

EXPRESSカプセル飛行後調査報告書

1997年6月

宇宙科学研究所

無人宇宙実験システム研究開発機構

新エネルギー・産業技術総合開発機構

EXPRESSカプセル飛行後調査報告書目次

1. 概要	1
2. 発見回収に至る経緯	2
3. 飛行状況の推定	4
3-1. 打ち上げ軌道	4
3-2. 地上とのコンタクト	4
3-3. カプセルデータ受信結果	5
3-4. ガーナへの着地に至る軌道の推定	6
3-5. 飛行状況の推定結果	12
3-6. 再突入飛行環境の推定	15
4. 回収後のカプセル調査結果	17
4-1. 外観検査	19
4-2. RM/SMの分離	19
4-3. 熱防御系	20
4-4. パラシュートシステム	21
4-5. カプセル搭載機器	21
5. 搭載実験装置の飛行後調査結果	23
5-1. RTEX	23
5-2. HIPMEX	32
5-3. CATEx	35
6. 結言	38
参考資料	39

1. 概要

EXPRESS計画は日独共同研究として実行された、地球周回軌道上での微少重力環境利用および再突入関連技術研究のための自立帰還型宇宙実験システムである。EXPRESSは1995年1月15日午後10時45分鹿児島宇宙空間観測所(KSC)からM-3SIIロケット8号機によって打ち上げられたが、打ち上げ後、ロケットの第2段燃焼中に起きた推力方向制御(TVC)による姿勢制御系と機体の曲げ振動との連成によって発生した予定外の振動によりTVC作動流体を消費し尽くしたために、第2段燃焼終了前に姿勢制御不能となった。その後の姿勢制御および第3、4段ロケットの燃焼は正常であったが、第2段における姿勢異常による軌道のずれによって、最終段燃焼終了時で約100m/sの速度の不足のために所定の軌道への投入は達成されなかった。打ち上げ直後のサンチャゴ局(GSOC; ドイツオペレーションセンタが担当)とKSCでの受信結果と軌道推定値に基づいて、カプセルは約2周回余りの後にKSCとサンチャゴを結ぶ太平洋に落下したと推定されたが、1995年12月に中央アフリカのガーナで飛行直後に発見されていたことが確認された。

ガーナでの発見、回収の後ドイツに移送されたカプセルは飛行後の調査に供され、カプセルの耐熱性能やシステム搭載機器および搭載実験装置などの健全性や飛行結果について詳細な調査が日独の共同作業として実施された。この結果、打ち上げ軌道は計画したものからずれたものの2.5周回後に南米から大西洋にかけて大気圏へ再突入し、ガーナ北部に着地したこと、カプセルの再突入飛行およびパラシュート開傘を含む緩降下飛行は正常に行われ再突入以降の飛行および耐環境性能などは計画通りであったことなどが明らかとなった。またカプセルからの飛行中の受信データおよびカプセルのデータ収録装置に記録されたデータの再生によると、打ち上げ後のロケットとカプセルの分離およびカプセルの初期動作は正常に行われ、軌道飛行中のEXPRESSは正常に動作していたこと、機体の温度などの計測データはガーナに達するための飛行軌道から推定されるものと一致することなどが明らかとなった。

この報告ではEXPRESSカプセルの発見から回収および飛行後調査に至る経過について述べ、ロケットからの分離後の軌道周回中および再突入から着地までの飛行状況について回収後のカプセルに残されたデータなどから推定するとともに、回収されたカプセルおよび搭載実験装置などの調査の結果明らかになったことがらについてまとめる。なおロケットの異常飛翔の状況やその原因調査の結果については既に報告されている(報告書7, 8参照)。

2. 発見回収に至る経緯

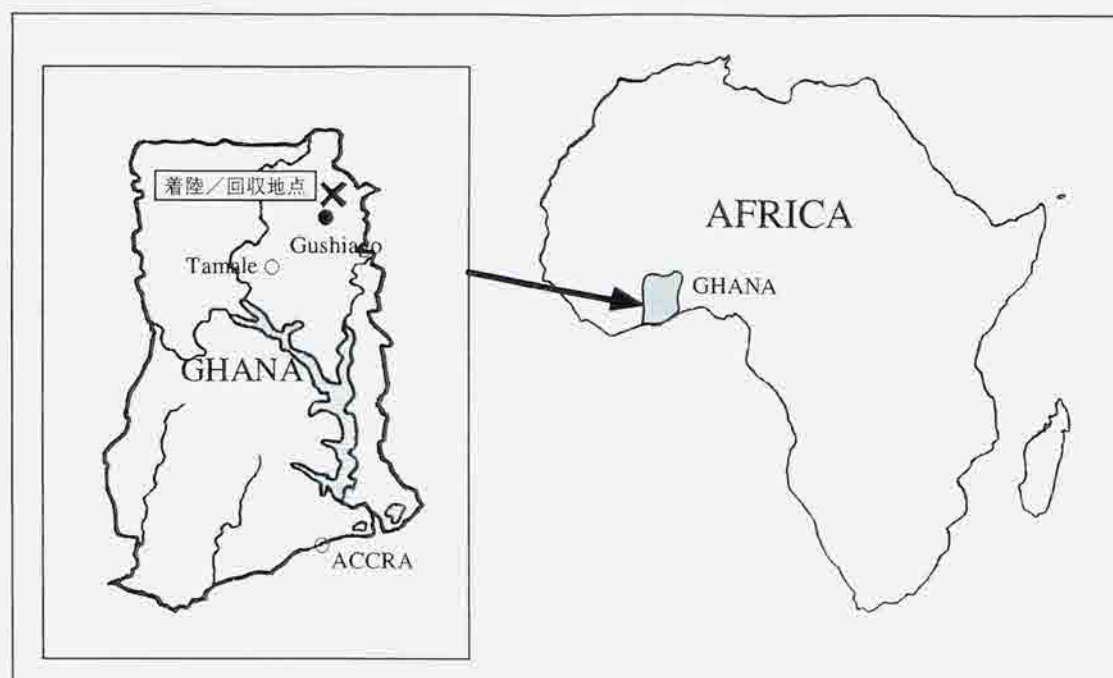
ロケットから分離されたEXPRESSカプセルはほぼ地球を2周回余の後、太平洋に落下したと推定された。実際にはカプセルは飛行を続け、大西洋を越えてアフリカ西部に達し、ガーナ北部に緩降下した。現地での発見から回収までの経過を以下にまとめる。

イギリス人Geoferry E Perry（以下ペリー、衛星情報収集家）は1995年3月11日、あるガーナの新聞の「記事」についての質問の電話を受けた（電話の主をペリーは明らかにしていない）。3月13日ペリーはガーナ政府情報筋に依頼してこの記事を発見するに至った。この記事は2月3日付のガーナタイムス（The Ghanaian Times）で「ガーナ北部の西マンプリシ地域のコトリグ（Kotorigu）にパラシュートとともに空から奇妙な物体が着地した。パラシュートにはロシア語らしき字が読みとれる。この方面を管轄する警察署長が現地を訪れ調査を行った。彼は専門家による調査が必要と報告した。（以上記事の要約）」とあった。彼は自身で1月15日に打ち上げられたEXPRESSの飛行軌跡を延長するとちょうどガーナの落下地点付近の上空を通ることに気づき、この記事を確認すべく上記新聞社などに接触を試みたが応答がなかった。この後、ペリーは1995年11月発行の「西オーストラリア宇宙協会ニュース（News Bulletin of the Astronautical Society of Western Australia）」にこの内容（ガーナでの未確認落下物体がEXPRESSである可能性があること）を寄稿した（3月から11月までの時間の経過については不明）。

