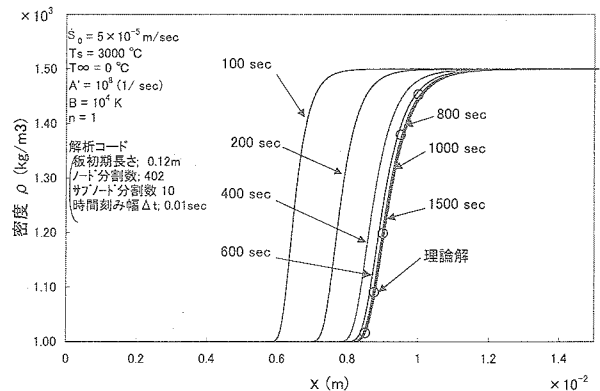


図8 密度分布の時間変化（解析コードの計算結果と解析解（準定常解）の比較：ケース3 a）

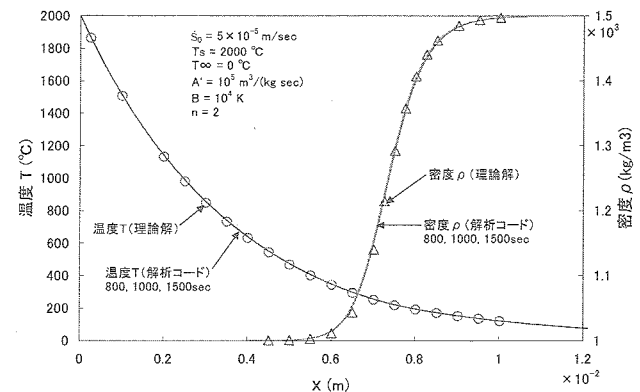


図9 密度分布の時間変化（解析コードの計算結果と解析解（準定常解）の比較：ケース3 b）

4. アーク加熱風洞試験結果との比較

本章では、アーク加熱風洞試験[3]によるCFRPアブレータ供試体の耐熱特性データ（供試体各部の温度、表面損耗、重量損耗）とアブレーション解析コードによる計算結果を比較して、解析コードの数学モデル（アブレータの物理モデル）の妥当性に関する検討を行う。なお、解析で用いる数学モデルは材料の物性値等を用いて作成され、アブレータ解析においては、数学モデルをあらかじめ加熱試験に基づいてチューニングしておくことが重要である。

4.1. アーク加熱風洞試験

アーク加熱試験は、USERS/REV熱防御系の開発試験の一環として実施したものであり、宇宙科学研究所 (ISAS) 設備 (1 MW級セグメント型アーク風洞) およびドイツDLR(Deutsches Zentrum fr Luft und Raumfahrt)設備 (6 MW級セグメント型アーク風洞) の2つの設備を用いた。

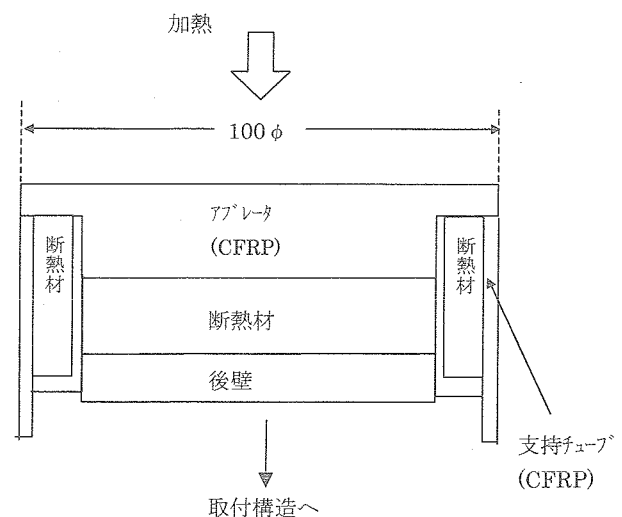


図10 アブレータ供試体例 (100 φ)

アブレータ供試体の材料はCFRPとし、モデルの形状は加熱面がフラットな直径60mm ϕ および100mm ϕ のシリンダー状とした。100mm ϕ 供試体の例を第10図に示す。供試体は、一次元的な加熱環境を得るために、側面からの加熱・放熱による影響の防止を目的として、供試体側面に断熱材を配した。加熱用の気流の種類は空気とした。各種の試験ケースのうち最大加熱負荷条件については、加熱率はUSERS/REVの受ける最大値以上(よどみ点最大加熱率: 3.1 MW/m²) また 総加熱量は320MJ/ m²以上(よどみ点総加熱量以上)として矩形的な加熱負荷(一定加熱率で与える)を与えた。特に100mm ϕ 供試体についてはアブレータの加熱面の表面温度を赤外線センサで測定し、表面がほぼ一様な加熱を受けたこと確認した。アブレータの表面温度は表面温度計を用いて計測した。また各モデルの加熱中および加熱後におけるアブレータ内部温度は、中心軸上の各点に取り付けた熱電対により測定した。なお、熱電対をアブレータ内部に挿入する場合、アブレータの加熱部表面に垂直方向に取り付けると(垂直取り付け)、熱が熱電対の素線を通して流れるためアブレータ内部温度がアブレータの取り付けにより乱されやすくなる。一方、熱電対をアブレータ表面に平行に取り付けると(平行取り付け)、熱が素線を通して流れないため、アブレータの内部温度が熱電対の取り付けにより影響を受けにくくなり、温度計測の精度が向上する。以上を考慮して、アブレータ内の熱電対の取り付け方向は水平方向取り付けを基本とした。

4.2. 数学モデルの作成

アブレータの再突入時における熱的挙動を推定するためのインプットデータ(アブレーション解析用数学モデル)は、加熱環境条件、アブレータ寸法、材料の熱物性値等のパラメータを含んでいる。このうち特に熱物性値については、材料測定データおよび文献値を使用するとともに、一部の熱物性値についてはアーク加熱試験結果と解析結果の比較に基づいて修正(チューニング)を加えた。

数学モデルの作成にアーク加熱試験データを用いることにより、再突入時のアブレータの熱的挙動に関する推定精度を向上させることができると考えられる。理由を以下に示す。

(1) 高温測定設備の問題

USERS/REV用アブレータは再突入時に最高2000℃を超えるが、この高温領域での熱伝導率を精度よく測定できる設備は、少なくとも国内ではない。そこでアーク加熱試験結果を用いて高温領域での熱伝導率の推定精度を高めることができる。

(2) 定常/非定常条件での物性データが異なる。

アブレータの熱伝導率は熱的に定常状態で測定した場合と非定常状態で測定した場合とで値が異なる,[8-9], [16-17]。また非定常の度合いによっても異なる。アーク加熱試験および再突入時のアブレータの熱的挙動は非定常であるが、熱物性測定値は主に定常状態で測定されるため、定常状態で測定された熱物性測定値をそのまま用いても、良好な数学モデルを作成出来ない可能性がある。アーク加熱試験データを利用して数学モデルを修正することにより、非定常状態の解析精度を高めることができると考えられる。

(3) スケール効果

熱物性値の測定用試験片の寸法は、実機アブレータの寸法に比べて小さい。またアーク加熱試験用アブレータ供試体も測定用試験片に比べて寸法が大きい。アブレータ寸法の大小により熱的特性が異なってくる場合も考えられ(特に寸法が大きいと平均的な値が熱特性として得られる可能性がある)、アーク加熱試験供試体による試験データは、熱物性試験片によるデータに比べて実機アブレータの熱的挙動を良好に模擬できている可能性がある。従って、アーク加熱試験結果を使用することにより、精度良い数学モデルを作成できる。

数学モデルの作成手順の概略を以下に示す。

- ① アーク加熱試験条件(加熱率, 加熱時間, 気流エンタルピー, 衝撃圧等), アブレータ供試体の寸法および材料特性データ等に基づいて解析用インプットデータを作成して、アブレーション解析を実施する。

- ② 上記①による温度計算結果がアーク加熱試験による温度測定結果に対して、あらかじめ設定した範囲から外れる場合は、適切な一つまたは複数個の調整パラメータについて、温度計算値が所定の範囲に入るようその入力データインプットの値を修正・調整する。温度計算結果が所定の範囲に入ると、調整した入力インプットデータをチューニングデータとして設定する。（ここでは評価パラメータを温度としているが、必ずしも温度でなくてもよく、例えば表面損耗量や密度を評価パラメータとしても良い）
- ③ 各アーク加熱風洞試験結果に対応して、それぞれチューニング解析を行い、複数の異なった数学モデルを得る。これらの数学モデルのうち、適切なもの（例：熱的にもっとも厳しいと考えられるもの）を選定して、再突入解析用データインプットとする。

チューニングに使用する物性値は、値を前もって精度よく設定することが容易でないが、妥当と考えられる範囲で調整することのできるものであれば候補となり得る。例えば、アブレータ密度（母材、炭化材）、熱伝導率（母材、炭化材）、比熱（母材、炭化材）、アレニウス定数、エンタルピーに関する（吸熱に関する）物性データ、表面輻射率等、が考えられる。またこれらのパラメータのうち、評価パラメータ（温度等）に及ぼす影響が大きいと、チューニングの効果が大きくなる。USERS/REVアブレータの開発においては、以下の2種の物性パラメータは、値を精度よく設定することが容易でないが、アブレータ内部温度への影響が大きいと、これらを主要なチューニングパラメータとして用いた（調整は妥当と考えられる範囲内で実施）。

○炭化材の熱伝導率 k_{ch}

- 炭化材サンプルを作成する際のアブレータの炭化条件（加熱炉、バーナー加熱、アーク加熱条件）により、 k_{ch} が異なる。さらに k_{ch} の値が定常温度条件と非定常温度条件で異なる。文献[8], [9], [16]-[17]では非定常温度条件での k_{ch} の値は定常温度条件での値より小さく、数割程度減少することが示されている。
- 熱伝導率の測定精度・範囲に限界がある。

国内で比較的容易に測定できる方法として定常法（平板比較法等）や非定常法（レーザフラッシュ法）等がある。定常法のうち平板比較法は、試料の寸法が比較的大きく（寸法が数センチから数十センチ、厚さ数センチ程度まで）、試料による測定値のバラツキは小さいが最高測定温度が1300K(1000℃)程度であり、さらに高温での測定は困難。またレーザフラッシュ法は高温での測定が可能（2300K(約2000℃)程度まで測定可能）であるが、サンプル径が1センチ程度、厚さが2-3mmであるため、サンプルによる測定値のバラツキが生じやすい。

以上より、熱伝導率を測定により正確に設定することは容易ではない。

○吸熱に関する物性パラメータ Δh_{pyro}

第(5), (9)式から Δh_{pyro} は下式であらわされる。

$$\Delta h_{pyro} = h_g - (\rho_v h_v - \rho_{ch} h_{ch}) / (\rho_v - \rho_{ch}) \quad (50)$$

上記パラメータのうち特に h_g, h_v, h_{ch} の値はアブレータの燃焼熱や構成成分／比率等を測定して求める必要があるが、構成成分／比率についてはアブレータの加熱の仕方（例えば加熱温度、加熱時間）によっても異なるため、 Δh_{pyro} の測定による設定は容易ではない。

なお、調整パラメータについては、それぞれ k_{ch} は文献[8] - [9], [16] - [17]のデータ、およびは文献[9], [18] - [20]のデータと整合性のある範囲内でチューニングを行った。

4.3. アーク加熱試験結果と解析コードによる計算値との比較[12]

(1) 表面温度および内部温度

図11はアブレータの直径100mm ϕ 、厚さ約10mmの供試体を、低温壁対流加熱率約2MW/m²、加熱時間110secの条件で加熱したときの表面および内部温度測定結果（温度の時歴データ）と解析結果との比較を示す。図よりアブレータ表面および内部温度の測定結果とアブレーション解析コードによる計算結果が良く一致していることがわかる。表面温度は加熱終了後、急激に下がっているが、加熱終了後の輻射放熱の影響によるものである。

図12はアブレータの直径60mm ϕ 、厚さ約20mmの供試体を、低温壁対流加熱率3MW/m²、加熱時間30secの条件で加熱したときの内部温度測定結果（温度の時歴データ）と解析結果との比較を示す。内部温度の測定結果とアブレーション解析コードによる計算結果が良く一致していることがわかる。表面から6.6mmの熱電対位置は加熱終了後、早く低下しているが、これは熱電対位置が表面に比較的近いため、加熱終了後において表面の輻射放熱の影響を受けたことによる。またアブレータ内部の16.6mm位置は表面からの距離が比較的遠いため、輻射放熱による影響が少ないことがわかる。

(2) 表面損耗および重量損耗

表1は各供試体の試験条件と表面損耗量および重量損耗量に関する測定値と解析値の比較を示す。表において、表面損耗量および重量損耗量は測定値と解析値が±10%程度またはそれ以下の差で一致している。以上より、表面損耗量および重量損耗量は測定値とアブレーション解析コードによる計算値が良く一致していることがわかる。またこのことは、破碎は無いものとした仮定が本ケースにおいては妥当であることを示している（2.1節⑥参照）。

なお、以上の(1)、(2)の計算にあたり、アブレータの物性値である母材、炭化材の密度、熱伝導率、比熱、熱分解に関わるアレニウス定数等については、それぞれの測定データをベースとして（熱伝導率、比熱については温度依存データを使用）、温度等の計算値がアーク加熱試験による測定値と一致するように調整したものをを用いた。

(3) 比較のまとめ

(1)、(2)において温度、表面損耗量、重量損耗量についてアーク加熱試験結果と、チューニングによるアブレータ物性モデルを用いたアブレーション解析結果が良く一致した。これは、図11、図12や表1に示すようなアーク

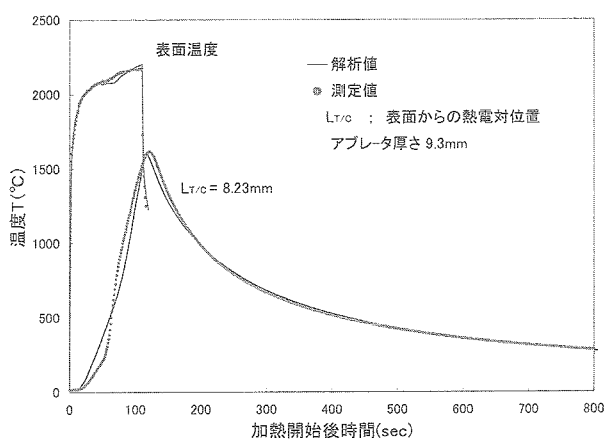


図11 アブレータ温度の比較例

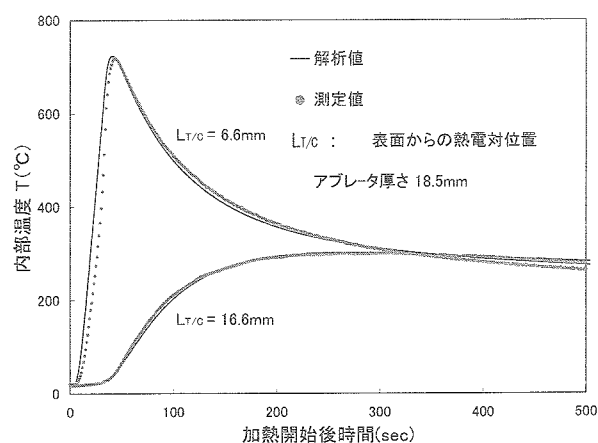


図12 アブレータ内部温度の比較例

表1 表面損耗量と重量損耗量に関する測定値と計算値の比較

供試体	よどみ点 圧力 (hPa)	エンタルピー (MJ/kg)	加熱率 (MJ/m ²)	加熱時間 (MW/m ²)	総加熱量 (MJ/m ²)	表面損耗 (mm)			重量損耗量 (kg/m ²)		
						測定Sm	計算Sc	Sc/Sm	測定Mm	計算Mc	Mm/Mc
No.1	294	13.7	3.68	103	379.04	3.68	3.43	93%	8.54	9.45	111%
No.2	90	12.6	2.08	110	228.8	2.22	2.24	101%	5.03	5.27	105%
No.3	93	12.7	1.87	80	149.6	1.35	1.37	101%	3.90	4.41	113%
No.4	150	15.3	3.83	111	425.1	3.50	3.38	97%	9.30	9.47	102%
No.5	147	15.4	4.05	111.8	452.9	3.43	3.62	106%	9.30	9.72	105%
No.6	147	15.3	4.04	111.8	451.8	3.5	3.60	103%	9.71	9.70	100%
No.7	275	15.2	1.30	110	143.0	1.15	1.09	95%	3.68	3.91	106%

(注) USES/REMのよどみ点総加熱量：約320MJ/m²
よどみ点最大加熱率：約3.1MW/m²

加熱試験値と解析値の良好一致が得られるようにアブレータ物性モデルをチューニングすることが可能であることを示している。

また今回の加熱試験条件はUSERS/REVの再突入時の加熱環境条件とほぼ同レベルであることから（表1，図1参照），本解析コード／数学モデルによりUSERS/REVおよびこれと同レベルの再突入加熱条件に曝される回収カプセルに取り付けたCFRPアブレータについて，再突入時における耐熱特性を推定するための基本ツールを得ることができたと言える。

5. 一次元組み合わせコードの開発

USERS/REVでは，アルミシエル構体（ALシエル構体）の面内方向の温度分布に起因する熱移動が無視できず，面内方向の熱伝導を考慮した解析が必要となった。そこで，一次元アブレーション解析コードを組み合わせ，ALシエルの各隣接要素間の熱伝導を考慮した計算を行うツールを開発し，設計に供した。

図13(a)は一次元アブレーション解析モデルの例を示す。本モデルはアブレータ表面に垂直な方向（y方向）のみの熱の移動を考慮しており，y方向の熱伝導やアブレーションガスの発生・外表面への移動およびそれに伴う熱移動等（アブレータ内部）を模擬する。また境界条件としてアブレータ外表面では加熱率，表面損耗，輻射冷却等を，ALシエル内面では輻射冷却を考慮している。図13(b)はALシエルの横方向熱伝導を考慮した一次元アブレーション解析モデルの例を示す。本モデルは，ヒートシールドをカプセルの中心軸を含む平面で切ったときに出来る側線に沿った断面に関するものである。各隣接要素のALシエル間の熱伝導（図13(b)，x方向）を考慮した複数の(a)と同等の一次元要素から構成され，側線に沿った断面に垂直な方向の熱流はないものとした（ここでは(b)のモデルを‘多要素モデル’，各要素を‘一次元要素’と呼ぶ）。従って(b)の各一次元要素のアブレーション解析に関する支配方程式および境界条件は，隣接要素のALシエル間の熱伝導項を除いて，(a)の一次元モデルと同じである。一次元多要素モデルにおいて，隣接する一次元要素間の熱的結合は，アブレータおよび断熱材では考慮せず，ALシエル間のみを考慮する理由は以下の①～②による。

- ① アブレータは断熱性能が良いため，加熱率分布等に極端な変化がない限り通常一次元解析が行われている[1]。本解析においてもy方向の熱の移動が支配的であると考えて，隣接する一次元要素のアブレータ間の横方向(x方向)の熱的結合は無視した。また断熱材について

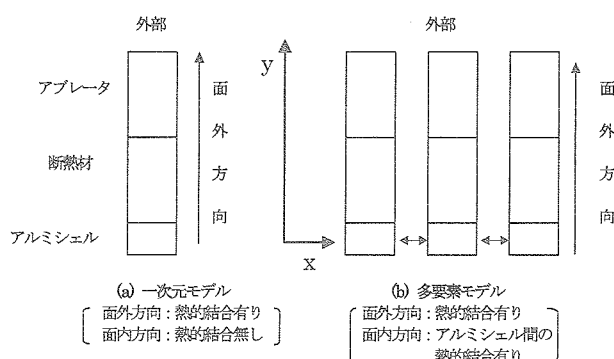


図13 一次元モデルおよび多要素

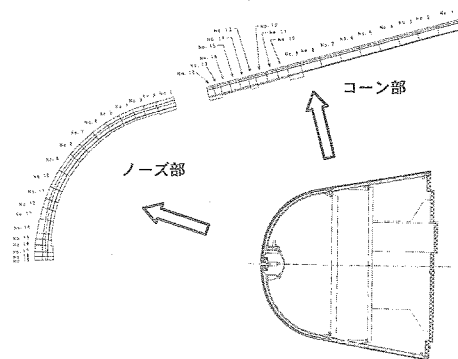


図14 一次元多要素モデル(USERS/REV)

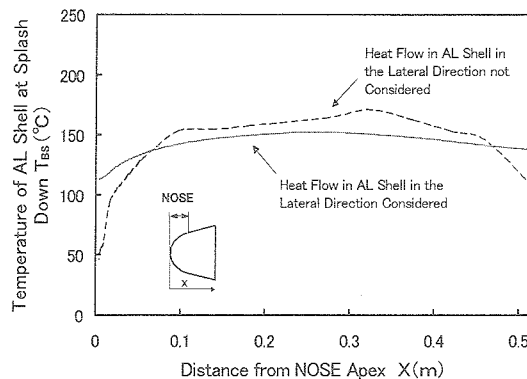


図15 USERS/REV着水時のアルミシエル温度の比較（面内方向の熱流考慮および考慮せず）

も同様にして横方向の熱的結合を無視した。

- ② 一方ALシェルについては、断熱性能が良好でないため（AL材の熱伝導率や温度伝導率はアブレータや断熱材に比べて1桁～2桁程度大きい）、ALシェルの横方向の熱伝導は無視できないと考えた。

本多要素モデルを用いることにより、一次元解析に比べてALシェル温度をより精度良く求めることができる。第14図に多要素モデルの例として、USERS/REVの設計に使用したノーズ部（19分割）、コーン部（18分割）の要素分割図を示す。本モデルを用いたノーズ部の解析結果（例）として、第15図に、ALシェルの面内熱的結合（REVの側線方向）の有無によるALシェルの着水時における温度分布の比較を示す。熱的結合ありの場合は、なしの場合（一次元解析と同等）にくらべて着水時の温度分布が均一化されることがわかる。

6. REVアブレータの回収結果とアブレーション解析結果との比較

本節では、アブレータ内に取り付けた熱電対による再突入時の温度測定データおよび回収後に得られた損傷データ（表面損耗量・炭化層厚さ等の測定値）を、アブレーション解析結果と比較することにより、アブレータ表面に負荷された加熱率時歴を推定する。さらに、アブレータの各部における加熱率の整合性を評価するとともに、アブレーション解析結果に関する妥当性の評価を行う。

6.1. 飛行時加熱率環境

USERS/REVの回収後評価用に設定された加熱率時歴を設計値と比較して図16aに示す。図中の q_{st} （ベースライン）はカプセルの再突入中時における推定軌道に基づいて、迎え角を0degとしてDetra - Kemp - Riddle [21] の式を使用して算出したよどみ点加熱率の時間履歴データである。また、 $0.75 \times q_{st}$ および $0.5 \times q_{st}$ のグラフは q_{st} の0.75倍、0.5倍の加熱率時歴を参考として示す。 q_{st} のピークの加熱率は約 1.95 MW/m^2 、また設計値（ノーズ部）はピーク加熱時点で 3.06 MW/m^2 であり、ベースライン加熱率は約60%に低下している。迎え角 $\alpha = 0 \text{ deg}$ におけるヒートシールド表面の加熱率比分布の計算結果（Dejarnetteによる方法[22]で算出）を図16bに示す。また、設計で使用した加熱率比も参考として示す。ここで、加熱率比は各表面での加熱率 q とよどみ点加熱率 q_0 の比である。本章では、迎え角 α における各部の加熱率分布は、この $\alpha = 0 \text{ deg}$ での加熱率比分布の計算値にもとづいて算出した。なお、REV先端部は球形状であるため、よどみ点が球形状の範囲内にあれば、迎え角が変動してもよどみ点加熱率は q_{st} と同じである。

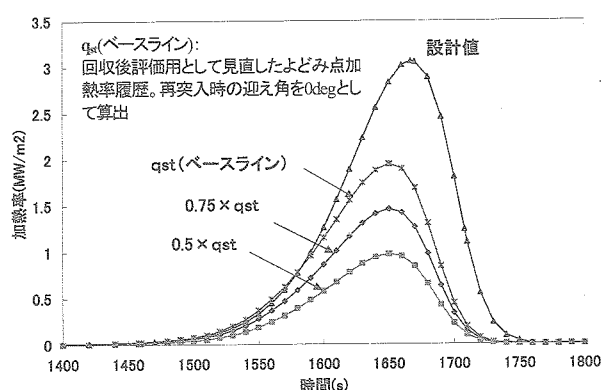


図16a 回収後評価用の加熱率のベースライン

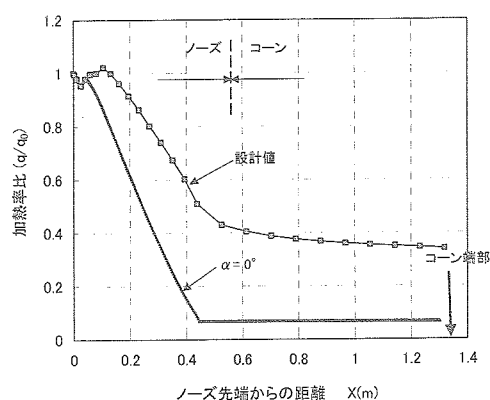


図16b 加熱率比の分布($\alpha = 0 \text{ deg}$)

6.2. 評価対象データ

アブレーション解析の妥当性評価のために使用したデータを以下に示す（図17参照）。

(1) 温度測定データ

加熱率推定のために使用した温度データは、アブレータ内に取り付けた以下の熱電対による温度計測データとした(注)。

AB1-K：ノーズ部先端部，アブレータ表面から37.5mm，裏面から1mmの深さに取り付け

AB1-R：ノーズ部先端部，アブレータ表面から31.5mm，裏面から7mmの深さに垂直取り付け

AB2-R：コーン下部，アブレータ表面から8.3mm，裏面から1mmの深さに取り付け

AB3-R：コーン下部，アブレータ表面から8.3mm，裏面から1mmの深さに取り付け

(注) 温度データ取得範囲は1969(s)まで，着水推定時間は2270(s)

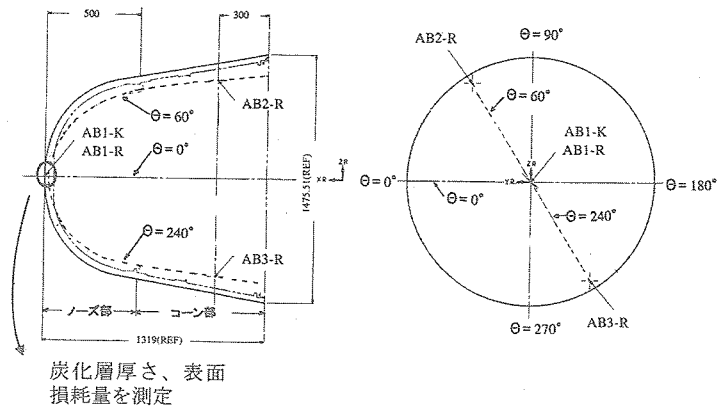


図17 対象データの位置

(2) 表面損耗量

・天頂部付近(よどみ点付近)の表面損耗量Sを計測した。測定したSの平均は0.5mmであった。

(3) 炭化層厚さ

・天頂部：天頂部付近(よどみ点付近)のアブレータを切り取って炭化層厚さLch'を計測した。Lch は下式によった。

$$Lch = Lch' + S$$

Lch : 加熱前の表面から変色し始める点までの長さ(mm)

Lch' : 回収後の表面から変色し始める点までの長さ(mm)

S : 表面損耗量(mm)

測定は、炭化層厚さが特に表面に平行となる領域を選んで炭化層断面にスケールを当てて行った。

炭化層厚さの測定結果はLch=12.94mm (Lch'=12.44mm, S=0.5mm) となった

・側線方向断面： $\theta = 0\text{deg}$, 60deg , 240deg の断面についても複数ヶ所について炭化層厚さをスケールにて天頂部と同様の方法で測定した。

(4) 密度：側線方向断面 ($\theta = 0\text{deg}$, 60deg , 240deg の断面：第17図参照)についても複数ヶ所について密度(板厚方向の平均値)を測定した。

6.3. アブレーション解析用数学モデルのチューニング

ヒートシールドを設計するための数学モデルのチューニングは、アブレータが全炭化する場合のアーク加熱試験結果に基づいて行った。一方，再突入時におけるアブレータに加わる加熱量は設計値に比べて比較的小さく全炭化状態にはならず，特に熱電対(T/C)の取り付けられたアブレータの裏面付近では温度が低く(100℃ - 300℃程度)，母材に近い状態であった。このため，回収後評価に用いる数学モデルは，アーク加熱試験結果のうち比較的加熱量が少なく供試体のアブレータ裏面付近が全炭化しないケースについて，アブレータ内部温度に関してチューニングしたものを用いた。

6.4. 加熱率の推定

(1) 温度測定データにもとづく加熱率の推定

計測点での加熱率条件については、図16aにおけるよどみ点加熱率のベースライン q_{st} を基準として、 q_{st} を定数倍して（加熱率の時歴パターンは変化しないものとした）アブレーション解析を行い、解析結果が温度測定値に一致するように（温度差の平均二乗誤差が最小になるよう）倍率を定めることにより、加熱率の最大値および加熱率時歴を推定した。

よどみ点加熱率については、REVは迎え角 $\alpha = 4\text{deg}$ で $\theta = 0\text{deg}$ （ θ ：ノーズ頂点からコーン部方向に見たときの右周り回転角度、図17参照）の側線を前面（ $\theta = 180\text{deg}$ が背面）にして再突入したものと仮定して推定した。また、 $\theta = 0, 180\text{deg}$ における各点Pの $\alpha = 0\text{deg}$ での加熱率 $Q_{\alpha=0}$ と 4deg での加熱率 $Q_{\alpha=4}$ の関係、および q_{st} と $Q_{\alpha=0}$ 、 $Q_{\alpha=4}$ の関係は下式で表されるものとした。

(i) $\theta = 0\text{deg}$ のとき

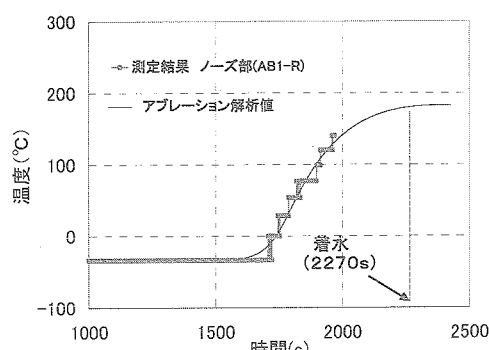
$$Q_{\alpha=4} = Q_{\alpha=0} \times \sin(\delta + 4) / \sin(\delta)$$

$$q_{st} = (1/C_{st}) \times Q_{\alpha=0} = (1/C_{st}) \times Q_{\alpha=4} / [\sin(\delta + 4) / \sin(\delta)]$$

(ii) $\theta = 180\text{deg}$ のとき

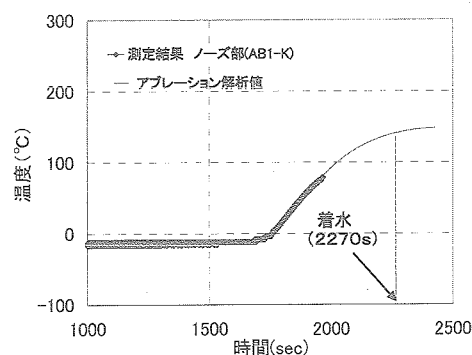
$$Q_{\alpha=4} = Q_{\alpha=0} \times \sin(\delta - 4) / \sin(\delta)$$

$$q_{st} = (1/C_{st}) \times Q_{\alpha=0} = (1/C_{st}) \times Q_{\alpha=4} / [\sin(\delta - 4) / \sin(\delta)]$$



(a) AB1-R ($q_{stmax} = 1.4 \text{ MW/m}^2$)
(アブレータ表面から31.5mm)

図18a 天頂部熱電対データとの比較



(b) AB1-K ($q_{stmax} = 0.85 \text{ MW/m}^2$)
(アブレータ表面から37.5mm)

図18b 天頂部熱電対データとの比較

ここで、 q_{st} ：よどみ点加熱率、 δ ：P点の接線とREVの中心軸とのなす角、 C_{st} ： $\alpha = 0\text{deg}$ におけるP点での加熱率とよどみ点加熱率の比率（ $Q_{\alpha=0}/q_{st}$ ），である。中間の θ における加熱率については 0deg と 180deg の値から直線補完により内挿した。天頂部の熱電対データ（AB-1R, AB-1K）についての計測値と解析値の比較をそれぞれ図18a, 図18bに、またコーン下部の熱電対データ（AB2-R, AB3-R）についての計測値と解析値の比較をそれぞれ図18c, 図18dに示す。図18a, 図18bより、AB-1R, AB-1Kともに温度計測値と解析値が良く一致していることがわかる。この結果、よどみ点最高加熱率 q_{stmax} はAB-1Rでは 1.4 MW/m^2 、AB-1Kでは 0.85 MW/m^2 となった（熱電対位置はほぼ天頂部にあるため、よどみ点とみなした）。AB-1Rはアブレータ裏面から7mmの深さに垂直方向に取り付けられており（6.2 (1)参照）、熱が素線を通して裏面方向に流れるため、熱電対がない場合の温度に比べて低い温度となると考えられる。従って q_{stmax} は 1.4 MW/m^2 より大きい可能性がある。また、AB1-Kは近くにREAD支持金具が約5 mm程度離れて取り付けられており、READ支持金具が大きな熱容量をもつことにより熱電対の温度が低下したことが考えられ、支持金具の影響を考慮すると q_{stmax} は増加する可能性がある。このため、特にAB1-Kのデータは参考値として位置づける。図18cより、AB2-Rにおける加熱率の推定値は $q_{stmax} = 1.195 \text{ MW/m}^2$ 、 $q_{Lmax} = 0.095 \text{ MW/m}^2$ （ q_{Lmax} ：センサ部最高加熱率）である。図18d（AB3-R）ではアブレータ内部に亀裂がある場合とない場合について、解析値と計測値の

一致のレベルを比較した。アブレータ内部に亀裂がないモデルでは、温度計測値と解析値の一致のレベルは良くない(図18dにおける「連続クロス内輻射なし」に対応)。そこで連続クロス内部の中間に隔離が生じたとして、剥離部は輻射熱結合を仮定したモデルを使用して解析結果と計測結果を比較した。図より、輻射結合を入れると温度上昇挙動がよく一致することがわかる。比較結果に基づくAB3-Rの最高加熱率の推定値は $q_{stmax}=1.49\text{ MW/m}^2$, $q_{Lmax}=0.0897\text{ MW/m}^2$ である。

以上より、4種の温度計測データに関するよどみ点最高加熱率の推定値は $0.85\sim 1.49\text{ MW/m}^2$ 、AB-1Kを除いた3種の温度データからは $1.2\sim 1.49\text{ MW/m}^2$ となる。

(2) 表面損耗量に基づく加熱率の推定

よどみ点加熱率の最大値と天頂部アブレータの表面損耗量に関するアブレーション解析による関係を図19に示す。グラフより天頂部の表面損耗量の測定値 $S=0.5\text{ mm}$ に対応する加熱率は 0.86 MW/m^2 であることがわかる。この値は、3種の温度データに基づく加熱率値($1.2\sim 1.49\text{ MW/m}^2$)に比べて低く、58%～72%程度である。

(3) 天頂部の炭化層厚さに基づく加熱率の推定

よどみ点加熱率の最大値と天頂部アブレータの炭化層厚さに関するアブレーション解析による関係を図20に示す。グラフより天頂部の炭化層厚さ測定値 12.94 mm に対応する加熱率は 1.56 MW/m^2 であることがわかる。

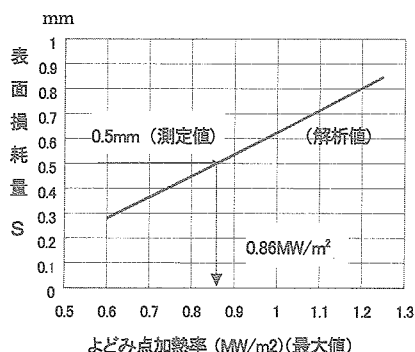
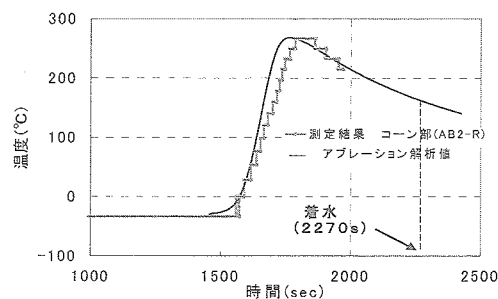


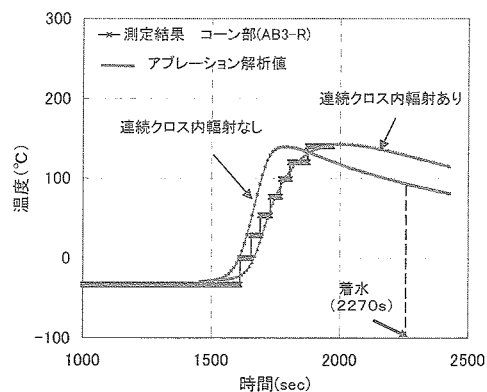
図19 表面損耗量に基づく加熱率の推定



(a) AB2-R ($q_{stmax}=1.20\text{ MW/m}^2$ $q_{Lmax}=0.095\text{ MW/m}^2$)

(アブレータ表面から8.3mm)

図18c 熱電対データとの比較(AB2-R)



(b) 輻射なし AB3-R ($q_{stmax} = 0.58\text{ MW/m}^2$ $q_{Lmax} = 0.035\text{ MW/m}^2$)

輻射あり AB3-R ($q_{stmax} = 1.49\text{ MW/m}^2$ $q_{Lmax} = 0.09\text{ MW/m}^2$)

(アブレータ表面から8.3mm)

図18d 熱電対データとの比較(AB2-R)

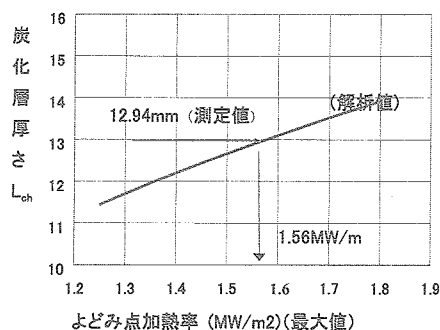


図20 炭化層厚さに基づく加熱率の推定

以上の温度、表面損耗量、炭化層厚さの測定値にもとづくよどみ点加熱率の推定値は $0.85\sim 1.56\text{ MW/m}^2$ (AB-1Kによる加熱率推定値を含む) および $0.86\sim 1.56\text{ MW/m}^2$ (AB-1Kによる加熱率推定値を含まず) となった。

6.5. 計測結果と加熱率分布の関係

本節では、6.4節における計測データにさらに新しいデータを加えて、加熱率分布および損傷の分布に関する計測値と解析値の比較評価を行う。

図21に各計測部のX座標 (頂点からの軸方向距離) と加熱率の推定値の関係、およびよどみ点最高加熱率を 1.56

MW/m^2 および 0.85 MW/m^2 として迎え角 α を $0 \sim 4^\circ$ とした場合の加熱率分布の変動範囲を比較して示す。なお、加熱率の変動範囲については6.4 (1)項に記述した加熱率の推定手法を用いて求めた。またAB1-Kについては前述した通り、周囲の温度がREAD取り付け部の影響を受け、一次元的な解析に誤差を与える可能性があると考えられるため、AB1-Kによる加熱率推定値は除いている(6.4 (1) 参照)。図より、各測定値はほぼ各加熱率の変動範囲またはその範囲付近に位置することがわかる。また、加熱率のコーン部での変動は小さいことがわかる。

図22はよどみ点付近の表面損耗量について計測値と計算結果を比較して示す。計算はケース1($\alpha = 4^\circ, \theta = 0^\circ$, よどみ点加熱率 $q_{\text{stmax}} = 1.56 \text{ MW/m}^2$)およびケース2($\alpha = 4^\circ, \theta = 180^\circ$, よどみ点加熱率 $q_{\text{stmax}} = 0.85 \text{ MW/m}^2$)の2種の条件)で実施した。表面損耗の計測値は低い加熱率(ケース2)にほぼ一致している。またコーン部では表面損耗の解析値がほぼ0である。これはコーン部の表面温度が低く、損耗が反応律速酸化Rate-Controlled- Oxidation (2.3節参照)に支配されているため表面損耗がほとんどなくなることによる。回収後のコーン部表面は白色ペイントが残留しており損耗はほとんどないと推定され、表面損耗のコーン部での解析結果と整合している。

図23は計測した炭化層厚さ(炭化層深さ)分布と計算値(ノーズ部)の関係を示す。計算はケース1($\alpha = 4^\circ, \theta = 0^\circ$, $q_{\text{stmax}} = 1.56 \text{ MW/m}^2$)およびケース2($\alpha = 4^\circ, \theta = 180^\circ$, $q_{\text{stmax}} = 0.85 \text{ MW/m}^2$)の2種の条件で実施した。明らかにケース1の条件において、ノーズ部で炭化層厚さの実測値と計測値がよく一致している。しかしながら、炭化層厚さの計算結果はコーン部に対しては適用できないことがわかった。この理由は、アブレーション解析用数学モデルは、比較的加熱率・加熱量が大きい領域におけるアーク加熱試験に基づいて作成しているのに対して、コーン部での加熱率・加熱量が非常に低いため(設計値の1桁程度小さい)、そのままでは低加熱領域に適用できないためと考えられる。

図24は密度分布の実測値と計算値の比較を示す。図より、計算値と実測値の傾向は一致しており、実測値はよどみ点最高加熱率を $0.85 \text{ MW/m}^2 \sim 1.56 \text{ MW/m}^2$ とした場合の密度計算範囲の中にほぼ含まれることがわかる。第4章でのアーク加熱試験による重量損耗量測定結果(全炭化での試験)はアブレーション解析結果と良く一致しているが、これは明らかに平均密度についても良く一致していることを意味する。これに対して、密度に関する回収結果とアブレーション解析結果は、全炭化のアーク試験の場合ほど良く一致していない。4章における重量損耗の試験は、アブレータが全炭化する条件で行ったのに対して、回

