

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

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 I H I 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りリエントリー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。



図1 回収船への引き揚げの様子

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。

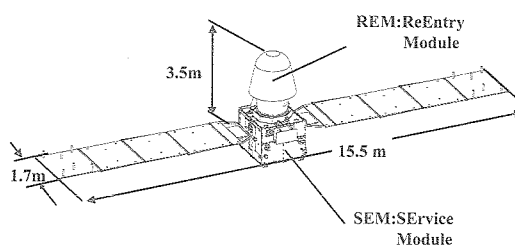


図2 USERS宇宙機

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は引き続き軌道の上に留まり、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。

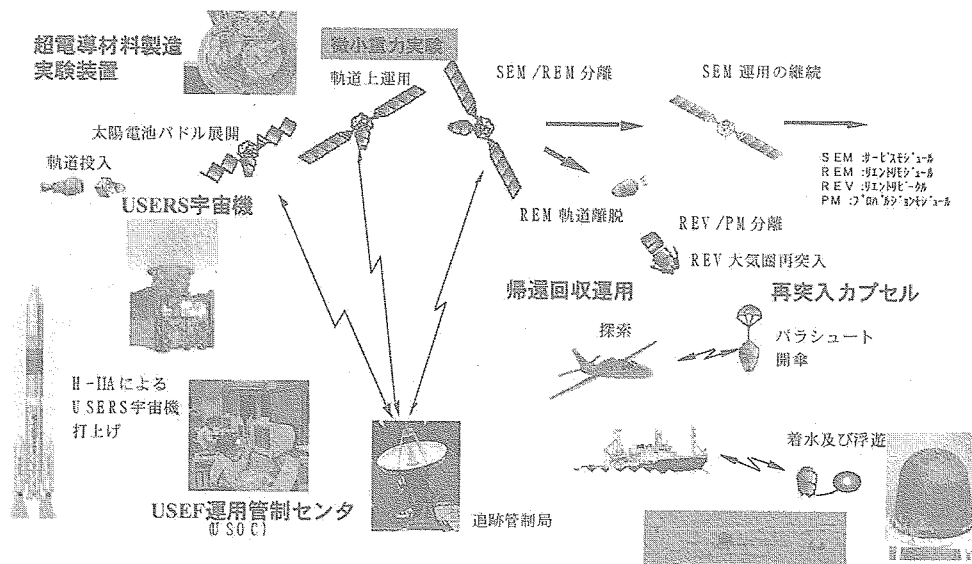


図3 USERSミッション概要

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)