オーストラリアは元々の計画ではEXPRESSカプセルの回収地点（ウーメラ地域）を提供する予定であったためこの記事を見てDARA（ドイツ宇宙局）に照会。この時点でドイツ側でこの事実を知るに至り、DARAおよびDASA-R I社（ダイムラーベンツエアロスペース社）が調査を開始した。またこの時点で日本側にも情報が伝えられ（11月末）確認のための作業が開始された。1996年1月にドイツの関係者（DARA, DASA）はガーナのドイツ大使館の協力で現地の調査を行い、この飛行物体がEXPRESS再突入モジュールであることを確認、回収の準備とガーナ政府からの返還の交渉を始めた。またこの間の状況はほぼ同時に日本にも伝えられた。

この時点で、カプセルは正常な状態で大気圏再突入飛行を行い、トーゴとの国境に近いグシアゴ（Gushiago）近郊の無人地帯に落下し、パラシュートによる正常な状態での緩降下および着地を行ったこと、落下とほぼ同時にカプセルは発見され、落下に伴う物的人的被害はなかったこと、発見後比較的早期（10日後程度との情報）にタマラにある軍の倉庫に移され、その後ここで保管されていたこと、搭載機器を含む機体の保存状態は概ね良好で、機体表面の熱防御材などは飛行後の状態をよく保存していること、などが

中旬、カプセルは首都アクラでの返還式の後、ドイツ空軍の輸送機によりプレーメン（DASA-R I 社）に移送された。この時点で日独関係者による飛行後調査が開始され現在に至っている。



図－２－１ EXPRESSカプセルの着陸地点



図－２－２ EXPRESSカプセルの着地状況

3. 飛行状況の推定

3-1 打ち上げ軌道

EXPRESSの打ち上げ軌道は前述の通りロケットの最終段燃焼終了の時点での軌道のずれのために、遠地点約250 km（軌道投入点）、近地点115 km程度の初期軌道であったと推定された。第3段点火直後にトランスポンダの異常によりこれ以後の追跡が不能となったため、この推定は第1、2段の飛行データと第3段打ち出し姿勢および3、4段モータのノミナル性能に基づく推定値である。表-1にこの4段燃焼終了時の軌道パラメータの推定値を計画値と共に示す。後で述べる実際の軌道では、第1周回の近地点高度は空気抵抗のために既にこの軌道パラメータよりも低い値となる。

	計画値	推定値	
a	6682.5855	6560.22	km
e	0.01413888	0.010321	
i	31.07409284	31.1277	deg
Ω	41.06864799	46.6364	deg
ω	103.21076391	278.9264	deg
M	6.25348065	180.4825	deg
近地点高度	210	249.76	km
遠地点高度	398	114.342	km
周期	90.6	88.1323	min

表-3-1 EXPRESS投入軌道の推定値

3-2 地上とのコンタクト

予定外の低い軌道に投入されたEXPRESSカプセルは、その近地点が115 km程度と推定されたため、計画されたサンチャゴ局での追跡に加えてKSCでも第1周回から受信する試みが行われた。結果として得られた地上とのコンタクトの一覧を表-2に示す。第3周回までの軌道の地表への投影を図-3-1に示す。後に述べる落下軌道予測の結果と、この表に示されるように第2周回のKSCでの受信後サンチャゴで受信されなかったことおよび上記の軌道要素に基づく軌道減衰の推定結果から判断して、カプセルはKSCとサンチャゴの間の太平洋に落下したものと推定された。

22:45 (JST)	打ち上げ (KSC)	
23:30	#1 サンチャゴ	受信不能
00:15	#1 KSC	受信 (no lock)
01:00	#2 サンチャゴ	受信 (TLM再生)
01:45	#2 KSC	受信 (no lock)
02:30	#3 サンチャゴ	受信不能

表-3-2 地上局とのコンタクト

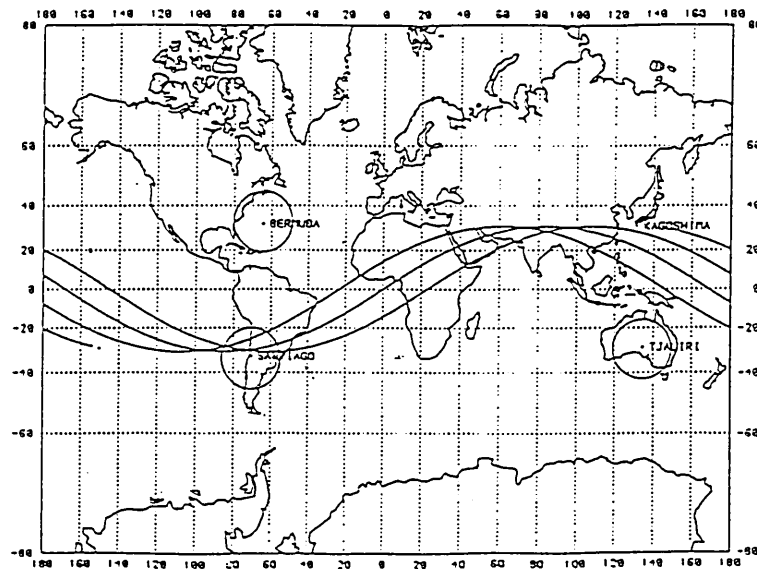


図-3-1 軌道の投影

3-3. カプセルデータ受信結果

打ち上げ後の第2周回でのサンチャゴ局におけるテレメータデータ受信は約32秒間にわたって行われた。この間の受信データは復調されカプセルの状態を知ることができた。この結果第4段モータ分離後のカプセルの動作について明らかになったことを以下に列挙する。

[1] カプセルは第4段モータからの分離によって正常に電源が投入され、全てのサブシステムは予定通り機能していた。

[2] カプセルの電源系は正常でスイッチステータスおよび電力消費も計画通りであった。実験系サブシステムは全て電源OFFであった。

〔3〕DBSおよびドイツ側サブシステムの全てのテレメータデータは正常に受信され、この間に送信された初期運用のためのコマンドも正常に受信された。

〔4〕2周回までのH/Kデータは搭載メモリに蓄積されていたが受信時間が短いために地上での読み出しはできなかった。

〔5〕姿勢制御システムはロケットからの分離後正常に動作し、初期の姿勢整定を行った。これに要したGN2の消費量も対応する姿勢マニューバに一致していた。その後制御系は自動的に停止し、計画通り地上からのコマンド待機のモードであった。