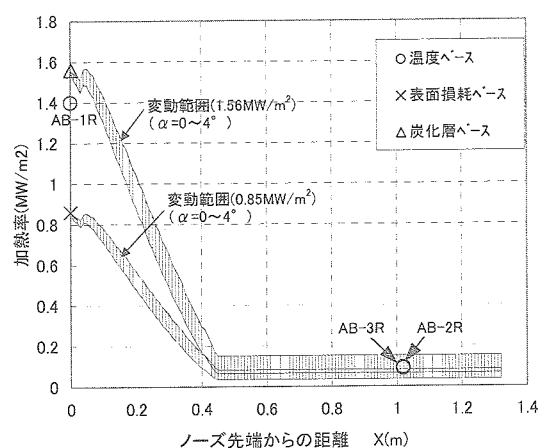


図21 加熱率分布の変動範囲と計測値

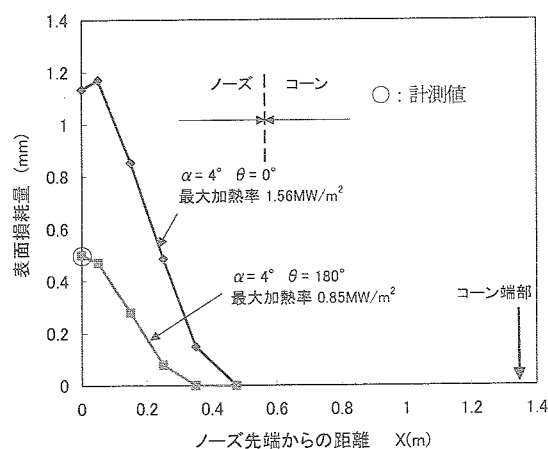


図22 表面損耗量分布

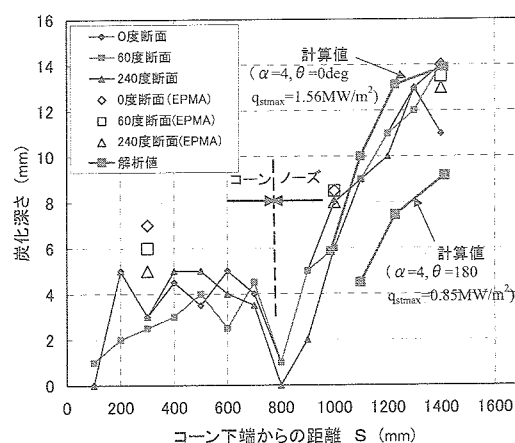


図23 炭化層厚さ分布

収後のアブレータは全炭化状態ではない、この違いが密度の推定精度に影響している可能性がある。また、ヒートシールドはREV着水時に海水中に浸されたため、炭化層内部に塩分および水分が残留している可能性もある。従って、密度測定データは参考値として位置づける

6.6. まとめ

アブレータ内に取り付けた熱電対による再突入時の温度測定データおよび回収後に得られた損傷データ（表面損耗量・炭化層厚さ等の測定値）について、アブレーション解析結果と比較することにより、アブレータ表面の加熱率時歴を推定するとともに、アブレータの各部における加熱率の整合性を評価した。主な結果は以下の通り、

- ・ ノーズ部およびコーン部の温度計測値およびノーズ部炭化層厚さデータから推定したよどみ点最高加熱率の推定値は $1.2 \sim 1.56 \text{ MW/m}^2$ であり、各データ間で比較的良好に一致している。
- ・ よどみ点最高加熱率が $0.85 \sim 1.56 \text{ MW/m}^2$ の範囲内とすると、各部の温度、炭化層厚さ、表面損耗量および密度に関するほとんどすべての測定結果を説明できた。
- ・ 表面損耗量データについては、よどみ点最高加熱率の推定値は 0.86 MW/m^2 で、比較的低い値であった。このデータはノーズ先端部の一箇所において得られたものであり、今後の回収試験によりさらにデータを蓄積し、その妥当性を明らかにする必要がある。
- ・ 密度については、温度計測値や炭化層厚さにくらべて、加熱率の推定値の幅が大きくなった。密度の推定精度を上げるためには、低加熱率条件におけるアブレータの耐熱挙動データ（全炭化しない場合）の蓄積が必要である（現状ではデータの蓄積量が不十分と考えられる）。
- ・ 以上より、本アブレーション解析コードを使用して、少なくともUSERS/REVのアブレータ内温度および炭化層厚さについて、比較的精度良くその挙動を推定できたと考えられる。

7. 今後の課題

本論文で説明した一次元アブレーション解析コードを用いて、USERS/REV熱防御系の設計を行い、最終的に再突入カプセルの回収を成功させることができた。しかしながら、本解析コードは機能、解析精度の点で必ずしも十分なものではなく、今後の新カプセルの開発において、アブレーション設計を効率的に進めるためには、解析コードの機能や計算精度をさらに向上させる必要がある。アブレーション解析に関わる今後の課題は以下の通り、

(1) 2次元、3次元解析アブレーションコードの開発

USERS/REVのヒートシールドの設計においては、一次元および一次元多要素ツール（5章参照）を使用した。今後の新カプセル熱防御系の開発において設計をスムーズに行なうためには、2次元、3次元ツールを開発して、解析結果を設計に反映することが望ましい。2次元、3次元ツールの必要性を以下に示す。

a) ヒートシールドのアブレータ・断熱材の再突入時の熱的挙動の推定

ヒートシールドのアブレータや断熱材は横方向(面内方向)熱伝導率が小さいため、形状、材料特性、加熱率が急激に変化しないかぎり、加熱による挙動は一次元的であり、一次元アブレーション解析コードによ

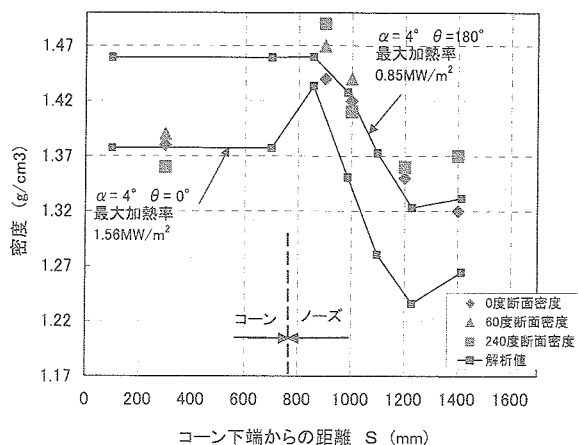


図24 密度分布

りその熱的挙動を精度良く推定することができると考えられる。これに対して、形状、材料特性等が急激に変化する領域では、3次元的な影響を無視できないと考えられる。例えば、ノーズ・コーン結合部ではアブレータ厚さや断熱材厚さが急激に変化する。またREADを含めた取り付け部分も形状が3次元的である。これらの領域の熱的挙動は2次元または3次元コードを使用しないと、正確に把握できない。

b) アーク加熱試験の評価解析精度の向上

USERS/REVの開発において、アーク加熱試験で用いるアブレータ供試体は直径5～10cm程度のものであった。供試体寸法をさらに大きくすれば一次元性を高められるが、試験装置の性能限界から、供試体寸法を大きくすることには限界がある。側面に断熱材を装着して側面方向の加熱・放熱による影響を防いでいるが、側面方向の熱移動を遮断して、その影響を取り除いて試験することは非常に難しい。またアーク加熱率も空間分布があり、供試体の中心軸から半径方向に離れると加熱率が小さくなる傾向がある。2次元、3次元解析ができれば、これらの3次元的な条件を考慮した解析が可能となり、試験結果の正確な評価ができるため、アーク加熱試験およびアブレーション解析の精度が向上する。

(2) アブレータ内の発生ガスの挙動

本アブレーション解析コードでは、アブレータ内で発生する熱分解ガスは炭化層を通して外部に放出されるとしているが、内部での圧力分布については考慮していない。特に熱分解ガスの圧力が高くなると、アブレータ内の層間剥離を生じる可能性もあり、アブレータ内の発生ガスの挙動を解析できるコードの開発が必要である。さらに本コードの検証を行なうためには、材料データの取得（炭化層内のボイド量/形状、多孔質内の圧力損失、ガス発生率（量）、ガス特性）や試験による強度確認等が必要である。

(3) 材料データの蓄積・充実

USERS/REVの開発においては、アブレーション解析に必要な材料特性データについては、直接測定した材料特性データを用いるか、または文献値を使用した。今後さらに解析精度を向上させるためには、信頼できる材料特性データを蓄積してデータを充実させる必要がある。特に以下のデータの充実が必要と考える。

○高温での炭化層熱伝導率

1000℃以上の熱伝導率データは、レーザーフラッシュ法により小サンプルの試料(数mm)を使用して測定できるが、バラツキが大きく信頼性が低い。最低数cm程度のサンプルを使用して測定する必要がある（このような測定のできる設備は米国にはあるが、国内には無い）

○加熱方法の違いによる影響

炭化材の熱伝導率は、加熱率および加熱履歴に影響される可能性があり、これらの影響を詳細に調べる必要がある

○その他：さらに以下のデータを取得・蓄積して、材料特性データの信頼性を向上させる。

熱分解ガス特性（比熱、構成分子、構成比率等）、熱分解に関わる特性データ（熱分解定数、熱分解吸熱量等）、膨張量（高加熱、低加熱）

(4) 低加熱率領域に関する炭化層厚さの解析精度向上

USERS/REVの開発では、アブレータに関する高加熱率の試験は行ったが、低加熱率（1MW/m²以下）での試験は行っていない。コーン部付近では、高加熱率ではなく低加熱率（0.1MW/m²のオーダー）に曝された可能性がある。ノーズ部の炭化層厚さについては解析値と実測値が比較的精度良く一致したが、コーン部の炭化層厚さについては、よい一致が得られなかった。これは主に加熱率のレベルの違いに起因するものと考えられ

る。今後の新カプセルの開発においては、低加熱試験を行ってアブレータ特性を調べるとともに、これらのデータを用いて解析精度を向上させて、設計に反映する必要がある。

(5) 表面損耗および密度（重量損耗量）

表面損耗量データについては、よどみ点最高加熱率の推定値は 0.86 MW/m^2 で、比較的低い値であった。このデータはノーズ先端部の一箇所において得られたものであり、今後の回収試験によりさらにデータを蓄積し、その妥当性を明らかにする必要がある。

密度については、加熱率の推定値の幅が大きくなった。回収後のノーズ・コーンのアブレータはともに全炭化していないが、全炭化していないアブレータに関するデータの蓄積は現状では不十分と考えられる。密度推定の精度を上げるためには、比較的低加熱率における全炭化しないアブレータに関する耐熱挙動データを蓄積する必要がある。

8. 結 論

以上の検討結果より得られる結論は以下の通り。

- (1) USERS/REV等の回収カプセルの再突入時の加熱環境条件における炭化アブレータのアブレーション挙動（温度変化、表面損耗、重量損耗等）を解析するために作成したアブレーション解析コードについて、計算原理の説明を行った。
- (2) 本アブレーション解析コードの動作確認を目的として、アブレータの表面後退、熱分解がない場合及びある場合の熱的挙動に関する数種の理論解析解とアブレーションコードによる計算値を比較して、解析解と計算結果が良く一致することを確認し、解析コードの計算精度は良好であることを示した。
- (3) 代表的な炭化アブレータであるCFRPアブレータ供試体のアーク加熱試験を行い、アブレータの温度、表面損耗、重量損耗の測定結果とチューニングによるアブレータ物性モデルを用いたアブレーション解析結果を比較し、測定結果と計算結果は良く一致した。これはアーク加熱試験値と解析値の良好な一致が得られるようにアブレータ物性モデルをチューニングすることが可能であることを示している。
- (4) 回収後のUSERS/REVについて、よどみ点最高加熱率を $1.2 \sim 1.56 \text{ MW/m}^2$ とすると、この範囲内でノーズ部およびコーン部の温度計測値およびノーズ部の炭化層厚さ計測値と、本解析コードによる解析値はよく一致した。すなわち、少なくともREVのアブレータ内温度および炭化層厚さについては本アブレーション解析コードにより比較的精度よく挙動を推定できたと考えられる。
- (5) アブレーション解析技術向上を目指した今後の課題を整理した。

謝 辞

次世代型無人宇宙実験システム(USERS: Unmanned Space Experiment Recovery System)は、経済産業省および新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)の委託を受けて、財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構(USEF)が開発を進めた宇宙実験システムであり、回収カプセル(REV: Recovery Vehicle)はその主要構成要素である。本論文におけるアーク加熱試験および回収後評価解析は、USEFとの契約により、川崎重工業(株)がUSERS/REMの構造/熱防御系開発の一環として実施したものである。これらの作業において、多大のご支援を受けましたJAXA/ISAS, DLR, USEF, IHIエアロスペース等の関係者に感謝致します。また解析コードの作成ならびに計算の実施にあたり西尾誠司氏(KHI)、加藤真氏(ファレス)、及び梅本祥司氏(CRE)に多くのご支援を受けましたことを感謝致します。

参考文献

- [1] 野村茂昭：カプセル型回収飛しょう体の熱・空力的概念設計法, NAL TR-779, 航空宇宙技術研究所報告, 1983年8月.
- [2] Ijichi, K. and Wakasugi, N.: Unmanned Space Experiment Recovery System, 48th International Astronautical Congress, Turin, Italy, IAF-97-U.1.03, 1997.
- [3] Okuyama, K., Kato, S., Sakata, R., Uto, M. Hama, K. and Inatani, Y.: The Arc-Heated Test Results for USERS/REM Heat Shield System Development, ISTS2000-g-25, 22nd International Symposium on Space Technology and Science, Morioka, Japan, May 28 - June 4, 2000, pp.1402-1407.
- [4] 近藤次郎: 高速空気力学, コロナ社, 東京, 1977.
- [5] Swann, P. T. and Pittman, C. M.: Numerical Analysis of the Transient Response of Advanced Thermal Protection Systems for Atmospheric Entry, NASA TN-D-1370, July 1962.
- [6] Swann, P. T., Pittman, C. M. and Smith, J. C.: One-Dimensional Numerical Analysis of the Transient Response of Thermal Protection Systems, NASA TN-D-2976, Sept. 1965.
- [7] Moyer, C. B. and Rindal, R. A.: An Analysis of the Coupled Chemically Reacting Boundary Layer and Charring Ablator, Part II, Finite Difference Solution for the In-Depth Response of Charring Materials Considering Surface Chemical and Energy Balances, NASA CR-1061, June 1968.
- [8] Potts, R. L.: Application of Integral Methods to Ablation Charring Erosion, A Review, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.32, No. 2,1995, pp. 200-209.
- [9] Potts, R. L.: Hybrid Integral/Quasi-Steady Solution of Charring Ablation, AIAA-90-1677, AIAA/ASME 5th Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, June 1990.
- [10] Matting, F. W.: Analysis of Charring Ablation with Description of Associated Computing Program, NASA TN-D-6085, Nov. 1970.
- [11] Hirai, K., Niikura, K., Nogi, S. and Shimada, T.: Numerical Simulations of Charring Ablation for the Heat Shields on Super-orbital Reentry Capsule, ISTS 98-d-08, 21st International Symposium on Space Technology and Science, Omiya, Japan, May 24-31, 1998.
- [12] 加藤純郎, 奥山圭一, 西尾誠司, 坂田隆司, 浜一守, 稲谷芳文: 再突入回収カプセル用アブレータ材の炭化アブレーション数値解析, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 50, No. 582, 2002, pp. 255-263.
- [13] Lundell, J. H.: Spallation of the Galileo Probe Heat Shield, Entry Vehicle Heating and Thermal Protection Systems: Space Shuttle, Solar Starprobe, Jupiter Galileo Probe, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 85, AIAA, New York, 1983, pp. 496-517.
- [14] Brooks, W. A. Jr.: Temperature and Thermal-Stress Distributions in Some Structural Elements Heated at a Constant Rate, NACA TN-4306, Aug. 1958.
- [15] Quan, V.: Quasi-Steady Solution for Ablation-Erosion Heat Transfer, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 7, No. 3, March 1970, pp. 355-357.
- [16] Minges, M. L.: Thermal Physical Characteristics of High-Performance Ablative Composites, J. Macromol. Sci.-Chem., A3 (4), 1969, pp. 613-639.
- [17] Brazel, J. P., Tanzilli, R. A. and Begany, A. R.: Determination of Thermal Performance of Char under Heating Conditions Simulating Atmospheric Entry, AIAA-65-640, AIAA Thermophysics Specialist Conference, 1965.
- [18] Ladacki, M., Hamilton, J. V. and Cohz, S. N.: Heat of Pyrolysis of Resin in Silica-Phenolic Ablator, AIAA J., Vol. 4,

No. 10, 1966, pp. 1798-1802.

- [19] Wenger, R. S., Laganelli, A. L. and Somers, J.: Nuclear Radiation Effects on the Ablation Performance of Advanced Composite Heatshield Materials, AIAA 81-1059, AIAA 16th Thermophysics Conf., 1981.
- [20] Schneider, P. J., Dolton, T. A. and Reed, G. W.: Mechanical Erosion of Charring Ablators in Ground-Test and Re-Entry Environments, AIAA J., Vol. 6 No.1, 1968, pp. 64-72.
- [21] Detra, R. W., Kemp, N. H. and Riddle F. R.: Addendum to 'Heat Transfer to Satellite Vehicles Re-entering the Atmosphere', Jet Propulsion, Vol. 27, No. 12, Dec. 1957, pp. 1256-1257.
- [22] DeJarnette, F. R. and Hamilton H. H.: Inviscid Surface Streamlines and Heat Transfer on Shuttle-Type Configurations, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 10, No. 5, May 1973, pp. 314 - 321.

主な記号

A : 反応速度定数 (1/sec), B : 活性化温度 (K), B' : 噴出しパラメータ ($=B'_c + B'_g$) (無次元)
 B'_c : 噴出しパラメータ ($=\dot{m}_{ab}/g_h$) (無次元), B'_g : 噴出しパラメータ ($=\dot{m}_{gw}/g_h$) (無次元)
 c : 比熱 (J/kg/K), g_h : 熱伝達係数 ($=\dot{q}_{conv}/(h_r - h_w)$) (kg/m²/s), h : エンタルピー (J/kg)
 h_w : アブレータ表面での気流エンタルピー (J/kg), h_r : 気流の回復エンタルピー (J/kg)
 h_u : アブレータの表面のエンタルピー (J/kg), h_g : 熱分解ガスのエンタルピー (J/kg)
 \bar{h} : (5)式による (J/kg), k : 熱伝導率 (W/m/K), \dot{m}_{ab} : アブレーションによる表面重量損耗率 (kg/m²/s)
 \dot{m}_g : 熱分解ガス流束 (kg/m²/s), \dot{m}_{gw} : アブレータ表面から噴出するガス流束 (kg/m²/s)
 n : 反応次数 (無次元), \dot{q}_{conv} : 高温壁対流加熱率 (W/m²), \dot{q}_{cw} : 低温壁対流加熱率 (W/m²)
 \dot{q}_{net} : アブレータ表面に入る正味の熱流束 (W/m²), \dot{q}_{rad} : 輻射加熱率 (W/m²)
 S : REV先端部からのラップ距離 (表面に沿った距離) または表面損耗量
 \dot{S} : 表面損耗速度 (m/s), T : 温度 (K), T_{ref} : 300K (K), t : 時間 (s)
 X : REVの中心軸上における先端部からの距離
 x : 原点は損耗を受けて後退するアブレータ表面に一致して移動する座標 (m)
 y : 原点は加熱前のアブレータ表面に固定された座標 (m)
 ε : 表面輻射率 (無次元), ρ : 密度 (kg/m³), σ : ステファンボルツマン定数 5.67×10^{-8} (W/(m²K⁴))
 ϕ_{blow} : ブローイングファクター (無次元)

下添字

1: 樹脂, 2: 炭化材, ch: 炭化材, f: 生成 (formation), g: ガス, r: 回復
 v : アブレータ母材, w : アブレータ表面

アーク加熱風洞によるREVアブレータの研究開発

奥山 圭一¹・加藤 純郎¹・山田 哲哉²

Research and Development of REV Ablator in Arc Windtunnel

By

Keiichi OKUYAMA¹, Sumio KATO¹, Tetsuya YAMADA²

Abstract : REV was the first reentry capsule developed through pure domestic technology and successfully recovered. REV is thermally protected against the severe aerodynamic heating by carbon-phenolic ablator material. The present paper describes the feature of the heating test in the arc windtunnel and the ablator characteristics clarified during the research and development process of the REV heatshield. Because the heat flux anticipated on the stagnation surface is about 2 MW/m^2 , the dominant surface recession mechanism is identified to be in the reaction control region. The thermochemical reaction data have been acquired through three arc-heater facilities with different enthalpy level for calibration and tuning of the ablation analysis code. The thermomechanical behavior of the ablator under the high heat flux environment such as delamination, or spallation also has been investigated for functional safety of the heatshield.

1. はじめに

アブレータは、材料のアブレーション現象を利用して空力加熱の機内侵入を抑制できる代表的な熱防御材料である。炭素繊維にフェノール樹脂等を含浸させた耐熱複合材料（以下、フェノールCFRP：Carbon fiber reinforced plastic）は炭化型アブレータと呼ばれ、USERS (Unmanned Space Experiment Recovery System) 宇宙機のREV (Reentry Vehicle) カプセルの熱防御材に採用された[1]。REVの熱防御材設計の主眼は、その表面損耗と内部の温度分布を正確に予測し、適切な厚さを設定することであり、またその成型品の飛行環境における機能保証を行うことである。炭化型アブレータは、そのマトリックスが高加熱によって熱分解し表面に強固な炭化層を形成するため、比較的高加熱・高動圧環境下でも耐性がある[2]とされており、1960年代以降盛んに研究され、多くの実飛行に供されている。

一般に地球大気圏再突入環境を、エンタルピー、加熱率、衝撃圧、化学種組成、分圧等、その熱化学的な観点から完全に模擬する地上飛行環境模擬装置は存在しない[3]。したがって、地上試験で取得した計測値のみを用いて、再突入環境におけるアブレータの表面後退、ならびに材料内部の温度変化の挙動を予測することは困難である。し

¹川崎重工業（株）航空宇宙カンパニー（KHI）

²宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部（ISAS/JAXA）

かしながら、炭化型アブレータのアブレーション効果、酸化・昇華を基本とする表面損耗メカニズムは、エンタルピや、酸素分圧等の関数として比較的その詳細が解明されている[4]ため、こうした理論に基づくアブレーション解析コードを作成し、飛行環境でのアブレータの熱化学的振るまいを予測する手法がとられる。ただし、熱防御材設計に用いるための、より高精度な予測には個別の材料独特の熱化学反応データを取得し、それに基づいたアブレーション解析コードの校正、もしくはチューニングが必要である。例えば、アブレータの熱物性値は準定常昇温状態で別途取得されたものであり、再突入のような高加熱率環境下では、その値は実効的に準定常値と異なる非定常値を示し、理論とは合わなくなる現象等が挙げられる。また、後述するが、2層式のREVアブレータの第1層は短冊アブレータとよばれ、短冊状プリプレグを高圧成型したものであり、こうした成型方法に起因する熱機械学的な損耗の増大・減少があるとすれば、それらは現存の理論に基づくアブレーション解析では予測困難であり、加熱試験を行う以外に方法がない。REVカプセルのノーズ部用、コーン部用のフェノールCFRPそれぞれは、大型の成型体である。REVアブレータの開発当初、大気圏再突入のような高エンタルピ環境において、このような大きなフェノールCFRP表面が剥離することなく十分に耐荷できるか判っていなかった。

以上の課題を鑑み、REVカプセル用のフェノールCFRP開発におけるアーク加熱試験を以下のように位置付けた。

a) フェノールCFRPの温度変動挙動の取得

REVカプセルが遭遇する加熱率はアーク風洞で模擬できるものの、淀み点圧力(衝撃圧)およびエンタルピの模擬は困難である。このため、様々なエンタルピや衝撃圧を模擬したアーク気流中に、フェノールCFRPを置いて加熱することで、エンタルピや衝撃圧変化に伴う材料内部の温度変動挙動を取得する。これらの加熱試験条件下で取得した測定値からフェノールCFRPの温度変動挙動を把握すると共に、測定値をアブレーション解析コードのためのチューニングデータとして利用する。

アーク加熱された供試体は正面の他に側面からも加熱される。このため、供試体内部の温度は、正面のみの加熱と比較して大きめとなる。実際の再突入環境において、カプセルは側面からの加熱を受けない。したがって、アーク試験で取得した温度計測値が、どの程度側面加熱の影響を受けているかを把握しなければならない。このためには、側面加熱の影響をできる限り抑制できる大型供試体を用いて、温度変動挙動を取得する必要がある。

b) フェノールCFRP表面の熱化学反応の取得

上項と同様に、様々な加熱率、衝撃圧およびエンタルピを模擬したアーク気流中にフェノールCFRPをおき、炭化表面と気流中酸素との熱化学的反応による損耗量を計測する。この計測値と解析値とを比較し、解析手法の妥当性を検証する。特に、REVカプセルの場合は、材料表面が約1500K以下の反応律速領域に在る時間が長いと考えられる。REVカプセル開発にあたり、拡散律速領域はもちろん反応律速領域におけるフェノールCFRPの酸化損耗特性を把握することは重要である。

c) 高エンタルピせん断気流に対する熱機械的耐性の取得

アブレータ損耗は、b)項に示した熱化学的な損耗に加え、スポレーションなどの熱機械的な損耗がある。スポレーションは、加熱により多孔化したアブレータの中に高圧の熱分解ガスが滞留し、そのことなどが起因となってアブレータの一部が破壊する現象である。さらに、熱分解ガスがアブレータ内部の層間に滞留した場合、そのガス圧が材料の層間引張強度以上の値であれば、アブレータは剥離する。REV開発の当初、大気圏再突入環境において、短冊アブレータが層間剥離やスポレーションを起こすか否かについて十分な知見がなかった。高エンタルピのせん断気流中に、大型の短冊状フェノールCFRPをおき、表面や内部層間に剥離、またスポレーションなどの欠陥が生じないことを確認する。

2. REVカプセルのアブレータ

2.1. アブレータに対する要求

USERS宇宙機は、高温超電導材料試験とその回収、民生部品・技術の宇宙機への適用実証などを目的としたREVカプセルとSEM宇宙機などからなるシステムで、2002年9月10日にHⅡAロケット3号機で高度500kmの軌道に運ばれた[5]。その後、REVカプセルは予定通りのミッションを行ない、2003年5月30日に大気圏再突入飛行の後、小笠原沖に着水し無事回収された[5]。大気圏再突入環境下のREVカプセルの外表面は、地球周回時の7.8km/sという運動エネルギーが極短時間に熱エネルギーに変化することによる厳しい空力加熱に曝された。この空力加熱の機内浸入を防ぐため、REVカプセルの外表面は、フェノールCFRP製のアブレータ、多孔質断熱材から成る熱防御システムとアルミ合金製の金属構体で覆われた[1]。アブレータ、多孔質断熱材および金属構体は、それぞれ接着剤で装着される。REVカプセルの熱防御システムの概観を図1[1]に示す。

迎角0°のREVカプセル淀み点の設計用再突入環境[6]を図2および図3に示す。空力加熱率は淀み点のあるノーズ部が大きく、風下側のコーン部が小さいので、REVカプセルの熱防御システムはノーズ部が厚く、コーン部が薄くなるよう最適化が図られている。

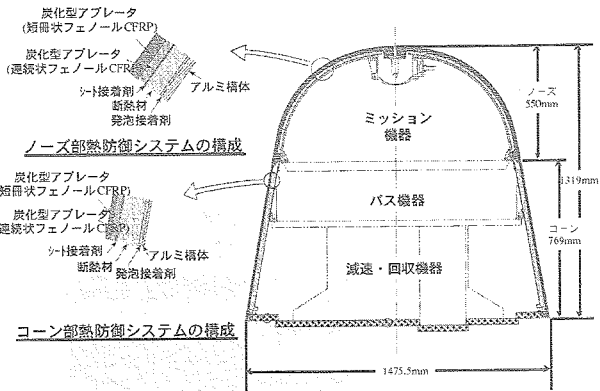


図1 REVカプセルの構造・熱防御システムの外観

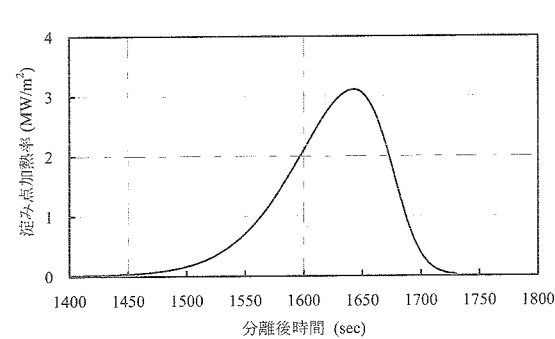


図2 REV淀み点の空力加熱率時間履歴（設計用）

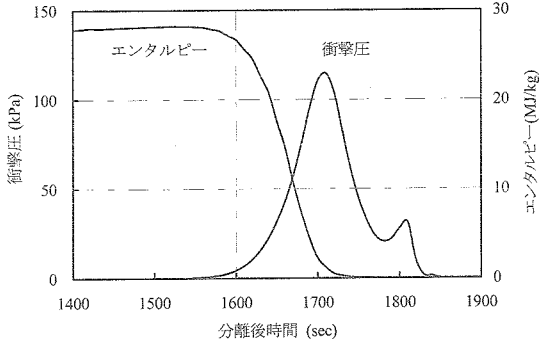


図3 REV淀み点の空力加熱率時間履歴（設計用）

2.2. REVのアブレータ

図2および図3からREVカプセルは、地球大気圏再突入時に淀み点最大加熱率3.1MW/m²、淀み点最大衝撃圧0.1MPa、気流最大エンタルピー28MJ/kgの空力加熱に遭遇するとして設計されたことが判る。これらは、後述するように設計のため余裕を含んだ値である。このREVカプセルは、非常に厳しい軽量化要求も受ける[1]。通常のアブレータは、空力加熱を受けたとしても、強度設計の信頼度確保のため、母材層を残す設計が採用される[6]。この設計手法を採用したアブレータは、高強度を維持できるものの、母材層が炭化材層と比較して高密度であるため重い[6]。REVカプセルのアブレータは、抜本的な軽量化を実現するため、CFRP全てを炭化させて熱防御できるもので[1]、この方法は全炭化法と呼ばれる。REVカプセルのアブレータは2層式のフェノールCFRP[1]で、その外観を図3に示す。

この2層式フェノールCFRPは、表層と裏層から成る。表層は、フェノール樹脂を含浸させた炭素繊維製のプリ

プレグシートを小さな短冊状に裁断し、それを混ぜ合わせ高温環境下で圧縮成形したもので、短冊状フェノールCFRPと呼ばれる[6]。裏層は、プリプレグシートの積層配向角を変えて複数プライ積み重ねて、オートクレーブ成形したもので、連続状フェノールCFRPと呼ばれる[6]。短冊状フェノールCFRPの主な機能は空力加熱の機内浸入を抑制する熱防御である[6]。また、連続状フェノールCFRPの主な機能は、仮に全炭化しても適切な強度を維持すると共に、熱防御材として短冊状フェノールCFRPを補助することである[6]。この2層式のフェノールCFRPは、材料全体が全炭化しても熱防御材として機能し、大幅な軽量化が期待できる[6]。

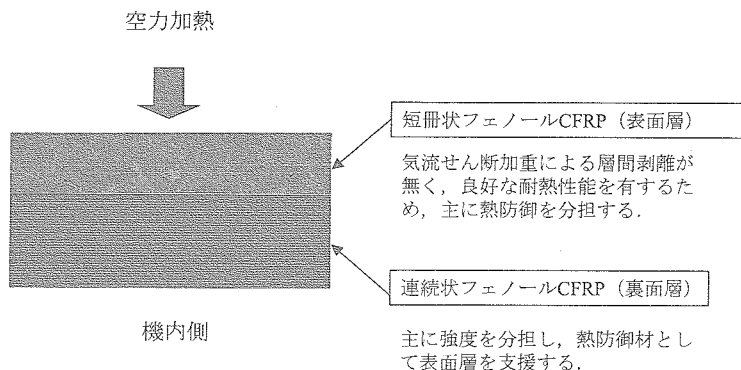


図4 全炭化型の2層式フェノールCFRPの概要

2.3. アーク加熱風洞とそれを用いたアブレータ開発

アブレータの熱防御効果は、気流エンタルピの違いの影響を強く受けることから、試験装置は、温度だけを模擬する電気炉のようなものでなく、同時に適切な気体の圧力（動圧）の模擬が可能な装置でなければならない[3]。アーク加熱試験装置は、地上にて再突入飛行環境を模擬し耐熱材料の評価に好適である。

アーク加熱試験装置は、空気などの作動ガスを高エンタルピ状態に加熱するアークヒータ、その高エンタルピガスを高速度に加速する加圧装置とノズル、供試体駆動装置および気流排気装置から構成される。このアーク加熱試験装置は、アーク放電により放電室内の作動ガスを加熱し、ノズルによって超音速気流として真空チャンバーに噴出するものである。供試体は高温気体中に射出されることにより種々の耐熱試験が行われる。

2層式フェノールCFRPと繊維系多孔質断熱材などから成る熱防御システムの基本特性は、宇宙航空研究開発機構（JAXA）の宇宙科学研究本部（ISAS）、ドイツ国立航空宇宙研究所（DLR）および超高温材料研究センター（JUTEM）のアーク加熱試験装置[7-9]で取得された。アーク加熱試験装置の最大放電電力は、DLR装置が約6MW[8]、ISAS装置が約1MW[7]、JUTEM装置が約20kW[9]であり、特にISASとDLRの装置は作動ガスを20MJ/kg程度まで加熱できる。アーク風洞における加熱試験状況の概要を図5に示す。また、REVカプセル用フェノールCFRP開発にあたり、ISAS、DLRおよびJUTEMの各試験装置が模擬した試験条件の最大値を表1に示す。

REVカプセルのように地球周回軌道から再突入する鈍頭型カプセルの気流エンタルピは30MJ/kg程度となる[3]。この気流エンタルピは、ISASやDLRなどいかなる地上設備でも模擬できない。地球周回軌道からの再突入飛行エンタルピを地上にて実現するためには数10MWにもおよぶ巨大な電力設備を有するシステム規模が必要となり現実的ではない[3]。そこ

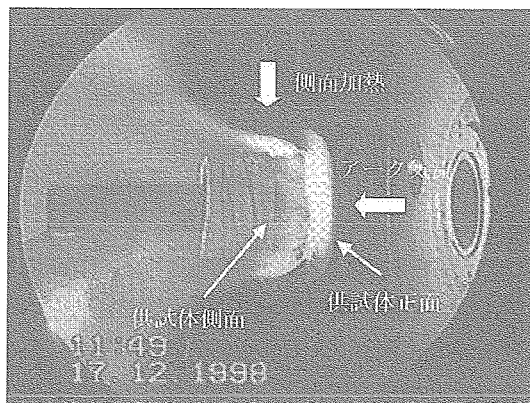


図5 DLRのアーク加熱試験装置で加熱される供試体

表1 REV用アブレータ開発のためのアーク加熱試験条件と主たる試験目的

アーク加熱試験装置	最大加熱試験条件 ^{1), 2)}				主たる試験目的					
					温度変動挙動取得			熱化学反応特性取得		熱機械的耐性データ取得
	空力加熱率	衝撃圧	エンタルピ	供試体径 ³⁾	低加熱率条件	高加熱率条件	側面加熱効果	反応律速領域	拡散律速領域	
	MW/m ²	kPa	MJ/kg	mm						
ISAS	3.7	25	15	60		○			○	
DLR	3.8	32	15	100			○			○
JUTEM	1.6	1.2	-	40	○			○		

1) REVカプセル開発のためのアーク加熱試験条件(最大値)
2) REVカプセル設計のための空力加熱条件(最大値)は、加熱率3.1MW/m²、流み点圧力0.1MPa、気流エンタルピ28MJ/kg
3) 供試体の最大径

で飛行試験を行う以外の方法で、アブレータ材料の熱空力的振る舞いを定量的に議論するためには、熱伝導率などの熱物性値取得に加え、地上試験装置による加熱試験データを取得した上で、数値的な熱解析に頼ることになる[3]。このため、加藤らはアブレーション現象を1次元非定常的に解析できるアブレーション解析コードを作成した[10]。このアブレーション解析コードの妥当性は、フェノールCFRPを様々な条件下で加熱し、取得した各種データ(表面温度上昇、内部温度上昇、表面損耗速度など)と比較し検証された[10]。

アーク加熱試験装置で模擬した加熱率は、主にガードンゲージで計測されたコールドウォール加熱率である。ガードンゲージの加熱率計測部は、完全触媒性の銅薄板製で、その銅薄板の端部は循環冷却水でほぼ一定温度に維持されている。銅薄板の中心部は、加熱により温度上昇する。このガードンゲージは、加熱された銅薄板の中心部と端部との間の温度差を熱電対で測定し、予め測定した温度差(熱電対の熱起電力差)と加熱率との関係からコールドウォール加熱率を計測するセンサである。

アーク風洞が作り出した高エンタルピ気流の圧力は、ピトー管で測定した。ピトー管は、気流をせき止めた流み点圧力(全圧)を計測できる。

表面温度は、放射温度計を用いて測定した。放射温度計は、材料表面から放射される1つもしくは2つの波長の赤外線エネルギーから表面温度を計測するセンサである。

また、ISAS装置の気流エンタルピは、投入電力から装置冷却水の温度上昇測定値を差し引いたエネルギーが作動ガスのエンタルピとして計算されたものであり、バルクエンタルピと呼ばれる。また、DLR装置の気流エンタルピは、気流の質量流率、全温度、速度、密度および圧力の計測値に基づいて解析で求められた値である。

2.4. アーク加熱試験用供試体と試験条件

供試体は、A型、B型およびC型の3種類があり、その概要を表2および、図6から図8に示す。

A型供試体は、外径が100mmφから40mmφの円筒形状で、評価部と支持構造部から構成され、表面加熱を直接受ける評価部の表面は、フェノールCFRPである[11]。A型供試体の評価部は、REVカプセルの熱防御システムを模擬したもので、2層式のフェノールCFRP、繊維質系多孔質断熱材およびアルミ合金構体から構成され、それぞれは接着剤で装着されている[11]。A型供試体の支持構造部は、側面からの加熱の内部浸入を抑制し、評価部熱流の1次元化をできる限り実現できるものである[11]。DLRで用いた供試体は100mmφであり、ISASやJUTEMで使用した供試体より大きい。このDLR用の供試体は、側面加熱の評価部への浸入が抑制されており、評価部熱流の1次元化がさらに強化されている。支持構造部は、外側チューブと内側チューブから構成され、その間には熱拡散率が小さい多孔質断熱材を挿入した[11]。外側チューブと内側チューブの材質は、CFRPとガラス繊維強化プラスチックである[11]。評価部は、この内側チューブの内部に臓装される。支持構造部および評価部には、R

型、およびK型熱電対を挿入した[11]。これら熱電対は、内部の温度勾配の時間履歴を取得するため、供試体の中心軸上の、加熱表面からの距離が異なる複数の位置に装着された[11]。

また、B型供試体も評価部と支持構造部から構成される。評価部は直径10mm ϕ のフェノールCFRP円筒で、支持構造部は、直径10 μ mのアルミナ・シリカ繊維で約400本のストランドを用いたクロスを2巻きしたもので厚さは1mmである[11]。

C型供試体は、再突入時における超高温・高速気流によるせん断荷重に対し、短冊状フェノールCFRPが表面剥離しないことを確認できる100mm幅のモデルで、楔型供試体と呼ばれる[12]。

これらA型、B型およびC型供試体は、以下のように使い分けられた。また、これら供試体を用いたISAS、DLRおよびJUTEMにおけるアーク加熱試験の主たる目的を表1に示した。

- (1) JUTEM装置： 40mm ϕ のA型とB型供試体を用いて、主に反応律速領域におけるフェノールCFRPの熱防御基本特性（表面・内部温度上昇、表面・質量損耗速度など）を取得した。
- (2) ISAS装置： 60mm ϕ のA型供試体を用いて、主に拡散律速領域におけるフェノールCFRPの熱防御特性を取得し、それらを用いてアブレーション解析コード[10]をチューニングすると共に、フェノールCFRPの健全性（表面・内部層間剥離発生の有無）を確認した。ISAS装置を用いた試験で評価されたアブレーション解析コードは、REVカプセルの熱防御システム設計に適用された。
- (3) DLR-L3K装置： 短冊状アブレタを形成する一つの短冊クロスサイズより大きな寸法を持つ100mm ϕ のA型供試体を用いて、REVカプセル再突入環境におけるフェノールCFRPの熱防御特性とアブレタ健全性を最終確認すると共に、100mm[□]のC型供試体を用いて超高温・高速気流下のせん断荷重に対する耐性（耐表面せん断剥離特性）などを確認した。

表2 A型およびB型供試体の概要

		A型			B型
支持構造部	直径 $\times 10^{-3}$ (m)	100	60	40	12
	外側チューブ材質	CFRP			—
	多孔質断熱材種類	アルミナ・シリカ繊維			—
	内側チューブ材質	GFRP			—
	その他	—			アルミナ・シリカ繊維製クロス
評価部	直径 $\times 10^{-3}$ (m)	78	38	25	10
	フェノールCFRP	母材密度 (kg/m ³)			1470
		炭化材密度 (kg/m ³)			1180
		母材熱伝導率 (W/(m・K))			0.67
		母材定圧比熱 (J/(kg・K))			950
	多孔質断熱材種類		アルミナ・シリカ繊維		—
	構体材質		アルミ合金		—

炭化したフェノールCFRP表面の損耗特性は、反応律速酸化領域において主に表面温度と圧力に依存し、拡散律速酸化領域においては主に圧力に依存して変化すると考えられる。