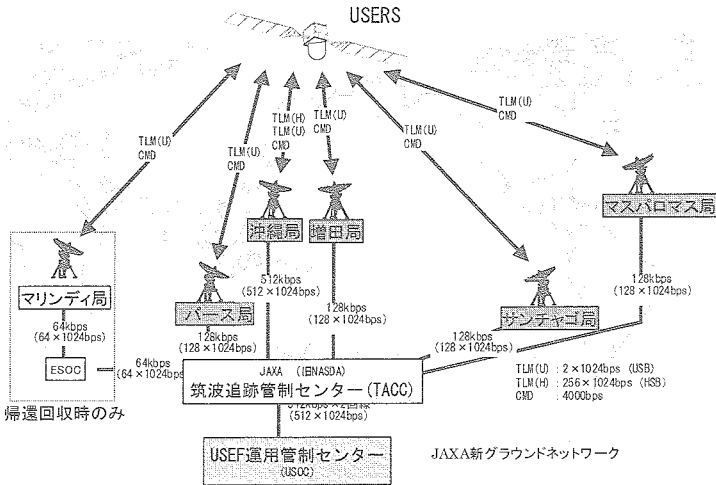


図4 USERS運用管制概要

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

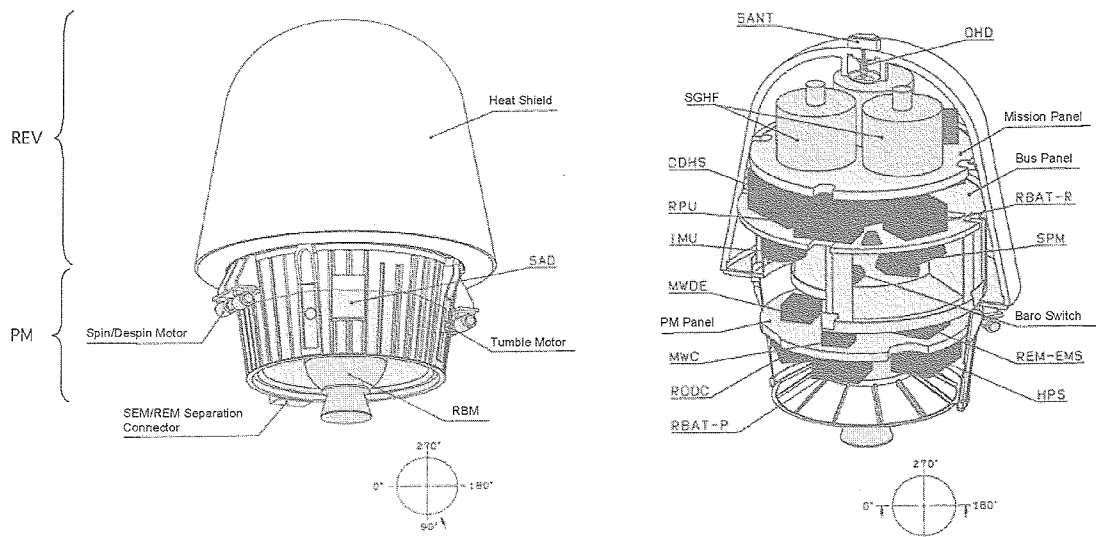


図5 REMの概要

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。

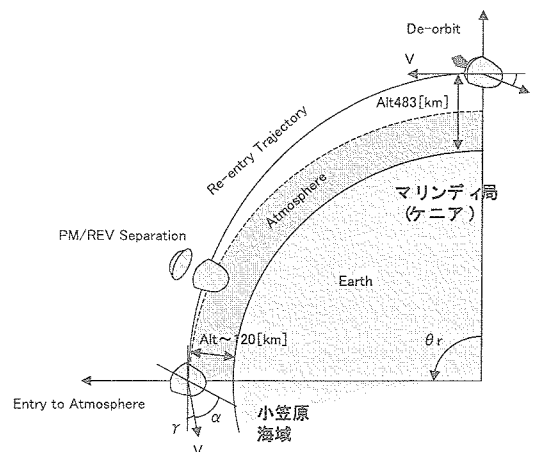


図6 REMの軌道離脱姿勢とREVの再突入姿勢

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)