〔6〕計測データのうち、機体表面および表面にとりつけた機器の温度データの一部は計画よりも高い温度を示していた。これは低い軌道を飛行することによる空力加熱によるものと考えられる。ただしSバンドトランスミッタの温度(S-TX-1)が80.5度を示しているのは第一周回のサンチャゴ通過時に停止することができなかったための温度上昇によるものであると考えられる。

3-4. ガーナへの着地に至る軌道の推定

EXPRESSはサービスモジュール(SM)とカプセル部分(RM)が結合された状態のまま初期の軌道要素の近地点高度が115km、遠地点高度が250km程度の軌道を周回し始めた。近地点付近での空気抵抗のため周回ごとに大きく遠地点高度を下げ2ないし3周回の後に地上に落下したと推定された。機体は近地点の付近での減速のために軌道を維持できなくなった時点で大気圏に突入する。推測としてはこの際大きな空力加熱を受ける高度80~50km程度の時点でSM/RM結合部の火工品の発火により分離が実行されたものと推定される。後で検討する落下点の推定に際しては、この後の飛行距離は全体に比べて短く、軌道の検討はSM/RM結合状態に対して行う。

SM/RM結合状態の形状および空力特性を図-3-2に示す。これらは自由分子流の仮定による計算結果で、壁面での完全拡散および鏡面反射の両者の条件の場合が示されている。通常表面の条件は完全拡散に近いとされる。ここではとりうる空気力の範囲から弾道係数をパラメータとして軌道推定および落下点との対応を検討することとする。両者の仮定の場合を含め、とりうる抵抗係数の範囲は

最小; $CD=5$, 最大; $CD=11$,
(基準面積=0.342 m^2 ; カプセル円筒部断面積),

であり、この場合弾道係数は

$$\text{弾道係数} = 400 \sim 160 \quad kg/m^2$$

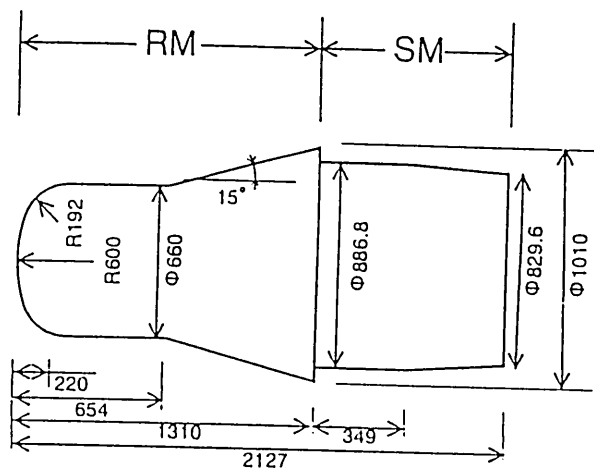


図4.1-1 カプセル形状

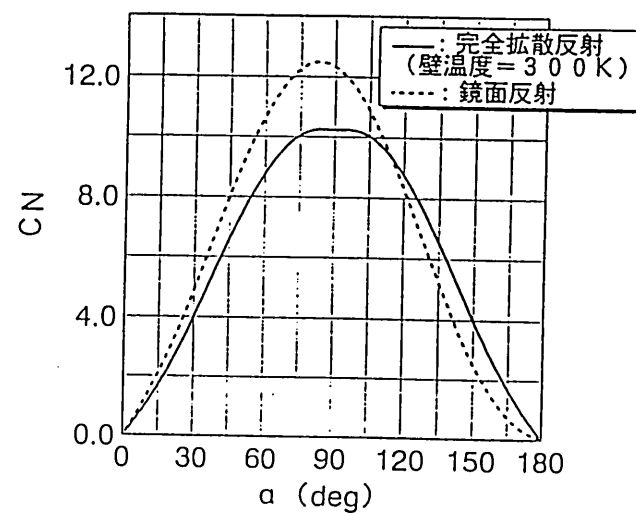


図4.1-3 垂直力係数(周回軌道、RM+SM形態)

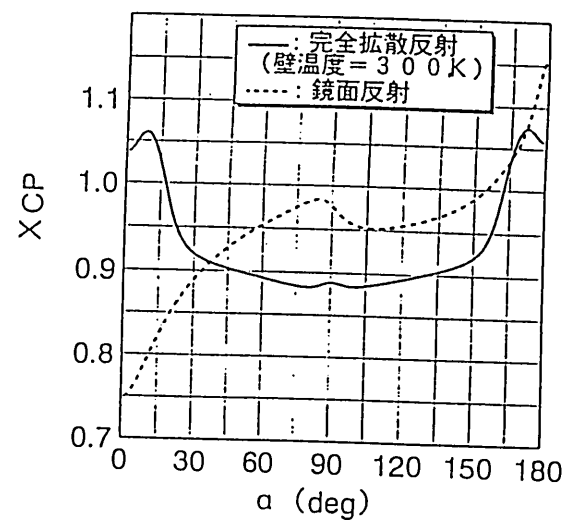
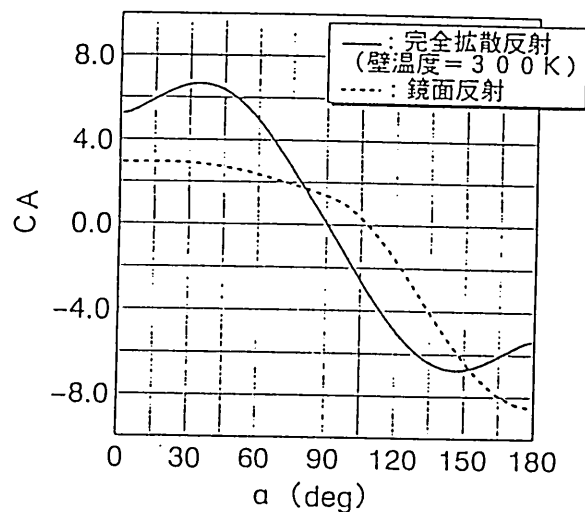


図-3-2 自由分子流域におけるRM/SM結合形態の空力特性

の程度の範囲である．結合形態での重心位置はほぼSM/RM結合面に近く ($X_{cg} = 1.072\text{ m}$, $X_{cg}/L = 0.81$)，図-3-2の圧力中心位置と重心位置の関係から，静的には迎え角0の周りで安定であると推定されるが，実際の静安定は非常に小さく固定した対気姿勢による飛行を仮定することは困難である．例えば，空気力の大きさの目安として図-3-2の空力特性の予測結果から代表的な姿勢運動の時定数として，カプセル先端を前にして ($\alpha = 0$) 飛行した場合の静安定から決定されるピッチ運動周期を飛行高度に対して図-3-3に示す．後で述べるようにEXPRESSは初期姿勢整定後，約0.5度/secの値以下の姿勢運動であった．図-3-2の静的な空気力および動的な空気力は共に不確定な要素が多く，これらの空気力を用いて姿勢履歴を正確に再現することは困難であるが，例えば代表的な運動として高度115 kmにおける1 rad. 振幅の場合の角速度は図-3-3から1度/secの程度であり，上記の姿勢整定後の値と同程度である．すなわち空気力によって発生する角運動量と機体が初期に持っている角運動量の大きさが同程度であるため，近地点付近でも姿勢運動は空気力によって完全に整定する事は期待し難い．