アーク加熱試験では、反応律速から拡散律速の酸化領域までの様々な表面温度、圧力条件で供試体を加熱し、その表面損耗速度を取得した。加熱条件を表3[11]に示す。

また、加熱パターンは、アーク風洞で供試体を瞬時に加熱し、その後一定の加熱率で加熱を続けた後、瞬時に加熱を終了するものとした。加熱時間は、表面温度がほぼ平衡温度に達する時間、および大気圏再突入時の総加熱量J/m²を最大加熱率W/m²で除した値を目安に設定した。すなわち、加藤らの試験結果によれば、表面温度は加熱開始後、約30sで急激な温度上昇が無くなり[10]、熱的平衡に近づくとしており、試験時間は30s以上とした。

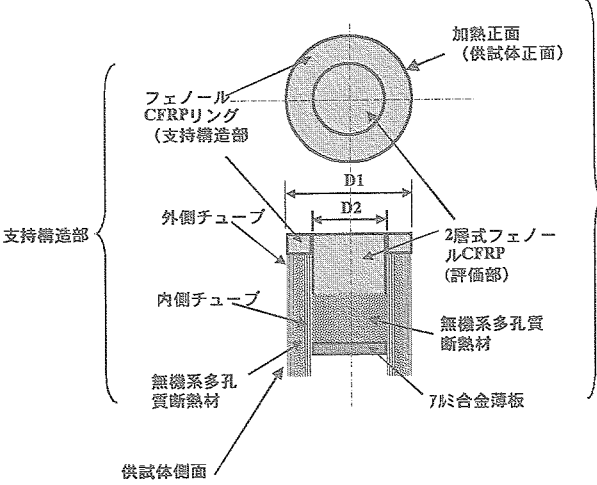


図6 A型供試体の概要^[13]

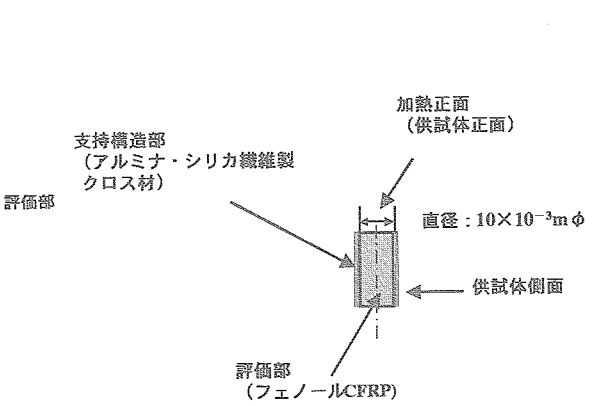


図7 B型供試体の概要^[13]

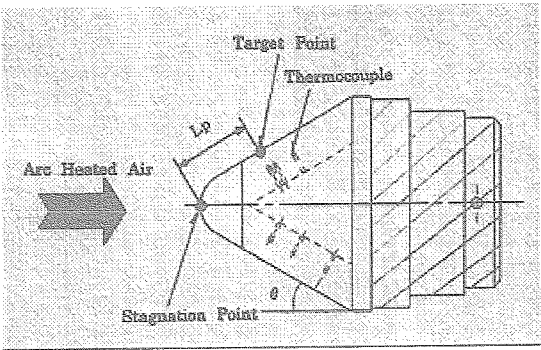


図8 C型供試体の概要^[14]

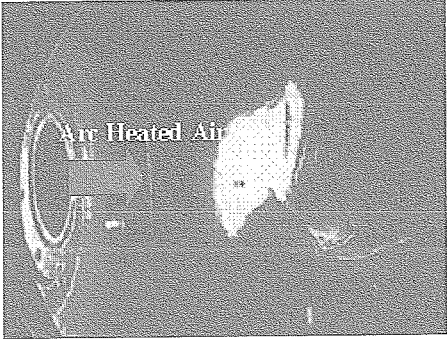


表3 アーク風洞を用いた加熱試験条件

試験条件	供試体				加熱時間 sec	加熱率 MW/m ²	淀み点圧力 kPa	酸素質量 分率
	種類	支持構造 部直径	評価部直 径 (CFRP 直径)	CFRP厚さ				
		×10 ⁻³ m φ	×10 ⁻³ m φ	×10 ⁻³ m				
1 ¹⁾	A	100	78	19	100~110	3.6~3.7	29.4	0.21
2 ¹⁾	A	100	78	9	80~110	1.9~2.1	9.0~9.3	0.21
3 ¹⁾	A	60	38	19	60~110	1.9~3.7	9.3~25.0	0.21
4 ²⁾	A	60	38	19	30~110	3.0~3.8	6.8~14.7	0.21
5 ²⁾	A	60	38	9	110	1.4	2.8	0.21
6 ³⁾	A	40	25	20	180~240	0.8~1.6	0.2~1.2	0.25
7 ³⁾	B	12	10	20	60~300	0.4~0.7	0.02~0.04	0.25
8 ³⁾	B	12	10	20	60~180	0.8~1.4	0.01~0.11	0.25

- 1) ドイツ国立航空宇宙研究所 (DLR) のアーク加熱試験装置L3Kを使用
2) 宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部 (ISAS) のアーク加熱試験装置を使用
3) 超高温材料研究センター (JUTEM) のアーク加熱試験装置を使用

本試験は、REVカプセルの運用条件^[6]、^[12]に基づいて、淀み点最大加熱量320MJ/m²を淀み点最大加熱率3.1MW/m²で除した値103sに余裕7sを加えた110s^[10]を加熱時間の目安とした。以上より、本試験の加熱時間の基本値は110s、下限値を30sとした^[11]。また、供試体支持構造や設備が能力限界を越え、破壊する可能性があるため、加熱時間の上限値を300sとした^[11]。コールドウォール加熱率は、REVが再突入時に曝される空力加熱環境における最大値をベースに設定した。また、淀み点圧力及び気流エンタルピは、設備が達成できる最大値とした^[11]。

3. アーク加熱試験結果

3.1. フェノールCFRPの温度変動挙動

3.1.1 表面温度および内部温度

アブレータ開発にあたり、高い精度で温度予測が可能なアブレーション解析コードを整備することは重要である。アーク風洞を用いた加熱試験の目的の一つは、このチューニング用の各種データを取得することである。チューニングは、アブレーション解析コードで予測した温度などがアーク試験による測定値に対して、あらかじめ設定した範囲から外れた場合に実施される。チューニングは、適切な一つまたは複数個の調整パラメータについて、温度計算値が所定の範囲に入るようその入力データ値を修正・調整するかたちで実施される。フェノールCFRP温度のチューニングに効果的な調整パラメータは、炭化材の熱伝導率や吸熱に関するエンタルピである。

多孔質物の熱伝導率は、雰囲気温度や圧力に依存して変化する。この熱伝導率の温度や圧力依存特性は、ガス分子の熱力学的な挙動、構成物の材質や大きさ、また材料の成形法や厚さなどの違いによって異なるため複雑である。低温から超高温、極低圧から大気圧まで急激に変化する再突入環境における多孔物の熱伝導率を高い精度で測定できる技術は未だ確立できていない。再突入環境において、多孔化した炭化材の正確な熱伝導率予測は困難である。そこで、調整パラメータの一つを多孔化した炭化材の熱伝導率とした。チューニング解析の結果の一例を図9に示す。

一方、フェノールCFRPの熱分解反応は、含浸樹脂の成分や比率、加熱の仕方（加熱温度や時間）などに依存して変化する。実際の再突入環境におけるフェノールCFRPの熱分解吸熱量を測定することは、やはり困難である。そこで、このフェノールCFRPの吸熱に関わるエンタルピも重要な調整パラメータとした。チューニング解析の結果の一例を図10に示す。

図9および図10から、アーク試験で取得した温度計測値と、解析値とをチューニングにより精度良く一致させることが可能と判る。チューニングによって熱伝導率、吸熱エンタルピなどが定められ、それらはREVアブレータ設計に使用された（詳細は文献13参照）。

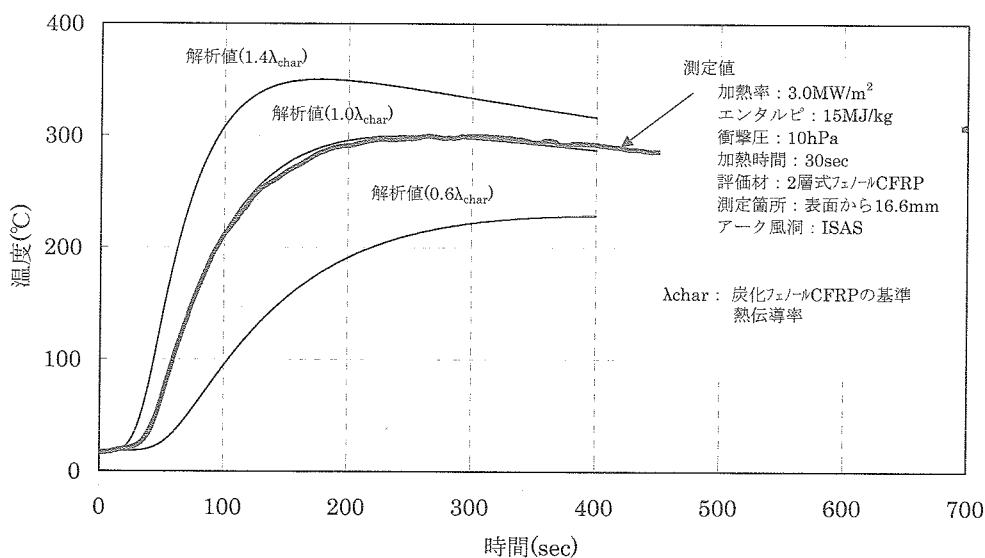


図9 炭化フェノールCFRPの熱伝導率を調整パラメータとしたチューニング解析結果の例

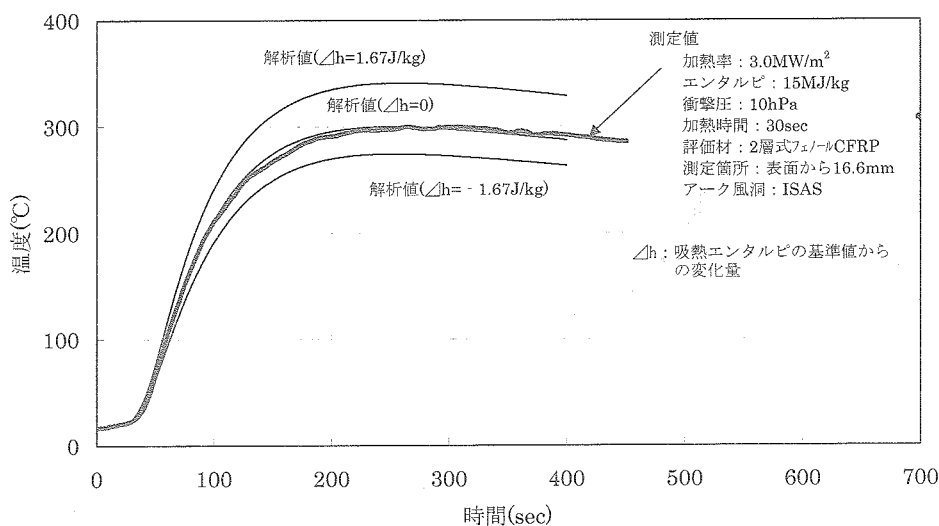


図10 フェノールCFRPの吸熱エンタルピーを調整パラメータとしたチューニング解析結果の例

放射温度計で取得したフェノールCFRP表面温度の代表的な計測結果を図11に示す。図11には、チューニングが完了したアブレーション解析コード[11]で予測した表面温度も示す。図11より、解析値は計測値を精度良く模擬できていることが判る。内部温度は、供試体内部に臓装した熱電対(K型及びR型)をアーク加熱試験装置既設の計測装置で取得した。供試体内部における温度履歴の測定結果の一例をアブレーション解析結果とともに図12[10]に示す。内部温度に関しても、解析結果と測定結果とが良く一致しており、これらから、チューニングされたアブレーション解析コードは、非定常加熱されたフェノールCFRP表面や内部温度の正確な表現に成功していることが判る。このチューニングされたアブレーション解析コードは、REVカプセル用のフェノールCFRP設計に提供された。

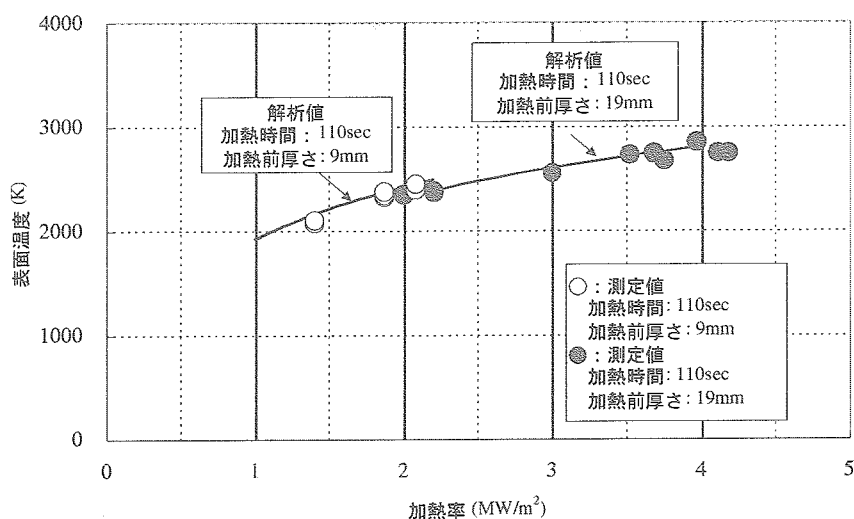


図11 フェノールCFRP表面温度と加熱率との関係

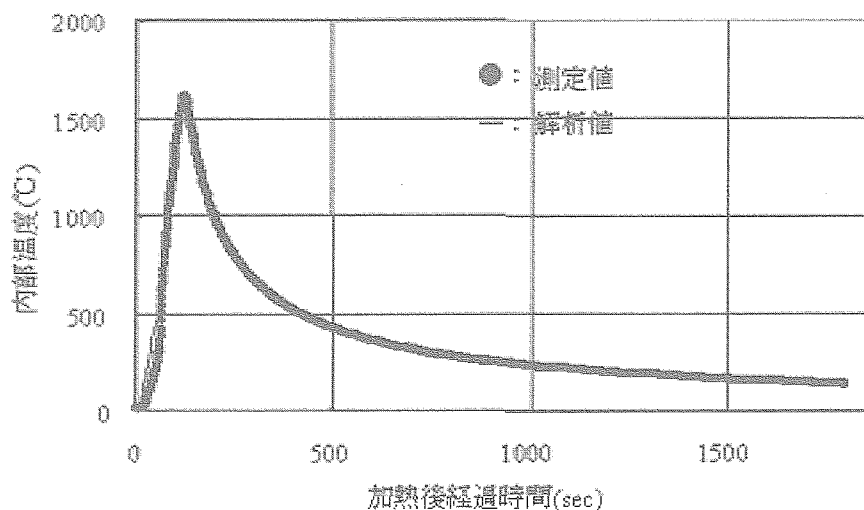


図12 フェノールCFRP内部温度履歴の測定値と解析値比較

(加熱率3.8MW/m², 加熱時間110s, CFRP厚さ9mm, 評価点は表面から8.2mm)

3.1.2 側面加熱が内部温度上昇に与える影響

供試体径が大きいほど、側面から評価部への熱流が抑制される。このため、大型供試体の内部温度は、小さな供試体径の値と比較して小さくなるはずである。供試体大きさの違いによる内部温度の変化を図13に示す。図13は、約3.6MW/m²で加熱した100mmφと60mmφのA型供試体の表面中心から深さ約15mmにおける温度履歴である。図13から、100mmφの大型供試体の内部温度は、60mmφの小型供試体より低めとなることが判る。このことから、大型供試体は、小型供試体と比較して側面加熱の内部浸入が抑制できていると判断できる。

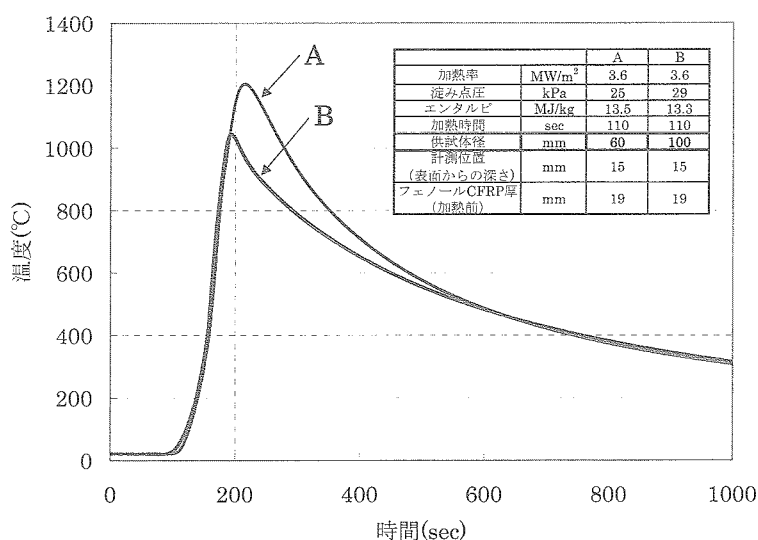


図13 大型および小型供試体を用いて取得したフェノールCFRP内部温度履歴

(加熱率3.6MW/m², 加熱時間110s, CFRP厚さ19mm, 評価点は表面から15mm)

3.2. フェノールCFRP表面の熱化学反応

3.2.1 反応律速酸化領域に表面損耗特性^[11]

反応律速酸化領域における表面損耗速度(m/s)と表面温度Tw(K)との関係を図14に示す。表面損耗速度は、加

熱前後の供試体厚さ m を加熱時間 s で除した値である。また、表面損耗速度と淀み点圧力 P_e (Pa)との関係を図15に示す。

図14および図15より、炭化フェノールCFRPの表面損耗速度は、表面温度 T_w や表面圧力 P_e の上昇に伴って増加することが判る。

反応律速酸化領域におけるグラファイトの表面質量損耗速度 m_R ($\text{kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$)は、式1で求めることができる。

$$\dot{m}_R = k_0 \sqrt{X_o P_e} e^{-E/RT_w} \tag{1}$$

ここで、 P_e ：試験体の淀み点における圧力(Pa)， k_0 ：頻度因子 ($\text{kg}/(\text{s} \cdot \text{m}^2 \cdot \text{Pa}^{1/2})$)， X_o ：酸素mol分率， E ：活性化エネルギー(J / mol)， R ：普遍気体定数8.3 (J / (mol · K))， T_w ：試験体の表面温度(K)である。

表面質量損耗速度 m_R は、表面損耗速度を用いて式2で表現できる。

$$\dot{m}_R = \dot{L} \rho_w \tag{2}$$

ここで、 ρ_w は加熱を受けた炭化表面の密度(kg/m^3)である。本研究では、フェノールCFRPの炭化材密度を1180(kg/m^3)とした。

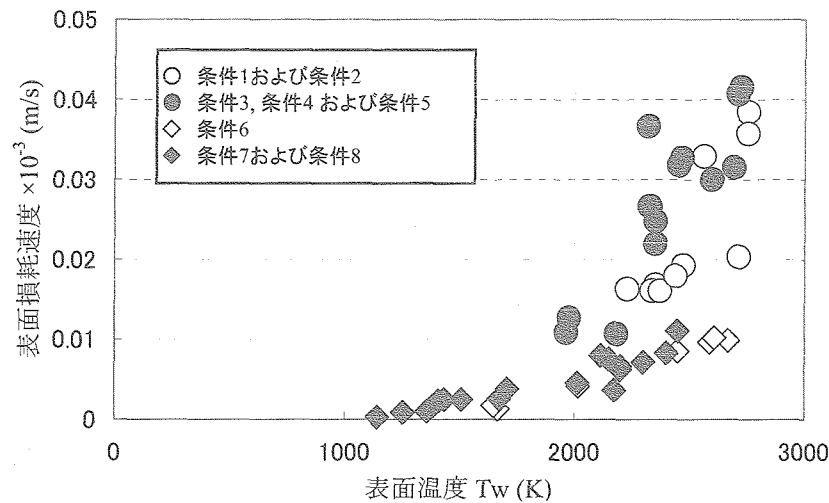


図14 フェノールCFRPの表面温度と表面損耗速度との関係

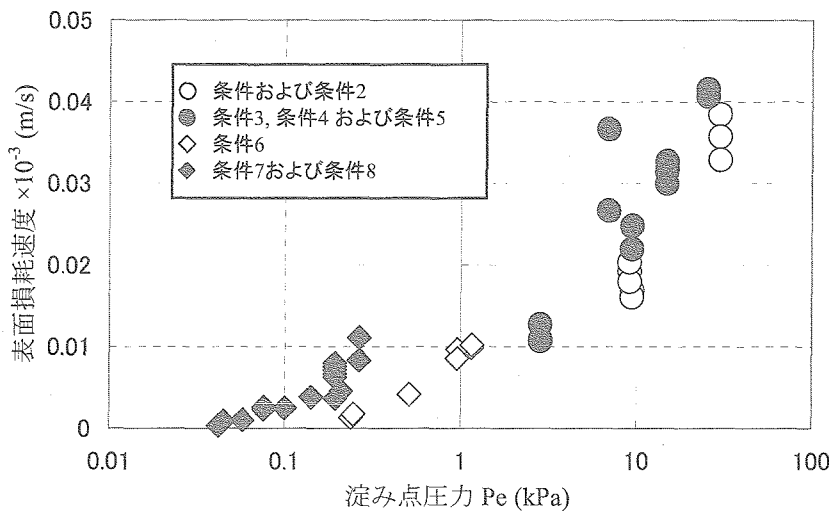


図15 供試体淀み点圧力とフェノールCFRP表面損耗との関係

式2を式1に代入し、両辺の対数をとって式3を得る。

$$\ln(\dot{L}\rho_w) = -\frac{E}{RT_w} + \ln(k_0\sqrt{X_oP_e}) \quad (3)$$

表3の条件7および条件8で取得したフェノールCFRPの表面温度は1143Kから2448Kで、これはフェノールCFRPの反応律速と拡散律速の両酸化領域を評価できる条件である。条件7および条件8の対数表面質量損耗速度 $= \ln(m_R) (= \ln(\dot{L}\rho_w))$ と表面温度の逆数との関係を図16に示す。

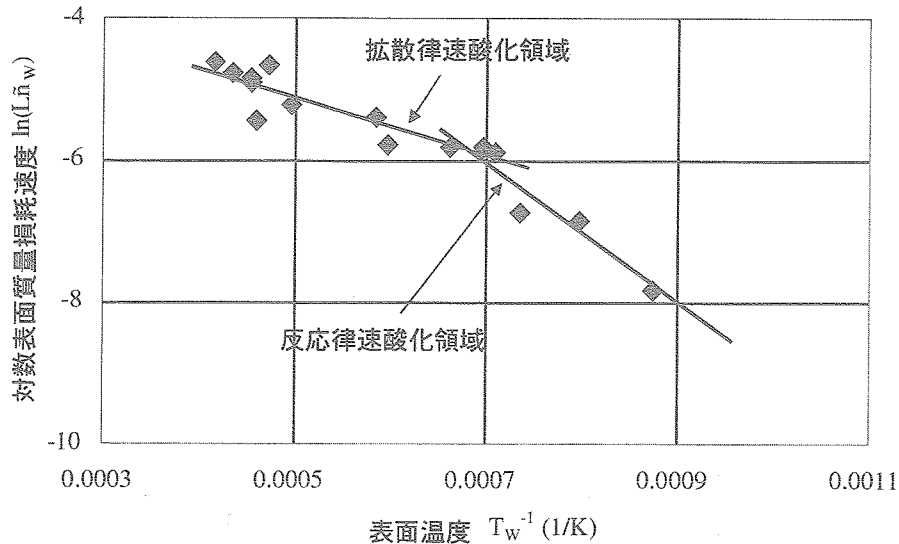


図16 対数処理したフェノールCFRPの表面質量損耗速度と表面温度の逆数との関係

図16より、0.0007 (1/K) を境界に、表面質量損耗速度が2つの領域に分類できることが判る。0.0007 (1/K) 以上の領域は、損耗速度が表面温度の上昇に伴って大きく増加する反応律速酸化領域である。また、0.0007 (1/K) 以下の領域は、損耗速度が表面温度に強く依存しない拡散律速酸化領域である。加熱空気中におけるフェノールCFRPの反応律速と拡散律速の境界温度は、従来グラファイトと同様に約0.0007 (1/K)、即ち約1500Kと考えられてきた。今回の試験により、その仮定が妥当であると判った。また、図16から、反応律速酸化領域における損耗速度の傾き E/R は10013Kであり、活性化エネルギー E が83.3kJ/molであることが判る。この値は、従来炭化フェノールCFRPの質量損耗速度の予測に用いられたグラファイトの184.2kJ/molと比較して約45%である。次に、表3の条件7および条件8における炭化フェノールの表面質量損耗速度、材料表面温度 T_w 、淀み点圧力 P_e の測定値、上記の炭化フェノールCFRPの活性化エネルギー E を式1に代入し、頻度因子 k_0 を得た。試験値に基づいて整理した頻度因子 k_0 は、平均 $0.721\text{kg/m}^2 \cdot \text{s} \cdot \text{Pa}^{1/2}$ であった。

3.2.2 拡散律速領域における表面損耗特性^[13]

拡散律速酸化領域(約1500Kから約3000K)の表面質量損耗速度 $\dot{m}_D(\text{kg/m}^2 \cdot \text{s})$ は式4で表すことができる。

$$\dot{m}_D = C_0 \sqrt{P_e/R_B} \quad (4)$$

ここで、 C_0 : 拡散依存酸化定数($\text{kg} / \text{m}^{3/2} \cdot \text{s} \cdot \text{Pa}^{1/2}$)、 R_B : 供試体先端の鈍頭半径(m)である。供試体の先端が半円球形状で無く平板状である場合、 R_B は供試体円筒径を2.463 ($= 1 / 0.637^2$)倍した値[4]が用いられる。本研究の供試体先端は半円球形状ではなく平板形状であるため、半径 R_B としてこの値を使用した。

ここで、表面質量損耗速度と $(Pe/R_B)^{0.5}$ との関係を図17に示す。

図17は、条件1から条件8で計測された1500(K)以上のデータ全てを用いて作成した。

ところで、DLR、ISASおよびJUTEMの各設備で作り出した加熱率が同じであったとしても、投入電力が異なるため、気流条件は一樣でなく、供試体表面の淀み点圧力はそれぞれ異なる。ただし、図17より淀み点圧力 Pe が異なっていたとしても、 $(Pe/R_B)^{0.5}$ は表面質量損耗速度と一次曲線的な関係を持つことが判る。図17の傾きは、フェノールCFRPの拡散依存酸化定数 C_0 で、 $8.129 \times 10^{-5} \text{ kg}/(\text{m}^{3/2} \cdot \text{s} \cdot \text{Pa}^{1/2})$ の値を持つ。

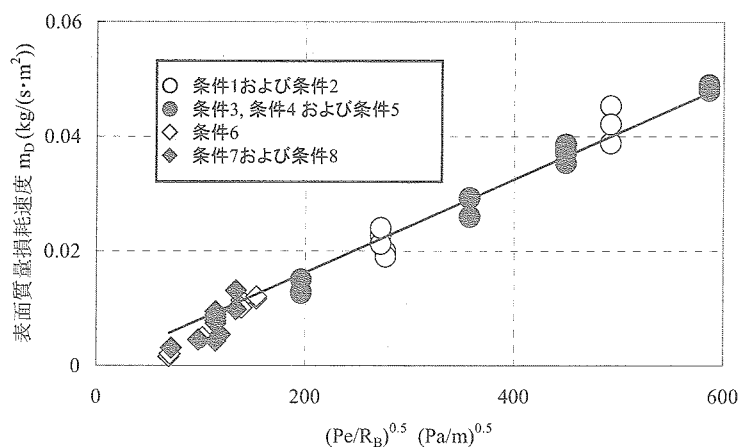


図17 表面質量損耗速度と $(Pe/R_B)^{0.5}$ との関係

3.2.3 反応律速、拡散律速領域における表面損耗速度^[11]

Scalaらは、反応律速と拡散律速の両領域における表面質量損耗速度が試験的に式5で表現できることを明らかにした^[14]。

本試験では、前節により求めた m_R と m_D を式5に入力し、炭化フェノールCFRPの表面質量損耗速度を予測し

$$\dot{m}^2 = \frac{1}{\frac{1}{m_R} + \frac{1}{m_D}} \quad (5)$$

た。図18は、炭化フェノールCFRPの表面質量損耗速度の解析値と試験値との比較である。図18の予測に用いた炭化フェノールCFRPとグラファイト^[13]の各係数を表4にまとめる。

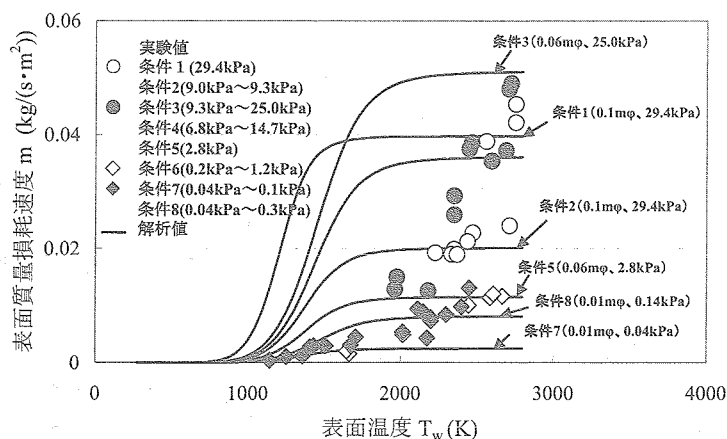


図18 フェノールCFRPの表面質量損耗速度と表面温度との関係

表4 フェノールCFRPのアレニウス反応式の頻度因子 k_0 、活性化エネルギー E および拡散依存酸化定数 C_0

	フェノールCFRP ¹⁾	グラファイト ²⁾
活性化エネルギー E (kJ/mol)	83.3	184.2
アレニウス反応式の頻度因子 k_0 (kg/(s·m ² ·Pa ^{1/2}))	0.721	14.80×10^3
拡散酸化依存定数 C_0 (kg/(s·m ^{3/2} ·Pa ^{1/2}))	8.129×10^{-5}	5.38×10^{-5}

1) 文献11：奥山圭一，加藤純郎，山田哲哉，座古勝，炭化CFRP表面の酸化損耗に影響を与える熱化学的パラメータ，炭素（炭素材料学会論文集），2004[No.213]，pp.128-133

2) 文献14：Sinclair, M. Scala and Leon M. Gilbert, Sublimation of Graphite at Hypersonic Speeds, AIAA Journal, Vol.3, No.9, 1965, pp1635-1644

また，式3. 5を用いたフェノールCFRPの解析値と，Metzegerの経験式[4]を用いた計算結果の比較を図19に示す．Metzegerの経験式は，高エンタルピー気流下におけるグラファイトらの炭素系材料の表面質量損耗速度を予測できる式として広く知られており，式6に示す．

$$\dot{m} = \sqrt{\frac{p_e}{R_B}} \frac{1.18 \times 10^5 e^{-\frac{22140}{T_w}}}{\sqrt{\frac{30.5}{R_B} + 4.85 \times 10^{15} \times \left(\frac{e^{-\frac{22140}{T_w}}}{1 + 3.48 \times 10^8 p_e^{-2/3} e^{-\frac{61700}{T_w}}} \right)^2}} \quad (6)$$

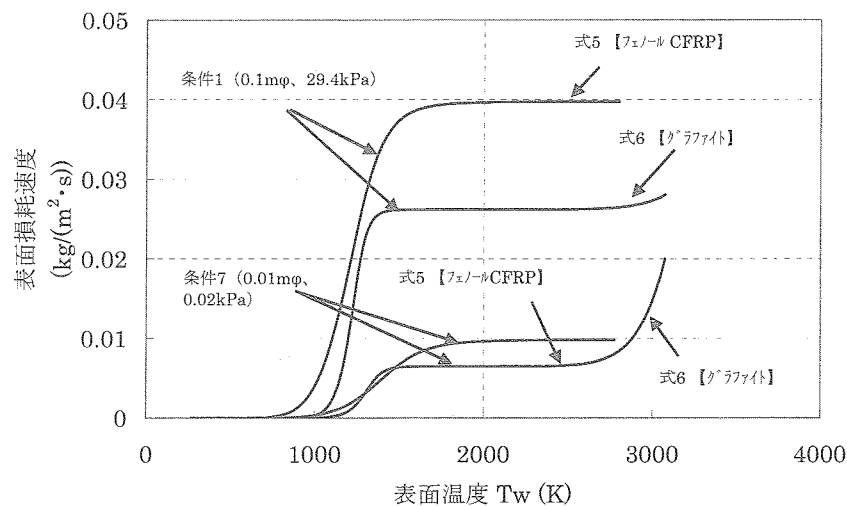


図19 フェノールCFRPとグラファイトの熱化学的特性を用いた表面質量損耗速度の解析値と表面温度との関係

図19から，グラファイトと比較して，フェノールCFRPの表面損耗が低温領域で始まり，また表面質量損耗速度も大きいと判る．これは，グラファイトと比較して，フェノールCFRPの活性化エネルギー E が小さく，また拡散依存酸化定数 C_0 が大きいためと考えられる．なお，約3000K以上で両者に差が生じた理由は，式5が昇華反応を無視した式であることに対し，式3. 6は昇華反応を考慮した式であることによる．

また、表4より、フェノールCFRPの頻度因子 k_0 は、グラファイトと比較して4桁程低い値であることが判る。
頻度因子 k_0 は、質量損耗開始温度に影響を与える。頻度因子 k_0 が大きいほど、反応律速酸化領域における酸化反応が活発となるので、より低い温度で損耗が開始する。仮に、フェノールCFRPの頻度因子 k_0 がグラファイトと同じ値であると仮定した場合、フェノールCFRPの質量損耗開始温度は約500Kとなり、この値は試験値に一致しない。質量損耗速度を予測する場合、頻度因子 k_0 はその材料の値を用いなければならない。

3.3 高エンタルピせん断気流に対する機械的耐性の取得
DLRにおける加熱試験に用いた供試体は100mmφであり、これは短冊状フェノールの短冊1枚より大きい。アーク加熱試験後の全ての大型供試体表面を観察した結果、表面剥離やスポレーションなどの欠陥は確認されなかった。また、DLRにおけるアーク加熱試験に供した加熱後アブレータの全て、およびISASにおける加熱後供試体の一部を切断し、内部状態を観察した結果、層間剥離などの欠陥は見られなかった。また、図8の楔型供試体を用いてフェノールCFRPの超高温・高速気流に対する耐せん断荷重特性をDLRのアーク加熱試験装置で確認した。試験条件を表5に示す。

表5 楔型供試体の加熱条件

		Nose section	Cone section
Heat flux rate (MW/m ²)	Re-entry Condition (Maximum heat flux)	~3.1	~1.3
	Test condition ¹⁾	1.9~3.7@DLR	1.7~1.9@DLR
Impact Pressure (kPa)	Re-entry Condition (Maximum heat flux)	~115	~50
	Test condition ²⁾	~30@DLR	~10@DLR
Stream enthalpy (MJ/kg)	Re-entry Condition (Maximum heat flux)	28	28
	Test condition ²⁾	~14@DLR	~13@DLR
Duration (sec)	Test condition	30~110 ³⁾	30~110 ³⁾

1) 測定値
2) 装置上限値

フェノールCFRP表面における気流せん断荷重 τ は、式7で表現した[12]。式7から設定された加熱試験時におけるせん断荷重は、REVカプセルの予想最大せん断荷重値よりも大きい。

$$\tau = (q \cdot U_e) / H_s \tag{7}$$

ここで、
Hs: 気流エンタルピ (MJ/kg)
Ue: 気流速度 (m/sec)
q: 評価点における加熱率 (MW/m²)

ISAS、DLRおよびJUTEMのアーク加熱試験装置で取得したフェノールCFRPの加熱率と表面温度との関係を図11に示した。この表面温度は、放射温度計で測定されたものである。図8の楔型供試体評価点における加熱率qは、図11から得られる。

加熱試験に供した全ての楔型供試体の表面は、気流せん断荷重に対して剥がれなどの欠陥が生じていなかった。

4. アーク加熱試験結果と実フライト結果比較

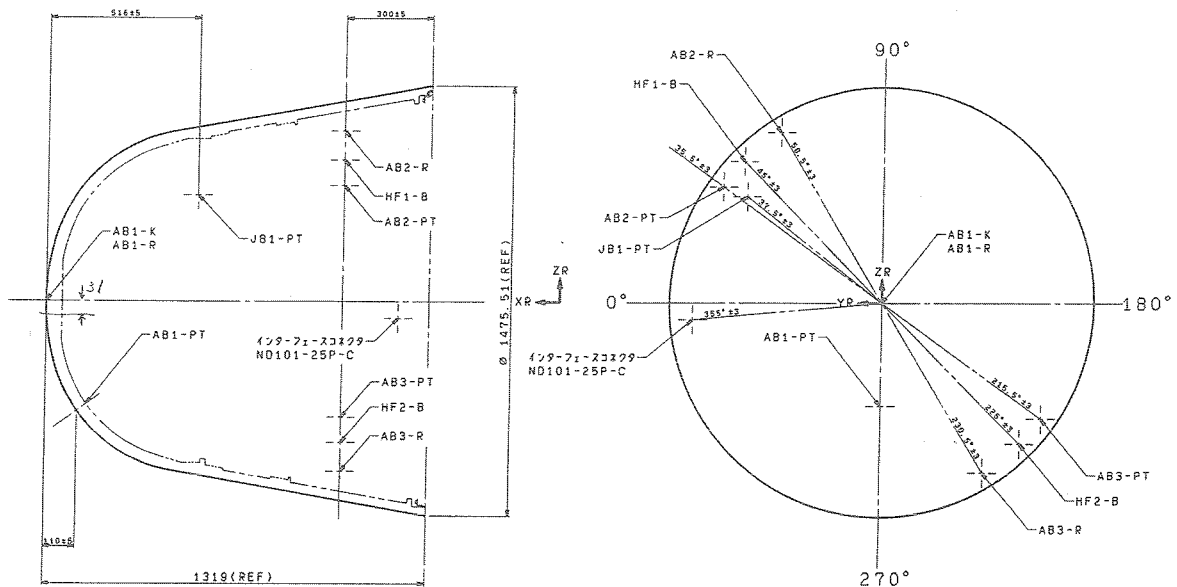
全炭化型の2層式フェノールCFRPを採用した熱防御システムの質量は、従来のアブレータ設計手法に基づいた質量と比較して大幅な軽量化が可能である。空力加熱を受けた2層式アブレータの内部応力には、主に短冊状フェ

ノールCFRP収縮による締め付け力と、連続状フェノールCFRP内の温度分布による熱応力がある。フェノールCFRPの締め付け力は、炭化する際の収縮により発生し、その大きさは厚さに依存する。また、連続状フェノールCFRP内に発生する熱応力の上限値は、短冊状フェノールCFRP収縮による締め付け力に依存する。連続状フェノールCFRP内の熱応力を材料の降伏応力以下にするためには、短冊状フェノールCFRPの締め付け力を適切な値に維持する必要があり、短冊状フェノールCFRPの厚さを適切な値に設定しなければならない。

再突入カプセルの熱防衛システムの大幅な軽量化のため、全炭化型の2層式フェノールCFRPの厚さ変動挙動を把握することは特に大切である。そこで本章では、主にアブレータ内部温度および表面損耗量の解析値と再突入飛行を経験したREVカプセルの測定値とを比較し、アブレータ設計手法の妥当性を評価する。

4.1 飛行時加熱率環境

REVカプセルに艤装された熱電対位置を図20に示す。図中のABn - Xは熱電対種類とその艤装箇所を示し、nは整理番号で1がノーズ部を、2から3がコーン部を示す。Xは熱電対種類を示し、K、RおよびPTはそれぞれK型、R型、Pt型の熱電対であることを示す。



ルのコーン部には、地球周回軌道上における熱制御用の白色ペイントが残留していることが判る。このため、コーン部の表面損耗はほぼゼロと考えられ、実際に再突入前後の有意な厚さ差は確認できなかった。また、淀み点周辺の損耗量は、天頂部であるA点が0.5mm、A点から約60mm離れたB点が約1.6mmであった（A点とB点の位置については、図24を参照）。A点の損耗量がBの値と比較して少なくなった理由は、A点に装着されたジルコニアチューブがヒートシンクとして機能し、A点周辺の表面温度が他と比較して低くなったことにより損耗量が少なくなったと思われる。さらに、再突入後、天頂部の周辺を観察した結果、ジルコニアチューブは周辺と比較して若干であるが飛び出していた（図25参照）。このジルコニアチューブの突出がスパイクとして機能し、材料表面から衝撃層を離し、空力加熱率が低減したことにより表面損耗量が少なくなったとも推測できる。いずれにしても、アブレータの損耗量は、AB1-R装着箇所である天頂部周辺が約1.6mmであり、AB2-R装着箇所付近がほぼゼロである。