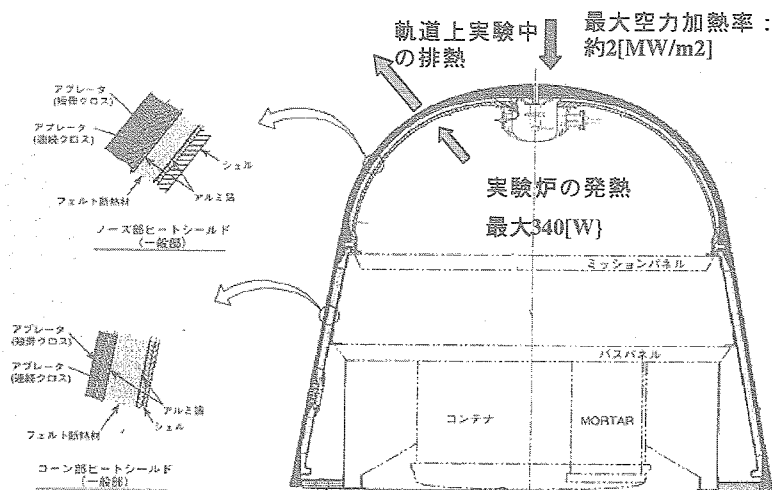


図7 ヒートシールドの構成

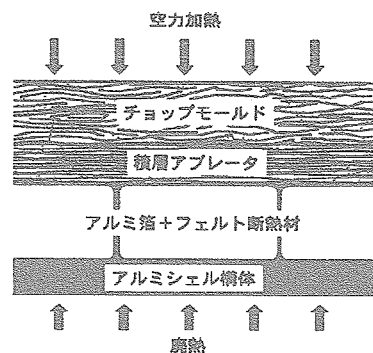


図8 ヒートシールドの層構成



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

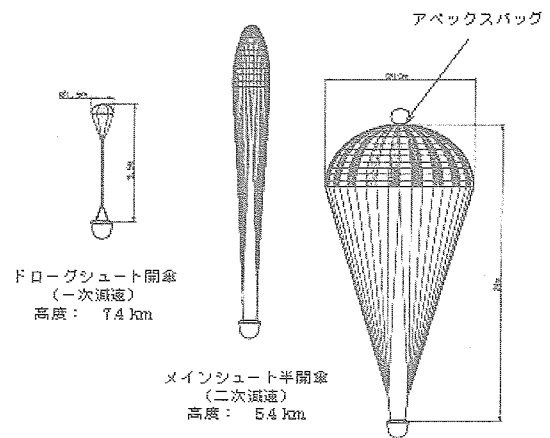


図10 3段減速パラシュート開傘システム

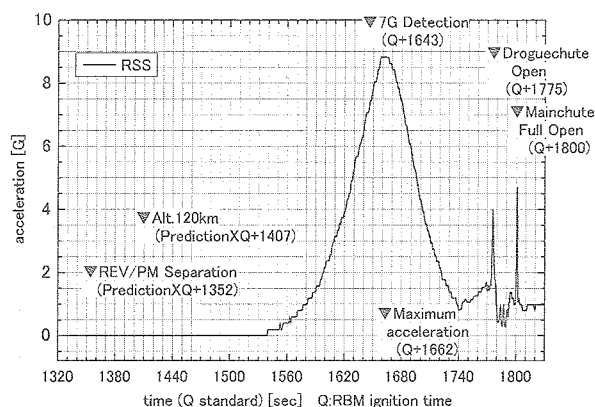


図11 再突入中の空力減速加速度

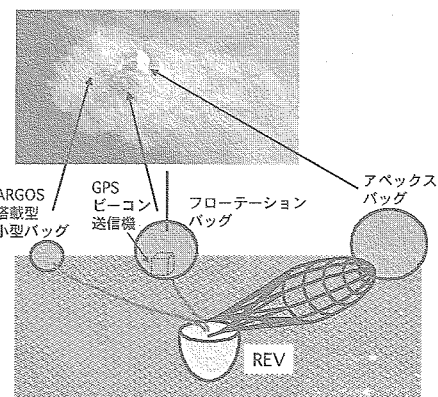


図12 航空機発見時の状況

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リファブ								REM／PFMリファブ				
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

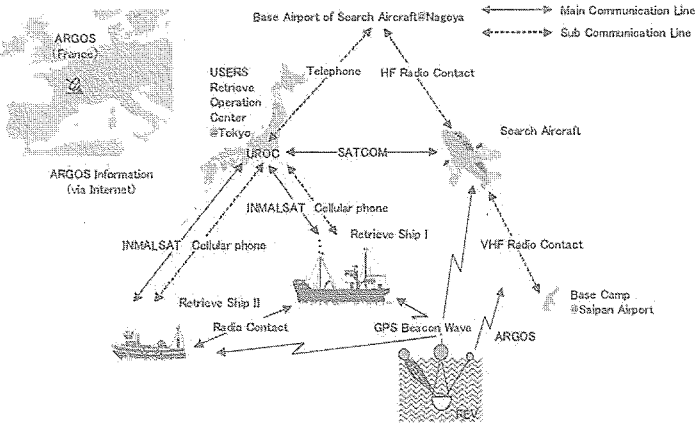


図13 REV探索回収運用体制

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日に出向、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。

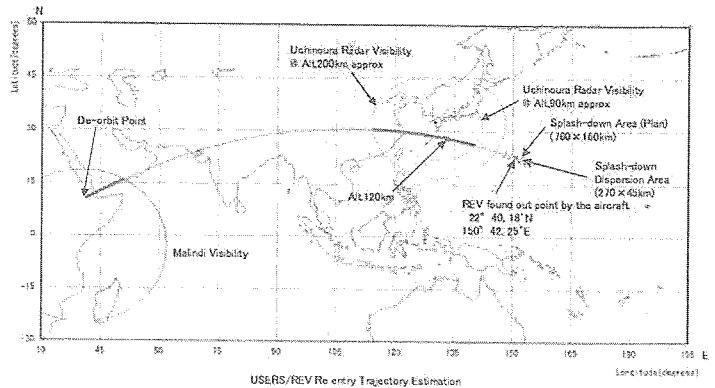


図14 REMの飛行経路

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