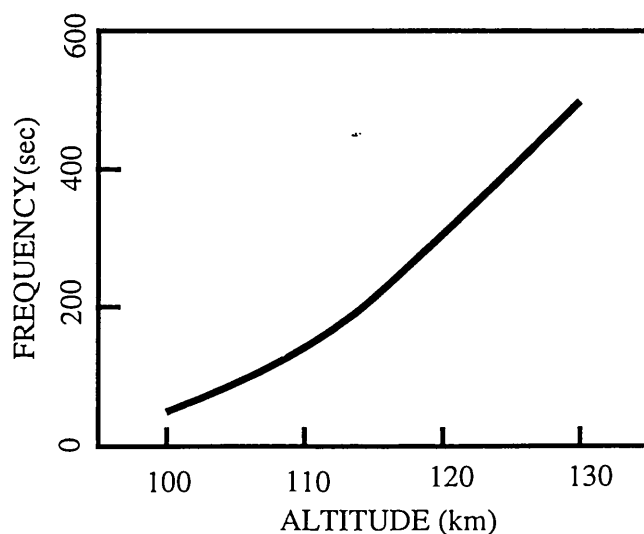


図-3-3 空気力による姿勢運動の時定数

弾道係数が140から230の範囲で前に述べた軌道投入データを用いて3周回までの軌道履歴を求めると図-3-4の様である．この結果から，仮想近地点が115 kmの場合ではガーナに落下する軌道は弾道係数が185の程度であること，太平洋に落下する場合は，弾道係数は上記の範囲の下限あるいはさらに小さい（より抵抗が大きい）ことなどが分かる（図中，2周回での太平洋に相当する経度は900-1000度，ガーナは経度1080度，緯度+10度である）．

軌道の近地点付近の高度における大気密度の変動は，数10%の変動があることが知られている．標準大気からの偏差の比が高度によらず一様であるとすれば，これは弾道係数がこの比で変化することと等価であるから，仮に1σが20%の偏差であるとすれば

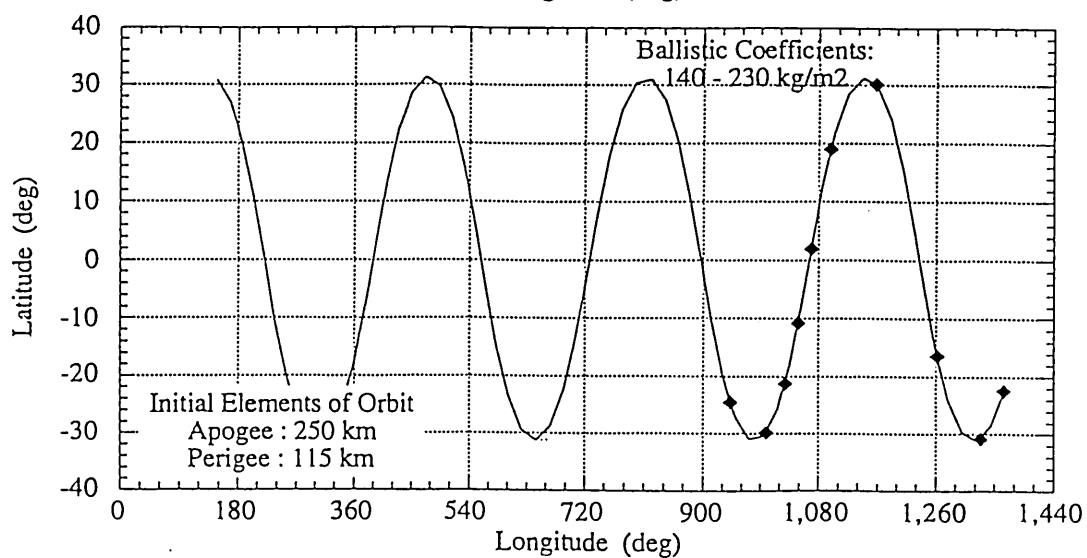
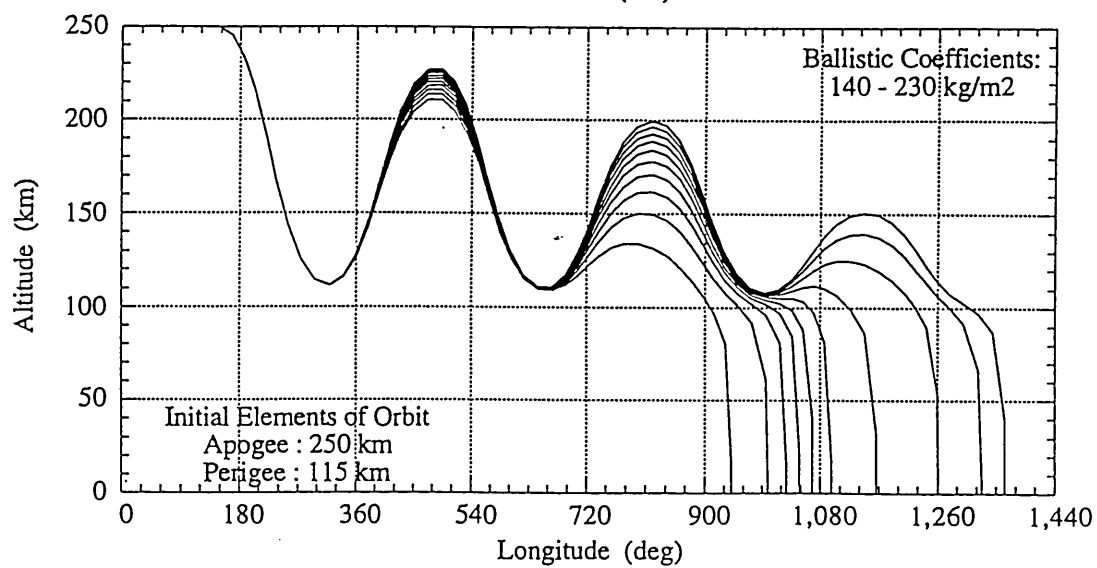
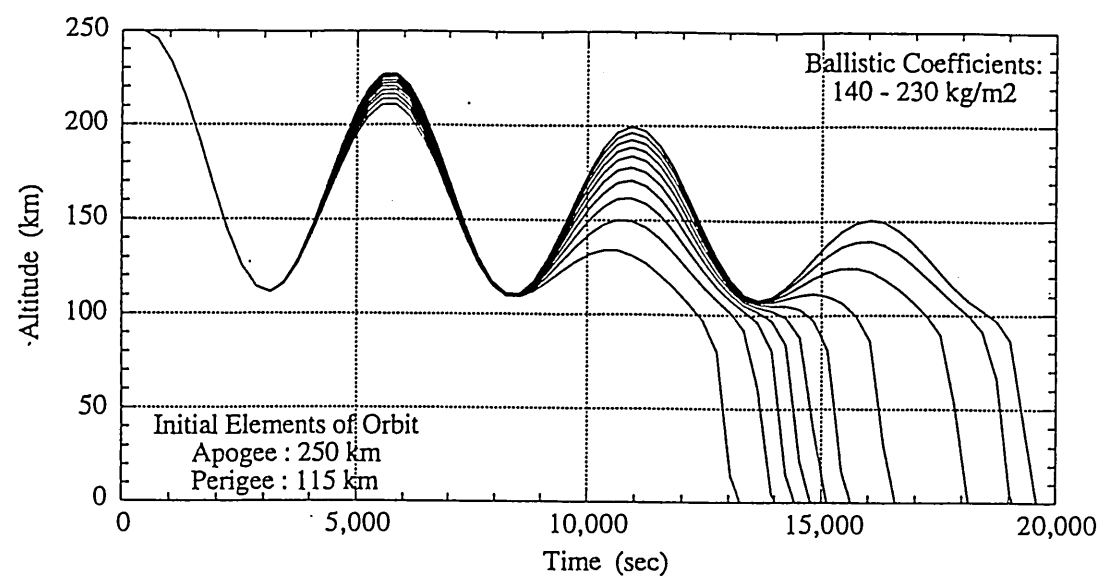