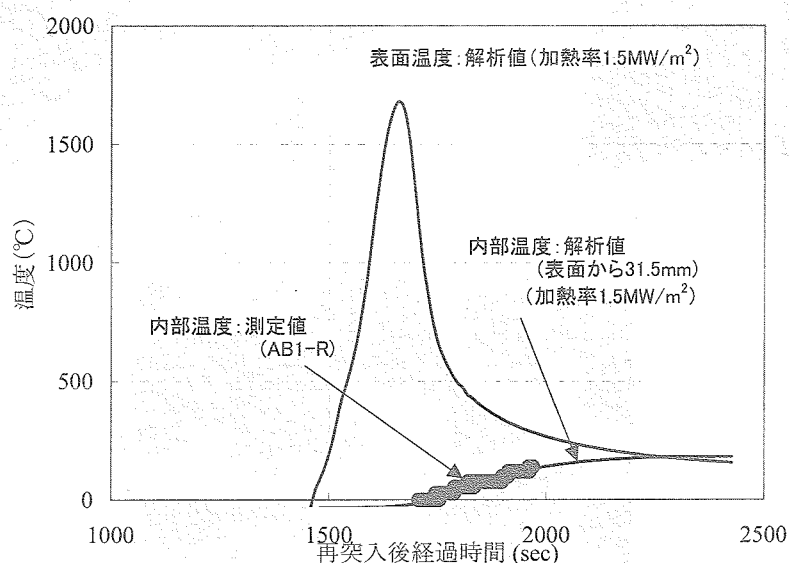


図21 淀み点周辺の温度計測値と解析値比較（熱電対：AB1-R，熱電対装着位置：表面から31.5mm，熱解析時の空力加熱率：1.5MW/m²）

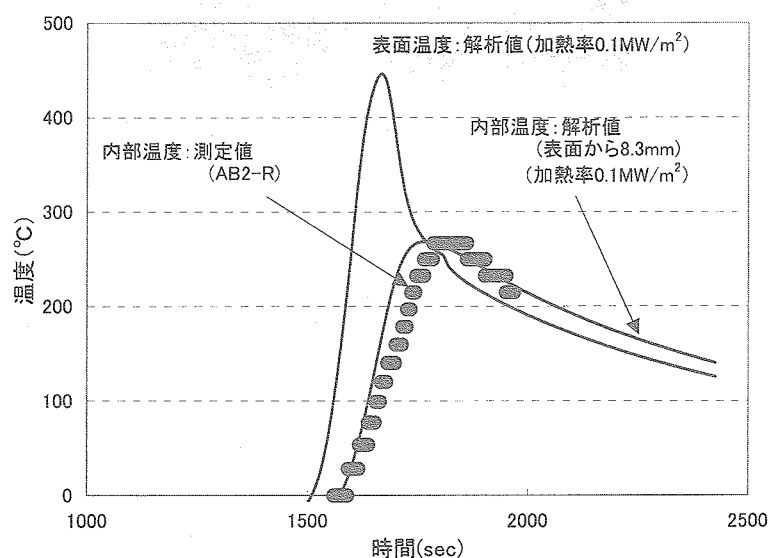


図22 淀み点周辺の温度計測値と解析値比較（熱電対：AB2-R，熱電対装着位置：表面から8.3mm，熱解析時の空力加熱率：0.1MW/m²）

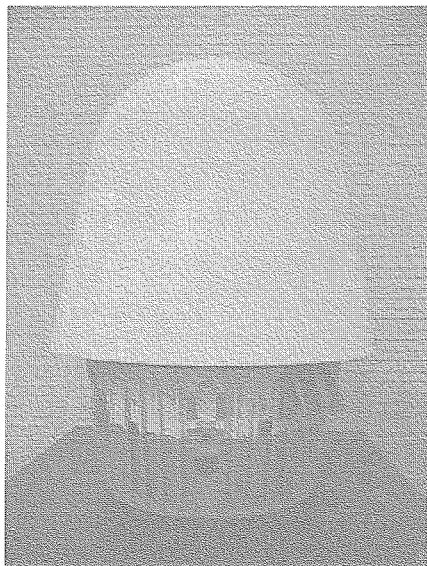


図23 打上げ前(加熱前)のREVカプセル

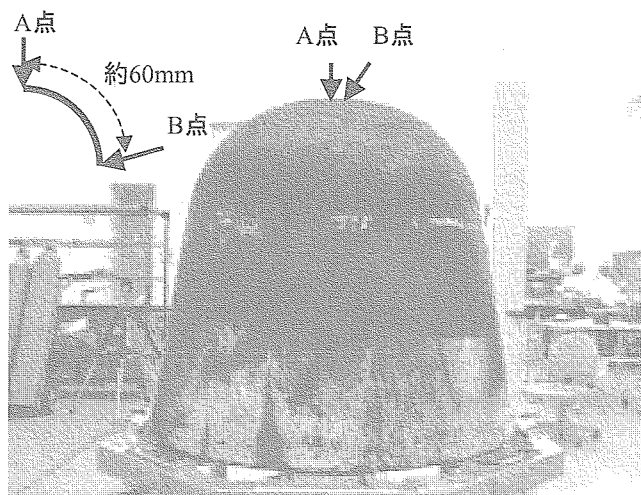


図24 大気圏再突入後(加熱後)のREVカプセル

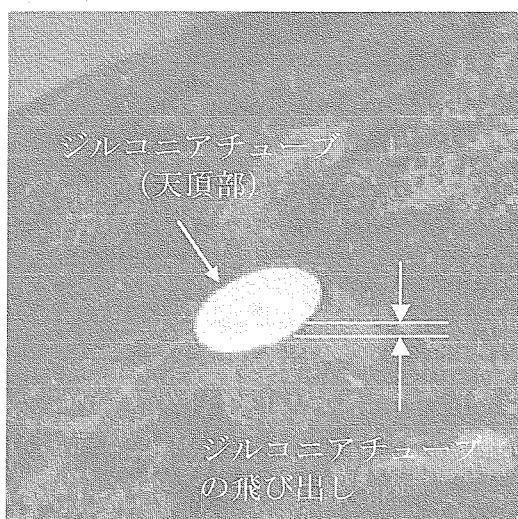


図25 大気圏再突入後(加熱後)のREVカプセル天頂部

4.2. 実再突入環境下における損耗量予測

Detra-Kemp-Riddellの統計式に基づいた空力加熱率は速度の3.15乗に比例し[2],[15]、衝撃圧は速度の2乗に比例[16]することが判っている。Detra-Kemp-Riddell式を用いて推定されたREVカプセルの空力加熱率は 1.9MW/m^2 であり、またABI-Rの温度計測値に基づいた空力加熱率の解析値は 1.5MW/m^2 であることは前節で述べた。両者の空力加熱率差に基づいた場合、実再突入環境の衝撃圧は、推定時の約86%となる。設計時の安全余裕を含まない衝撃圧 P_e の最大値は約88kPaであるので[13]、実再突入環境の P_e は約76kPaとなる。実再突入環境の衝撃圧 P_e の時間履歴を図26に示す。REVカプセルの淀み点周辺の曲率半径 R_B は0.77mである。この P_e 、 R_B 、および3章で求めた活性化エネルギー E 、アレニウス反応式の頻度因子 k_0 、拡散依存酸化定数 C_0 を式1、式4および式5に入れて表面質量損耗速度を求めた。なお、表面質量損耗速度の見積りには、拡散依存酸化定数 C_0 $8.129 \times 10^{-5} (\text{kg} / \text{m}^2 / \text{s} \cdot \text{Pa}^{1/2})$ をMetzgerらの修正係数 F_m で除した C_0' を使用した[17]。また、計算には図21の表面温度を使用し

た、この表面質量損耗速度を炭化材密度 1180kg/m^3 で除して積分したものがREVカプセルの表面損耗量で、図27に示す。図27より、REVカプセルの表面損耗量の解析値は約 1.9mm であり、測定値 1.6mm に良く一致する。

また、図14および図15から、損耗は約 800K 以上で発生していることが判る。AB2-Rの表面温度は約 720K (447°C)であり、AB2-Rが艀装された領域付近では、表面損耗は発生していない。

今回の試験により、REVカプセルの損耗量測定結果 1.6mm は、解析値 1.9mm に良く一致することが判った。

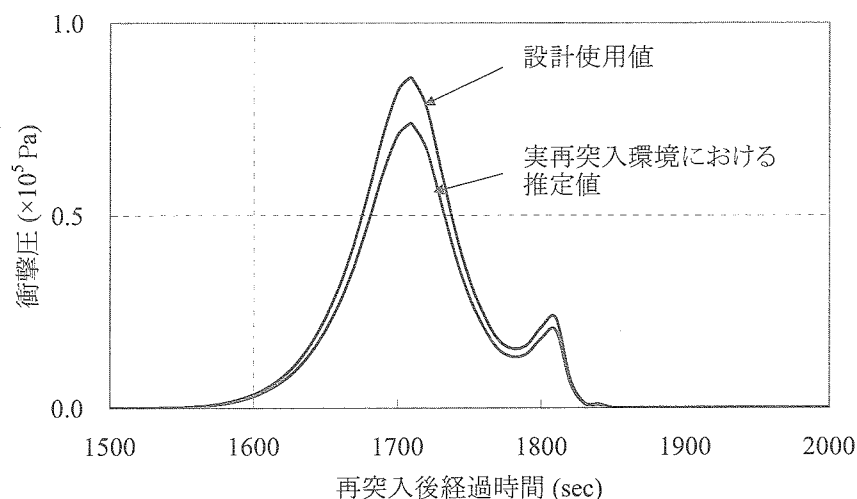


図26 損耗量予測に使用した衝撃圧の時間履歴

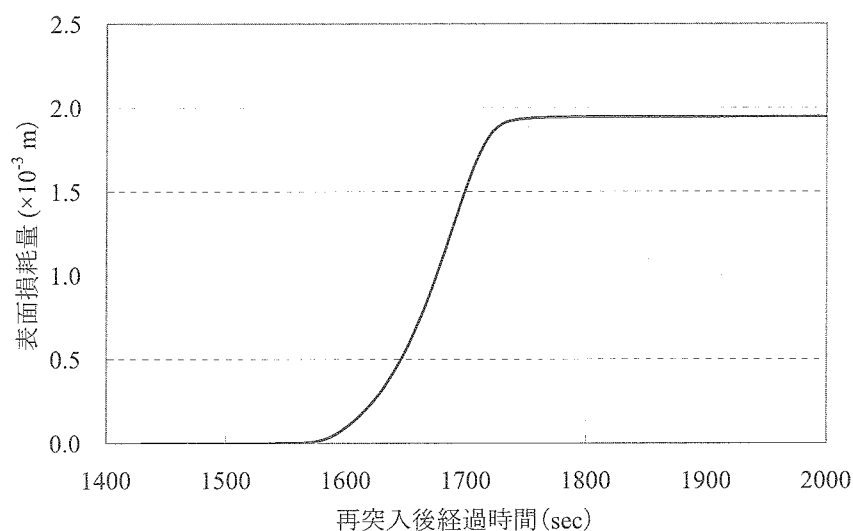


図27 実再突入環境下における淀み点周辺の損耗量解析値

5. まとめ

アーク風洞を用いて実施したREVカプセル用の2層式フェノールCFRP開発の主な成果を以下に示す。

a) フェノールCFRPの温度変動挙動

JUTEM装置で低加熱領域(反応律速領域)、ISAS装置で高加熱領域(拡散律速領域)の加熱環境を模擬し、フェノールCFRP表面および内部の温度変動挙動を取得し、アブレーション解析コードのチューニングを完

了した。

また、アーク気流中の供試体は、正面に加えて側面からも加熱される。大きな直径を有する供試体は、側面から評価部（供試体中央部）までの距離が小型供試体と比較して大きい。このため、大型供試体は側面加熱の内部浸入が抑制されており、評価部における熱流の1次元化が強化されていると考えられる。この大型供試体はDLR装置で加熱され、その内部温度の測定値は、ISAS装置で加熱された小型供試体の内部温度と比較して低めであることが確認された。

アブレーション解析コードは、主にISAS装置およびDLR装置で加熱された供試体の測定温度などを用いて検証、チューニングされた。このアブレーション解析コードは、REVカプセルの熱防御システムの設計に適用され、フェノールCFRP厚さが設定された。

b) フェノールCFRP表面の熱化学反応

上項と同様に様々な加熱環境をISAS、DLRおよびJUTEMのアーク風洞で模擬し、炭化したフェノールCFRP表面と気流中酸素との酸化損耗特性を取得した。特に、フェノールCFRPの酸化領域がグラファイトと同様に反応律速と拡散律速に分類できること、さらに両酸化領域の境界温度を確認した。また、フェノールCFRPの酸化損耗量の予測を可能とするアレニウス反応式の頻度因子 k_0 、活性化エネルギー E 、ならびに拡散依存酸化定数 C_0 を同定した。これにより、反応律速および拡散律速の両領域におけるフェノールCFRPの酸化損耗量の予測が可能となった。

c) 高エンタルピせん断気流に対する熱機械的耐性

高エンタルピのせん断気流をDLR装置で模擬し、大型のフェノールCFRPを加熱した。加熱試験後の全ての供試体表面および内部を観察した結果、表面剥離やスポレーション、また層間剥離などの欠陥が無いことが確認された。

全炭化型の2層式フェノールCFRPを採用した熱防御システムは、従来のアブレタ設計手法と比較して軽量化が可能である。ISAS、DLRおよびJUTEMのアーク風洞を用いて、REV用アブレタとして採用された全炭化型の2層式フェノールCFRPの熱防御特性をアーク加熱試験で取得した。この試験結果を用いてアブレーション熱解析コードがチューニングされた[13]。このアブレーション解析コードを用いて設計されたREVカプセルは、2003年5月30日に大気圏再突入飛行の後、小笠原沖に着水し無事回収された[5]。再突入中におけるREVカプセル・アブレタの温度計測値はアブレーション解析コードで予測した値に良く一致し[13]、また再突入後の表面損耗量の計測値は解析値にも良く一致した。これらにより、アーク試験でチューニングされたアブレーション解析コードなどを用いることで、REVカプセルのような鈍頭カプセル型往還機の熱防御システムの設計がほぼ確立されたと考えられる。また、再突入後のREVカプセルのアブレタ表面は、DLR試験と同様に、高エンタルピ気流のせん断力に対しても剥がれることなく、またスポレーションの発生もなく、熱機械的な荷重に十分に耐荷したことが観察により確認できた。

ただし、再突入後のREVカプセルを観察した結果、2層式フェノールCFRPの表面の一部に亀裂が、内部の一部に剥離が観察された[13]。この亀裂と剥離は、再突入時、あるいは着水時の熱応力や熱分解ガスの圧力で発生したと考えられ[13]、ガスの透過率測定など発生原因特定のための検討を継続する。

謝 辞

USERS宇宙機は、経済産業省および新エネルギー・産業開発機構(NEDO)の委託を受けて、財団法人無人宇宙試験システム研究開発機構(USEF)が開発を進めた宇宙試験システムであり、ここに伊知地幸一氏および浜一守氏をはじめとするUSEFの方々に対し感謝いたします。また、REVカプセルのシステム開発を担当したIHIエアロスペースの方々にも感謝いたします。

本研究は、ISAS、JUTEMおよびDLRの設備を用いた加熱試験結果に基づくものであり、ここにISAS、JUTEMおよびDLRの関係者の方々に感謝致します。特に、REV用アブレータの加熱試験の殆どは、ISASのアーク加熱試験装置で実施されました。REV用アブレータは、籾田名誉教授、稲谷教授、安部教授を始めとするISASの方々の懇切なご指導の賜物であり、ここにISASに対し深く感謝を申し上げます。

参考文献

- [1] 加藤純郎, 坂田隆司, 菅野義就, 宇都雅弘, 奥山圭一, 上垣栄一, 伊地智幸一, 浜 一守, 新宮正三, 回収カプセルUSERSに適用のヒートインシュレーション, 第2回傾斜機能材料実用化に関するワークショップ資料, 工学院大学, 2003年9月12日, pp.85-93
- [2] R. L. Potts, Application of Integral Methods to Ablation Charring Erosion, A Review, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.32, No. 2, 1995, pp200-209
- [3] Tetsuya YAMADA, Ablation Thermal Protection of a Reentry Vehicle, Netsu Bussei 12(3) (1998) pp.135-141 [in Japanese]
- [4] J. W. Metzger, M. J. Engel and N. S. Diaconis, Oxidation and Sublimation of Graphite, AIAA J., Vol. 5, No.3, March, 1967, pp.451-460
- [5] <http://www.usef.or.jp/>
- [6] Yoshitsugu Kanno, Ryuji Sakata, Seitaro Ogiso, Shun-ichi Bandoh, Masahiko Sugawara and Kazumori Hama, USERS/REV Heat Shield Design Concept and Strength Analysis, Proceedings of the 22nd ISTS, Morioka, Japan, May 28- June 4, 2000, pp. 577-581, 2000-c-28
- [7] M. Hinada, Y. Inatani, T. Yamada and K. Hiraki, An Arc-heated High Enthalpy Test Facility for Thermal Protection Studies, 1996, The Institute of Space and Astronautical Science Report No.664
- [8] A. Guelhan, Arc Heated Facility LBK as a tool to Study High Temperature Phenomena at Re-entry Conditions, 1997, IB-39113-97A05
- [9] Kichinosuke Hanawa, Masahiro Ishii, Masashi Matsumoto, Development of Erosion Testing Machine as High Enthalpy Arc-Heated Wind Tunnel, The Symposium on Ultra-High Temperature Materials, Tajimi, Japan, 1992 [in Japanese]
- [10] 加藤純郎, 奥山圭一, 西尾誠司, 坂田隆司, 浜一守, 稲谷芳文, 再突入回収カプセル用アブレータ材の炭化アブレーション数値解析, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.50, No.582, 2002, pp.255-263
- [11] 奥山圭一, 加藤純郎, 山田哲哉, 座古勝, 炭化CFRP表面の酸化損耗に影響を与える熱化学的パラメータ, 炭素 (炭素材料学会論文集), 2004[No.213], pp.128-133
- [12] Keiichi Okuyama, Sumio Kato, Ryuji Sakata, Masahiro Uto, Kazumori Hama and Yoshifumi Inatani, The Arc-Heated Test Results for USERS/REV Heat Shield System Development, Proceedings of the 22nd ISTS, Morioka, Japan, May 28-June 4, 2000, pp. 1402-1407, 2000-q-25
- [13] 加藤純郎, 奥山圭一, 山田哲哉, アブレーション解析コードと飛行後解析, 平成16年度JAXA報告, RR-04-045, pp.77-103
- [14] Sinclair, M. and Leon M. Gilbert, Sublimation of Graphite at Hypersonic Speeds, AIAA Journal, Vol.3, No.9, 1965, pp1635-1644
- [15] 日本航空宇宙学会編, 航空宇宙工学便覧, 1983年(初版), 丸善
- [16] 近藤次郎, 高速空気力学, 1977年, コロナ社
- [17] 奥山圭一, 加藤純郎, 山田哲哉, 地球大気圏再突入環境におけるCFRPの熱化学的損耗, 炭素 (炭素材料学会論文集), 2005[No.219], 印刷中

REV熱防御系の設計と飛行後解析

加藤 純郎¹・菅野 義就¹・奥山 圭一¹・上垣 栄一¹・山田 哲哉²・鈴木 俊之³

Design and Post-Flight Analysis of REV Thermal Protection System

By

Sumio KATO¹, Yoshitsugu KANNO¹, Keiichi OKUYAMA¹, Eiichi UEGAKI¹,

Tetsuya YAMADA², Toshiyuki SUZUKI³

Abstract : The re-entry capsule USERS/REV was successfully recovered in May 2003. REV has a heat shield system to protect inner equipments against the severe heating environment during the re-entry. The heat shield system is mainly made of three kinds of layers, i.e., CFRP ablator, felt type insulation material with thermal anchor and an aluminum shell structure. In the design of the heat shield system, contradictory requirements of heat ejection in orbit and heat protection during the re-entry had to be satisfied. Thermal protection performance of the heat shield system was calculated using an ablation analysis code. Thermal stress analysis of the ablator during the re-entry was carried out using a large deformation FEM that considers materials non-linearity. For the development of the heat shield system, various kinds of tests such as the arc-heated tests of the ablator and the strain survey test of the heat shield system were carried out. After the recovery of REV, evaluation of the recovered heat shield system was carried out. The temperature time histories in the ablator obtained during the re-entry and the damage of the heat shield system measured after the recovery were compared with the results of ablation analysis and structural analysis, from which the heating environment during the re-entry and the cause of the damage were estimated. The evaluation of the heat shield system design based on the flight results is also described.

1. はじめに

次世代型無人宇宙実験システム (USERS : Unmanned Space Experiment Recovery System) [1]は、大型電気炉を用いた高温超電導材料製造実験とその回収、民生部品・技術の宇宙機器への適用実証などを目的とした宇宙実験システムで、軌道上に滞在するサービスモジュール (SEM : Service Module)と、地球に帰還する回収カプセル (=リ

¹川崎重工業 (株) 航空宇宙カンパニー (KHI)

²宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 (ISAS/JAXA)

³宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部 (ISTA/JAXA)

エントリーモジュールREM (Re-Entry Module) から構成され、2002年9月にH-II Aロケットで打ち上げられた。上記宇宙実験ミッションのうち民生部品・技術の宇宙機器への適用実証などはSEMで行い、高温超電導材料製造実験についてはREM 内部で行なわれた。REMは軌道上でのミッション終了後、2003年5月にSEMから分離されて推進モジュール (PM: Propulsion Module) により逆推進して軌道を離脱した後、大気圏再突入前にPMを分離してREV (=Recovery Vehicle) のみが再突入して回収され、その実験機器および実験試料を宇宙から持ち帰った。USERSの構成を図1に示す。

USERS/REVが大気圏に再突入する際、熱防御という最も重要な役割を担うのがREV熱防御系のヒートシールドである。ヒートシールドには、再突入時の熱防御とともに、軌道上での排熱という相反する要求が与えられ、受動的熱制御によりこれらを同時に満足する必要があった。このため、熱防御要求を満足するために

ヒートシールドはCFRPアプレータおよび多孔質断熱材等から構成するとともに、再突入時の熱の内部への流入を極力おさえかつ軌道上での排熱要求を満足するよう、高温での熱伝導率の増加を最小限にすることのできるアルミ箔 (サーマルアンカー) 付き断熱材を用いた。またヒートシールドの構成要素の設計においては、アブレーション解析コードを用いた熱解析や非線形構造解析を実施するとともにヒートシールド重量を最小にするための手法を考案して、重量最小化検討を行ない、これらの結果を仕様設定に反映させた。また、熱防御設計や強度設計の妥当性については、アーク加熱試験やストレイサーベイ等の検証試験により確認した。

USERS/REVの回収後、ヒートシールドは各部の損傷に関する評価解析が行われた[2]。評価解析では、再突入時におけるヒートシールドの温度計測データや回収後の損傷データとアブレーション解析や非線形構造解析の結果を比較して、REVが再突入時に曝された加熱率環境を推定するとともに、損傷原因の推定を行った。

以下では、まずREV熱防御系の主要構成要素であるヒートシールド設計の概要を記述する。さらに、回収後のヒートシールドに関する評価解析結果の概要を示すとともに、これにもとづいてヒートシールド設計の妥当性に関する評価を行う。

2. REV熱防御系の概要

REV熱防御系は、①ヒートシールド、②後端カバー、③センサ系、④READ-OHD取付 (READ: Reentry Environment Advanced Diagnostics, OHD: Optical Head) の4点で構成される。熱防御系の主要な構成要素はヒートシールドであり、ノーズ部とコーン部に分かれる。図2に熱防御系およびヒートシールドの概要を示す。

ヒートシールドはREVの外殻部分にあたり、大気圏再突入時に受ける空力加熱環境からREV内部のミッション機器及びバス機器を防御するとともに、軌道上の運用中においては内部機器から発生する熱を外表面から排熱する機能が求められる。ヒートシールドは、製造・組立上の制約及び作業工程の都合上、ノーズ部とコーン部分けられる。いずれも構成は同じであり、再突入時の加熱条件の違いから構成する材料の厚さが異なっている。ヒートシールドを構成する材料は、外側より

・アプレータ

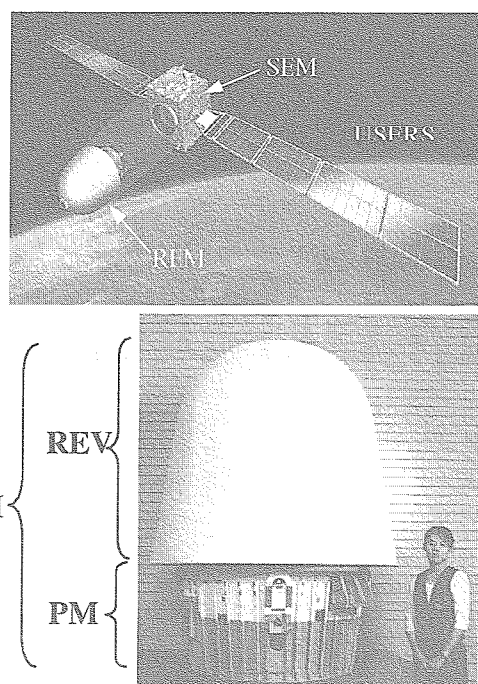


図1 USERS および REM

・断熱材

・アルミ構体 (アルミシェル)

である。アブレータはCFRP製であり、後述する通り2層構造としている。フェルト状の断熱材にはアルミ箔 (サーマルアンカー) が取り付けられており、アブレータとの間をシート状接着剤、アルミとの間を発泡接着剤によりそれぞれ接着を行っている。ノーズ部とコーン部は、その接合部を周上に配置した48箇所のピンで構造的に結合される。従ってアブレータが受ける荷重は内側のアルミ構体には直接伝達されず、これらのピンを介して伝達されることとなる。またコーン部の下端についてはアブレータとアルミ構体とを直接ボルト結合している。またアブレータの外表面は、軌道上での熱制御のため、白色ペイントで塗装している。

後端カバーはREVの後端部を覆うカバーであり、内部の機器へのアクセスを容易にするために分割して取付けられる。また、再突入時の熱環境から内部機器を保護するため断熱材を装備しているが、前面側と比べ後端側の熱環境は穏やかであるため、アブレータではなく可とう断熱材としている。断熱材はベルクロにより着脱が行うことができる設計としている。

センサ系取付は再突入時の熱環境を測定するために、ヒートシールドに取付けられる温度センサ(8個)及び加熱率センサ(2個)で構成される。

READ OHD取付は再突入時の光学観測を行うためREVの天頂部に取付けられたREAD機器を支持するための取付部である。

以下の3～5章では、上記に示したREV熱防衛系の仕様を設定するために実施した設計・解析および開発試験の概要を、特にその主要構成要素であるヒートシールドに重点をおいて説明する。

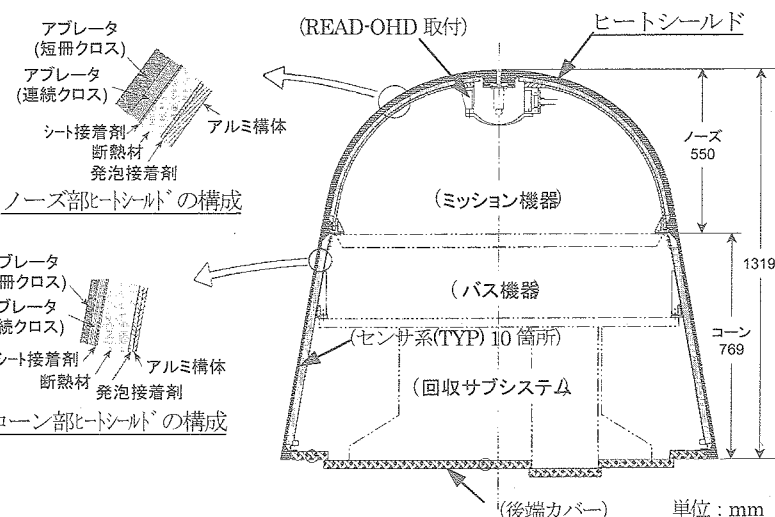


図2 REV熱防衛系およびヒートシールド概要

3. 制約条件および要求条件

REVのヒートシールドは下記に示す制約条件、要求条件を満足するよう設計を行った。

(1) 形状／寸法の制約

REV再突入時の空力設計よりREVの外形形状が設定された。またミッション機器の搭載エンベロープを可能な限り広く取ることを考慮してノーズ部の内部形状が設定された。これらの寸法制約の中でヒートシールドを構成する必要があった(図2参照)。この制約より、ヒートシールドの厚さはノーズ部では約40mm、コーン部では約34mmとなった。これらの制約の中で、アブレータの成形方法、製造・組立工程上の分割位置・方法等について検討を行った。

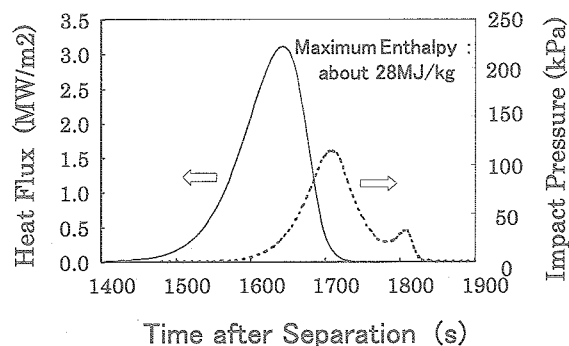


図3 淀み点加熱率および衝撃圧の時歴

(2) 重量の制約

ミッション機器の重量を可能な限り大きくとるため、REV構造・熱防御系に対しては「373kg以下」との重量要求が設定された。構造系に必要な重量を差し引くと、ヒートシールドに配分される重量は、約230kgとなる。この制約により、軽量化が必須の命題となった。

(3) 再突入環境条件

再突入時の軌道解析および空力加熱解析から、ヒートシールドに対して以下の加熱率条件、衝撃圧力条件が与えられた。

- ・加熱率時歴／空間分布(迎え角 $\alpha=30^\circ$ をベースに設定、システムマージン1.3を含む)
- ・衝撃圧時歴／ C_p 分布(迎え角 $\alpha=15^\circ$ をベースに設定)

淀み点における加熱率時歴および衝撃圧時歴を図3に示す。加熱率の最大値は 3.06MW/m^2 である。この他に、打上時の振動・加速度環境、回収時のパラシュート開傘による荷重条件、海上への着水時の荷重条件が設定された(何れもヒートシールドに対しては標定条件ではない)。

(4) 熱防御性能要求

(3)項の加熱条件において、ヒートシールドに求められる熱防御性能要求として、下記要求が設定された。この温度は、アルミ構体(アルミシェル)の強度を考慮して設定されたものである。

着水時のアルミ構体温度

- ・ノーズ部天頂付近：175℃以下
- ・ノーズ一般部／コーン部：232℃以下

(5) 排熱性能要求

軌道上においては、ノーズ部内部にあるミッション機器が発熱するため、これを排熱する必要があることから、下記のとおり排熱性能に関する要求が設定された。

軌道上でのヒートシールドの有効熱コンダクタンス：

- ・ノーズ部： $0.0152 \times T + 5.86 \pm 0.7 \text{ W/m}^2/\text{K}$ (Tはシェル温度[℃]：-47～17℃)
- ・コーン部： $0.0092 \times T + 2.15 \pm 0.2 \text{ W/m}^2/\text{K}$ (Tはシェル温度[℃]：-36～2℃)

(6) アブレータ強度要求

再突入時には、アブレータは衝撃圧及び熱応力による荷重を受けるが、空力加熱を受けている間はアブレータ自身が破壊すると熱防御性能に影響を及ぼすことから、下記の要求が設定された。

- ・パラシュート開傘時まで、アブレータが自身の形状を保つこと

パラシュート開傘後は、空力加熱は無視できるため、アブレータは破壊しても熱的に問題ない。また、本要求はパラシュート開傘時の荷重により、アブレータが脱落する可能性も考慮したものである。

4. ヒートシールド設計

4.1. 基本方式の検討

回収システムの熱防御方式は、アブレータ方式[3]と輻射冷却方式[3]が代表的である。加熱率が比較的小さい場合には(1MW/m^2 程度以下の場合)輻射冷却方式が採用できるが、数 MW/m^2 程度以上では、表面温度が2千数百度程度以上になるため、アブレータの採用が唯一の解である。アブレータ方式ではアブレータに直接または断熱材を介して構造に取り付ける方式が代表的である。

REVは最高 3.1MW/m^2 の加熱率に曝されるため、ヒートシールドはアブレータ方式として、外から順にアブレータ＋断熱材＋アルミシェル構体による構成で、再突入時の防熱要求および軌道上排熱要求を受動型熱制御で満足するよう、各構成材料の基本仕様の検討を行った。最小重量で設計要求を満たすために、アブレータは全炭化

アブレータとしており、アブレータ自身が再突入時の防熱のみならず、ヒートシールドの強度部材として機能するように設計した。REV熱防御系ヒートシールドの概要を図2に示す。

4.2 アブレータ設計

(1) アブレータ材料

アブレータは繊維＋樹脂の構成として、炭化アブレータ材料の検討を行い、炭化アブレータのうち特に高加熱率、高エンタルピー、高圧力の気流条件に対して良好な耐熱性能を発揮するCFRP（カーボン繊維＋フェノール樹脂＝フェノリックカーボン）を選定した。具体的な評価内容を以下に示す

樹脂の検討：シリコン樹脂、フェノール樹脂、エポキシ樹脂を候補とした。このうちシリコン樹脂は炭化後、気流の圧力で破壊しやすく、強度が最も低いことが、アーク加熱試験により明らかになった。また炭化後の強度についてフェノール樹脂とエポキシ樹脂を比較すると、フェノール樹脂の方が高強度であり、高温特性が良好である。

以上より、熱防御系のアブレータの樹脂としてフェノール樹脂を選定した。

繊維の検討：候補繊維としてカーボン繊維によるCFRPとシリカ繊維によるGFRPを取り上げて比較評価した。

3MW/m² 程度の加熱率では、CFRPとGFRPの熱防御性能はそれほど大きな差はないと考えられるが、以下の理由によりUSERS/REVのアブレータの材料として、カーボン繊維によるCFRPを選定した。

・積層クロス製CFRPとGFRPの供試体によるアーク加熱試験を実施したところ、GFRPでは積層クロス間に剥離を生じやすかった。これに対して、CFRPのアブレータでは剥離を生じにくかった。

・アブレーション解析コードについては、CFRPのアブレーション現象は比較的良好に模擬できるが、GFRPアブレータのアブレーション挙動はCFRPより複雑であり（GFRPアブレータの表面は触媒性の影響で、加熱率が相当低下する。GFRPの表面は加熱を受けると熔融する）その熱的挙動の推定が難しい。

(2) アブレータ方式の検討

アブレータ方式として、一層式（連続クロスまたは短冊クロス）および2層式（連続クロス＋短冊クロス）の検討を行った。

一層式アブレータの検討：

開発の初期の段階では、一層式の連続クロスと短冊クロスを候補とした。このうち連続クロスは加熱を受けると表面が剥離しやすいことをアーク加熱試験で確認した。一方、短冊クロス式は加熱を受けても剥離せず、良好な耐熱特性をもつことがわかった。以上より、一層式短冊クロスを最有力候補として、開発を進めた。

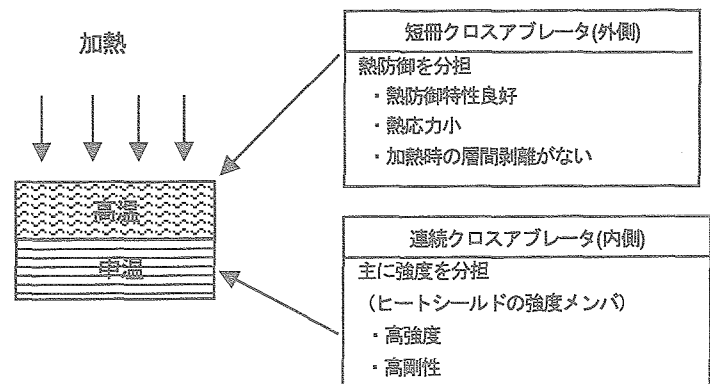


図4 2層アブレータの概要

2層式アブレータの検討

熱防御系の開発を進めてゆくうちに、短冊アブレータが全炭化した場合の強度が低く、強度的に成立しない可能性が明らかになった。そこで、アブレータ方式として、再検討した結果、表面が剥離せず、強度も大きい2層式アブレータを選定した。

2層アブレータの概要を図4に示す。本アブレータは2層構造としており、加熱面側に短冊アブレータを、また内面側に連続クロスを配置する。外層部／内層部は、ともに同じ材料（フェノリックカーボン）より製造される。外層部（短冊クロスアブレータ）は短冊状プリプレグをホットプレスして成形され、主に熱防御を分担する。内層部（連続クロスアブレータ）は外層部の内側にプリプレグを擬似等方積層して形成され、熱防御に加えて強度を分担する。短冊クロスアブレータは、アブレーションガスが外表面から流出し易いため、連続クロスアブレータより熱防御特性に優れ、また、加熱時にデラミネーションが発生しない。一方、連続クロスアブレータは、カーボン繊維が連続しているため炭化後も安定した高強度特性を示し、強度部材として使用することが可能である。

短冊・連続クロスアブレータの合計厚さは軌道上排熱、再突入時の熱防御、重量の軽量化等を考慮して設定した。また強度を分担する連続クロスアブレータ厚さは、再突入時の空力荷重に対する強度、内部に発生する熱応力、製造性等を考慮して設定した。各部のアブレータ厚さ（短冊／連続クロス合計）の代表値はノーズ部で20mm、コーン部で9mmである。

4.3. 断熱材設計

ヒートシールド(HS)は再突入時の高温環境における熱防御要求と軌道上での真空・低温環境における排熱要求を同時に満足する必要がある。HSを構成する断熱材として、軽量で断熱特性の良い既存の断熱材をそのまま使用した場合と、改良して低温・真空での熱伝導率（アブレータ表面に垂直な方向＝面外方向）を増加させた場合を比較すると、改良に伴う高温での熱伝導率の増加が極端でない限り、改良断熱材を使用する方が、熱防御および排熱の拘束条件下においてHS重量を軽くできることがアブレーション解析により明らかになった。そこで既存の断熱材料をベースにして、低温におけるアブレータ表面に垂直な方向の熱伝導率を一定量増加させるとともに、それに伴う高温での増加を出来るだけ押さえるように熱伝導率を調整したものを使用することとした。

熱伝導率を調整するベース断熱材は既存の多孔質フェルト断熱材として、以下の①及び②の調整方法の比較評価を行った（図5参照）。

- ① 既存の断熱材料に、熱伝導率の温度依存性の小さい金属箔等の材料（サーマルアンカー：TA）を取り付けて熱伝導率を調整する方法（TAを取り付けたアブレータシステムの概念を図6に示す）。

本方法において、TAを含めた断熱材料の有効熱伝導率 k_{eff} （面外方向＝アブレータ表面に垂直方向）は以下の式で与えられる。

$$k_{eff} = \frac{A_1 k_1 + A_2 k_2}{A_1 + A_2} \quad (1)$$

k_1, k_2 ：それぞれ、断熱材料およびTAのアブレータ表面に垂直方向の熱伝導率

A_1, A_2 ：それぞれ、断熱材料およびTAのアブレータ表面に垂直な方向から見たときの断面積

- ② 既存の断熱材の材料・繊維の配向等に改良を加えて熱伝導率を調整する方法

①についてはTAの熱伝導率の温度依存性が小さいた

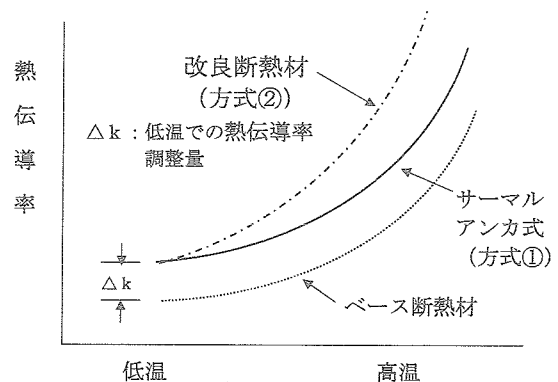


図5 断熱材方式の比較

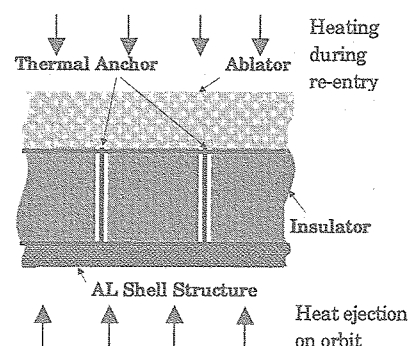


図6 サーマルアンカー式断熱材の概念

め、TA取り付け後の断熱材熱伝導率の増加量は各温度で大きく変わらない。一方②では繊維を面外方向に追加するか、熱伝導率の大きい材料に変更するか、またはこれらの組合せにより熱伝導率を増加させるが、繊維の熱伝導率は温度を上昇させると増加するため、調整後の熱伝導率の増加量は高温になるほど大きくなる。これらの挙動は試作によっても確認済である。従って低温・真空での熱伝導率を①と②で同じ値に調整した場合、①の方が高温での熱伝導率の増加量が小さいため、熱防御性能が良くなる。また①の方法は金属箔等の厚さ、ピッチを変化させることにより熱伝導率の修正が容易であり、製造性も良好であるのに比べて、②の方法では熱伝導率の修正は容易でない。

以上より、既存のベース断熱材（ここではフェルト式断熱材を対象とした）の熱伝導率を増加させるとともに高温での熱伝導率の上昇を出来るだけ押さえる方法として、熱的性能および製造方法の面から、②に比べて①の方が優れているといえる。これより、断熱材の熱伝導率の調整法を①のTA式とし、断熱材料として熱伝導率の低いシリカ・アルミナ繊維による多孔質フェルト断熱材を、また金属箔 (TA) として取り扱いの容易なアルミ箔を選定した。サーマルアンカー (TA) 式断熱材の概念を図6に示す。TA式断熱材の厚さおよびTA厚さ／ピッチ等は軌道上排熱、熱防御およびヒートシールドの軽量化等を考慮して設定した。各部の断熱材厚さの代表値はノーズ部で12mm、コーン部で19mmである。

4.4. アルミシェル構体の検討

アルミシェル構体はREVの強度・剛性要求を満足するとともに、再突入時におけるヒートマスとしての機能も有する。アルミシェル厚さは、強度・剛性、着水時の温度要求、ヒートシールドの軽量化等を考慮して設定した。各部のアルミシェル厚さの代表値はノーズ部で7mm、コーン部で2mmである。

4.5. 再突入時のアブレーション解析

HSを設計するためには再突入時の表面損耗、アブレータ内部温度、構造温度等の耐熱性能を推定して仕様を設定する必要がある。HSの着水時アルミシェル温度、表面損耗量、再突入時のアブレータ内の熱歪分布計算用温度分布等はアーク加熱試験に基づいてチューニングした解析モデルを使用して、アブレーション解析により推定した。

再突入時におけるヒートシールドの熱的挙動は、主に一次元アブレーション解析[4]により推定したが、特に面内方向の熱移動による影響が大きいと考えられるアルミシェル温度については、その詳細検討の際に、ALシェルの横方向（側線方向）熱伝導を考慮した一次元アブレーション解析（一次元多要素モデルによる解析）を実施して温度を推定した（一次元多要素モデルおよびその内容については文献[5]（5章）を参照）。一次元多要素モデルによる解析ではアルミシェルの面内方向の熱流を考慮するため、一次元解析に比べてアルミシェル温度をより精度良

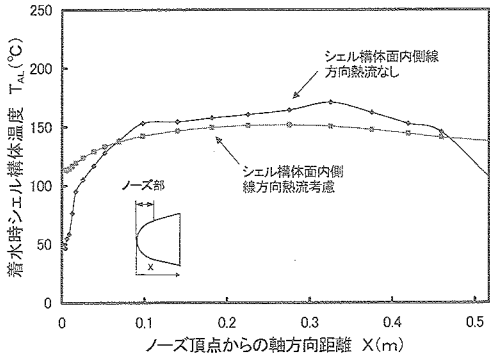


図7 ノーズ部アルミシェルの温度分布計算結果

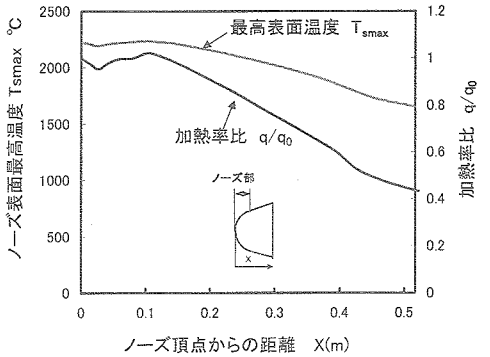


図8 再突入時におけるノーズ部の加熱率比 q/q_0 および最高表面温度 T_{smax} の関係

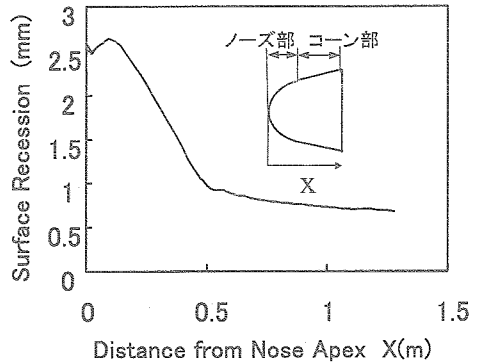


図9 再突入による表面損耗量の分布

く求めることができる。

図7は一次元多要素モデルを使用して求めたノーズ部のアルミシエルの着水時における温度分布に関し、アルミシエルの面内熱的結合 (REVの側線方向) の有無による比較を示す。熱的結合ありの場合は、なしの場合 (一次元解析と同等) にくらべて着水時の温度分布が均一化されることがわかる。本解析に基づいて、ノーズ部のアルミシエル温度が許容温度を満足することを確認した。

図8は再突入時におけるノーズ部の加熱率比 q/q_0 (q : よどみ点を含む側線上の加熱率, q_0 : よどみ点加熱率) の分布, および, これに基づいて計算したノーズ部の最高表面温度 T_{smax} の分布を示す。ここで q_0 はDetra-Kemp-Riddleの実験式[6], また q/q_0 はDeJarnetteによる方法[7]をベースにして求めたものである。再突入時, カプセルは迎え角 α が変化すると加熱率分布も変化するため, 図における加熱率比 q/q_0 については, 迎え角 α が0(deg)および最大迎え角である30(deg)の場合のうち, 大きい方の値とし, また q_0 については α が30(deg)のときの値(q_0 が最も大きい値をとる)としている。 q/q_0 と T_{smax} の分布は同様の傾向があり, またノーズ部の表面温度は最高2600K(約2300℃)程度である。表面温度が1500K-3000K程度では, 表面損耗は拡散律速酸化が支配的[8]であることから, 再突入時において, 少なくともノーズの表面温度が最高になるとときには, 表面損耗は拡散律速酸化によると推定される。

図9はヒートシールドの再突入時の各部におけるアブレーション解析による表面損耗量分布の計算結果を示す。図より, 表面損耗量の分布は加熱率の分布と同様な傾向であることがわかる。またアブレータの表面損耗量は回収カプセルの空力特性に関して問題のない量であることを確認した。

4.6. 軽量設計

ヒートシールド(HS)の設計においては, 熱防御要求(アルミシエル温度要求), 排熱要求および軽量要求を同時に満足するために, 有効熱コンダクタンス h_{eff} および着水時アルミシエル温度 T_{BS} の値を拘束して, アブレータ厚さ L_{ab} , 断熱材厚さ L_{ins} , アルミシエル厚さ L_{BS} , およびサーマルアンカーによる熱伝導率増加量(真空, 低温時) Δk_{ins} を変化させたときにおけるHS重量 W の最小値をアブレーション解析に基づいて求め, HSの軽量化を図った。

USERS/REVのHSの設計では, TAを使用しない場合のHS重量予想値282kg(ノーズ, コーンのアブレータ, 断熱材, アルミシエル等の合計)に対して, 上記軽量設計に基づいたTA式断熱材を含むHSの重量は231kg(フライトモデルの実測値)となり, 約50kgの重量が削減された(約20%弱の削減)。

4.7. アブレータ強度解析・設計^[9]

(1) 設計条件および強度要求

アブレータ強度については, アブレータが炭化し, かつ外圧を受ける再突入時がクリティカルとなる。最大迎角(システムマージン込み)は, 30°(加熱率分布設定時)および15°(圧力分布設定時)であり, 最大迎角時がアブレータ強度の標定となる。安全側の設計とするため, 再突入中は最大迎角一定と仮定した。なお, 再突入時の強度要求は以下の通りである。

降伏荷重時

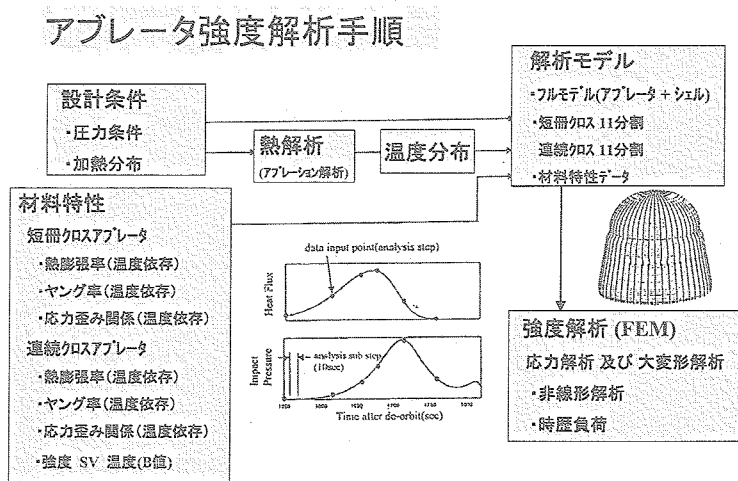


図10 アブレータ強度解析手順

荷重

圧力荷重： $LMT^{(*1)} \times 1.25$

温度荷重： $LMT^{(*1)}$

強度要求

有害な変形がないこと

安全余裕 (M.S.) ≥ 0.25

強度メンバ (連続クロスアブレータ) の応力が降伏応力以下であること

終局荷重時

荷重

圧力荷重： $LMT^{(*1)} \times 1.5$

温度荷重： $LMT^{(*1)}$

強度要求

安全余裕 (M.S.) ≥ 0.25

ヒートシールド全体が破壊しないこと

(※1) 予測最大値

(2) 強度解析手法

図10に強度解析法の概要を示す。強度解析は、材料の非線形を考慮した大変形FEM (有限要素法) を用いた。材料特性は材料試験ベースであり、強度許容値はB値相当、その他の材料特性は平均値を用いた。

温度分布 (ヒートシールド面内/面外) とヒートシールド外面の圧力分布の時歴は、FEMの「ステップ解析」により時間方向に順次入力して解析した。温度分布は、加熱率分布を入力として、あらかじめ熱解析 (アブレーション解析) で得られたものを用いた。

終局荷重に対する耐荷能力は「大変形解析」により評価した。M.S. ≥ 0.25 を満たすため、圧力荷重、温度荷重共にさらに1.25倍して解析してヒートシールド全体の耐荷能力を評価した。

(3) 解析モデル

ヒートシールド解析モデルは、2層アブレータと構体シェルを含んだ全体モデルとした。なお、断熱材は強度に寄与しないため無視した。短冊クロスアブレータと連続クロスアブレータはアブレータ面内/面外の温度分布が考慮できる「積層シェル要素」でモデル化した。アブレータと構体シェルとの熱膨張差による熱荷重の緩和構造を評価するために、スライドピン部と構体シェルの熱荷重緩和構造もそれぞれモデル化した。

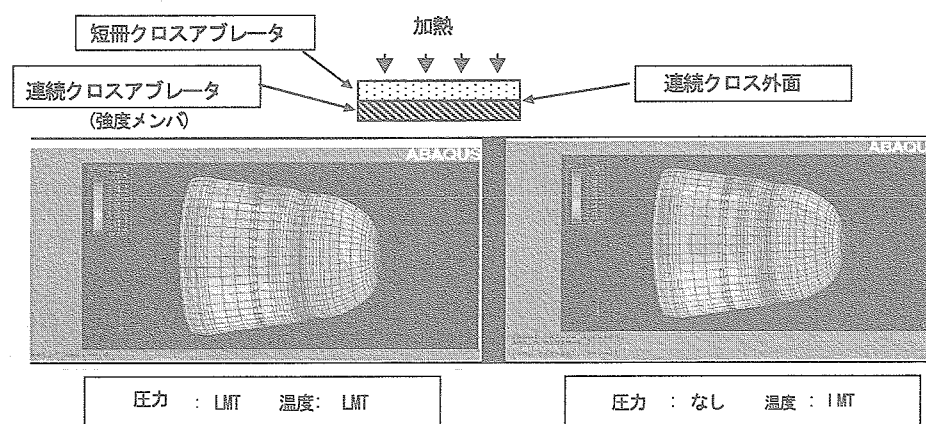


図11 空力+熱荷重と熱荷重のみによる連続クロス外面の最小主応力分布の比較

(4) 解析結果

図11に強度メンバである連続クロスアブレータ外面の最小主応力分布を示す。最小主応力(圧縮)は、アブレータ外表面最大温度時付近、コーン上部で生じ、熱応力支配であることがわかる。応力レベルは、材料許容値(最小降伏応力: 40MPa@600℃)を十分下回っており、また大変形解析により、 $M.S. \geq 0.25$ を確保しつつ終局荷重に耐荷することを確認した。

5. 開発試験

ヒートシールドの開発においては、要素技術開発(設計データの取得を含む)、設計・解析の妥当性評価(検証)、製造性の評価・確認等を目的として、種々の試験を実施した。実施した主な試験項目を以下に示す。

- ・アーク加熱試験(アブレータ要素開発, 設計・解析の妥当性評価)
- ・バーナ加熱試験(アブレータ要素開発)
- ・物性取得試験(アブレータ要素開発: 熱物性取得)
- ・材料強度取得試験(アブレータ要素開発)
- ・断熱材試作試験(断熱材要素開発)
- ・実大モデル試作試験(製造性検討・評価)
- ・有効熱コンダクタンス確認試験

断熱材の排熱設計の妥当性評価、製造性評価・確認(実大モデル(=STM), PFMを用いて実施)

- ・アブレータ強度検証試験

強度解析の妥当性評価(STMによるストレインサーベイおよび構造要素試験)

以下では、代表的な試験であるアーク加熱試験、有効熱コンダクタンス試験およびアブレータ強度検証試験について述べる。

5.1. アーク加熱試験^{[10], [11]}

アーク加熱試験は、①アブレータに関する耐熱特性データ(表面温度、内部温度、表面損耗等)を取得し、②アブレータが再突入環境に耐え得ることを確認するとともに、③アブレーション解析結果と比較して、解析用数学モデルのチューニング用データを取得すること等を目的として実施した。アーク加熱試験の実施状況を図12に示す。

試験設備は、ISAS設備およびドイツDLR設備の2つの設備を用いて実施した。加熱率(コールドウォール)と加熱時間は、REVが再突入時に曝される空力加熱環境における最大値をベースに設定した。また、淀み点圧力及び気流エンタルピは、設備が達成できる最大値とした。図13にアーク加熱試験による温度測定値とアブレーション解析による温度計算値の比較(例)を示す。解析結果と試験結果が良く一致しており、このことからアブレーション解析コードで予測した再突入時におけるアブレータ内部温度の妥当性が確認できる。ヒートシールドの開発のために実施したアーク加熱試験では、上記①～③の目的を達成し、成果をヒートシールド設計に供し

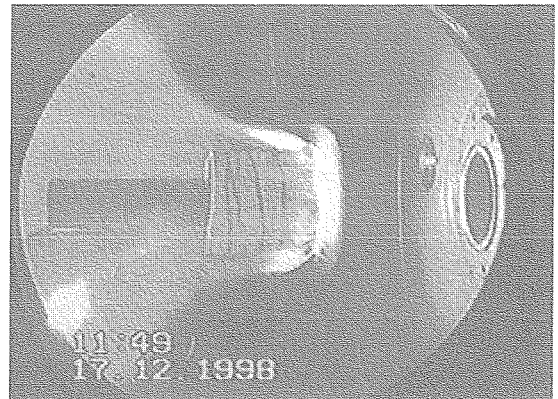


図12 アーク加熱試験で加熱中の供試体

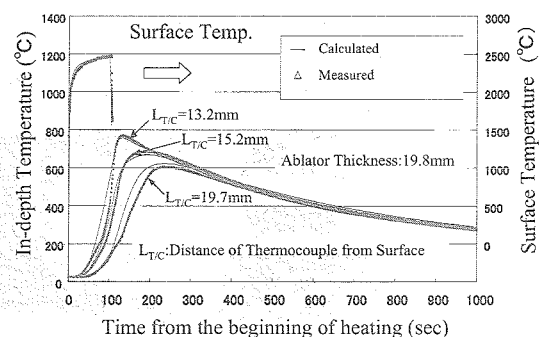


図13 表面・内部温度の測定値と解析値の比較(例)
(100φ, 3.7MW/m², 100s加熱)

た。なお、アーク試験の詳細については文献[11]を参照のこと。

5.2. 有効熱コンダクタンス確認試験

断熱材の排熱設計の妥当性確認や製造結果の確認等を目的として、実大モデル (STM) および実機 (PFM) を使用した有効熱コンダクタンス確認試験を実施した。軌道上環境を模擬するためにSTMおよびPFMを真空チャンバ内にセットし、内部の熱負荷を模擬してTA式断熱材を取付けたヒートシールドの内外温度差を計測することで有効熱コンダクタンスを計測した。STMモデルによる試験ではTA式断熱材による排熱設計の妥当性を確認した。また、PFMによる試験ではヒートシールドの製造に問題のないことを確認するとともに、要求値どおりの有効熱コンダクタンスが達成できていることを確認した。

5.3. アブレータ強度検証試験

再突入時のアブレータ強度については、再突入環境を模擬した実大ヒートシールドの強度試験が不可能であるため、設計解析モデルの検証のために、実大モデル (STM) を使用して材料の線形領域におけるストレンサーベイ (圧力試験、熱歪み試験) により設計解析モデルの妥当性を確認した。また、部分構造供試体 (2層アブレータ平板) を使用して熱歪み試験、破壊試験により高温非線形領域における解析の妥当性を確認した。以下に主要な試験結果を示す。

(1) ストレンサーベイ

圧力試験では、アブレータと構体シェルの間を真空引きすることによりアブレータと構体シェルの間に圧力荷重を負荷し、圧力～歪データを取得した。熱歪み試験では、STM供試体全体を高温槽に入れ、供試体が一様温度になった時点の温度～熱歪データを取得した。解析はヒートシールド設計解析モデルを使用し、境界条件 (圧力分布、温度、拘束条件) を試験時条件としたものである。試験値と解析値はよい一致を示しており、設計解析モデルが妥当であることが判った。

(2) 構造要素試験

2層アブレータ平板 (コーン部アブレータと同一構成) による高温熱歪み確認試験および高温4点曲げ強度試験を実施した。解析は設計解析モデルと同等の板厚方向分割モデルを用い、境界条件を試験時条件としたものである。高温時の熱歪み計測値は解析とよく一致しており、また高温時の曲げ強度はアブレータが最低強度となる600℃において要求値を上回る結果となった。これより、アブレータの高温非線形領域での設計解析の妥当性を確認した。

6. 軌道上性能評価および回収ヒートシールドの観察・測定結果[2]

2002年9月にUSERSが打ち上げられた後、軌道上においてREV内で高温超電導材料製造実験が行われた。宇宙での材料製造実験中、アルミシェル温度が計測され、これにもとづきサーマルアンカー付断熱材を取り付けたヒートシールドの排熱機能は正常に働いたと推定される。

REVは2003年5月に小笠原沖で回収され、熱防御システムが所定の性能を満足したことが確認できた。図14に回収直後のREVを示す。ヒートシールドに取付けた温度センサ10点のデータは全て正常に取得できており、これらの温度データによれば、熱防御性能を十分に果たすことができた。またアブレータは全体の形状を保っており、損傷状態は軽微なことから、強度要求についても満足している。打上げ前の熱防御性能及び強度の検証については、全体のモデルを使用して加熱する直接的な確認

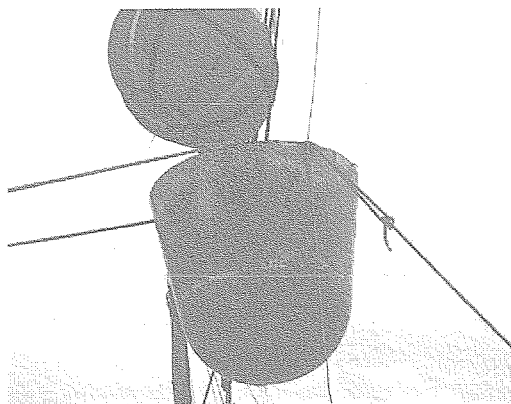


図14 回収直後のREV

ができず、解析により試験結果を補完する形となっていたが、今回の再突入によりシステムとしての検証が完全な形として完了したといえる。

評価・解析に関する主な項目は以下のとおりである。

- ・アブレータ損傷の程度の表面観察
- ・炭化状態の表面観察
- ・変形量の測定（アブレータの3次元測定）
- ・アブレータの分解／切断による断面観察
- ・アブレータの表面損耗量の測定
- ・アブレータ温度解析
- ・アブレータ強度解析

ヒートシールドは回収後、所定の性能を満足したかどうかを確認するために、外観を観察するとともに、内部の分解・切断を行い観察・測定を行った。本章では、これらの観察および測定結果の概要を示す。

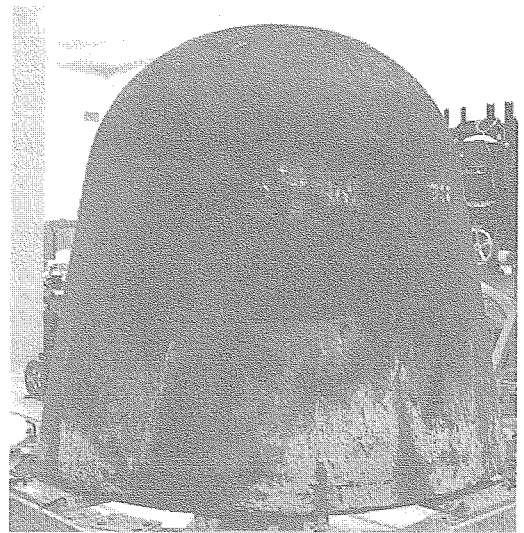


図15 回収直後アブレータ外観

6.1. アブレータの表面観察

非破壊状態での検査として、まずアブレータの外観を観察した。回収後のアブレータの概観を図15に示す。回収後のアブレータの特長として、下記が挙げられる。

- ・全体的にアブレータの大きな変形や脱落などは見られず、損傷は少ない。
- ・一部にペイントが残留している（特にコーン下部）。
- ・コーン部を中心に短冊クロスに亀裂が見られる。

(1) 炭化状態の観察

アブレータ外表面観察の結果、下記のことがわかった。

- a) 基本的には、ノーズ部天頂部の炭化度合いが大きく、コーン下部では炭化の度合いが小さくなっている。
→加熱率分布の予測と整合している。
- b) 最も炭化(損傷)の激しい箇所は天頂部から外れた点となっている。
→再突入時に迎角を持っていたことが推測される。
- c) 同じ高さ位置で比較すると、炭化度合いは周方向に一律ではなく、0度方向で炭化度合いが大きく、180度方向で小さくなっている。
→姿勢変動による加熱率分布の偏りが推測される

(2) 亀裂の状況の観察

亀裂毎に番号を付け、亀裂の位置をCAD上にプロットし、亀裂の位置関係が分かるようにした。亀裂の数はノーズ部で21箇所、コーン部で27箇所、合計48箇所を識別した。亀裂の状況を図16および図17に示す。亀裂の観察の結果、下記のことがわかった。

- ・ほとんどの亀裂は、ノーズ部の上部とコーン部の下部に集中している。
- ・ノーズ部の亀裂は隙間が小さい。
- ・コーン部の亀裂は隙間が大きく、外側に膨らんでいる

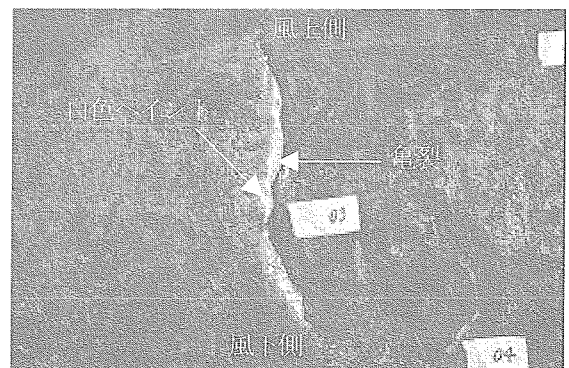


図16 亀裂状況写真（コーン部例）

箇所が多い。

コーン部の亀裂は、亀裂を境に白色ペイントが残留している側と残留していない側に分かれる箇所が多い。残留する白色ペイントは膨らんだ亀裂の風下側で発生しており、亀裂の陰で加熱率が小さくなったことが推定される。このような亀裂では、少なくとも加熱終了の前に亀裂が生じたと推測される。

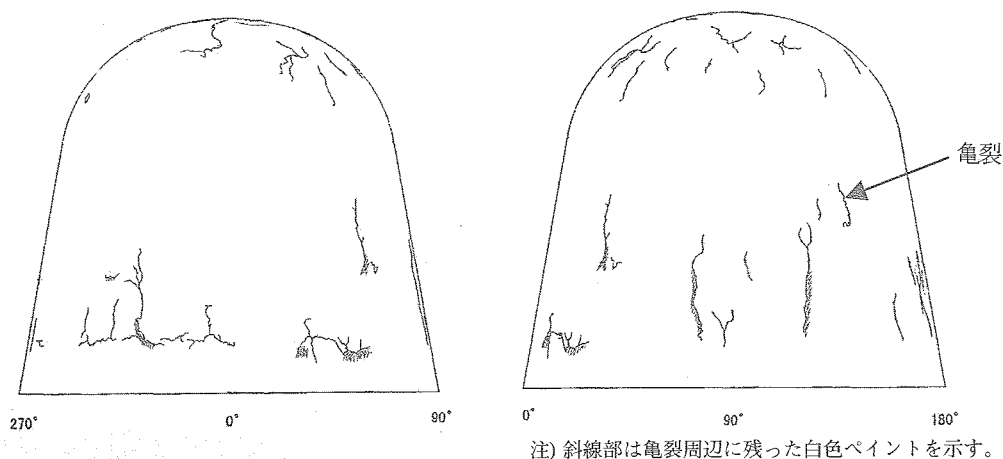


図17 亀裂の分布状況

コーン部の亀裂はほとんどが機軸方向に割れている。一部315度～45度の亀裂については水平方向に亀裂がありかつ高さがほぼ同じ位置となっている。

(3) 変形量の測定

アプレータの外形を3次元測定器（レーザトラッカ）により測定し、打上げ前の外形の3次元測定結果との比較を行った。測定間隔は周方向に15度毎（24ヶ所）、高さ方向（外形線に沿って）100mmピッチ（17ヶ所）とした。打ち上げ前の3次元測定は、ノーズ部とコーン部とに分かれた状態で測定しているが、今回の測定はノーズ部、コーン部一体で測定している。打ち上げ前後での計測は、同一条件ではないため、比較の精度は良好でないが、下記の傾向が分かった。

- ・コーン部については、回収後では外形が半径方向に1mm程度膨らんでいる（特に0度付近）。
- ・ノーズ部の天頂に近い付近については回収後のほうがコーン下端からの高さが0.5mm程度低くなっている。
- アブレーションによるリセッションと考えられる。READ-OHDのジルコニア面とアプレータ面に0.5mm程度の段差が見られた結果（目視確認のみ）、およびREAD取り付け部の長さ変化の測定値（0.5mm）と整合している（6.2 (4) 参照）。

(4) A-Scan（超音波探傷検査）内部観察

アプレータ全体の剥離状況を調査するために、切断したアプレータについてA-Scan（超音波探傷検査）を実施した。A-Scanではプローブ側（内面）から最も近い側の剥離深さが欠陥として検出できるが、それよりも深い位置での剥離（2重剥離）については検出が困難である。検出結果は供試体に直接マーキングすることで記録した。この結果より、下記のことが明らかとなった。

- ・ノーズ部については、ごく一部について裏面の表層が剥離している以外、剥離は見られない。
- ・コーン部については、大半で剥離が検出された。剥離の深さは、短冊／連続クロスの境界、および裏面表層付近が多く、一部では連続クロスの内部で剥離が見られた。

また、切断したアプレータの切断面の状況とA-Scanの結果が整合することを確認した。さらにA-Scanによる剥離検出箇所において実際に剥離が生じているかどうかを確認するために、部分的な観察箇所をさらに切出して観察した（6.2節参照）。この結果、観察結果とA-Scanの結果が整合することを確認した。

6.2. アブレータの断面観察・測定

ヒートシールドを切断し、①剥離状況の確認、②炭化深さの測定、③アブレータ密度の測定、④表面損耗量の測定、⑤亀裂部の観察、を行った。切断したアブレータの例を図18に示す。

(1) 剥離状況の確認

0度、60度、240度の各断面及び切出し箇所全点の断面観察により剥離状況を確認した。これより、以下のことが明らかになった。

- ・剥離の分布がA-Scanの結果とほぼ一致していることから、切断箇所以外についても剥離が広く分布していることが推測される。
- ・裏面の表層剥離と短冊／連続クロス境界剥離、及び境界剥離と連続クロス内剥離が混在している（2重に剥離している箇所がある）
- ・剥離の発生はコーン部で発生しており、ノーズ部ではほとんど見られない（A-Scan結果と同じ）。

(2) 炭化深さの測定

0度、60度、240度の各断面について、コーン下端から側線上100mm毎の点の炭化深さを、スケールを使用して表面から変色点までの長さを測定した。また、切出した代表位置についてはEPMA(X線マイクロアナライザ)分析により、炭化深さを推定した注1)。図19にアブレータの切断面における炭化層領域および母材領域の模式図を示す。

図20にアブレータの側線位置に対応した炭化深さを、図21に炭化割合をそれぞれ示す。炭化割合はアブレータ全体厚さに対する炭化深さのパーセンテージを示す。

図20でスケールによる炭化深さとEPMAによる炭化深さとを比較すると、両者は特にノーズ部ではほぼ一致しており、スケールによる炭化深さ推定は信頼できるデータといえる。

炭化深さの測定結果より、下記のことが分かった。

- ・ノーズ部については天頂部に向かって炭化が徐々に進行している。
- ・コーン部については全体的にアブレータ厚さに対する炭化割合が大きい。
- ・ノーズ部とコーン部の接合部付近では、炭化がほとんど起きていない。
- ・ノーズ部については、スケールによる炭化深さとEPMA分析による炭化深さ推定値がよく一致している（コーン部については剥離箇所があることもあり、目視での炭化深さ判別が困難なため、数値には誤差を含んでいる）。

注1) アブレータのマトリックスを構成するフェノール樹脂は、炭素、水素、酸素(C, H, O)から構成される高分子である。CFRPが加熱されると、熱分解によってC, H, Oから構成される各種のガスが発生して、最終的にはマトリックス樹脂はCのみのC/Cに変化する。従ってマトリックス中の酸素分析を実施することで、樹脂の炭化層深さを推定することが可能になる（酸素量が減少した位置を検出）。

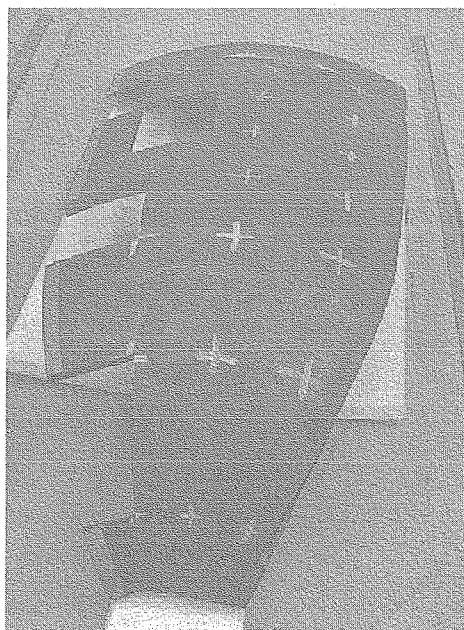


図18 ヒートシールドから切断したアブレータ

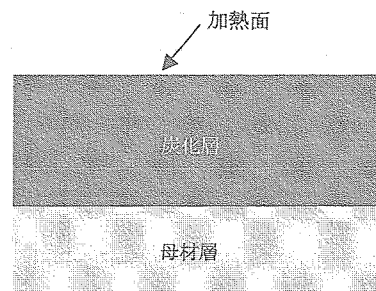


図19 アブレータ切断面(ノーズ部)

(3) アブレータ密度の測定

切出したアブレータの寸法と重量を測定し、アブレータ密度を算出した。図21にアブレータ密度を併記した。この結果より、炭化割合が大きくなるに従い、密度が小さくなる傾向があり、炭化割合と密度の傾向はよく一致している（特にノーズ部）。

(4) 表面損耗量の測定

天頂部（よどみ点付近）のREAD取り付け部について表面損耗量Sを計測した。測定したSの平均は0.5mmであった。

(5) 亀裂部の観察

外観の観察結果より確認していた亀裂部について、断面を観察した。何れも亀裂は短冊クロスのみで発生しており、連続クロス内には至っていないことが確認できた。特にノーズ部の亀裂は短冊クロスの表面付近で止まっていることを確認した。また亀裂は短冊クロス層の樹脂層に沿って発生しており、短冊クロスの織布を切断するような亀裂は存在しないと考えられる。

6.3. まとめ

- (1) 軌道上における高温超電導材料製造実験中に計測されたアルミシエル温度にもとづいて、サーマルアンカー付断熱材を取り付けたヒートシールドの排熱機能は軌道上で正常に働いたと推定される。
- (2) 回収後のアブレータは全体形状を保っており、損傷状態は軽微なことから強度要求について満足したと考えられる。

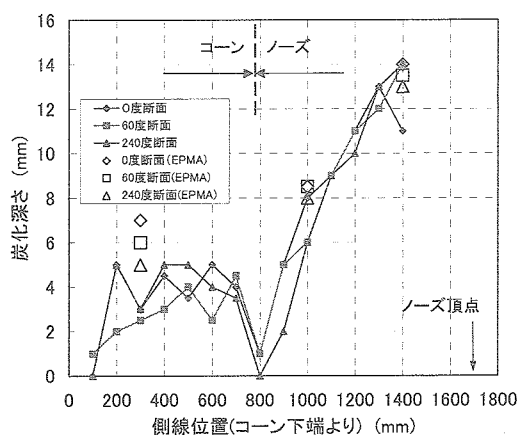


図20 アブレータの炭化深さ

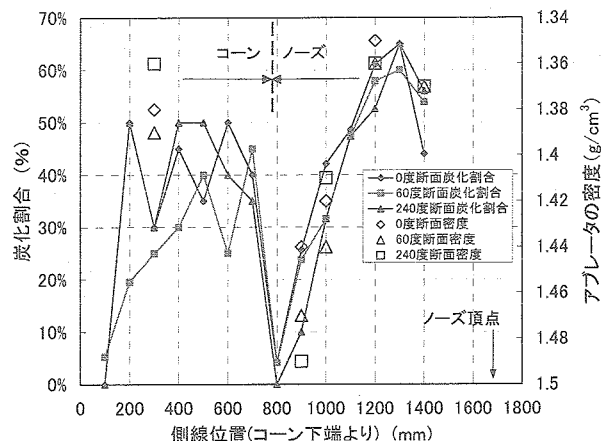


図21 アブレータの炭化割合・密度

- (3) アブレータ表面の炭化状態を観察した結果、以下が明らかになった。

- ・ ノーズ天頂部の炭化度合いが大きく、コーン部での炭化度合いが小さい。またコーン部（特に下部の $\theta=180^\circ$ 側）ではペイントが残留しているところがあった。→加熱率分布計算値と傾向が一致。
- ・ 炭化の最も激しい箇所は天頂部から外れている。→再突入時に迎え角を持っていた。
- ・ $\theta=0^\circ$ で炭化度合いが大きく、 180° で小さくなっている。→迎え角を持っていた。ロール回転角が偏っていた。

- (4) アブレータ表面では、ノーズ部の上部とコーン部の下部に表面亀裂が観察された。

- (5) アブレータの剥離はアブレータ裏面の剥離、連続クロス内の剥離、連続クロス／短冊クロス境界の剥離の3種からなり、ほとんどコーン部で発生している。

7. 解析にもとづく飛行後評価

飛行後評価解析では、アブレータ内に取り付けた熱電対による再突入時の温度測定データおよび回収後に得られた損傷データ（表面損耗量・炭化層厚さ等の測定値）にもとづいて、アブレーション解析、強度解析およびアブレータ内部のガス圧解析を実施し、REVが再突入時に曝された加熱率やヒートシールドの損傷原因を推定するとともに、ヒートシールドの設計の妥当性評価を行った。

7.1. アブレーション解析にもとづく評価解析

アブレーション解析にもとづく評価解析では、①ヒートシールド内に取り付けた熱電対による再突入時の温度測定データおよび回収後に得られた損傷データ（表面損耗量・炭化層厚さ等の測定値）をアブレーション解析結果と比較することにより、アブレータ表面に負荷された加熱率時歴を推定するとともに、REVの推定姿勢にもとづいてよどみ点加熱率を推定した。また、各部におけるこれらのデータの整合性について考察を加えた。さらに、②アルミシエルの温度計測データにもとづいて、ヒートシールドは熱防御性能要求を満足したことを示した。このうち①については、文献[5]「平成16年度JAXA報告「アブレーション解析コードと飛行後解析」(6章)」を参照のこと。以下の7.1.1項では主に②に関する検討内容（文献[5]で取り扱わなかった内容）を示す。また7.1.2項では、文献[5]による①の検討結果も含めたアブレーション解析にもとづく評価解析結果をまとめる。

7.1.1 アルミシエル温度データ等に関する評価解析

REVヒートシールドのアルミシエルに取り付けた温度センサおよび熱流センサ（ヒートフラックスセンサ）の名称および取り付け位置を図22および以下に示す。

(1) 温度センサ

AB1-PT（ノーズ部アルミシエル）

JB1-PT（ノーズコーン接合部アルミシエル）

AB2-PT（コーン部アルミシエル）

AB3-PT（コーン部アルミシエル）

(2) 熱流センサ

HF1-B（コーン部アブレータ表面）

HF2-B（コーン部アブレータ表面）

アルミシエル取り付け熱電対AB1-PTの再突入時での温度計測値とアブレーション解析結果との比較および加熱率推定値を図23に示す（アブレーション解析による加熱率推定は文献[5]と同じ方法で実施した）。

AB1-PTの温度挙動は計測値と解析値が良く一致しており、 q_{stmax} は 0.78 MW/m^2 、 q_{Lmax} は 0.65 MW/m^2 となった（ q_{stmax} ：よどみ点最高加熱率、 q_{Lmax} ：センサ部最高加熱率）。AB1-PT

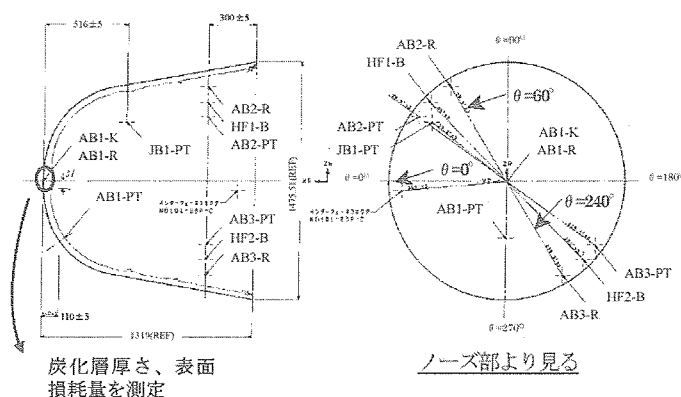
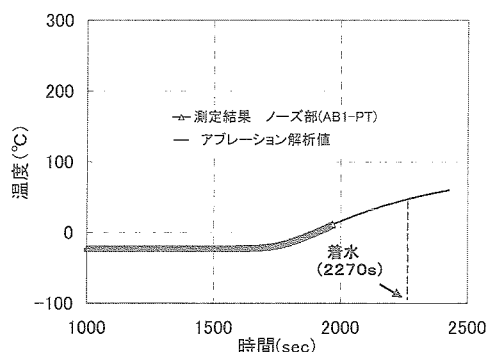


図22 対象データの位置



$$q_{stmax}=0.78 \text{ MW/m}^2 \quad q_{Lmax}=0.65 \text{ MW/m}^2$$

(アブレータ表面から44mm)

図23 熱電対データとの比較(AB1-PT)

は解析値と計測値の一致のレベルは良好であるが、アルミシエル厚さが厚く（10mm程度）、熱流がアルミシエルの面内方向に流れ、温度が3次元的な影響を受けている可能性があること、および断熱材の物性値の誤差による影響等を考慮して、加熱率の推定値は参考値とする。

AB2-PT（コーンアルミシエル）、AB3-PT（コーンアルミシエル）、JB1-PT（ノーズコーン接合面アルミシエル）の3種の熱電対による温度計測値を図24に示す（温度データは1969(s)まで取得、着水推定時間は2270(s)）。これらの3種の温度データおよびAB1-PT（ノーズ部アルミシエル：図23参照）の温度計測データより、アルミシエル温度データの4種すべてについて、推定される着水時温度は少なくとも100℃以下であり、要求値232℃以下を満足することが明らかである。なおAB2-PT、AB3-PT、JB1-PTについては、熱流センサHF1-B、HF2-B（図25参照）とともに、加熱率推定のための評価対象から除外した。理由は以下のとおりである。

- ① AB2-PT（コーンアルミシエル）：温度測定値の挙動が、解析値とあまり一致しないため、解析モデルの見直しが必要。
- ② AB3-PT（コーンアルミシエル）：同上
- ③ JB1-PT（ノーズコーン接合面、アルミシエル）：アブレータ部がノーズとコーンの接合部であるため、一般部に比べて形状が複雑である。またアルミシエルの形状が複雑である。
- ④ HF1-B、HF2-B（熱流センサ）：熱電対取り付け部の熱的挙動が3次元形状の影響をうけて複雑である。

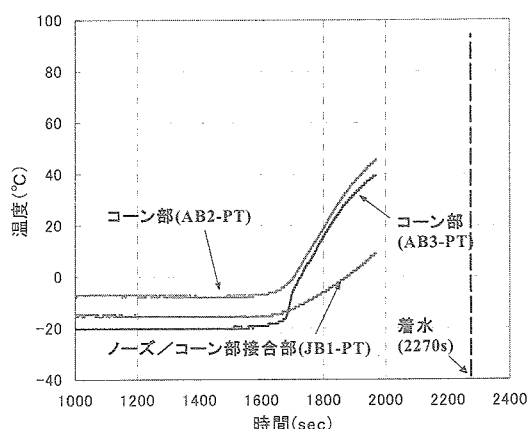


図24 温度計測データ

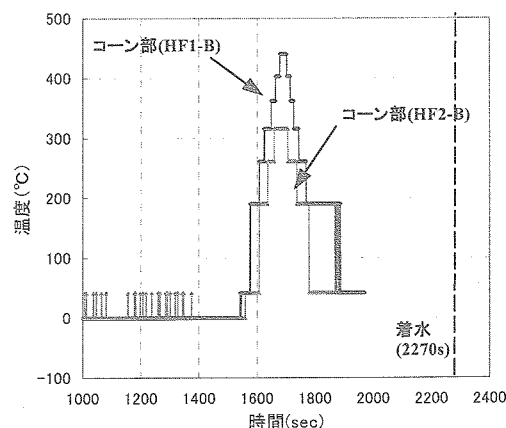


図25 熱流センサデータ

7.1.2 アブレーション解析にもとづく評価解析のまとめ

本項では、アブレーション解析にもとづく評価解析について、文献[5]による①の検討結果も含めて主な評価解析結果を以下にまとめる。このうち(1)-(3)は文献[5]の結果によるものである。

- (1) ノーズ部およびコーン部の温度計測値から推定したよどみ点最高加熱率（参考値を除く）およびノーズ部の炭化層厚さデータから推定したよどみ点最高加熱率は1.2～1.56 MW/m²であり、よどみ点最高加熱率の値は各データ間で比較的良好に一致している。
- (2) よどみ点最高加熱率を0.85～1.56 MW/m²の範囲内とすると、REVの再突入時における推定姿勢および加熱率時歴パターンにもとづいて、各部の温度、炭化層厚さ、表面損耗量および密度に関するほとんどすべての測定結果を説明できた。
- (3) 表面損耗量データについては、よどみ点最高加熱率の推定値は0.86 MW/m²で、比較的低い値であった。このデータはノーズ先端部の一箇所において得られたものであり、今後の回収試験等によりさらにデータを蓄積し、その妥当性を明らかにする必要がある。（他の箇所の測定値を含めた表面損耗量に関する詳細な検討については文献[11]に示す。）
- (4) 4種のアルミシエル温度測定データから、着水時の温度がすくなくとも100℃以下であることが推定され、REVヒートシールドは熱防御要求（ノーズ天頂部：175℃以下、一般部：232℃以下）を満足したことがわかる。