図-3-4 仮想近地点高度115 kmの場合の軌道
(弾道係数140~230 kg/m²)

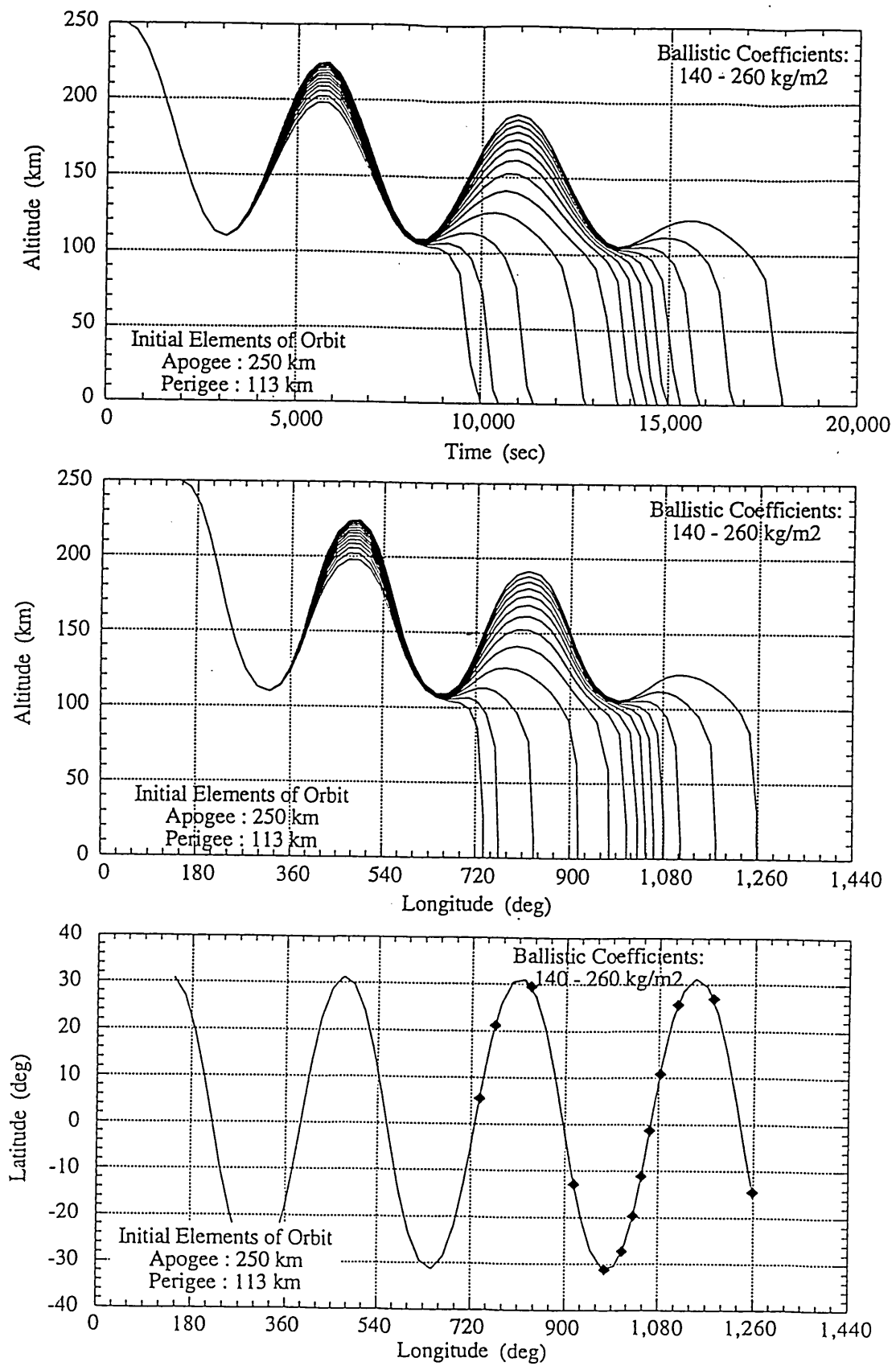


図-3-5 仮想近地点高度113kmの場合の軌道
(弾道係数140~260kg/m²)

上記の議論はこの比の変動を考慮すればよい。

これまでの議論は前節に述べた軌道投入条件を仮定した場合の推算である。これは上段に搭載されたトランスポンダの不具合のために追跡不能となったことにより、3段および4段の加速が計画値通りに実行された場合に相当する。ここで議論する初期軌道に対する感度の意味では、この3、4段の加速量の誤差は近地点高度換算で $4\text{ km}/1\text{ m}/\text{sec}$ 相当となり、落下点の推定に与える影響は大きい。また上段モータのISPの不確定の範囲は $\pm 0.3\%$ の程度を仮定することが通常であり、3、4段の増速（約 $4.5\text{ km}/\text{sec}$ ）では $10\text{ m}/\text{sec}$ の程度の分散はあり得る。従って仮想近地点高度の分散も 10 km 以上のオーダーとなる。仮に仮想近地点高度を 113 km とした場合の同様の落下点予測の結果を図-3-5に示すが、この場合はガーナに落下するための弾道係数は 220 の程度となる。また太平洋に落下するための弾道係数は $170\sim 190\text{ kg}/\text{m}^2$ となることが分かる。これらの結果からはじめに述べたとりうる抵抗係数の範囲を用いてガーナに落下するための仮想近地点高度の範囲を求めると、標準の大気密度を仮定する場合は、この値は 116 から 108 km の間であったと考えられ、上記の3、4段の ΔV の分散と矛盾しない。

以上軌道投入条件、機体姿勢および空力パラメータ、大気密度の変動などが落下点の予測に与える影響を調べた。軌道パラメータおよび大気密度の不確定の幅が大きいため、飛行中の空力特性や姿勢履歴に対して与えられた落下点から確定的な推定を行うことは困難である。標準の大気密度分布を仮定できる場合はとりうる抵抗係数の値から近地点高度は 108 km から 116 km の程度の範囲であったこと、飛行姿勢は近地点が低いと推定する場合は比較的迎え角の小さい姿勢で近地点付近を飛行したであろうこと、および近地点が高い側の軌道であった場合は平均して抵抗の大きい（迎え角が 90 度に近い）姿勢であったとする結論に留める事が妥当であろう。これらの結果を大気密度の変動も含めてまとめると図-3-6の様に示される。