7.2. 強度解析および内部ガス圧解析にもとづく飛行後評価

7.2.1 強度解析および内部ガス圧解析の目的

回収後のREVアブレータには、表面亀裂と内部層間剥離が観察されている。表面亀裂は、コーン下部の短冊アブレータ表面に多く存在した。また、ノーズ上部の短冊アブレータ表面にも表面亀裂が多少存在している。短冊アブレータの線膨張係数は、約300℃まで連続アブレータより大きく、その後温度上昇に伴って約700℃まで低下を続け、その後温度上昇に伴って増加する。これに対して、約300℃以上の温度領域における連続アブレータの線膨張係数は、あまり大きく変化しない。大気圏再突入の際、短冊アブレータと連続アブレータが比較的低温の場合には、短冊アブレータは連続アブレータより大きく伸びようとするので圧縮荷重を受け、また高温の場合には引っ張り荷重を受ける。さらに着水時には、急激な冷却により炭化した短冊アブレータは収縮する。大気圏再突入環境ならびに着水時の短冊アブレータの応力が許容値以上であれば材料は破壊されることになる。

一方、内部層間剥離は、短冊アブレータと連続アブレータの界面、連続アブレータの内部および裏面で発生している。この内部層間剥離は、材料強度よりも大きなアブレータ面外方向の熱応力、ならびに熱分解ガス圧による層間引張応力により発生した可能性がある。

本章では、先ずREVが実際に経験した再突入環境におけるアブレータ強度を解析し、その解析結果と飛行後REVアブレータの観察結果との比較から、アブレータ強度解析手法の妥当性を評価する。次に、アブレータに発生した表面亀裂あるいは層間剥離の発生要因評価に資するため、ABAQUSを用いた実再突入環境ならびに着水条件での強度解析（熱応力解析）、ならびに熱分解ガスによる圧力解析を実施する。

7.2.2 解析モデルと荷重条件

ABAQUS解析に用いた解析モデルは、3次元積層シェルモデルと2次元軸対象ソリッドモデルの2つである。3次元積層シェルモデルは、各11層の短冊アブレータと連続アブレータおよびアルミ構体などで構成され、主にアブレータ全体の面内方向解析や表面亀裂評価解析に用いられた。また、2次元軸対象ソリッドモデルは、短冊アブレータと連続アブレータをそれぞれ厚さ方向に10分割したもので、主に面外方向（板厚方向）の熱応力解析に使用された。3次元積層シェルモデルを図26に、2次元軸対象ソリッドモデルを図27に示す。

3次元積層シェルモデル解析は、面内線膨張係数を軸方向および周方向に与えて実施した。また、2次元軸対象モデル解析では、板厚方向に面外線膨張係数を与え、軸・周方向に面内線膨張係数を与えて実施した。

温度および荷重条件は、実再突入と着水に対応する値を与えた。この条件下におけるアブレーション熱解析等を実施することで予測した板厚方向のアブレータ温度履歴、また圧力荷重の双方をABAQUSに入力し、アブレータ内部の応力を求めた。

なお、アブレーション解析は、実再突入環境条件（よどみ点最大加熱率を約1.6MW/m²、迎え角 $\alpha=4\text{deg}$ 、 $\theta=0\text{deg}$ ）（文献[5]）参照）を加藤らが開発したコード[4]に入力して実施した。このアブレーション解析で予測した温度を実環境温度条件として強度解析を行った。また、実環境下におけるノーズ部解析は淀み点圧力をノ

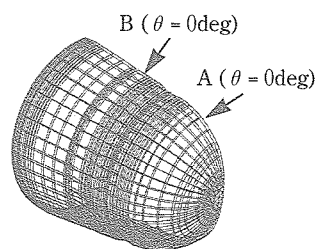


図26 REVの3次元積層シェルモデル

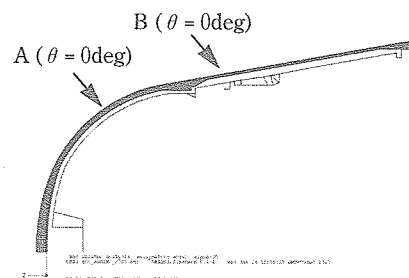


図27 REVの2次元軸対称ソリッドモデル

ーズ部全域に負荷して実施した。なお、着水時の衝撃圧力は、約10m/sで降下したREVが $\theta = 0\text{deg}$ で頂点から約250mmまで着水したと仮定し、文献[12]にしたがって求めた。着水時における強度解析は、この着水時衝撃圧力0.25MPaが頂点から約250mmまで一律に負荷されたとして実施した。3次元積層シェルモデルおよび2次元軸対象ソリッドモデルの解析において主な評価対象は、ノーズ一般部（アブレータ19mm）のA点およびコーン一般部（アブレータ9mm）のB点である（図26、図27参照）。

7.2.3 強度解析

(1) 3次元積層シェルモデルを用いた解析

強度メンバーである連続クロスアブレータの面内応力解析は、3次元積層シェルモデルを用いて実施した。実環境時解析でも設計時解析[9]と同様（4.7節参照）、アブレータ外表面温度最大時刻近傍におけるコーン上部（アブレータ9mm）が評定となった。評定となる連続アブレータ外表面の応力レベルは、設計荷重条件下の想定応力レベル（LMT）の54%程度であり、強度上問題となるレベルではないことがわかった。また、回収後のREVアブレータの形状が保持されたことから、実環境解析および設計に用いたABAQUSによる強度解析手法の妥当性が確認できたといえる。

実再突入環境および着水時における短冊アブレータおよび連続アブレータの強度解析結果を図28(1/2)（ノーズ一般部面内機軸方向）、図28(2/2)（ノーズ一般部面内周方向）、図29(1/2)（コーン一般部面内機軸方向）、図29(2/2)（コーン一般部面内周方向）に示す。評価点はノーズ部A点およびコーン部B点である（図26参照）。図7.2-3(1/2)から加熱初期の1570secおよび加熱終了時付近の1750secのあたりでは、ノーズ部短冊表面(A点)において10-15MPaの面内機軸方向圧縮応力が発生している。このときの表面温度はどちらも約600℃程度であるため、発生する圧縮応力は許容応力（5Mpa程度）を超えている。すなわち、少なくとも加熱初期および加熱終了時付近において、ノーズ一般部表面付近で面内機軸方向圧縮応力により亀裂が発生した可能性がある。図29(2/2)から、1670sec付近（加熱率最大時付近）ではコーン一般部（B点）の短冊表面において、10MPa程度の面内周方向引張り応力が発生している。対応する部位の表面温度は550℃程度であり、発生応力は破壊応力（2-3 MPa）を越えている。従って少なくともこの時刻付近において、コーン一般部において面内引張り応力による亀裂が生じた可能性があるといえる。さらに、少なくとも1950 sec以降、着水時(2270sec)の間では短冊表面で25Mpa程度の圧縮応力が発生している。このときの表面温度は200℃程度、面内圧縮強度は25-30 MPa程度であるため、発生応力は破壊応力相当である。従って、加熱終了時以降から着水時までの間においても、コーン一般部表面において周方向圧縮応力により亀裂が発生した可能性がある。

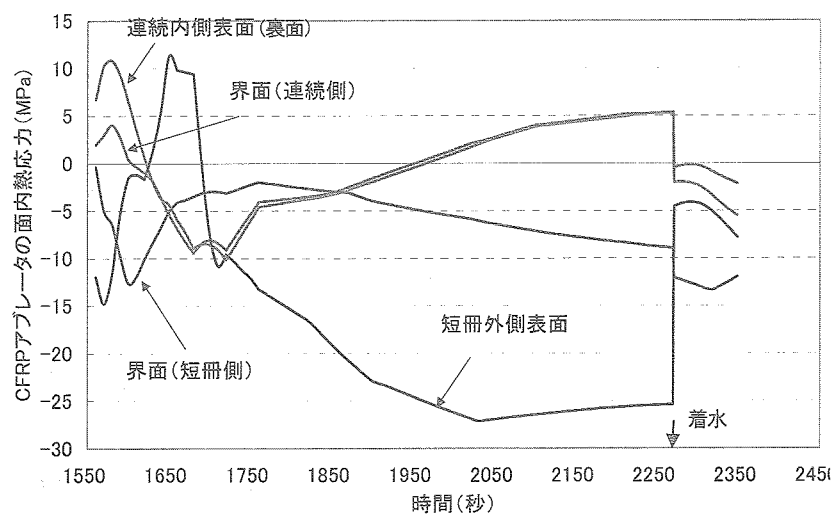


図28(1/2) ノーズ部アプレータの熱応力時間履歴 (面内機軸方向)

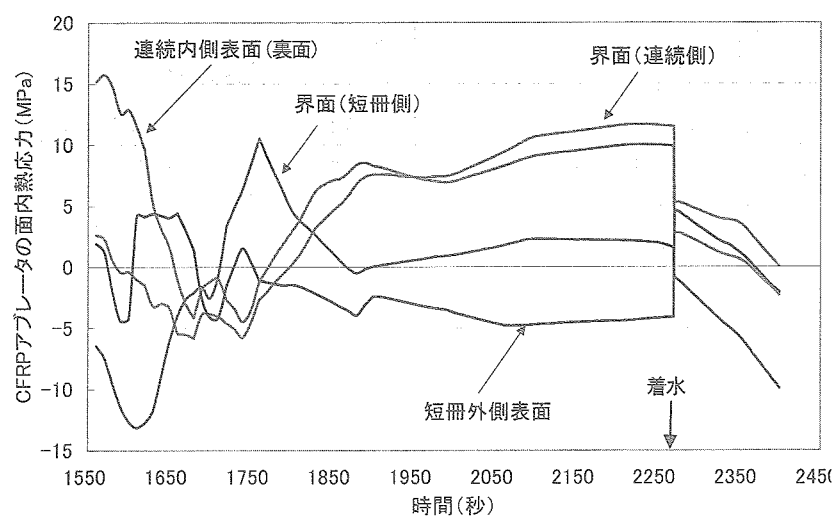


図28(2/2) ノーズ部アプレータの熱応力時間履歴 (面内周方向)

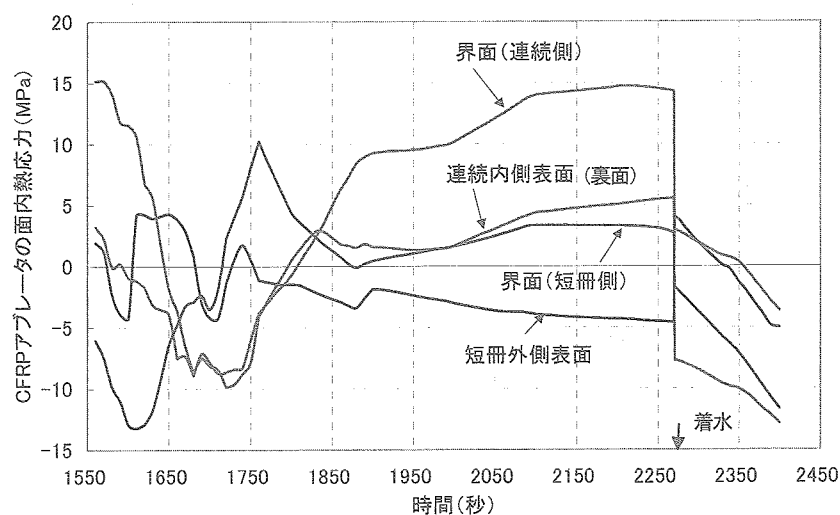


図29(1/2) コーン部アブレータの熱応力時間履歴 (面内機軸方向)

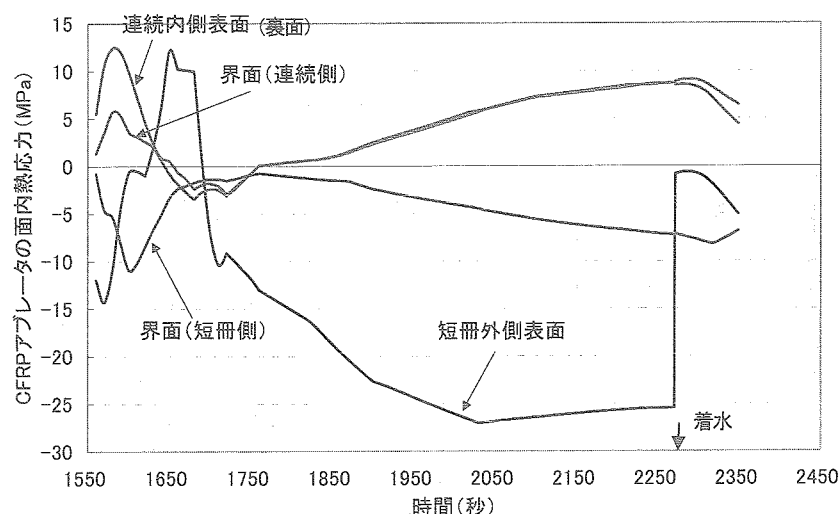


図29(2/2) コーン部アブレータの熱応力時間履歴 (面内周方向)

(2) 2次元軸対象ソリッドモデルを用いた強度解析

短冊アブレータと連続アブレータの界面、連続アブレータ内部および裏面に発生した層間剥離の原因を明らかにするため、実再突入環境における2次元軸対象ソリッドモデルを用いたアブレータ強度解析を実施した。評価対象は、ノーズ一般部（アブレータ19mm）A点とコーン一般部（アブレータ9mm）B点である（図27参照）。温度条件は $\theta = 0\text{deg}$ における値を軸対称として与えた。その他の荷重は(1)項における場合と同様である。ノーズ部短冊アブレータの解析結果を図30に、コーン部の解析結果を図31に示す。なお、これらの図において、界面（短冊側）および界面（連続側）の値は、それぞれ界面を挟んだ隣接要素における値を示す

図30および図31から、層間引張応力はノーズ部に発生した約0.8MPaが最大である。短冊アブレータと連続アブレータの界面、および連続アブレータ内部／裏面の温度は400℃以下であり、対応する層間引張強度は1.6MPaが最小である。したがって、層間剥離は熱応力に起因した引張応力で発生したことが主要因とは考え難い。

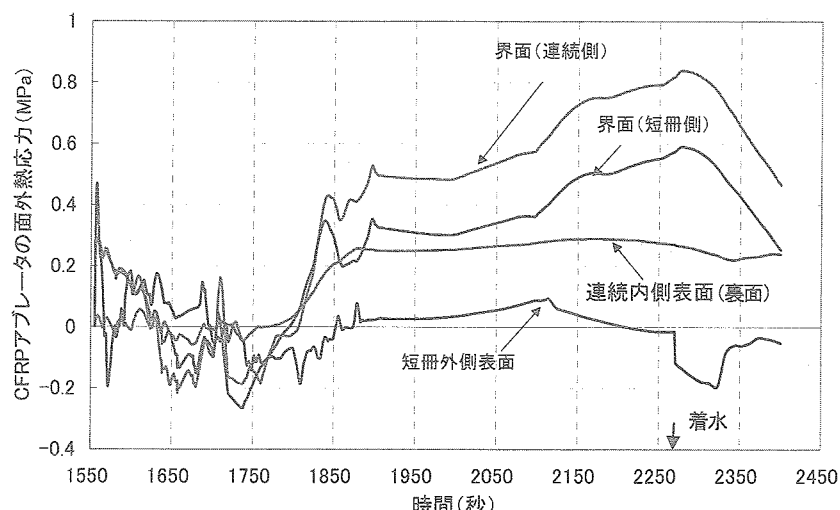


図30 ノーズ部アプレータの熱応力時間履歴 (面外方向)

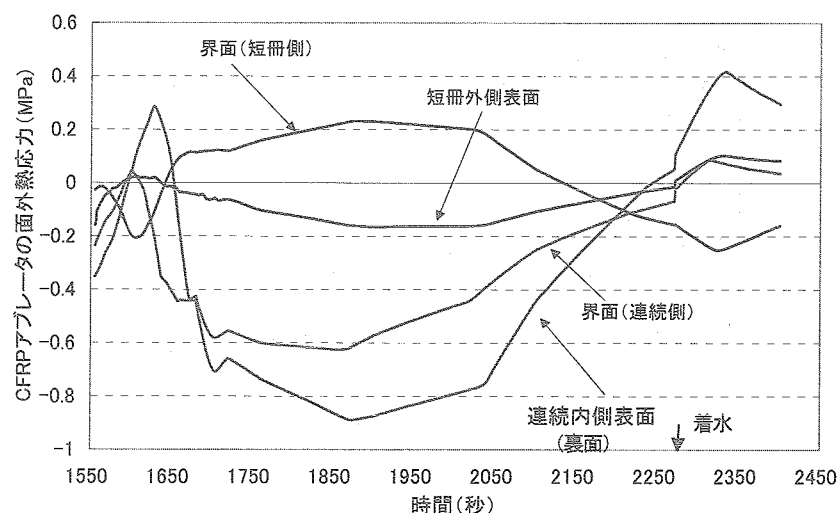


図31 コーン部アプレータの熱応力時間履歴 (面外方向)

7.2.4 アプレータ内部のガス圧解析

(1) 解析方法

内部層間剥離は、コーン部の短冊アプレータと連続アプレータの界面、連続アプレータ内部および裏面で発生している。前項の検討から、この層間剥離は熱応力による層間引張応力より、むしろ加熱によりCFRPアプレータ内部の樹脂成分が熱分解することで発生したガスの圧力に因る可能性が大きいと考えられる。

内部発生ガスの圧力については、Sinclair M. Scalaら[13]、Richard D. Mathieu[14]、P. J. Schneiderら[15]、Parkら[16]、Yamadaら[17]およびSuzukiら[18]-[20]が解析的あるいは実験的な研究を行っている。

ここでは、Parkら[16]およびSuzukiら[20]の手法を用いてREVカプセルのコーン部（B点：図26および図27参照）を対象にアプレータ内部のガス圧を1次元解析した。1次元解析は、2層式アプレータ厚を約10mm、繊維質無機系多孔断熱材厚を約20mmとして実施した。また、1次元解析の境界条件となる加熱率と表面圧力の時間履歴を図32に示す。

(2) 解析結果

アブレータ内部ガス圧の1次元解析結果を図33に示す。図から、内部ガス圧力の最大値は表面から裏面（機内側）に移るにしたがって大きくなることが判る。なお、図33は、再突入後1400秒を0秒として整理したものである。短冊アブレータと連続アブレータの界面（表面から約5mm）における最大ガス圧は、280秒（再突入1680秒後）の約4MPaである。再突入1680秒付近において、界面および連続アブレータ内部の温度は400℃程度であり、この温度における界面引張強度は2MPa、連続アブレータの面外引張強度は1.6MPaである。したがって、層間剥離は熱分解ガスの圧力による引張応力が材料の許容値を逸脱したために発生したことが主要因である可能性が大きい。

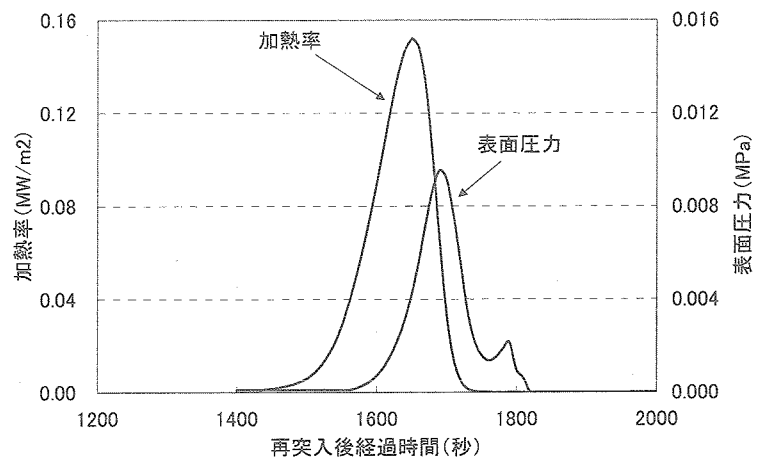


図32 コーン部アブレータの内部ガス圧解析条件（空力加熱および表面圧力）

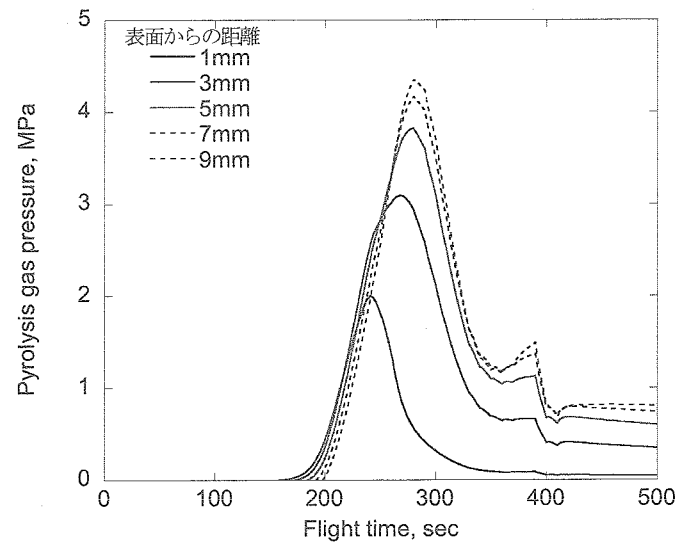


図33 熱分解ガス圧力時間履歴（再突入1400秒後が0秒）

7.2.5 まとめ

以下では、7.2節で述べた強度解析および内部ガス圧解析にもとづく飛行後評価解析の結果についてまとめる。

- (1) 回収されたREVアブレータの形状が保持されたことから、ヒートシールド設計に用いたABAQUSによるアブレータの強度解析手法の妥当性が確認できたといえる。
- (2) ABAQUSを用いた強度解析により、表面亀裂は再突入時に発生した短冊アブレータ面内の熱応力に起因して発生した可能性が高いと考えられる。
- (3) アブレータの強度解析およびガス圧解析により短冊アブレータと連続アブレータの界面、連続アブレータ内部および裏面に発生した層間剥離は、アブレータ内部に発生したガス圧により生じたことが主要因である可能性が高く、アブレータ内の熱応力が主要因である可能性は低いことが示された。(ガス圧解析については、ボイド率やガス透過率のデータが重要であるが、現状では必ずしも十分なデータが得られているわけではない。また、今回実施した熱応力解析についても成形時の残留応力は考慮していない。今後、これらの影響を考慮した詳細な解析・評価が望まれる。)

8. 結論

本章の前半では、REV熱防御系のヒートシールドの概要とその設計、試験による検証等について記述した。後半では、まず軌道上データにもとづきヒートシールドの排熱機能の評価を行った。さらに回収後のヒートシールドの観察結果/損傷程度の測定結果(亀裂、内部剥離、炭化層厚さ、表面損耗量、密度等)、温度履歴データ、ヒートシールドのアブレーション解析/強度解析等、にもとづいた評価を行うことにより、再突入時にREVの曝された加熱条件や損傷原因を推定するとともに、ヒートシールドが再突入時に要求された熱防御機能・性能を果たしたことを示した。主な結論および今後の課題を以下に示す。

REV熱防御系の設計について

- (1) REV熱防御系には、再突入時の熱防御要求、軌道上排熱要求、再突入時の強度要求とともに、軽量要求が課せられた。REVは熱防御と排熱を同時に満足するよう設計された世界最初の回収カプセルである。
- (2) 熱防御要求に対応するために、熱防御系の主要要素であるヒートシールドの外面にCFRPアブレータ(フェノリックカーボン)を取り付け、外側からアブレータ、断熱材、アルミシエルの構成とした。
- (3) 軽量化要求を満足するために、アブレータは全炭化方式として設計した。また、アブレータ強度要求を満足するために2層方式とし、外側に短冊クロスを、内側に連続クロスを配した。短冊クロスはおもに熱防御を、また連続クロスは主に強度を分担する。
- (4) 受動的熱制御により熱防御要求と排熱要求を同時に満足するために、断熱材にはサーマルアンカーを取付けて軌道上低温時の熱伝導を上昇させるとともに、これに伴う再突入時の高温環境での熱伝導率の上昇を極力抑えた。
- (5) アブレータの耐熱特性はアーク加熱試験で確認した。また、再突入時のアブレータの耐熱挙動は、アーク加熱試験に基づいてチューニングした数学モデルを使用したアブレーション解析により推定した。
- (6) 熱防御、排熱要求を満足しかつ軽量化要求を満足するために、アブレーション解析によるヒートシールドの軽量設計手法を用いて、ヒートシールドの軽量化検討を行った。
- (7) アブレータの強度解析は大変形および材料特性の温度依存性を考慮した非線形FEMを使用して実施した。また、強度解析の妥当性は実大モデル(STM)を使用したアブレータ強度検証試験等により確認した。

飛行後評価について

- (1) 軌道上における高温超電導材料製造実験中に計測されたアルミシエル温度にもとづいて、サーマルアンカー付断熱材を取り付けたヒートシールドの排熱機能は軌道上で正常に働いたと推定される。
- (2) 再突入時のアルミシエル温度測定値から、REVヒートシールドは熱防御要求を満足したと考えられる。
- (3) 回収後のアブレータは全体形状を保っており、損傷状態は軽微なことから強度要求について満足したと考えられる。
- (4) ノーズ部およびコーン部の温度計測値およびノーズ部の炭化層厚さデータから推定したよみ点最高加熱率の推定値(参考値を除く)は $1.2 \sim 1.56 \text{ MW/m}^2$ であり、加熱率値は各データ間で比較的良好に一致している。
- (5) アブレータの強度解析

REVが曝されたと推定される加熱率条件を用いて、アブレータの強度解析を実施した結果、連続クロスは強度的に十分耐荷することを確認した。また、REVアブレータの形状が保持されたことから、設計に用いたABAQUSによる強度解析手法の妥当性が確認できたといえる。

- (6) アブレータの表面亀裂について

アブレータ表面では、ノーズ部の上部とコーン部の下部に表面亀裂が観察された。亀裂は短冊クロス層内のみに発生しており、連続クロス内部には至っていない。また、ノーズ部の亀裂は短冊クロス内の表面付近で止まっていることを確認した。再突入時の強度解析(非線形FEM)を行った結果、表面亀裂の原因は、圧縮応力または引っ張り応力に起因する表面破壊の可能性があることがわかった。特に白色ペイントが風下側に偏って残留している亀裂については、加熱初期段階にまたは加熱中において発生した可能性がある。

- (7) アブレータ内部の剥離について

アブレータ内部の剥離はアブレータ裏面の剥離、連続クロス内の剥離、連続クロス/短冊クロス境界の剥離の3種からなり、これらの剥離はそのほとんどがコーン部にあり、混在して広く分布している。再突入時の強度解析(非線形FEM)を行った結果、熱歪によるアブレータの層間引張応力は層間引張強度の半分程度であり、剥離はアブレータ内部に発生する熱応力が主要因である可能性は低いことがわかった。さらに、アブレータ内部に発生するガス圧解析を実施した結果、内圧が剥離強度を超えており、これらの剥離の主要因がガスである可能性が高いことがわかった。

今後の回収カプセルに関する熱防御技術の向上のための課題について

- (1) アブレーション解析技術の向上

REVヒートシールド設計では、主に一次元アブレーション解析コードを使用した。2次元/3次元的热的挙動を調べる必要がある場合が少なからずある(たとえば、アーク加熱試験における側面加熱の影響評価等)。このため、2次元/3次元アブレーションコードの開発が望まれる。

- (2) アブレータ内剥離原因のさらなる追求および対策

REVヒートシールドの連続クロスアブレータの内部剥離についてガス圧解析を実施し、内部で発生した熱分解ガスが主要因である可能性が高いことを示した。ガス圧はアブレータ内部のボイド率、ガス透過率などに大きく依存して変化する。ボイド率やガス透過率は、アブレータ炭化度や温度の関数であり未だ十分に判っていない。アブレータ強度設計をさらに磐石なものとするため、今後ボイド率や透過率などのデータを蓄積するとともに解析技術を構築する必要がある。同時に、アブレータ内部に発生する熱分解ガスへの対処法に関する検討も行う必要がある。さらに、アブレータ内剥離については、アブレータ内部に発生する熱応力も一つの要因である可能性がある。今後、アブレータ成形時の熱応力を考慮した精密な熱応力解析技術の構築を行うとともに、その対処法に関する検討も行う必要がある。

- (3) 表面損耗量データについて

表面損耗量データからのよどみ点最高加熱率の推定値は 0.86 MW/m^2 で、比較的低い値であった。このデータはノーズ先端部の一箇所において得られたものであり、今後の回収試験等によりさらにデータを蓄積し、その原因を明らかにする必要がある。

(4) 加熱率条件の見直し

回収後に推定したREVの加熱率条件は、ヒートシールド設計に使用した加熱率条件に比べて、かなり小さい値であった。加熱率条件が低くなるとヒートシールドの軽量化が容易になるため、次回の回収カプセルの開発では加熱率条件の設定方法を見直して、加熱率条件を低くすることが望まれる。

回収カプセルが再突入時に受ける空力加熱条件を地上の試験により模擬することは不可能であるため、解析と試験片による試験結果とを組み合わせることで、システム全体が問題ないことを示すことになるが、これまで国内では、十分なデータの蓄積がなかった。

しかしながら、回収が成功したことにより、設計と飛行結果とを比較して今後の再突入宇宙機の開発に反映できるデータが得られたことは大きな成果であったと考える。

今回のUSERS/REVヒートシールドの成果が、今後の再突入機を開発する上で大いに役立ち、またさらに改良を加えてよりよい機体ができることを希望する。

謝 辞

次世代型無人宇宙実験システム(USERS: Unmanned Space Experiment Recovery System)は、経済産業省および新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)の委託を受けて、財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構(USEF)が開発を進めた宇宙実験システムであり、回収カプセル(REV: Recovery Vehicle)はその主要構成要素である。本論文の内容は、USEFとの契約により、川崎重工業(株)がUSERS/REMの構造/熱防御系開発の一環として実施した成果をまとめたものである。これらの作業において多大のご支援を受けましたJAXA/ISAS, DLR, USEF, IHIエアロスペース等の関係者に感謝致します。

参考文献

- [1] Ijichi, K and Wakasugi, N.: Unmanned Space Experiment Recovery System, 48th International Astronautical Congress, Turin, Italy, IAF-97-U.1.03, 1997.
- [2] Kato, S., Sakata, R, Kanno, Y., Uto, M., Okuyama, K., Uegaki, E., Shingu, S., Ijichi, K. and Inatani, Y.: Development of USERS/REM Heat Shield System and Its Evaluation after Re-entry, ISTS 2004-e-36, Proceedings of the Twenty-Fourth International Symposium on Space Technology and Science (Selected Papers), Miyazaki Japan, 2004, pp. 621-628.
- [3] 野村茂昭: カプセル型回収飛しょう体の熱・空力的概念設計法, NAL TR-779, 航空宇宙技術研究所報告, 1983年8月.
- [4] 加藤純郎, 奥山圭一, 西尾誠司, 坂田隆司, 浜一守, 稲谷芳文: 再突入回収カプセル用アブレータ材の炭化アブレーション数値解析, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 50, No. 582, 2002, pp. 255 - 263.
- [5] 加藤純郎, 奥山圭一, 山田哲哉: アブレーション解析コードと飛行後解析, 平成16年度JAXA報告, RR-04-045, pp.31-54.
- [6] Detra, R. W., Kemp, N. H. and Riddle F. R.: Addendum to 'Heat Transfer to Satellite Vehicles Re-entering the Atmosphere', Jet Propulsion, Vol. 27, No. 12, Dec. 1957, pp. 1256 - 1257.

- [7] DeJarnette, F. R. and Hamilton H. H.: Inviscid Surface Streamlines and Heat Transfer on Shuttle-Type Configurations, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 10, No. 5, May 1973, pp. 314 - 321.
- [8] Potts, R. L.: Application of Integral Methods to Ablation Charring Erosion, A Review, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 32, No. 2 (1995), pp. 200 - 209.
- [9] Kanno, Y., Sakata, R., Ogiso, S., Bandoh, S., Sugawara, M. and Hama, K.: USERS/REM Heat Shield Design Concept and Strength Analysis, ISTS2000-c-28, Proceeding of the 22nd International Symposium on Space Technology and Science, Morioka, Japan, May 28 - June 4, 2000, pp577-581.
- [10] Okuyama, K., Kato, S., Sakata, R., Uto, M., Hama, K. and Inatani, Y.: The Arc-Heated Test Results for USERS/REM Heat Shield System Development, ISTS2000-g-25, Proceeding of the 22nd International Symposium on Space Technology and Science, Morioka, Japan, May 28-June 4, 2000, pp. 1402 - 1407.
- [11] 奥山圭一, 加藤純郎, 山田哲哉: アーク加熱風洞によるREVアブレータの研究開発, 平成16年度JAXA報告, RR-04-045, pp. 55-76.
- [12] NASA SP-8032, Buckling of Thin-Walled Doubly Curved Shells, 1969.
- [13] Scala, S. M. and Gilbert, L. M. : Thermal Degradation of a Char-Forming Plastic During Hypersonic Flight, *ARS J.*, Vol. 32, No. 6, June 1962, pp. 917-924.
- [14] Mathieu R. D. : Mechanical Spallation of Charring Ablators in Hyperthermal Environments, *AIAA J.*, Vol. 2, No. 9, September 1964, pp.1621-1627.
- [15] Schneider, P. J., Dolton, T. A. and Reed, G. W. : Mechanical Erosion of Charring Ablators in Ground-Test and Re-Entry Environments, *AIAA J*, Vol. 6, No. 1, Jan. 1968, pp. 64-72.
- [16] Ahn, H.-K., Park, C. and Sawada, K. : Response of Heatshield Material at Stagnation Point of Pioneer-Venus Probe, *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 16, No. 3, 2002, pp. 432-439.
- [17] Yamada, T., Hiyoshi, I. and Inatani, Y. : Effect of the Internal Gas Pressure on the Ablator Performance, ISTS 2000-e-30, Proceedings of the 22nd International Symposium on Space Technology and Science, Morioka, Japan, May 28-June 4, 2000, pp. 1029-1034.
- [18] Suzuki, T., Sawada, K., Yamada, T. and Inatani, Y. : Gas Permeability of Oblique-Layered Carbon-Cloth Ablator, *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 18, No.4, 2004, pp. 548-550
- [19] Suzuki, T., Sawada, K., Yamada, T. and Inatani, Y. : Experimental Study and Numerical Analysis of Unsteady Pyrolysis Gas Motion inside of Ablator, *AIAA 2003-4045*, 36th Thermophysics Conference, Orlando, June 2003.
- [20] Suzuki, T., Sawada, K., Yamada, T. and Inatani, Y. : Experimental and Numerical Study of Pyrolysis Gas Pressure in Ablating Test Piece, *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2005, to be published.

長パルス一次レーダーによるUSERS REVカプセルの追跡

鎌田 幸男¹・川原 康介¹・佐川 一美²・石井 信明¹・前田 行雄¹
井上 浩三郎¹・安部 隆士¹・若林 昭³・伊地智 幸一³

Orbit Tracking of USERS Recovery Vehicle (REV) with a High Performance Long Pulse Primary Radar

By

Yukio KAMATA¹, Kousuke KAWAHARA¹, Kazumi SAGAWA², Nobuaki ISHII¹, Yukio MAEDA¹,
Kouzaburo INOUE¹, Takashi ABE¹, Akira WAKABAYASHI³, Kouichi IJICHI³

Abstract : After 8.5 month-experiments in orbit, the recovery vehicle (REV) of the USERS satellite was reentered into the atmosphere and successfully retrieved on the sea in May 30th, 2003. During the atmospheric flight, the trajectory of the vehicle was tracked with the new precision radar system at Kagoshima Space Center, Uchinoura, Kagoshima. Since, the vehicle has no active tracking instrument such as transponder, the primary radar should be utilized so as to detect the object. However, the usual primary radar system is insufficient to track the tiny vehicle. Thus, a high performance long-pulse primary radar, which had capability of recognizing the 1m² object at the distant of approximately 2,000 km range, was applied to the tracking operation. Initially, the radar caught the reentry vehicle in the previously predicted direction. However, the radar lost the tracking data, intermediately. In this paper, the operation sequence of the reentry tracking is briefly introduced. Then, the tracking result is summarized with the estimation of the impact point by the off-line computation.