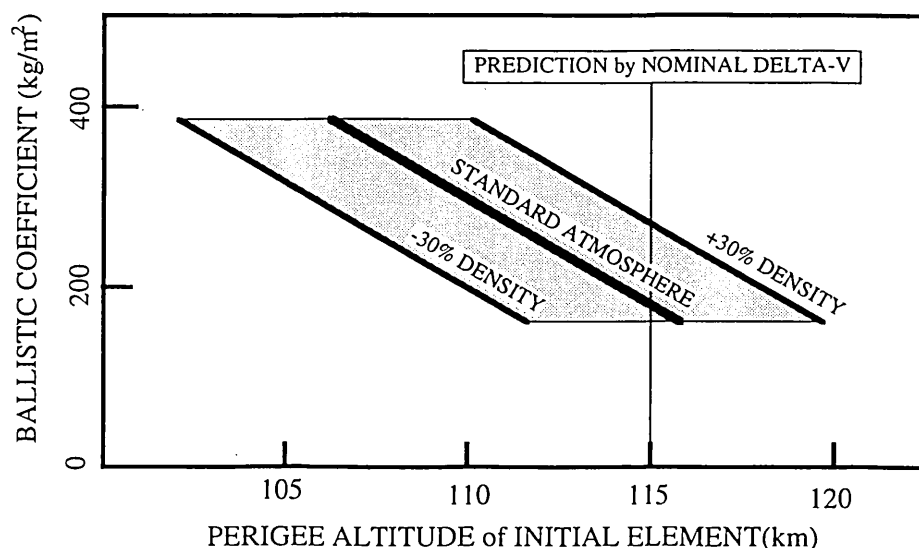


図-3-6 ガーナへの落下から推定される近地点高度と弾道係数の範囲

3-5. 飛行状況の推定結果

カプセル内に搭載されたバスシステムのデータ処理装置（DHS）はサービスモジュールとの結合状態で計測される種々の飛行データおよびシステムの状況監視データなどを記録する。回収後のカプセルの耐熱性能などに関する調査結果は次節に詳しく述べられるが、このDHSには打ち上げ後サービスモジュールが分離するまでのデータが保存されていることが明らかとなった。この結果EXPRESSの機体の各サブシステムの動作状況、ロケットからの分離後の初期の姿勢整定および機体の内部および外部の温度履歴などからEXPRESSの飛行状況の推定を可能な範囲で行った。この結果予定されたEXPRESSの初期動作は計画通りに自動的かつ正常に実行されたこと、低い軌道に投入されたため近地点付近で姿勢の擾乱および上層大気による空力加熱に対応する各部の温度上昇があったこと（図-3-7）、DHSのデータ収録が終了した時点またはこれ以降にサービスモジュールの機能が失われカプセル（RM）との結合／分離加工品の発火によってRMを分離したこと、などが明らかとなった。これらの結果は前節に述べたガーナにいたる軌道の推定結果および飛行中のサンチャゴ局で受信したテレメータデータなどとも一致する内容であり、推定が妥当であることを示している。またDHSに記録されたデータの終了時刻は軌道推定と併せると、この時点の高度が約80 kmであったことなども推定することができる。パラシュートの開傘についてはEXPRESSの緩降下システムはカプセルの分離および一定値以上（3 G）の減速を継続して計測した場合に起動され、以後圧力スイッチによって開傘を実行するシステムとなっていたため、計画外の飛行を行ったにも関わらず再突入後パラシュートのシステムは正常に動作したものと考えられる。

ここではこのDHSに収録されたデータに基づきこれまでに述べた飛行時のテレメータ情報および軌道推定の結果をあわせてロケットからの分離後着地に至るカプセルの飛行状況を再現することを試みた。この結果を表-3-3に示す。

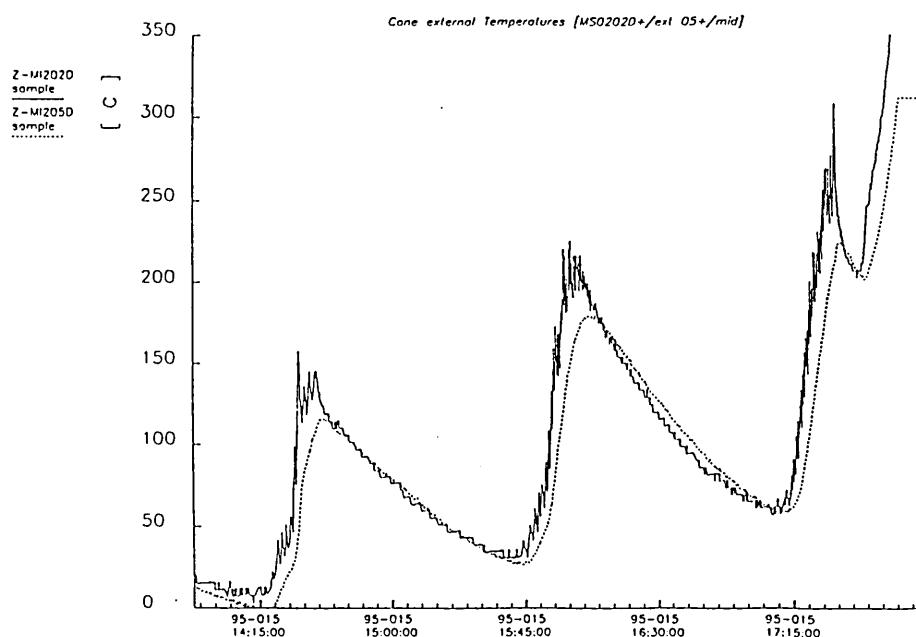


図-3-7 カプセルDHSに記録されたSM外部温度の履歴

表－３－３ 飛行状況の推定結果（１／２）

X+time/JST	飛行状況
X(22:45:00)	M-3SII#8打上げ．第１段フェーズはノミナル
X+40sec	補助ブースタ分離
X+80sec	１－２段分離，第２段点火
X+100sec	機体の曲げ振動と姿勢制御系の連制による異常振動($f=8\text{Hz}$)が発生
X+122sec	T V C 噴射体が枯渇し，姿勢オフセットは 30° まで増大
X+194sec	S J により計画通りの姿勢に復帰．計画軌道から高度オフセット
X+269sec	第２段分離後，第３段点火
X+271sec	第４段レーダトランスポンダ故障により以後機体の追跡不能
X+359sec	第３段分離後，キックモータ(第４段)点火．この結果最終段による軌道投入は第２段軌道頂点の高度約250kmで行われ，周回初期軌道の遠地点となった．近地点南半球側で高度は約110kmであった．
22:52:33	第４段燃焼終了とヨーヨーデスピ後，E X P R E S S を分離．分離時刻はカプセルのD H S データと正確に一致．分離時の残留姿勢レートは $\omega_x=20.6\text{deg/sec}$ ， $\omega_T=1.9\text{deg/sec}$ (横方向全角速度)ではほぼ計画通り
22:52:48	分離の15秒後，最初のH K および計測データをD H S メモリに書き込み．E X P R E S S の姿勢制御システム(C S) 起動
22:53:43	初期姿勢整定のためC S はレートダンピングを実行．この時点で残留レートは， $\omega_x=2.7\text{deg/sec}$ ， $\omega_T=1.4\text{deg/sec}$ で計画通り
22:53:44	C S は次のモードに移行しジャイロパッケージ，地球センサを起動．機体の姿勢運動は近地点付近に達するまで整定後の状態を維持
23:16	打ち上げの異常によりサンティアゴ局(G S O C) の受信状況が変わる可能性のあることをI S A S から通知
23:20	上層大気の効果によりピッチ，ヨー姿勢運動に変化．後の推定ではこの時点で高度140km程度
23:26	入感予想時刻になってもサンティアゴ局は受信できず(低高度投入ケースでは14:26～14:35と設定)．搭載受信機はサンティアゴ局の送信信号を14:28:27から14:31:39まで確認したが，コマンドは実行されず
23:27:32	C S は計画通り３軸回りの残留レートを整定．その後熱環境とマイクロG要求を満足するためスピニングアップを実行し14:29:17に終了．結果は $\omega_x=0.52$ ， $\omega_T=1.12\text{deg/sec}$ ではほぼ計画通り．以後C S の起動は行われない
23:30	EXPRESSは最初の近地点に到達し，最初の高温(150°C)と空気力による姿勢運動(約３分周期，機体外部の温度データからの推定)

表－３－３ 飛行状況の推定結果（２／２）

GST	飛行状況
23:40	EXPRESSは１回目の近地点通過を経て高度上昇。空力加熱減少により温度低下
0:20	EXPRESSは２回目の遠地点に到達(高度約210km)。３分周期の姿勢運動を継続
0:30	I S A SはK S Cで１周回後のEXPRESSからのSバンド信号を受信。これに基づく推定軌道情報から次のサンチャゴ局通過時の予想値をGSOCに通知
0:40	高度130km。温度が再び上昇を始める
1:01:30	サンチャゴ局がダウンリンクを確認
1:02:30	レーダトランスポンダ双方ON、およびDHSメモリダンプ開始の緊急コマンド送信開始。コマンドはすべて受信され実行された(16:02:58)
1:02:36	サンチャゴ局消感。再度のリンク獲得、ウィンドウ内でのトラッキングの試みは成功せず。搭載受信機はサンティアゴ局からのアップリンクを16:01から16:04までの間受けている。軌道決定用Cバンドのトラッキングはリンクをとれなかったため実行できず
1:04頃	２回目の近地点通過(高度108km)。外部温度は200℃に達する。
1:21:33	メモリダンプ終了。近地点通過を経て外表面温度は低下する。姿勢運動は２分周期程度になる
1:45頃	最後の遠地点通過(高度165km)
1:51	K S CでSバンドのダウンリンク受信。１５秒間のテレメトリデータがテープに記録された(マージン小により状態は悪い)
2:30頃	高度低下により温度上昇(図５)。約３３秒周期の機体外部温度の変動。この振動は機体のニュートーションによって温度センサが周期的に高い空力加熱を受けることによると推定される
2:30-17:36	再突入前の最高温度は350℃に達する。この後姿勢運動は空気が支配的となりニュートーションは減衰し温度の周期変動はなくなる。以後継続して温度上昇
2:37	外表面の温度関連センサに加え内部温度や機器の温度も計測上限値に達する。サンティアゴ局ではカプセルの電波受信できず。搭載受信器は、17:33:00から17:35:40の間同局の送信信号を受信するが、受信しきい値以下であった。この時機体は高度100km弱で既に再突入を始めこのまま大気層に突入
2:49	機体内部のセンサ、データライン、電力供給などの機能に異常が始まる
2:50:20	D H Sのヒューズ断により機能停止。データ収録終了。この時点以降分離用加工品の発火によりSMは分離される。この時点で高度は約80kmと推定される。この後再突入時の減速度の感知により回収システム（外気圧検知によるパラシュート開傘）が起動
3:15頃	カプセルはパラシュート開傘後、ガーナ北部に軟着陸（開傘および着地の正確な時刻は不明）

3-6. 再突入飛行環境の推定

打ち上げ後周回軌道上の飛行状況は追跡情報およびカプセル内に保存された計測データなどから前節に述べたように推定される。ここでは再突入中の飛行状況について上記のデータや機体の調査結果などによる推定を試みる。再突入時の大気圏内飛行軌道の推定結果を図-3-8に示す。計画では軌道離脱モータの点火によって比較的深い角度の再突入飛行を予定しこの環境に対してカプセルの耐熱システムや外部に取り付けた計測用センサや耐熱材料試験供試体などが設計された。実際の飛行は周回中から近地点通過の度に高度を下げ結果として浅い角度の突入飛行となったことが、これまでに述べた推定軌道データや各種計測結果から結論される。この推定では軌道上ではSMとRMの結合状態でガーナへの落下に至るための平均的な弾道係数 (200 kg/m^2) を用い、DHSデータの収録中断の時刻での推定軌道高度 (約 80 km) でSMの破壊あるいは分離に至ったと仮定し、これ以後はRM (カプセル) 単独の飛行に移行した (弾道係数 820 kg/m^2) と仮定している。

この場合の軌道飛行中および再突入中の機体先端に相当する先端半径の球相当の淀み点空力加熱率を図-3-9に示す。再突入に至る前の周回飛行中の近地点通過の付近でこれに対応する加熱率のピークが認められ、飛行中にサンチャゴ局で受信したテレメトリデータおよびカプセル内に保存された温度計測データなどとよい対応を示す。カプセルの姿勢運動についてのデータが短時間の角速度や水平面通過時刻のデータなどに限られるため飛行中の姿勢履歴に基づいて各計測点ごとの加熱率を求めることは困難であり、温度データの周期的な変化から再突入前の機体の運動周期は前節の飛行状況に述べた程度の推定にとどめざるを得ない。