1. 摘 要

USERS再突入カプセル(REV)の大気圏再突入軌道をUSC(内之浦宇宙空間観測所, 鹿児島県内之浦町)にある新精測レーダを用いて追跡した。

次世代型無人宇宙実験システム(USERS)は経済産業省並びに新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)よりの委託により財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構(USEF)が開発と運用を行っている宇宙実験システムであり, 2002年9月10日17時20分にH-IIAロケット3号機によって種子島宇宙センターから打上げられた。打上げ後約8.5ヶ月間軌道上で超電導材料製造実験等を実施した後, 2003年5月30日に再突入カプセル(REV)が母船から

¹宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 (ISAS/JAXA)

²N E C 東芝スペースシステム (株) (NTS)

³(財) 無人宇宙実験システム研究開発機構 (USEF)

切り離され、大気圏に再突入し、小笠原東方海上に着水、回収された。REVは周囲が耐熱材料に覆われており、トランスポンダ等能動的なレーダ追跡装置は搭載されていない。また、内之浦から追跡する場合、直距離として500～1,000 kmをカバーする必要があるが、カプセル直径が約1.5mと非常に小さいため、通常の1次レーダ性能では探知できない。そこで、追跡性能が格段に高い長パルス1次レーダ方式を使って再突入飛行中のREVを追跡した。表1に新精測レーダ主要諸元を示す。長パルス1次レーダ方式は、符号変調された広いパルス幅(1,009 μ s)の信号を送信し、受信側での符号系列の相関処理によって時間方向へパルス圧縮を行う方式で、レーダ断面積が1m²の場合、直距離で約2,000kmまで探知する能力を持っている。[1][2]

本稿では長パルス1次レーダによるUSERS REVの追跡運用計画の概略について述べ、追跡結果と着水点予測について報告する。

表1 新精測レーダー主要諸元

長パルス1次レーダ特性	
符号変調された広いパルス幅 (1,009 μ s) の信号を送信 受信側で符号系列の相関処理によって時間方向へパルス圧縮 レーダ断面積が1 m ² の場合、直距離で約 2,000 km まで探知可能 (通常の1 μ s シングルパルス幅では約 600 km の探知性能)	
新精測レーダ (主アンテナ) 主要性能	
周波数	: 5.6 GHz 帯
アンテナ直径	: ϕ 7 m カセグレイン
ビーム幅	: $\pm 0.25^\circ$
送信出力	: 1,000 kW (クライストロン)、200 kW (TWT)
アンテナ利得	: 送信 48.7 dBi、受信 48.2 dBi
最小追尾レベル	: -106 dBm (1 μ s)、-133 dBm (1,009 μ s)

2. アンテナ予報値

新精測レーダはロケット等の飛翔体を追跡する目的で設置され、約48 dBiのアンテナ利得を有しているがビーム幅は $\pm 0.25^\circ$ と非常に小さい。REVを追跡する場合、新精測レーダはまず、REVが入感すると予測される方向にアンテナを向けREVを待ち受ける。この時、実際の再突入軌道が予測とずれているとアンテナビーム内にREVを捕捉することができない。一度REVを捕捉すれば、以後はアンテナ側の自動追跡機能によって、追跡し続ける事が可能であるから、できるだけ初期に捕捉することが望まれる。つまり、アンテナ予報値、特にその初期値が非常に重要であり、その元となる再突入軌道を極めて高い精度で予測する必要がある。一方、アンテナ予報値は以下の手順によって算出される。

再突入軌道

(予測値)

=

母船の軌道要素

+

分離速度

+

軌道離脱速度

(軌道決定値)

(計画値)

(計画値)

従って、再突入軌道予測値には次のような予測誤差が含まれる。

- (a) 地球周回中の軌道決定誤差 (母船の軌道要素に含まれる推定誤差)
- (b) REV分離時の分離速度誤差 (地上試験で評価された分離速度との差)
- (c) 軌道離脱速度誤差 (軌道離脱モータの推進性能計画値との差)

上記のうち、アンテナ指向方向誤差に対し、最も影響が大きな要因は(c)である。(a)には軌道伝搬モデル誤差や観測誤差などが含まれるが、なるべく直前の軌道推定値を用いる事で、影響を最小限に抑えることができる。(b)

は地上試験結果を元に再現性やばらつきを評価し、影響が大きくないことを確認した。(c)の軌道離脱モータ(RBM)によって達成される離脱速度は地上燃焼試験によって極めて高い精度で推進性能推算を実施したが、それでも不確定量(±0.3%)が含まれており、これは待ち受け時刻誤差±1.4秒、方位角誤差±1.5°に相当する。軌道離脱時の加速度積分値がテレメータデータとして地上局に送られてくるので、この計測値を利用すれば、計測誤差に起因する方位角誤差を±0.73°まで減じることができるが、依然アンテナビーム幅±0.25°の約3倍の誤差となる。すなわち、誤差を最小限に抑えたとしても、最終的にはアンテナビーム幅の約3倍の誤差が残る。このため、予測軌道周辺で、アンテナ指向方向をらせん形に振りながらの探索を実施するとともに、予測値とのずれを即座にアンテナ方位にフィードバックするためにレーダデータをもとにオンライン(カルマンフィルタ推定)で再突入軌道推定を実施する必要がある。

3. 追跡運用

再突入カプセル(REV)追跡時の運用シーケンスを表2に示す。REVは母船から分離後軌道を約1周回してから軌道離脱モータ(RBM)を点火し再突入軌道に移行する。これを新精測レーダで追跡する場合、ほぼ西方向から入感する事になるが、新精測レーダのスカイライン条件からアンテナは仰角10.5°で待ち受けることとした。従って、再突入軌道要素から仰角が10.5°となる時刻とアンテナ方位角を算出し、これをアンテナ予報値の初期値とした。この予報値はUSOC(千代田区神田小川町)の運用管制室で算出されUSCまで送信される。バックアップという意味で、再突入1日前の軌道データから予報値を作成するが、より精度を上げるため、最終値は追跡運用開始の約3時間前に計算される。従って、極めて短時間の内に運用体制を整える必要があった。さらに予測精度を向上させるため、RBM点火時のテレメトリデータから得られる加速度情報をもとにアンテナ予報値の修正量(オフセット修正)を算出するが、そのデータがUSCで入手できるのは追跡運用の直前である。表3にREV追跡時のアンテナオペレーションの概要を記す。図1にREV分離直前の母船軌道要素をもとに算出された新精測レーダのアンテナ予報値(方位角に対する仰角と直距離の関係)を示す。図中の数値は時刻(分:秒)である。最終的に算出されたアンテナ待ち受け角は[方位角254.3°,仰角10.5°],入感予測時刻は06時06分24秒(JST)であった。

表2 USERS REV 再突入追跡運用シーケンス

軌道離脱からの相対時間	JST	イベント	高度	USCからの直距離
Q-20h14m	5/29 09:30	軌道追跡データ配信(前日値)		
Q-15h	14:45	帰還シーケンス移行判断		
Q-2h44m	5/30 03:00	軌道追跡データ配信(最終値)		
Q-1h39m	04:05:52	再突入カプセル分離		
Q-8s	05:44:45	スピンモータ点火		
Q=0	05:44:53	軌道離脱モータ点火		
Q+20s	05:45:13	デスピンモータ点火		
Q+19m	06:04	アンテナオフセット修正		
Q+19m14s	06:04:07	内之浦入感(USC_AOS)	200 km	1,640 km
Q+21m28s	06:06:21	アンテナ仰角10°(Elev=10)	155 km	717 km
Q+22m32s	06:07:25	推進モジュール分離		
Q+22m39s	06:07:32	タンブルモータ点火		
Q+22m48s	06:07:41	アンテナ仰角最大(Max_Elev)	130 km	349 km
Q+25m09s	06:10:02	内之浦消感(USC_LOS)	80 km	1,060 km
Q+29m34s	06:14:27	パラシュート開傘		
Q+39m	06:24	着水		

表3 アンテナオペレーション（追跡手順）のフロー

待ち受け方向（Az:254.3°，El:10.5°）で待機
↓
RBM 点火時の加速度情報（テレメトリデータ）をもとにアンテナ予報値を修正
↓
計画軌道プログラム（プリセット）しREV捕捉時に時刻をマニュアル補正
↓
捕捉できない場合、計画軌道周りにアンテナ角度を振り、周辺を探索
↓
REVを捕捉した場合、角度誤差をマニュアルでオフセット補正
↓
レーダデータ蓄積後、カルマンフィルタを用いて軌道要素を推定
↓
アンテナ角へのフィードバックおよび着水点予測

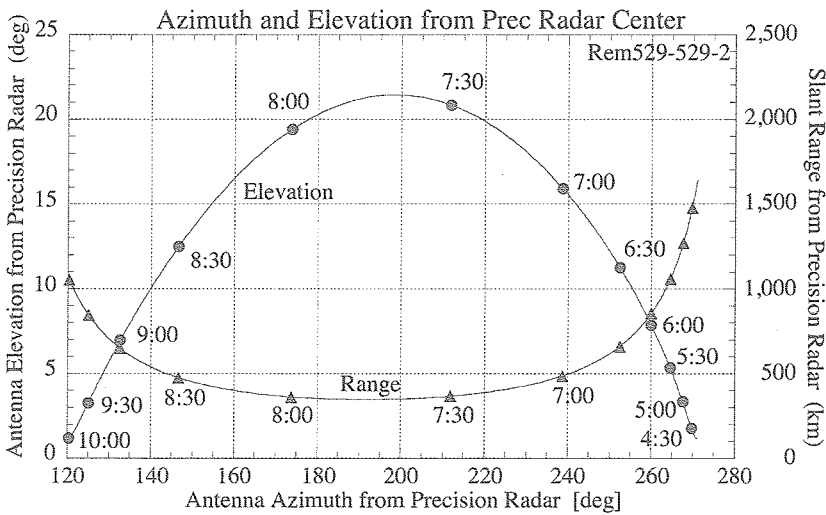


図1 アンテナ予報値（仰角，方位角，直距離）

4. 軌道解析

再突入軌道解析には3次元6自由度プログラムを使用した。数値計算に使用したREVモデル形状と質量諸元を図2に示す。風洞試験および数値解析にもとづいて算出された空力データを入力し、USC入感（USC_AOS）の位置と速度を初期条件にして軌道伝搬した。ただし、初期姿勢とスピンのレートは計画値を用いた。

5. 追跡結果

REVはほぼ予報値通りの方角で捕捉された。これはRBMの推進性能がほぼ計画値通りに達成されたと解釈できる。初期捕捉後約50秒間、レーダはREVを追跡したが、その後ロックオフした。計画軌道周りの探索を繰り返した結果、内之浦消感（USC_LOS）直前に再捕捉する事ができた。図3にレーダ受信レベルを示す。初期の約50秒間と終了まぎわの約15秒間はデータが得られたが、それ以外の時刻でのデータは得られなかった。図中破線で示した山形のグラフはレーダ断面積を1m²と仮定した場合の受信感度である。受信感度、すなわち直距離としては十分に捕捉可能であったにも拘わらずロックオフしたわけであるが、その詳細な原因はわかっていない。オンライン計算で再突入軌道要素を推定するには十分なデータが得られなかったため、運用終了後オフライン処理（最小

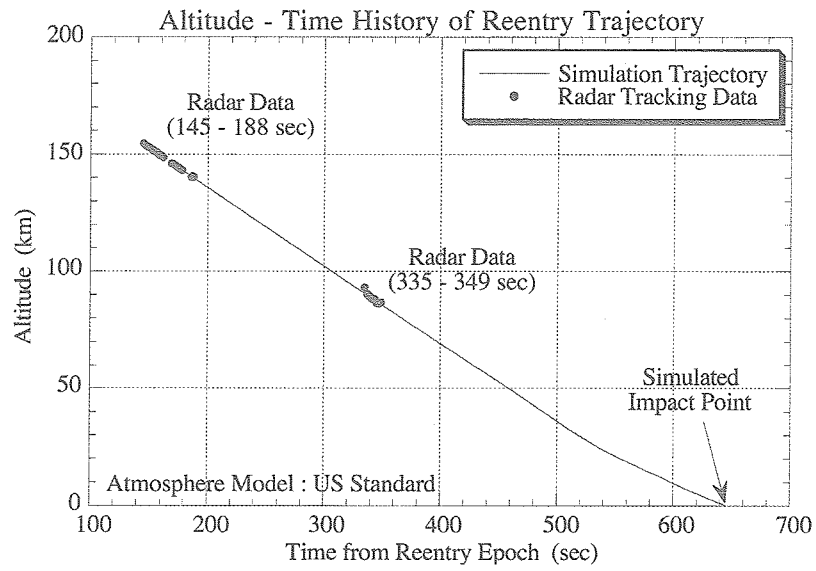


図4 レーダー追跡データと再突入軌道推定値との比較（高度履歴）

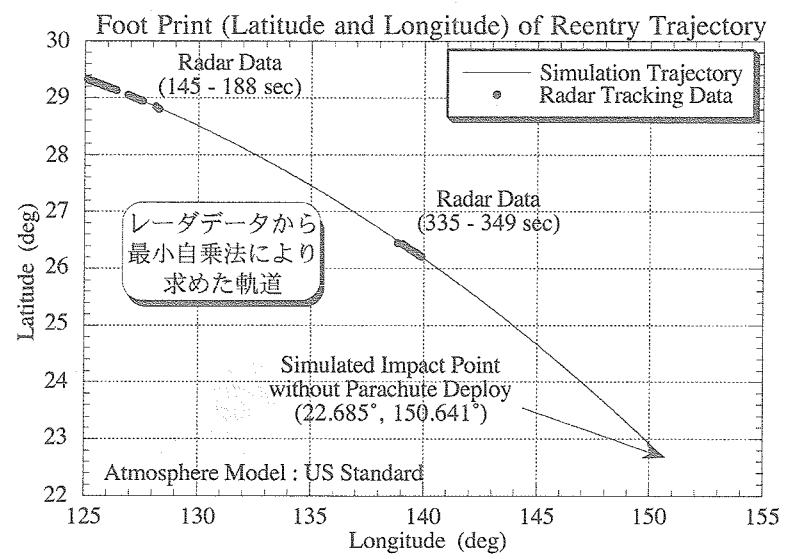


図5 レーダー追跡データと再突入軌道推定値との比較（緯経度への投影軌跡）

6. まとめ

トランスポンダ等能動的なレーダ追跡装置を搭載していない再突入カプセル(REV)を長パルス1次レーダ方式を使用して追跡した。新精測レーダのスカイライン制限から仰角10.5°で待ち受けたが、REVはほぼ予測値通りの方角で捕捉され、再突入軌道予測値については軌道離脱モータ(RBM)の推進性能推算がほぼ計画値通りであった事が実証された。初期捕捉後レーダは約50秒間追跡したがそこでロックオフした。ロックオフの詳細な原因については説明されていない。計画軌道周りの探索を繰り返した結果、USC消感(USC_LOS)直前にREVを再捕捉する事ができたが、オンライン計算で軌道決定し着水点予測をするための十分なデータは得られなかったため、運用終了後にオフライン計算で軌道推定し着水点予測値を算出した結果、回収時に取得されたGPSビーコンの緯経度と同等の値を得る事ができた。

参考文献

- [1] 市川, 鎌田, 他「長パルス一次レーダ機能を備えた科学衛星打ち上げ追跡用レーダ設備」, 電気通信学会
信学技法, 2001-12(2001-05)
- [2] 広沢, 市川, 他「新精測レーダ」, 宇宙科学研究所報告第122号, 2003年3月

光学観測による再突入飛翔体の捕捉

山田 哲哉¹・矢野 創¹・内田 右武¹・石井 信明¹・安部 隆士¹・稲谷 芳文¹
藤田 和央¹・柳澤 俊史²・伊地智 幸一³

Optical Tracking of the Reentry Capsule

By

Tetsuya YAMADA¹, Hajime YANO¹, Yuubu UCHIDA¹, Nobuaki ISHII¹, Takashi ABE¹,
Yoshifumi INATANI¹, Kazuhisa FUJITA¹, Toshifumi YANAGISAWA², Kouichi IJICHI³

Abstract : Normally, reentry bodies, even if they are to be recovered, are not equipped with on-board instruments such as transponders, which are useful for real-time position monitoring of the reentry bodies during the flight. This is because the surrounding plasma generated by the aerodynamic heating makes the transponder positioning nonsense as the blackout phenomena. If we could know the trajectory during the reentry phase, even if it's not monitored in real-time, the information will be a great help for the rapid recovery. The radiation from the highly-heated reentry body during the aerodynamic heating has enough intense radiation in visible region for the detection on the ground. This paper investigates a method of optical capturing of the reentry bodies by means of the visible radiation from the bodies during the aerodynamic heating. And a result of the optical tracking actually carried out on the occasion of the reentry of the REV capsule is also presented.

1. はじめに

無人再突入飛翔体は、回収を前提とするも再突入飛行経路をリアルタイムでモニタする際に有効なトランスポンダーのような機器が搭載されていない場合が多い。再突入時の熱的な制約、すなわち、衝撃波内のプラズマや耐熱材料そのものが電波に対しては遮蔽体として振る舞う点、またアンテナなどの突起物が外部に暴露されると空力加熱により焼損してしまう点などから、有効に機能しないことがわかっているためである。よって、回収点の予測は、分離前の投入軌道条件と、予め大気密度、風の分散、飛翔体の飛行性能等の分散まで考慮した飛行シミュレーション予測に基づいて行われる。通常、再突入の空力加熱回廊を通過した飛翔体は、その後パラシュートなどの減速システムによって緩降下し、着水／着地するが、緩降下中にビーコンシグナル等によって、地上局に位置を知らせる方法をとる。分離をしたら最後、一切の情報がない状態が十数分から数時間続き、開傘後

¹宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 (ISAS/JAXA)

²宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部 (ISTA/JAXA)

³ (財) 無人宇宙実験システム研究開発機構 (USEF)

に再突入飛翔体から発信されるビーコンを受信して初めて、機能の健全性が確認される。すべての機能、シーケンスが正常に行われれば問題ないが、何かの不具合で予定時刻にビーコンが受信されなかった場合には、着水／着地予定分散域の中をシラミ潰しに探すこと以外に手段がない。このように、再突入飛翔体の分離からビーコン受信まで、回収などに関わる者には非常に長い時間である。

仮に、再突入飛行中の飛翔体の位置情報を何らかの方法で取得することができれば、それは、回収という観点から非常に有用な情報になるのみならず、不測の事態にも状況の把握が非常にスムーズに進むはずである。再突入飛翔体の長パルス一次レーダによる捕捉等は、地上局からの可視範囲に飛行経路がある場合には高精度な追跡が可能であり非常に有効である[1]。一方、再突入飛翔体、特にアブレータ耐熱材をそのヒートシールドとするような弾道突入カプセルの場合、その表面温度が2000～3000℃となり、夜間であれば十分に地上から観測できる程度の強度の輻射光が観測されると見積もられる。この輻射光を利用し、三角測量の原理を適用すれば、リアルタイムとはいかないまでも、非常にそれに近い時間で飛翔体の飛行経路を計測することが出来ると考えられる。本稿では、トランスポンダー非搭載型の飛翔体の着水点の予測を補助する手段として、再突入中の空力加熱による発光を利用した光学観測による突入軌道捕捉方法を提案し、実際にUSERS・REVの再突入において実践した結果を報告するものである。

2. 光学観測方法及び観測装置

2.1 光学観測と位置決定の原理

2.1.1 輻射光度

弾道突入型のカプセルの場合、通常数MW/m²から十数MW/m²の高い空力加熱を受けるため、アブレータヒートシールドを用いることが多く、その表面温度はアブレーション解析によれば2000～3000℃になると見積もられる[3]。再突入飛翔体の空力加熱時の地上からみた輻射強度のオーダーを見積もるため、カプセルのヒートシールド

$$L = \frac{q \cdot A}{4\pi R^2}$$

の表面は、(冷温壁)空力加熱とほぼ輻射平衡状態にあるとし、単位面積当りq[W/m²]の輻射を行なうとする。

$$M = -2.5 \log \left(\frac{L}{L_0} \right) \quad \text{等星} \quad \text{ただし, } L_0 = 2.4 \times 10^{-8} \text{ [W/m}^2\text{]}$$

(カプセルの代表投影面積をAとすると、距離Rの位置における光度はLは、

となる。これを天体になぞらえ、等級で表現すると、

ここに数値例として、USERS REVカプセルを想定して、再突入飛翔体の見かけ代表面積：1m²、加熱率：1MW/m²、直線距離200kmとすると、 $L = 2 \times 10^{-6} \text{ W/m}^2$ で、 $M = -4.7$ 等 になる。

実際にはアブレーション効果があるので、当然冷温壁加熱より小さく、また、輻射光が観測点に到達するまで

$$\Delta m = aF(z)$$

い大気による吸収減光がある。再突入飛翔体の輻射を恒星の類推で、地上における見かけの等級と、大気外における真の等級の差 Δm を大気減光というが、

と表現され、aは減光係数、F(z)は光が大気外から地表に到達するまでの経路に沿っての空気量(天頂距離の

z の関数であり、天頂における値を単位としたもの）である。 $z < 60^\circ$ では、 $F(z)$ は近似的に $\sec(z)$ に等しい。

表2-1に国立天文台の実測値に基づく天体の減光の例を挙げる。再突入飛翔体の輻射は可視域から赤外である点、また、後述のように上下角は $20^\circ \sim 30^\circ$ （ z にして、 $70 \sim 80^\circ$ ）という点を考慮すると、減光等級は、天候や上下角によって左右されるが、1等～3等程度の減光と考えられる。

以上を考慮すると、USER REV相当のカプセルが再突入する場合、天候や、観測時の上下角によるが、明るい惑星程度の等級、すなわち -1等級～-3.5等級程度で地上観測される可能性がある。

表2-1 天体の減光（国立天文台実測値 理科年表より）

z	Δm		
	透明度良好の場合		
	実 視	青	紫外
	等	等	等
0°	0.23	0.37	0.72
20°	0.25	0.39	0.77
40°	0.30	0.48	0.94
60°	0.46	0.74	1.43
70°	0.67	1.07	2.09
80°	1.3	2.1	4.0

z	Δm		
	薄いもやがある場合		
	実 視	青	紫外
	等	等	等
0°	0.66	0.95	1.43
20°	0.70	1.01	1.52
40°	0.86	1.24	1.86
60°	1.31	1.89	2.84
70°	1.91	2.76	4.15
80°	3.7	5.3	8.0

2.1.2 位置決定

各局から計測した方位角、上下角に基づく視線が1点で交われば、その点が再突入飛翔体の位置であるが、実際に計測値が一点に交わることはまれであろう。角度の誤差を考慮した空間円錐の視線を仮定することで交われば非常によい計測と考えられる（図2-1A）。ここでは、ある時刻における最尤軌道と、計測視線との距離の平方和の根を最小にする2点の中点を再突入飛翔体の位置とする方法をとった（同図B）。計画値に引きずられる可能性があるため、計画値から大きくずれた場合は好ましい方法でなく、その場合には計測のみで飛翔体位置を決定する方法が必要である。いずれにせよ、事前に2局の計測精度を高めることが重要である。その意味で2局の方位、

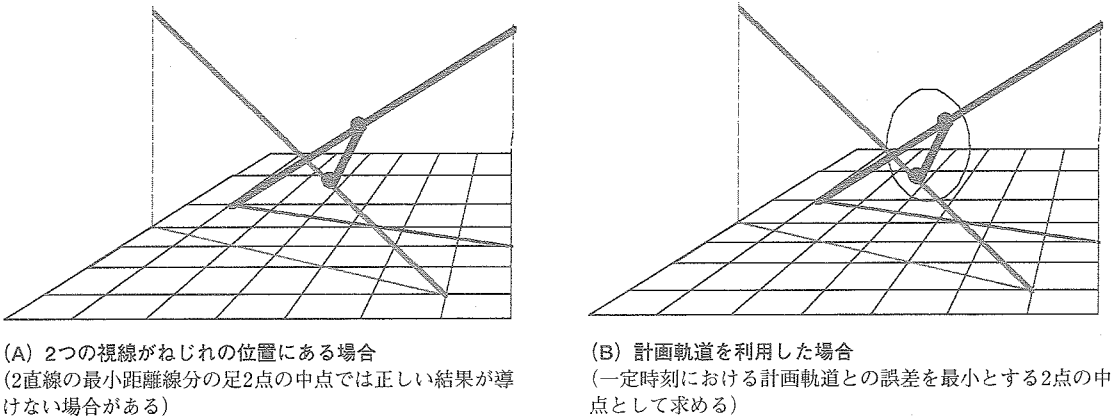


図2-1 再突入飛翔体位置の予測

上下角にオフセットがあることは致命的となる。

2.2 観測方針・全般

ここでは、具体的にUSERS REVカプセルの再突入を捕捉するため、再突入時の飛行経路に近い国内領土として、小笠原諸島・父島、母島を選び、これを具体例として今後の議論を進めていく。これらの観測地点は、ミッション、再突入経路によって基本的には自由に選択すれば良い。現地班は、父、母各島の2班に別れ、カメラを再突入飛行方向に向けた固定式撮影によって発光を記録する。カメラは通常の光学カメラと、赤外線熱画像カメラの2組を各局用意する。

(1) 座標合わせ

USERS-REVの飛行経路 (AZ/EL) を正確に取得するため、事前にカメラの方位を合わせる。基本的には γ 日の未明の星を観測して、星図から緯度経度を合わせ、そのままX時 (再突入) を迎える。星による方位合わせを事前に行い、問題点、課題の抽出、および座標合わせ技術の習熟を行う。

(2) 座標基準設定

星による直前の座標合わせは精度が高いが、曇天等により未明に星がみえず、X時を迎える場合を想定して、別途、バックアップとして、基準になる対象を予め地上で確認しておく。

(3) RS (Reentry Simulation) 練習

再突入を観測する場合の、アクセス事情、電力事情、連絡体制の問題／課題の抽出のため、実際と同じシチュエーションでの練習を行う。

(4) 本番

取得した光学飛跡、赤外飛跡をそれぞれ事前に校正済みの画面からAZ/EL情報に換算する。この値をもって、予め決定されている連絡エリア (NTTアンテナの届く位置) に移動し、父母間の情報を合わせる。発光をとらえた場合はまずその旨を本部に連絡する。また、データを元に着水点予測を行う。

2.3 観測機材

主な機材は表2-2の通りである。

表2-2 主な観測機材 (1局あたり)

(1) 可視光CCDカメラ及び赤道儀、レンズ・フィルター式	6セット
(2) 赤外線サーモグラフィ (母島には短波長、長波長の2機種)	1セット
(3) 連絡用携帯電話	1台
(4) 地上目標確認用磁針付双眼鏡	1台
(5) GPSレシーバ	1台
(6) WGS-84準拠海図 (父島、母島周辺)	1式

2.3.1 可視光撮像系

早朝に再突入するREVの飛行光跡を撮像するポイントは、太陽光散乱による明るい背景光をできる限り排除し、いかに高いS/N比で光跡を取得するかという点である。そのため事前試験として、背景が本番と同程度の明るい時間帯に、REVと同程度明るさの金星 (−3.9等級) 及び、若干暗い木星 (−2.6等) を利用した予備撮像試験を行なうことで、カメラレンズの焦点距離、CCDカメラの感度等に関する知見を事前に得ることとした。

出港前試験では、CCDカメラ「WATEC Neptune100(WAT-100N)」に複数のレンズを装着、可視光観測機器の焦

点距離を決定し、日照下で明るい惑星（木星及び金星）が検出できるかを確かめた。その結果、135mmのレンズにおいて木星（-2.6等）、85mmレンズにおいて金星（-3.9等）を検出した。85mmより短焦点のレンズでの検出は不可能であったため、全てのレンズの焦点距離を85mmとした。

なお中望遠レンズ85mm（Nikon AF Nikkor 85mm f/1.8D）を使用することで視野角が狭まり、REVを追尾する場合、トラッキングの要求精度が高くなるため、複数のカメラをモザイク状に固定して並べ、REVの落下予想空域の視野を十分にカバーする「待ち受け観測方式」を採用することにし、父-母島局にそれぞれ6台の可視光システムを用意することにした。

一方、レーリー散乱の強度は波長の4乗に反比例するため、 $0.65\mu\text{m}$ より波長の長い近赤外領域では、太陽光の最大強度波長である $0.55\mu\text{m}$ よりも半分以下になる。WAT-100Nは近赤外領域まで十分な感度を有するCCDを使用していることから、可視光をカットして近赤外を透過するフィルタ(MC R-64)を対物レンズに装着することとした。

表2-3に可視光システムのスペックを示す。

表2-3 可視光観測システムのスペック

1) CCDカメラ（6セット）；Watec NEPTUNE-100（WAT-100N）	
測定波長	$0.6\mu\text{m} \sim 1\mu\text{m}$ (R64フィルター装着)
検出器	1/2" Interline transfer CCD image sensor
有効画素数	768(H)×494(V)
ピクセルサイズ	$8.4\mu\text{m} \times 9.8\mu\text{m}$
仕様視野角	4.19° (H)× 3.15° (V)
信号出力	NTSC(アナログビデオ信号)
電源電圧	DC+12V (10%以内) *電源は1.5Vアルカリ乾電池×8本
2) 対物レンズ； Nikon, Pentax	
焦点距離	85mm
開放F値	1.4～1.8も使用.
3) フィルタ ケンコー MC R-64	
4) 記録装置	デジタルビデオ mini DV(SONY Master DV 60min)
6) 自動導入架台	ビクセン・GPD赤道儀+スカイセンサー2000PC

さらに現地では同システムを用いた昼間の木星の試験撮影を行い、観測時のCCDカメラのゲイン、レンズのピント位置や絞りなどの観測条件の最適値を求めた。その結果、木星検出時のカメラレンズの絞りはF16、CCDカメラWAT-100Nの設定は、ゲイン：最小、シャッター：OFF(1/30秒ビデオレートによる連続撮影)、 γ 特性：OFFとなった。ただし父島においては、日出後X時付近の曇天の撮像に際して、画像のサチュレーションを防ぎ、コントラストを最適化するため、シャッター速度は1/1000~1/2000秒とした。

2.3.2 赤外線撮像系

既述したが、早朝に再突入するREVの飛行光跡を撮像するポイントは、太陽光散乱による明るい背景光をできる限り排除し、いかに高いS/N比で光跡を取得するかという点である。光路中に薄雲、微小ダストなどが存在する場合、光はレイリー散乱により一様散乱、吸収を受ける。この効果（散乱断面積）は波長が短い程大きい。上記の様な環境下でも、REV放射光の赤外成分は可視成分よりも散乱・吸収を受けることなく観測点まで到達する。一方背景光は、表面温度約6千度の太陽光輻射がレイリー散乱されたものであるため、散乱光には比較的短波

長側の成分が支配的に含まれる。よって赤外線による撮像は、背景ノイズを排除し、散乱・吸収を受けることなく観測点に到達した放射光の赤外成分を選択的に観測できる点から、非常に有効であることが予想される。そうした観点から、可視光学撮像系に加え、今回の観測では赤外線サーモグラフィによる撮像を並行して行なうこととした。表2-4に赤外線観測システムの仕様を示す。

注) 雲が厚すぎる場合は有効ではない (IRの透過限界がある)。雲の場合はさらに、水蒸気バンドスペクトルによる吸収もあるので、任意の赤外線波長が透過するのではなく、サーモグラフィーではこの吸収帯を避ける波長を使っている。

表2-4 赤外線観測システムの仕様

TH5102	注) 父島, 母島とも設置					
測定波長	8~12 μ m					
測定レンジ	レンジ1; -20℃~100℃ レンジ2; 0℃~800℃					
検出器	HgCdTe (スターリング冷却型)					
視野角	水平21.5° * 垂直21.5° (2倍ズーム機能あり)					
瞬時視野角	1.5mrad					
焦点範囲	30cm~∞					
フレーム時間	ノーマルモード (0.65sec) ファーストモード1 (1/22sec) パソコン書き込み5secに1画面					
リアルタイムメモリー	1secに1画面 64画像 リングメモリー					
熱画像画素数	255 (H) * 223 (V)					
データ深度	12bits					

2.3.3 観測装置パラメータまとめ

天体をもちいた観測練習も含め、観測システムのゲイン等の確認、評価ができるよう、表2-5に、観測装置のパラメーター一覧を観測天体の明るさとともに示す。

表2-5 可視・赤外観測装置パラメーター一覧

観測可能 天体	レンズ (焦点距離)	絞り値	ゲイン	露出 (シャッター)	明るさ	地上照度 (ルクス)
可 視 光 観 測						
金星 ⁱ⁾	135mm ^{i, iii)}	F16	最小	1/30秒	-3.9等 ^{iv)}	1.1e+05
木星 ⁱⁱ⁾	85mm ^{ii, iii)}	F16	最小	1/30秒	-1.9等	1.0 e+03
恒星	85mm ^{i, iii)}	F1.4	最大	1/30秒	+8等級 ^{v)}	2.0e-03
本番	85mm ^{ii, iii)}	F16	最小	1/30秒	-4等級	2.5e+04
赤 外 観 測						
月 ⁱⁱⁱ⁾	標準	オート	オート	1/30秒	約-8等級	3.2e+03
本番	標準	オート	オート	1/30秒	-4等級	2.5e+04

i) R-64フィルターなし

ii) R-64フィルターあり

iii) γ 特性オフ

iv) 映像を記録していないのでS/N値は不明

v) 限界等級

I) 太陽離隔29度

II) 太陽離隔度67度

III) 太陽離隔47度, 月齢25.3

2.4 カメラ視野方向合せ方法

カメラの視野方向を合せる方法に各島間で若干の違いがあったが、各島にいる班員の個人的バックグラウンドの（得手不得手）関係から両者は事前に了解された方法であった。いずれも精度の観点からは要求を達成できるものである。

基本的に、再突入時刻の瞬間さえ晴れていれば、データが取得できる方法を取ることにする。すなわち、直前の天候その他の理由によって、位置合せが不能となる方法は取らない。そのため、6台用意したカメラのうち1台（便宜上#1カメラとする）は位置合せレファレンスとしての機能を徹底させ、残り5台との視野方向の相対関係を予め合せておく。当日の天候に左右されない地上の対象に#1カメラを合せることで、他の5台の方向が自動的に合う。こうした位置合せの基本的方針に従い、例として父島班の方法は、以下の通りである。

- 1) 予め直線見通し距離が25m以上取れる地上（二見港）において、6台のカメラの相対方向をインターフェイス（マウント）プレートと上で合わせて固定しておく（後述）。このカメラセットはプレートごと、赤道儀架台からはずし、それぞれの向きが変わらぬよう安全に保管する。
- 2) γ 日のオペレーション開始とともに、観測点にいき、架台にマウントプレートを固定する。
- 3) 予め方向（緯度、経度、高度）がわかっている地上の対象（野羊山頂上のランプ）に#1レファレンスカメラを向けることでカメラの視野方向セッティングは終了する。
- 4) 再突入時刻直前までに、星がみえる晴天となった場合は、さらに星図を用いた観測（後述）により、各カメラ視野中心の相対位置の再確認を行なう。

カメラの相対方向合せは、まず予めビニールテープによって2cmの等間隔に印を付けられた長さ約4mの角材を

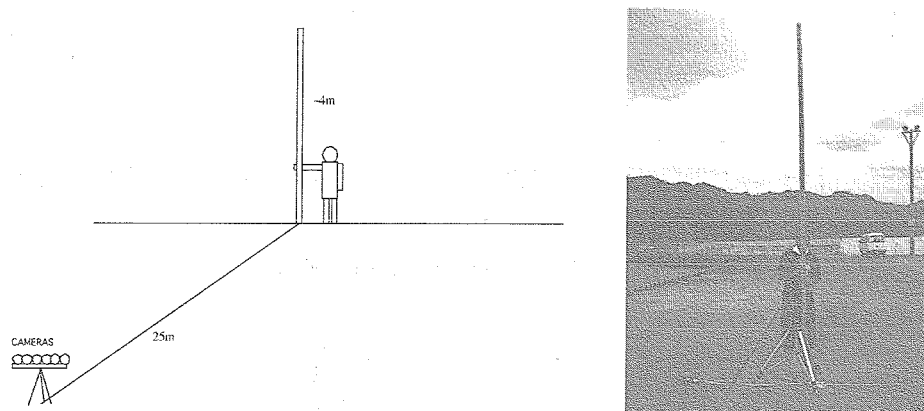
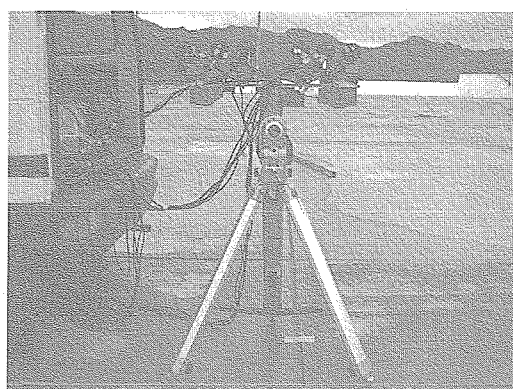
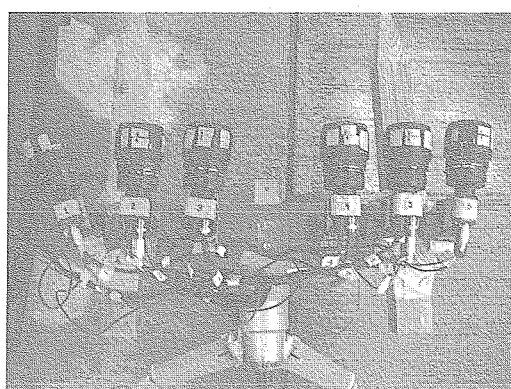


図2-2 地上における各光学カメラの相対視方向の合せ方（例、父島班）



地上校正時のカメラセットアップ

（実際は、反時計周りに架台ごろ90°回転させて利用する。）



校正後の各カメラの相対角度

（一番左は90°回転時に地上のターゲットを捕捉するカメラである。）

図2-3 光学カメラのセットアップ

用意した。カメラの視野方向計画（後節参照）に基づき、所定の角度を出すためには25m先での水平方向，上下方向の長さを求めておき，実際にカメラで撮像することで，各カメラの方向を校正した。この方法による方向合せ精度は25m先で2cm程度，すなわち約 0.05° である。

※ 恒星だけに頼る位置合わせは天候に左右されるため，地上風景を用いた方法で位置合わせを行った後に，そのままの状態で見えれば，位置精度が上がり最良であるということが分かった。

3. 再突入飛行データ

USERS軌道データ（最良推定軌道の履歴 ATT: at6d.out）に基づき，光学観測班のデータとして用いるべく，各観測点からの見える方向，および光度等級を見積り整理した。

3.1 REVの飛行経路（初期計画値）

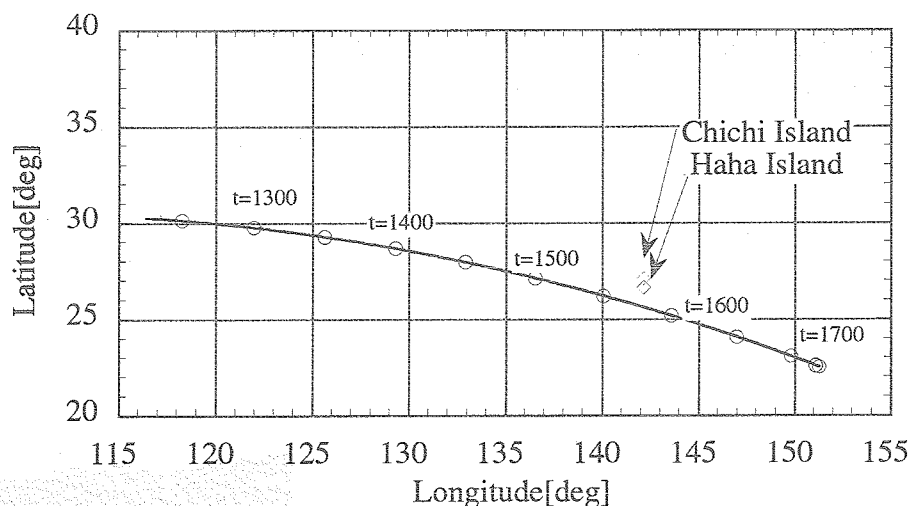


図3-1 REVの飛行経路と父島／母島観測点

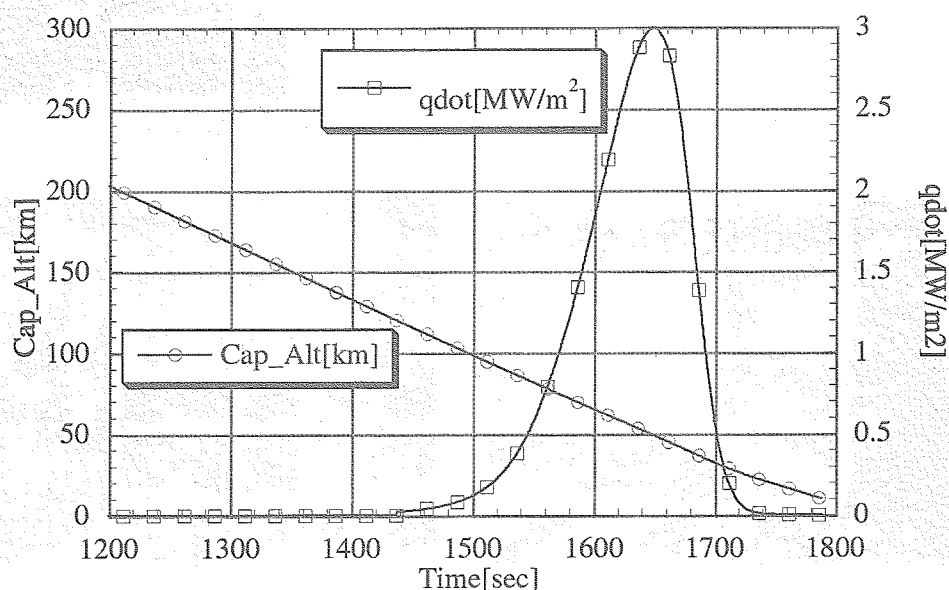


図3-2 REVの飛行高度，空力加熱率の時間履歴（軌道離脱を $t=0$ ）

3.2. 観測地点

REV光学観測班の観測点は以下の通りである．1) 観測点は，南側が水平線より見えること，2) 携帯電話の通話圏内にあること，3) 自然的・人的に装置の安全が保たれること等を考慮して各島とも選択した．

表4 REV光学観測班の観測点

	経度 [deg]	緯度 [deg]	高度 [m]
父島 三日月山展望台	142.18443	27.095520	176.5
母島 新ヘリポート上	142.17842	26.628080	113

※WGS-84測地系を用い、ハンディGPSレシーバにより測定した結果である．



図3-3a 父島三日月山展望台より南側を臨む
(奥の岬は位置合せに用いた約2.5km先の野羊山)

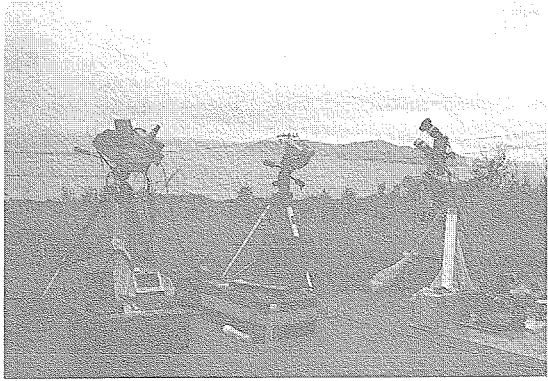


図3-3b 母島ヘリポート上より南側を臨む

3.3. REVの位置予測 (例. 父島データ)

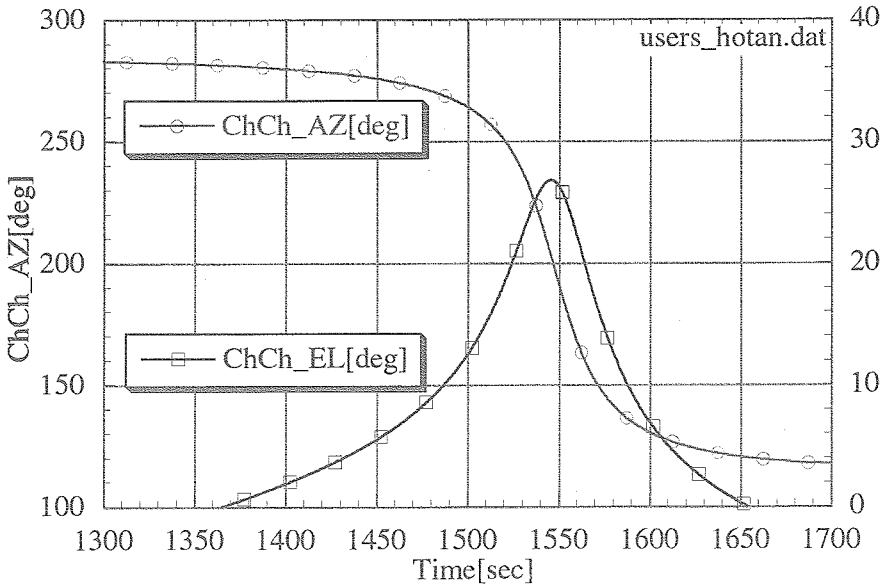


図3-1 島・三日月山展望台から見えるREVの方位角，上下角 (軌道離脱をt=0)

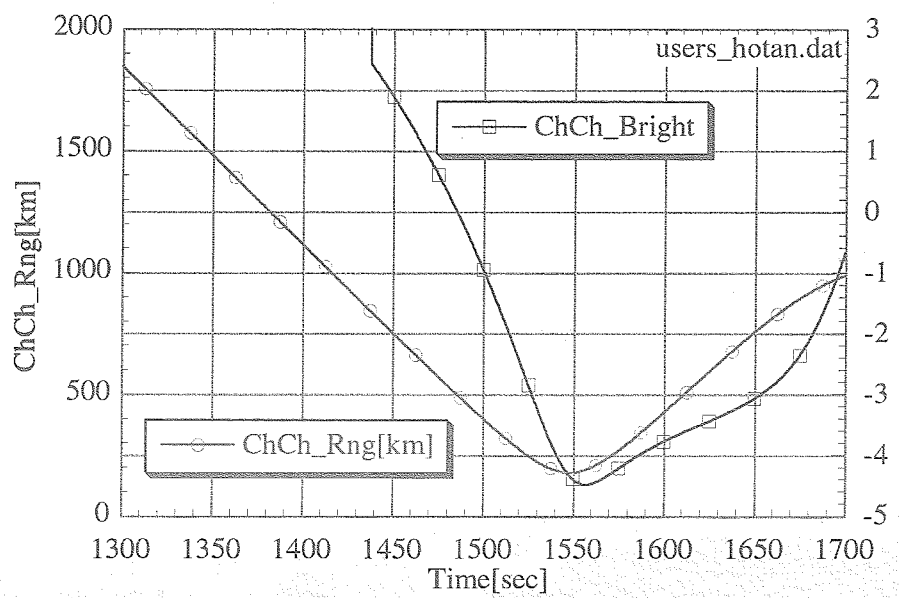


図3-2 島・父島・三日月山展望台から見えるREVまでの距離と明るさ（等級）（軌道離脱をt=0）

3.5 協定視野方向セッティング

父島、母島の両班とも、協定時刻として5月30日の午前6時10分29秒にREVが視野の中心を通るように設定し、それぞれ図3-3および3-4に示す通りの視野方向セットを行なった。

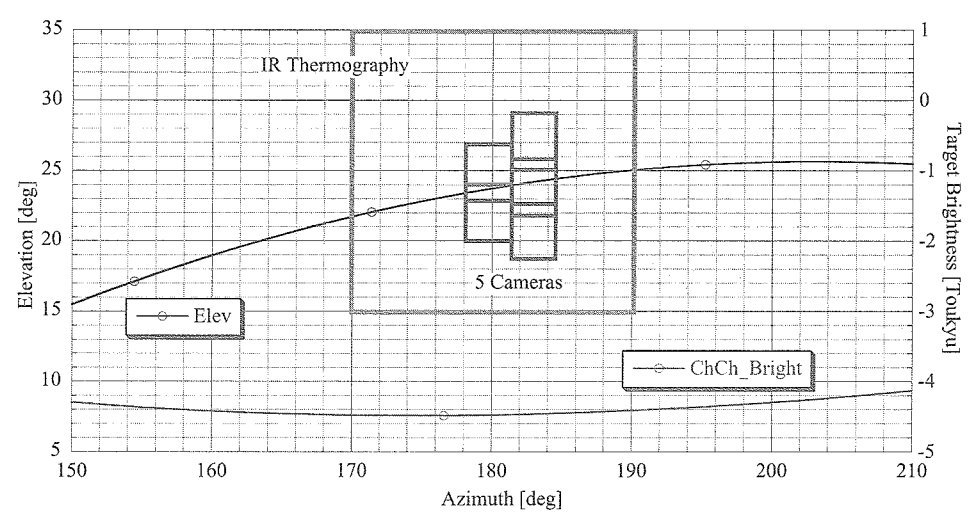


図3-3 父島から見えるREVの方向・光度とカメラ視野方向のセッティング計画

4. 結果

4.1 可視光観測予備実験

図4-1は、5月26日18時10分に母島局の可視光システムでとらえた昼間の木星である。日没およそ10分前の天空での木星の位置は、方位角258度、仰角62度、光度は-2.6等であった。この時の太陽高度は0.6度、地上照度は $1.0\text{e}+03$ ルクス。木星は薄雲を通して $S/N=17$ で観測され、同システムの有効性が証明された。

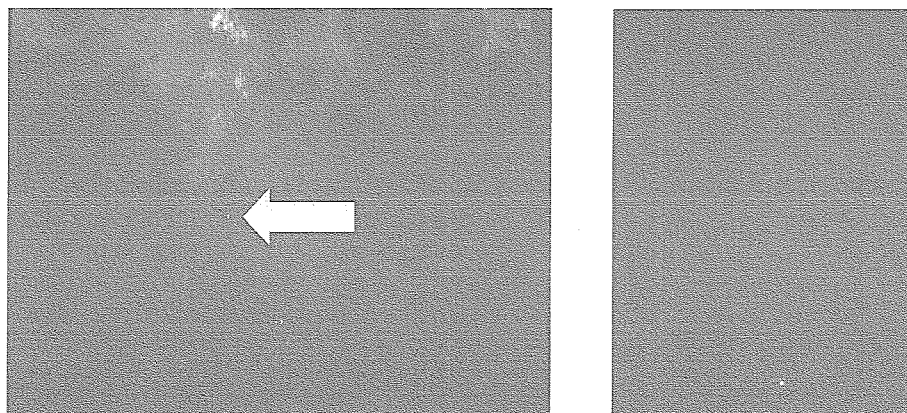
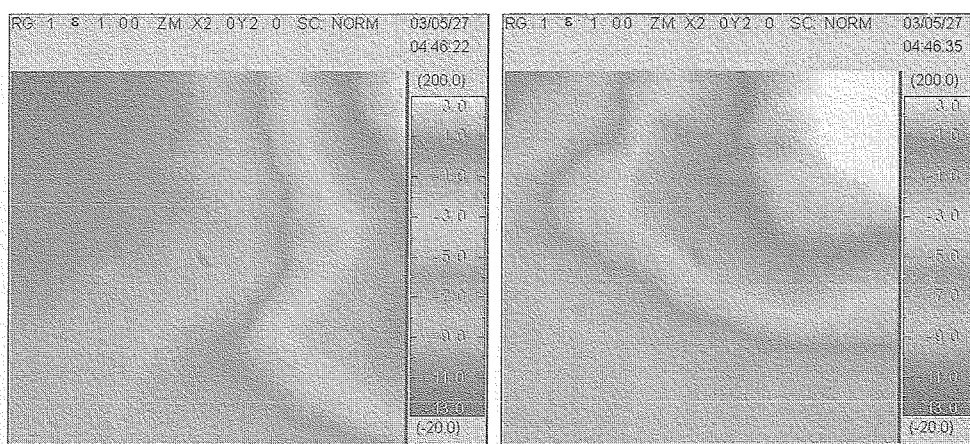


図4-1 (左) 日没前の青空で撮像された木星(画面中央よりやや左の光点)。画面上方には白く雲が写っている。黒斑点はCCD保護ガラス上のゴミで、本番観測前のセッティング時に清掃を行って除去した。絞りをF16に絞っている関係で、シャッターの絞りの影により中央部分にサークル状のスポットが見られる。
(右) 恒星を用いたセッティング方法で取得した恒星画像。F1.4レンズを用いた限界等級は約8等である。

4.2 赤外線観測予備実験

図4-2は、AM6時（ほぼ、本番の時刻）において薄曇りの向こうにある肉眼では見えない三日月を撮像したものである。再突入飛翔体に比して対象の視直径が大きいという優位な点はあるが、赤外線を利用した場合は、薄曇りでも対応できる可能性がある点を示唆しておく。



(a) 雲間より見える状態

(b) 雲海に隠れて肉眼では見えない状態

図4-2 赤外サーモグラフィにより薄曇りの向こうに撮像された三日月（画面中央）。
(IR Thermography 5102 視野角： $10^\circ \times 10^\circ$ 望遠レンズ装着)

月の平均視直径は 0.5° であり、サーモグラフィは $24 \text{ Pixel}/^\circ$ より、 12 pixel 分となる。

REVの最大視直径： $3 \times 10^{-4}^\circ$ （図4-3参照）より、サーモグラフィ上で 0.007 pixel 分となり、対象が静止している場合には、小さすぎて取得できない可能性が大きい。しかしながら、実際にはサンプリング時間中に対象は動いており、視直径が実効的に大きくなるため、取得できる可能性も少なくない。

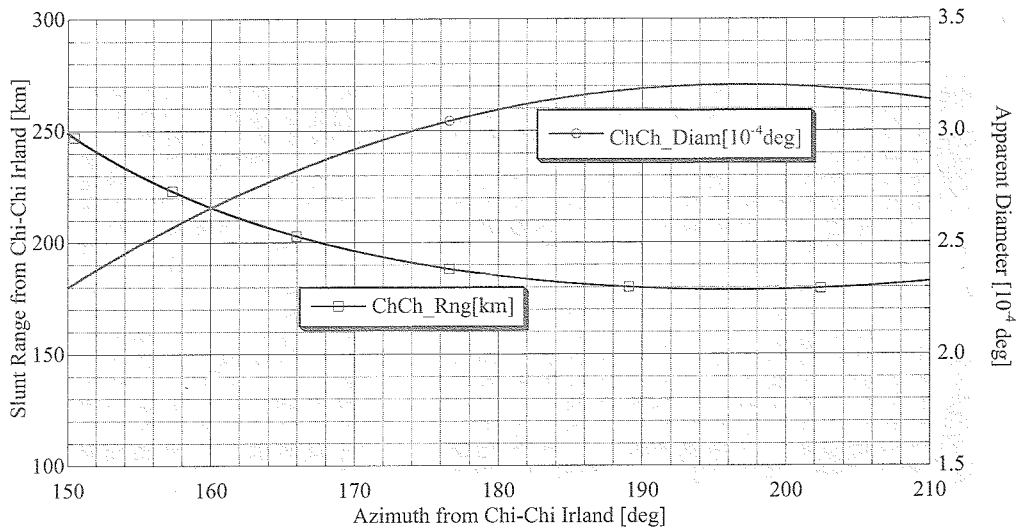


図4-3 REVのレンジと視直径（参考として父島）。

4.3 再突入本番

再突入日は、父島、母島両班とも前夜23：00より観測場所に行き、雲の切れを待ったが、非常に狭い雲の切れた領域が10分程度の存続するものの、星による位置合わせ、カメラ方向確認ができる状態にはなかった。図4-4a、bに父島、母島それぞれの可視光系及び赤外撮像系の最終セッティング状態を示す。

また、この天気の状態はR時まで続き、最大光度になると予想される時刻AM6：10：29近傍においても、本来見えるべき方向の視界が晴れることはなかった。天候の理由により残念ながらREVの捕捉は到らなかった。

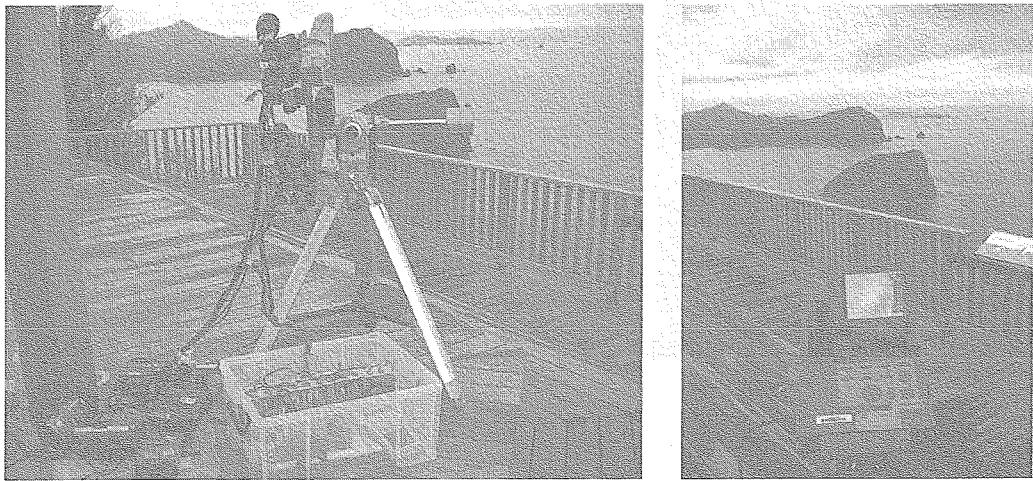


図4-4a 島・可視光系（左）及び赤外撮像系の最終セッティング



図4-4b 母島・可視光系（左）及び赤外撮像系の最終セッティング
（奥から赤外システム、モニター・システム、可視光システム）

5. 反省点および今後に向けて

今回のREV落下の地上観測は電波観測や飛行機による着水地点目視らのバックアップという位置づけであった。しかし独立した複数の検出方法を同時に行い、観測運用に冗長性を持たせ、着水地点の早期割り出しに万全に備えようとした。残念ながら本番では天候の理由により、REVの捕捉こそできなかったが、それまでの検討、オペレーションを実際に行ったことにより得られた知見は少なくない。今回の観測経験を今後に生かすためには、以下に挙げる反省点をよく認識し、今後の観測機会に向けて改良を進めていくことが必要であろう。

- 1) 当初の観測計画案では、落下するカプセルを自動ないしマニュアルでトラッキング観測することも検討された。予測軌道と実際の軌道分散の予測の困難さ、また日中観測におけるS/N比を稼ぐためにあえて狭い視野の光学カメラを採用したことから、それは実現可能性の低いものとして却下した。また、軌道の分散、各カメラの方角合せの精度を考慮して、協定を成立させるために、軌道に沿ったカメラの配置ではなく、アレイ状に視野を向けることが大切であり、光学カメラをアレイ式に並べた「固定観測」を採用した。
- 2) 光学カメラの観測視野方向を合わせる方法としては、最も位置精度の高い校正法は恒星観測による星図上の位置確認であるものの、その実現には夜間の晴天が練習時および観測本番で保証される必要がある。しかし実際の運用では、今回の大洋上の梅雨・台風気象のようなケースも十分想定する必要がある。むしろ観測直前まで曇天であって本番だけ晴れるという最悪条件でも、ベストパフォーマンスを発揮できる「天候に左右されない」校正法をノミナルとすべきである。もちろん、導入精度・位置精度共に星像を用いる方法は高い精度を達成できるため、視野のセッティング精度の確認や、観測対象の軌道決定精度を上げる目的で、観測前後の星像チェックが行えれば、より好ましい。
- 3) 今回のオペレーションからの直接の帰結ではないが、（流星の立体協定観測でもよく知られるように）一般に2地点からの方位角、上下角方向により軌道を推算するには、この2地点は視野角が45度近傍になるようにベースラインを適切に取り（観測すべき発光高度に依存）、なおかつ再突入軌道の両側（今回の場合は南北）に位置する2点を選択すべきである。太平洋上回収のため、陸上の観測可能地点が制限されていたので仕方ないが、今回のように高度数十キロの飛跡から水平距離で数百キロ離れた地点、しかも飛跡を挟まな

い同じ側からの立体協定観測である場合、観測データからの軌道計算の際の誤差は大きくならざるを得ない。

- 4) 機器の位置合わせの精度を達成させるためには強固な架台と、風や温度変化などの多少の外乱が生じても移動しないカメラ・マウント、およびその微動機構が重要である。今回の観測を通して、これらの要求を達成する幾つかのメカニカルな改善点が判明した。
- 5) 今回、父島局では二見港での測量器具を使った視野合わせを行い、一方母島局では観測現場から見える地形を使った視野合わせをおこなったが、それぞれに短所があった。父島局の場合、カメラの校正後、観測場所までの機材運搬の際にカメラの相対的な位置関係がずれるリスクがあり、母島局の方法では地図上に示された限られた地形情報から視野を合わせる必要があった。結論としては、観測地点で改めて父島局のような測量器具を使った位置合わせを行うことが、オペレーションとしては最適であろう。
- 6) 曇天における赤外サーモグラフィーを使った「面光源」の観測については、今回流動して光学厚さが変化する雲に遮られた三日月の検出が今回達成できたことは、今後の地上観測計画を考える上で興味深い。雲の光学厚さと観測波長、検出器感度、カバーすべき視野角などについて、今後さらなる検討が必要であるものの、落下カプセルの諸条件によってはアブレーション物質の「尾」などが「移動する面光源」として捉えられる可能性がある場合、この観測機器を使った立体協定観測は有効かと思われる。

参考文献

- [1] 石井信明, 他, 「長パルス一次レーダによるUSERS・REVカプセルの追跡」, JAXA報告「鈍頭型カプセルの再突入飛行及び熱空力的研究」, 2005.3月.宇宙科学研究本部/JAXA
- [2] MUSES-C飛翔計画書, 「13章 再突入カプセル」, 宇宙科学研究所 (現: 宇宙科学研究本部/JAXA), 2003.

READ実験

安部 隆士¹・藤田 和央¹・若林 昭²・伊地智 幸一²

READ (Reentry Environment Advanced Diagnostics) Experiment

By

Takashi ABE¹, Kazuhisa FUJITA¹, Akira WAKABAYASHI², Kouichi IJICHI²

Abstract : In the READ experiment, the in-flight measurement of the radiation, emanating from the shock layer generated in front of the USERS reentry module during the reentry flight, was successfully performed. The radiation generated at the shock layer was introduced into the onboard spectrometer in the USERS reentry module through the optical fiber. During the flight experiment, the spectrum of the radiation was recorded on the on-board data recorder and was successfully recovered after retrieval of the vehicle. The measured data shows that the spectrum was contaminated by the radiation other than the radiation emanating from the shock layer, and its intensity was stronger than was expected. The spectrum at the altitude of around 90 km shows a strong influence of the ablation gas while the spectrum at the lower altitude shows an influence of the albedo of Earth surface.

1. はじめに

惑星探査においては、探査プローブを用いたミッションは、より直接的な情報を得られると言う点で有効であり、近年の探査ミッションでは NASA のガリレオや一連の火星探査機に見られるような当該惑星へ探査プローブを投入するミッションや、スターダスト、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) の MUSES-C計画[1]といったサンプルリターンミッションも行なわれている。これらのミッションでは、惑星到達時に行われるエアロブレーキや惑星間軌道からの大気再突入など、機体が遭遇する熱空気力学的飛行環境は極めて厳しい。そのため、そのような飛行環境の原因としての衝撃層内高エンタルピー気流からの空力加熱、輻射加熱からいかに機体を防御するかが設計のキーとなる。また、近年注目されている完全再使用型輸送システムの開発においても、いかに軽量で信頼性の高い熱防御システム (thermal protection system; TPS) を開発できるかが重要な技術課題となっている。

TPS を含めた機体の設計とミッション計画では、飛行環境の予測、TPS の特性の把握、及び高エンタルピー気流と機体表面の相互作用など、加熱環境に関する総合的な理解が必要であるが、このうち飛行環境の予測値は設計の最も基礎となる情報である。機体が低密度領域を高速度で飛行する場合、衝撃層内は熱的にも化学的にも非平衡

¹宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 (ISAS/JAXA)

² (財) 無人宇宙実験システム研究開発機構 (USEF)

次電池 (BAT) を保有し、電源ユニット (PSU) は BAT を用いて READ 実験の各種電源を提供している。

READ 各コンポーネントは REV 内部に艤装される。REV は推進モジュール (PM) と接続されてリエントリモジュール (REM) を形成する。READ の艤装概略を図2に示す。READ 器機は USERS の環境基準を満足するように、振動試験および熱真空試験を行って、その品質を認定した。

光計測ヘッド

OHD は宇宙科学研究所により開発された。OHD は衝撃層内の輻射光を REV 内部に取り込む光学装置であり、REV 機体軸上淀み点位置にアブレタと構造体シェルを貫くように取り付けられる。その構造は図3に示すようになっており、高温気体と高温アブレタに接触する部位には、京セラ株式会社製のジルコニア (ZrO_2) のエントランスチューブを用いて輻射光を取り入れるようになっている。取り込まれた輻射光は合成石英のレンズにより集められ、反射鏡により直角に曲げられた後光ファイバへと導入される。アブレタの損耗や熱膨張によりもたらされるエントランスチューブの変位は、レンズ後方に設けられたベローズにより吸収されるように設計されている。光ファイバに取り入れられる輻射光は、エントランスチューブの先端に設けられた 4ϕ の小穴直近の外部空間からのものであるよう設計されている。大気を高速飛行中は、この空間は高温の空気で占められるため、取り入れられる輻射光は、そのような高温空気からのものであることになる。ただし、後述するように、それ以外にも地球アルベドや、場合によっては、太陽光が直接ないし間接に入射する可能性も考慮する必要がある。

OHD は、その取り付け方法の特殊なことから REV システムの保全に対するインパクトが大きいため、その開発においては通常の認定試験に加え、アークヒーターによる加熱試験を行った[3][4]。アーク加熱試験により、エントランスチューブ材質としては SiC や Si_3N_4 は不適當で、 ZrO_2 が適當であることが分かっている。

光ファイバ

OFB は三菱電線工業株式会社により製作された。分光波長領域として紫外領域に注目しているため、OFB として紫外波長領域まで透過率の高い合成石英を素材とし、ポリイミド系被覆を施した UV-VIS タイプの光ファイバを採用した。コア径は $200\mu m$ 、被覆を含めたファイバ径は $270\mu m$ であり、 $190\sim 700\text{ nm}$ の波長域で十分な透過率が得られている。これを 19 本バンドルし、USERS の打上げ/再突入環境の機械的環境に耐えるように SUS303 及びテフロン製のフレキシブルチューブで保護した上で、REV の構造体に取りつけた(図2)。OHD によりフォーカス

表1 READ 構成機器

略号	ユニット名称	説明
OHD	Optical head	光計測ヘッド
OFB	Optical fiber	光ファイバ
SPM	Spectrometer	分光器
CEU	Conrol	制御ユニット
PSU	Power supply unit	電源ユニット
BAT	Battery unit	電池

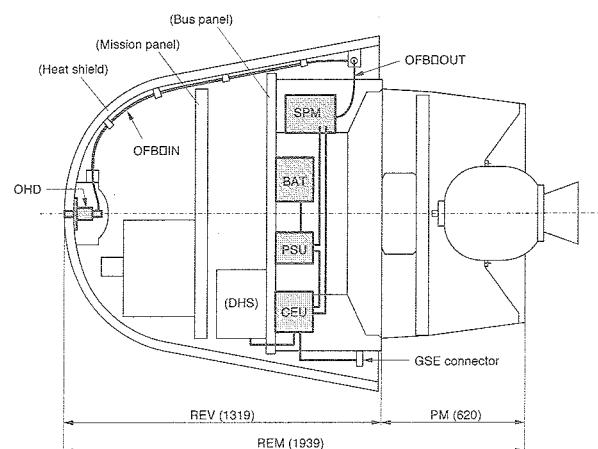


図2 READ 実験機器の艤装全体図

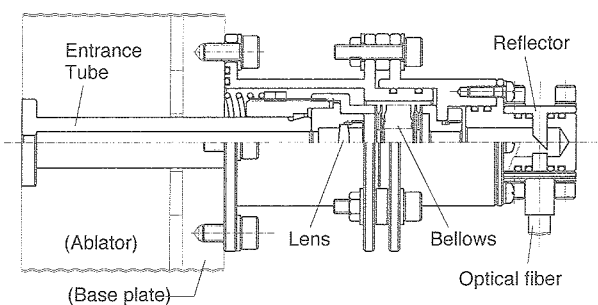


図3 光計測ヘッド (OHD) の構造

された輻射光は、OFB により SPMへ導入される。SPM 側では 19 本の光ファイバを縦列に並べ、そのまま光学スリットとして用いている。

分光器

SPM はポリクロメータ分光器と CCD カメラから構成される。ポリクロメータは READ ミッションのために株式会社東京インスツルメンツ/ベルノ技研（株）により新規開発されたコンパクトフラットイメージ分光器で、F 値は 3.8 程度である。CCD は ANDOR Technology 社製のペルチェ冷却タイプ CCD ModelDU420-UV をベースに ANDOR Technology 社が開発したもので、真空環境下での使用のためペルチェ高温側に銅ヒートシンクを用い、耐放射線対策のためのRad-hard 素子の採用などの改良を加え、USERS の機械的環境に耐えるような補強を施している。CCD は水平 1024×垂直 256 pixel の受光面を持ち、垂直フレームトランスファ方式により撮像して垂直方向をバインドするため、最小有効露光時間は 32 ms となっている。SPM 全体としての理論分散は0.44 nm/pixel、分解能は FWHM で 1.4 nm 以下である。

制御ユニット、電源ユニット、及び一次電池

CEU 及び PSU は日本電気株式会社（現 NEC 東芝スペースシステム）により開発された。CEU は READ 実験のシーケンスのすべてを管理し、SPM と PSU を制御し、SPM より取得されたスペクトルイメージと READ 各コンポーネントのヘルスデータを記録するシーケンサであり、REV の制御装置 (DHS) とコマンド/テレメトリインタフェースを有する。PSU は BAT から供給される一次電力をレギュレートして、READ 全コンポーネントの安定電源として機能する。

BAT は宇宙科学研究所により開発された。電池素子として松下電器産業株式会社の二酸化マンガリチウム電池 CR2（定格 3V, 750mAh）を用いている。これを直列 10 × 並列 12 素子接続し、定格 30V, 9AH, 負荷接続時でノミナル24 Vの電池を実現している。

2.3. 運用方法

READ 実験システムは、出来るだけ USERS システムとのインタフェースを簡素化するという設計思想から、ON/OFF のリレー信号と 8 bit のステータス信号のみを REV システム間インタフェース (I/F) として有する。READ の電源投入は、REV DHS から送られるリレー信号により行なわれた。CEU にはプリセットされたシーケンスがプログラムされており、READ 器機は電源投入後このプログラムに従って動作する。このため、再突入運用前に USERS 軌道のレンジングを行なって再突入軌道を予測し、CEU にプログラムされたスペクトル計測期間が、再突入経路上の所定の飛行高度をカバーするようなタイミングで READ の電源を投入するという手法を用いた。

電源投入後、READ 機器は CEU のプログラムに従って表2に示す各動作モードを逐次実行する。

Mode A はウォームアップモード開始までの待機である。この間、USERS はREM を分離し、REM は RBM に点火して軌道離脱し、REV は PM を分離して再突入を開始する。長秒時の待機モードが設けられている理由は、REM 分離前のイベントとして READ 電源を投入しなけ

表2 READ 動作モード

名称	期間	動作内容
Mode A	7800 s	CEUのタイマによる待機
Mode B	600 s	SPMのウォームアップ
Mode C	350 s	スペクトル計測

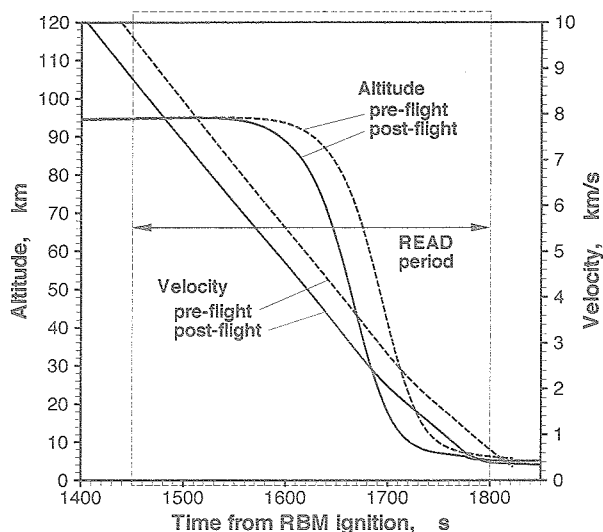


図4 USERS REV 再突入軌道上における READ スペクトル計測期間 (Mode C動作期間)

ればならないためである。待機モード終了後、Mode B へ移行し、SPM の CCD ベルチェ素子に通電して冷却を開始する。最後に Mode C へ移行して輻射スペクトルを 1 Hz のサンプリングレートで取得する。

READ 実験においては各スペクトル画像が取得された瞬間の REV の高度、速度、姿勢が特定される必要がある。再突入軌道に沿った REV の高度、速度、姿勢は REV システムによって計測され、REV 時刻に対して REV のデータレコーダに記録される。一方、READ 実験は CEU 固有のタイマーに従って制御されるため、スペクトル画像取得タイミングをステータス信号として REV に逐次通知し、REV 時刻に対して REV のデータレコーダに記録することで、各スペクトルが取得された瞬間の REV の飛行状態が特定できるよう考慮されている。

3. 実験結果

3.1 再突入運用

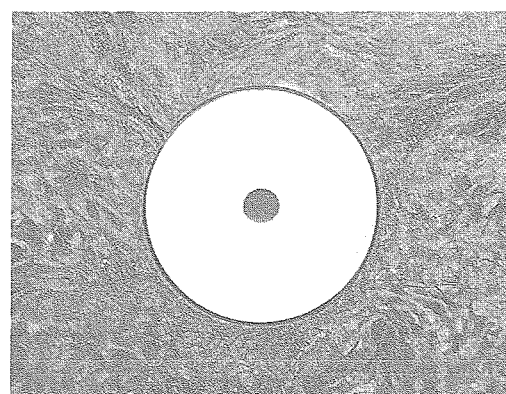
USERS は 2002 年 9 月 10 日に種子島宇宙センターから H-IIA ロケット 3 号機によって打ち上げられ、軌道上で超電導材料製造実験などの運用を約 9 ヶ月行なった後、2003 年 5 月 30 日に再突入運用を行なった。REM は同日午前 4 時 6 分 (JST) に分離され、午前 5 時 45 分に RBM を点火し軌道を離脱、6 時 23 分頃に小笠原東方沖の海上に着水し、回収された。

再突入軌道に沿った飛行高度と対地速度の時間履歴 (pre-flight 予測値) とスペクトル計測期間の関係は図 4 の破線で示すように計画されていた。分光計測は、輻射強度が十分強くなると予想される高度 100 km から 20 km までの軌道に沿って毎秒 1 回ずつ行なうことを目標としているが、実際には軌道決定精度の誤差を考慮して、その前後に約 60 秒のマージンを確保し、全体として 350 秒間の計測 (Mode C) を行なう計画であった。図に実線で示したのはポストフライト解析により推定された再突入軌道の時間履歴であり、予測よりも全体として時間が早くなっている。しかし、当初の 60 秒のマージンにより、分光計測はほぼ目標とした高度範囲で行なわれたと考えられる。

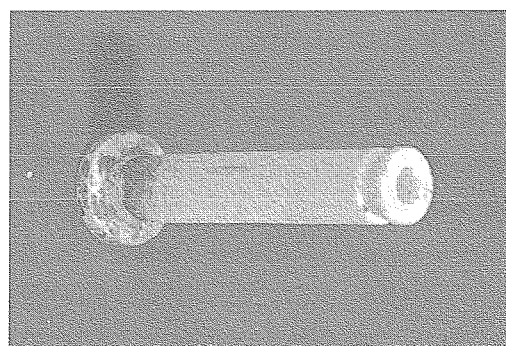
3.2 器機の健全性

READ 器機はバス器機チェックアウトの一貫として、打上げ後の 2002 年 9 月 23 日に、また再突入前の 2003 年 4 月 6 日に、それぞれチェックアウト (ON/OFF 機能確認およびステータス確認) を行なった。REV 回収・分解後、各コンポーネントの外観検査を行なったところ、機械的な損傷は認められなかった。OFB は断線なく 19 本とも健全であり、設計の妥当性が実証された。保安上もとても重要である OHD も損傷が無かった。OHD エントランスチューブの飛行後の外観を図 5 に示す。図 5 (b) に示すように、チューブの円筒外面 (アブレータとの接触面) にはアブレーションガスが内部に浸入したことを示す形跡も認められない。このことから、今回採用した OHD の構造は、耐熱および保安の機能を果たすことが実証されたと言える。

READ 実験では、BAT 電流、電圧および温度、PSU 5V 電圧、SPM 温度、および ADC 温度の 6 点をセルフモニタして CEU に 1 Hz で記録している。飛行状態での各データの時間履歴は、最終認証試験時のそれとほぼ同じ特徴を示していることが確認されており、各電子機器が期待された機能を実現したことが推定される。



(a) アブレータ取付状態



(b) 取り外し状態での全景

図5 飛行後の OHD エントランスチューブ

表3 スペクトル概要

時刻 (s)	スペクトルの状態
1～42	太陽光がエントランスチューブで散乱された光と思われるスペクトル。長波長域で飽和。紫外部にも原子/分子スペクトルは確認されない
43～54	紫外～可視の広域で分子スペクトル。一部飽和
55～214	広い波長領域でスペクトルは飽和
215～22	紫外域にNOと思われるスペクトル。長波長側は飽和
221～350	太陽散乱光または地球アルベドと思われるスペクトル。速度が遅く原子/分子スペクトルは観測されていない

3.3. スペクトルデータ

READ 実験では 350 秒間、延べ 350 のスペクトルデータが取得された。そのおおよその分類を時系列 (Mode-C 開始時刻からの相対値) で表3に示す (飛行状態とのおおよその対応は図4を参照)。

USERS REV の再突入は、洋上回収など回収条件の制約から日昇後であったため、地球アルベドや太陽光散乱の影響は危惧されていた。前者については全体としてそれほど強くなく、また注目している紫外領域では弱いと予想していたため特別な対処を行なっていなかった。事実、フライトでも波長が 400 nm 以下では地球アルベドの影響は十分小さかったことが分かっている。一方太陽光の散乱については、エントランスチューブからの散乱光が OFB 光取込口に入らないような光学設計を行なっていた。しかし OHD は、熱応力で破壊しないような取付手法を採用するという思想から、光路上にベローズを設けた準可動構造になっている (図3)。OHD 取付時点では、エントランスチューブ入口縁からの光が OFB に入射しないように調整したが、打上げ環境、あるいは熱的な環境の影響でアラインメントのずれが発生し、エントランスチューブ入口縁の散乱光が OFB に入射する状態になっていたのではないかと推定される。スペクトルが取得された 43～54 sec の期間は、REV 機体軸と太陽方向のなす角が 60° 以上と大きかったことが分かっており、この間は太陽光の散乱光がほとんど OFB に入射せず、広い波長領域で分子スペクトルが取得できたものと考えられる。

計測時刻 55 sec 以降はスペクトル強度は急激に増加して広い領域で飽和してしまい、その後徐々に強度が低下して 215 sec 以降に NO が観測されるまでは、意味のあるスペクトルを得ることができなかった。この原因として、(1)高温となったエントランスチューブ自身の放射が OFB に入射した、(2) プレフライト解析[4]で予測したスペクトル強度が過小評価であった、という2つの可能性が考えられる。前者は太陽散乱光が OFB に入射したのと同様に光学軸のずれが原因であり、ここには示さないが、この効果を考慮すればスペクトルデータの履歴がかなり説明できるようである。しかし一方で、プレフライト予測値が過小評価だったという可能性もあり、今後流れ場や輻射強度の解析手法、および光学系を含めた詳細な再検討が必要であると考えている。

4. スペクトルの詳細

取得されたスペクトルのうち有効と思われるものの中から、特徴的なスペクトルを例として図6に示す。図6(a)に示したのは、Mode-C 開始から 48 sec 後のスペクトルであり、高度 89 km、飛行速度 7.5 km/s の条件下で、一方 (b) は 218 sec 後、高度 34 km/s、飛行速度 3.4 km/s の条件下で取得されたスペクトルであると推定されて

いる。縦軸は $\text{W}/\text{sr}\cdot\text{m}^2\cdot\text{\AA}$ 単位の相対値であり、READ 光学系の光学効率の補整をかけて衝撃層内の視線方向の放射強度に直してある。なお、信号が飽和しているものについては除いてある。

スペクトルの発光種を特定するために、輻射解析コードである SPRADIAN-v1.5-PL1.4[5] を用いて解析を行なったところ、幾つかの強いバンドスペクトルが再現できなかった。そこで SPRADIAN で解析できる二原子分子について、衝撃層内に存在すると予測されるものを再検討し、新たに CH, NH, OH, CH 等の分子種について解析が行なえるようにデータベースを更新した (SPRADIAN-v1.5-PL1.5)。このようにして、発光種として候補となるものについて放射スペクトルを計算して、図6中に比較のために示した。ここでは発光種の特定だけに注目してあるため、各バンドスペクトルを計算する際に用いた温度や密度は任意に選んであり、各バンドスペクトル間の放射強度の相対関係は意味がない。

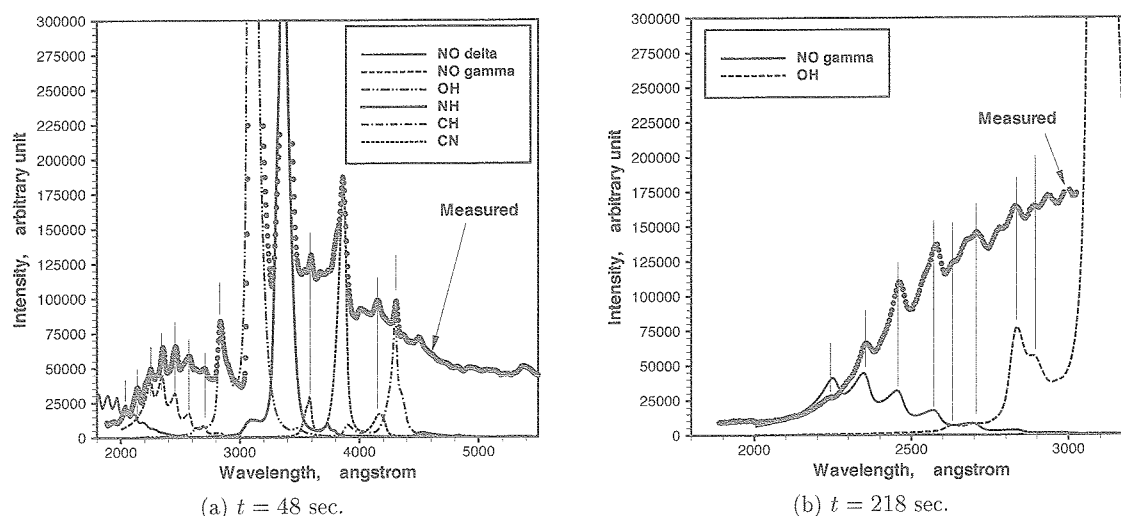


図6 実験で得られたスペクトル

ところで、READ 実験の光学系の設計はプレフライト解析による輻射強度の予測に基づいて行われた [4]。図7に示したのは、広く用いられている Park モデル[6]を用いて REV 周り流れ場を飛行経路に沿って CFD 解析し、輻射コード SPRADIAN-v1.5-PL1.4[5]によって淀み点法線方向の輻射強度積分値を予測した結果である。アブレーション生成物は影響が小さいと考えて、解析では考慮していなかった。プレフライトの予測では、比較的高い高度から N_2^+ や N_2 の発光が強く観測され、低高度では NO の発光が強いこと、また広い高度範囲で可視域 ($>330\text{nm}$) での発光強度はほとんど変化しないことが推定された。

図6(a) は高度 89 km の場合であるため、図7の結果と直接的な比較は行なえないが、スペクトルとして期待された N_2^+ や N_2 はほとんど見られず、また高高度ではほとんど発光が期待されていなかった NO の発光が強いことが分かる。また、OH, NH などの水素原子を含む活性種や、CN や CH といった炭素原子を含む活性種の発光も認められることが分かった。これら H, C 原子はアブレーターから発生すると考えられるが、OH や NH は大気構成元素である O や N を含むため、アブレータ生成物と大気との反応は予想以上に衝撃層内で活発に進行していることを窺わせる。

図6にはまだ未特定が発光が含まれていると考えられるため、ここから直ちに温度などの定量的な情報を引き出すことはできない。しかしバンドスペクトル形状は比較的明瞭であるため、スペクトルフィッティング法[7]により回転温度、振動温度などの情報をえることは可能であると期待できる。ただし、図6で示した CH, OH, NH などのバンドスペクトルの幾つかは P, Q, R ブランチ以外にサテライトブランチを持つ複雑なスペクトル構造をしており、3 ブランチ解析しか行なえない SPRADIAN-v1.5 では正確に取扱えない。そこで現在、より正確にサテラ

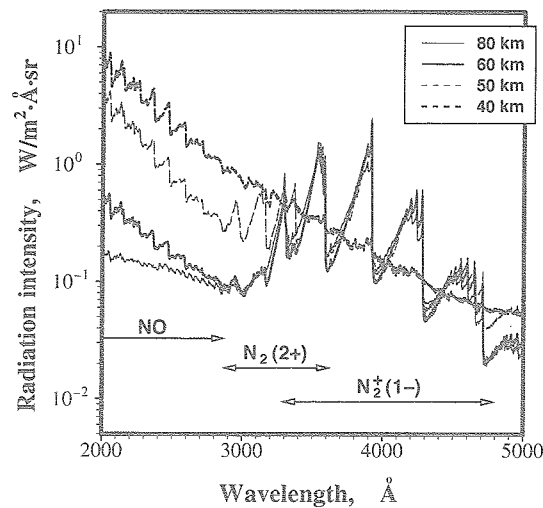


図7 淀み点法線方向の輻射強度スペクトル

イトブランチまで解析できる SPRADIAN-v1.6[8]を修正するとともにデータベースを更新する作業を行なっている。

今後、REV の再突入軌道/姿勢の高精度な推定、軌道に沿ったアブレーション挙動の解析、およびアブレーションを考慮した CFD 解析および輻射解析などを総合的に融合して行ない、READ 実験で得られたスペクトルと比較検討することで、アブレーションを伴う再突入飛行体の飛行環境の理解のための貴重な情報がえられるものと期待している。

5. まとめ

国内で初めて onborad で再突入環境の輻射分光計測を行なうという READ 実験の試みは、器機の不具合も無く成功裏にその運用を終え、現在フライトデータの詳細な解析を進めている。とくに、アブレーションガス由来の輻射が予想外に認められたことは、アブレータの挙動把握も含めて理解をして行く必要があることを示唆している。

READ 器機がほぼ期待された機能を発揮したという事実は、その設計の妥当性を実証し、CFB ミッションのポテンシャルを実証できたと言う点で評価できるだろう。残念ながら軌道上の多くの条件で有効な分光データを得ることができなかったという事実は、軌道上輻射計測の難しさを改めて示すとともに、既存の熱化学モデルによる飛行環境評価の問題点を示唆する結果となった。READ 実験で実証された手法や示された問題点は、今後の再突入実験に活かされると期待される。

後記

この実験を計画するにあたり、雛田教授（宇宙科学研究所）に多大のご支援をいただきました。ここに謝意を表します。

次世代型無人宇宙実験システム (USERS) は、通商産業省及び新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) の委託を受けて、財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構 (USEF) が開発した宇宙実験システムである。本発表は、USEFとの共同研究により JAXA 宇宙科学研究本部 (旧宇宙科学研究所) が計画した再突入飛行環境光学計測

実験 (READ) について報告したものである。

参考文献

- [1] 宇宙科学研究所 SES データセンター,『M-V-5 / MUSES-C 飛翔実験計画書』,SES-TD-02-006,平成 15 年 1 月.
- [2] M.Hinada,T.Abe,Y.Inatani,A.Ajimine and T.Fuji,"Development of Experimental Reentry Space System EXPRESS," ISTS 94-g-05,1994.
- [3] 藤田和央,山田哲哉,稲谷芳文,安部隆士,政井和博,『USERS 再突入機による READ 実験』,第 41 回宇宙科学技術連合講演会,97-1-9,かでの 2・7,札幌市,1997 年 10 月.
- [4] 藤田和央,安部隆士,雛田元紀,濱一守,新宮正三,市蘭浩一,『USERS 再突入機による再突入環境光学計測実験』,第 44 回宇宙科学技術連合講演会,00-3F15,アクロス福岡,福岡県,2000 年 10 月.
- [5] Fujita,K.and Abe,T., ``SPRADIAN,Structured Package for Radiation Analysis : Theory and Application, "The Institute of Space and Astronautical Science Report, No.669,1997.
- [6] Park,C., `Review of Chemical-Kinetic Problems of Future NASA Missions,I: Earth Entries," Journal of Thermophysics and Heat Transfer, pp.385-398,Vol.7,No.3,1993.
- [7] Fujita,K.,Sato,S.,Abe,T.,and Ebinuma,Y., ``Experimental Investigation of Air Radiation from behind a Strong Shock Wave," Journal of Thermophysics and Heat Transfer, pp.77-82,Vol.16,No.1,2002.
- [8] 藤田和央,佐藤俊逸,安部隆士,『高精度輻射解析を用いた衝撃波管による温度計測の再評価』,平成 11 年度宇宙航行の力学シンポジウム,宇宙科学研究所,平成 11 年 12 月.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-04-045

発行日 2005年3月31日
編集・発行 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522
東京都調布市深大寺東町七丁目44番地1
TEL 0422-40-3000(代表)
印刷所 株式会社 フジプランズ
東京都大田区東海3-8-2 TSKビル

©2005 JAXA

※本書（誌）の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書（誌）からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書（誌）中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター