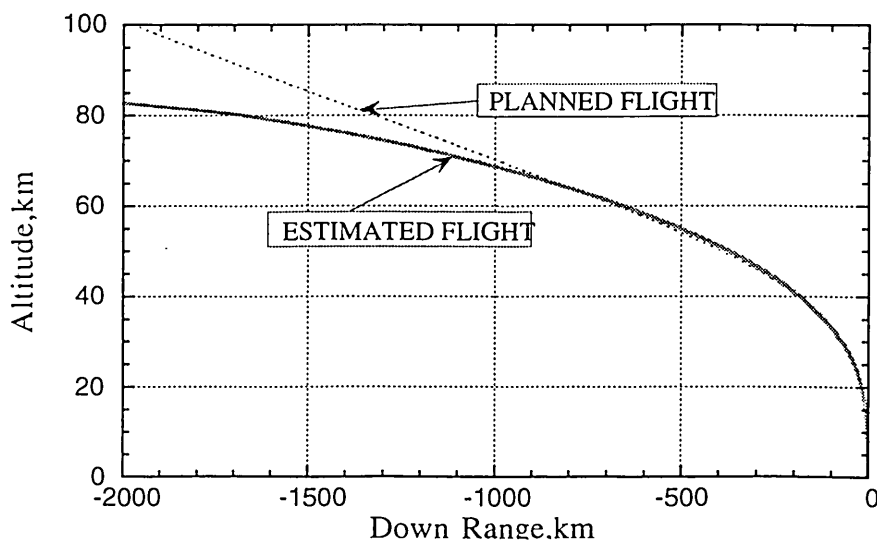


図-3-8 計画と実際の再突入軌道

図-3-10には再突入中の空力加熱率（図-3-8と同様の仮定）を計画値とともに示す。SMからのカプセルの分離後はこの高度付近から動圧の上昇により空気力が卓越しカプセルの空力安定により分離後早期に飛行迎角は0に収束すると推定される。これによると計画に比べて浅い角度での突入により最大空力加熱率は 2 MW/m^2 弱の程度となり計画値よりも低くなったことが示される。これに対して推定軌道に対する加熱総量は計画の値（ 297 MJ/m^2 ）に比べ軌道周回中の加熱総量は約 100 MJ/m^2 、再突入飛行で約 400 MJ/m^2 に達する。軌道周回中は上記の姿勢運動により機体の特定の一カ所がこの全ての加熱を受ける訳ではない。

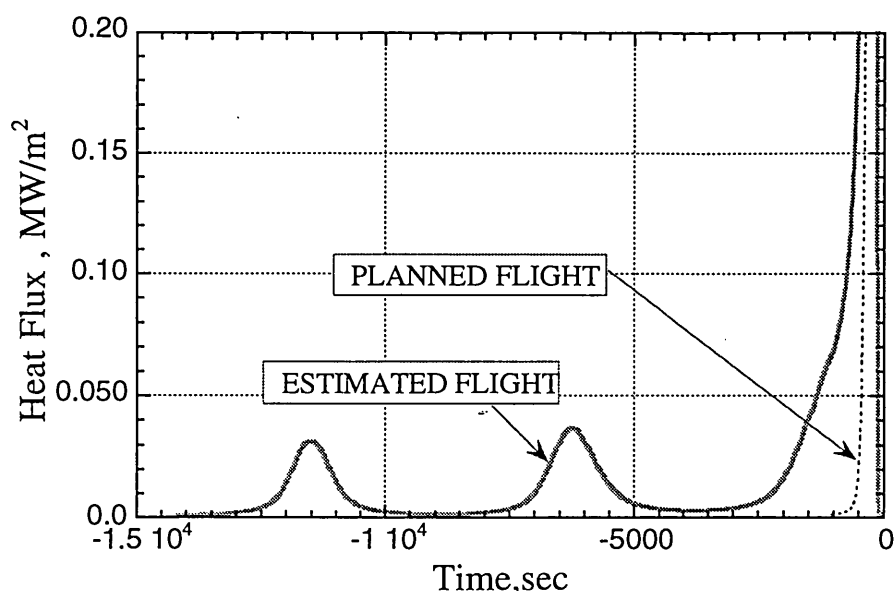


図-3-9 軌道飛行中および再突入飛行中のよどみ点空力加熱率の推定

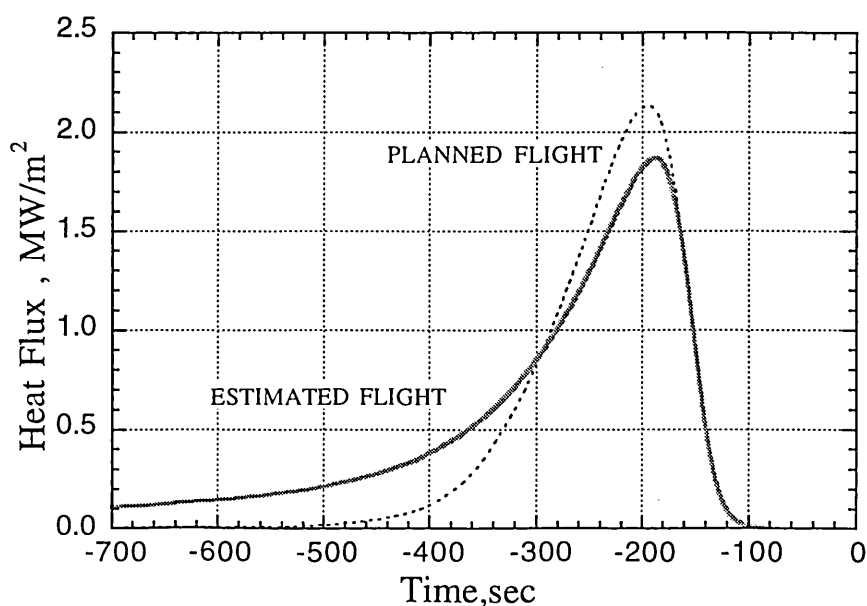


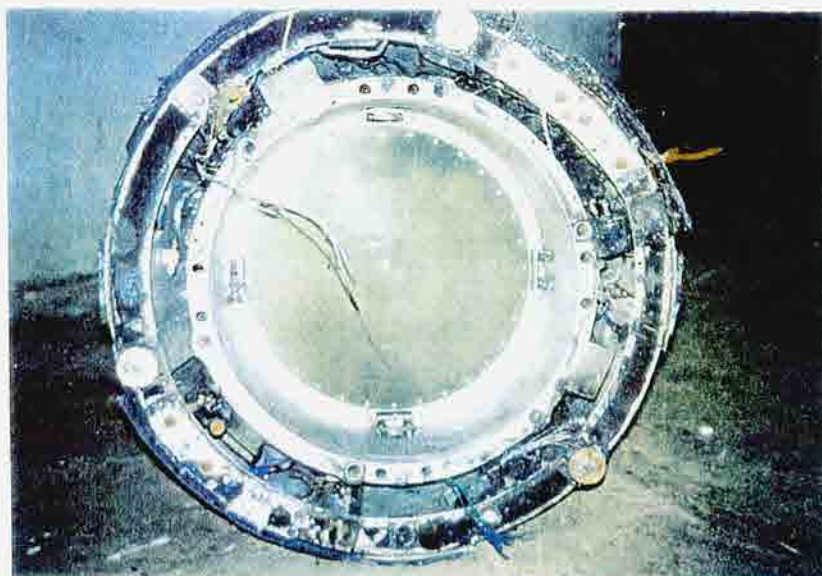
図-3-10 計画と実際の再突入飛行中の空力加熱率

4. 回収後のカプセルシステム調査結果

ガーナから回収されたEXPRESS再突入モジュール（カプセル）は飛行状況の推定、再突入飛行に対する耐環境性能の良否、搭載機器の健全性の確認および日独の搭載実験の分解前の状態確認などの観点で調査を行った。カプセルは着陸後ドイツに回収されるまでの間ガーナでの発見から輸送および保管の仮定での取り扱いについては正確な記録がなく、管理された状態での移動や取り扱いがなされなかったため飛行による損傷と地上取り扱い時の損傷を特定することに注意が払われた。



図－４－１．回収後のEXPRESSカプセル



図－４－２．回収後のカプセル底面

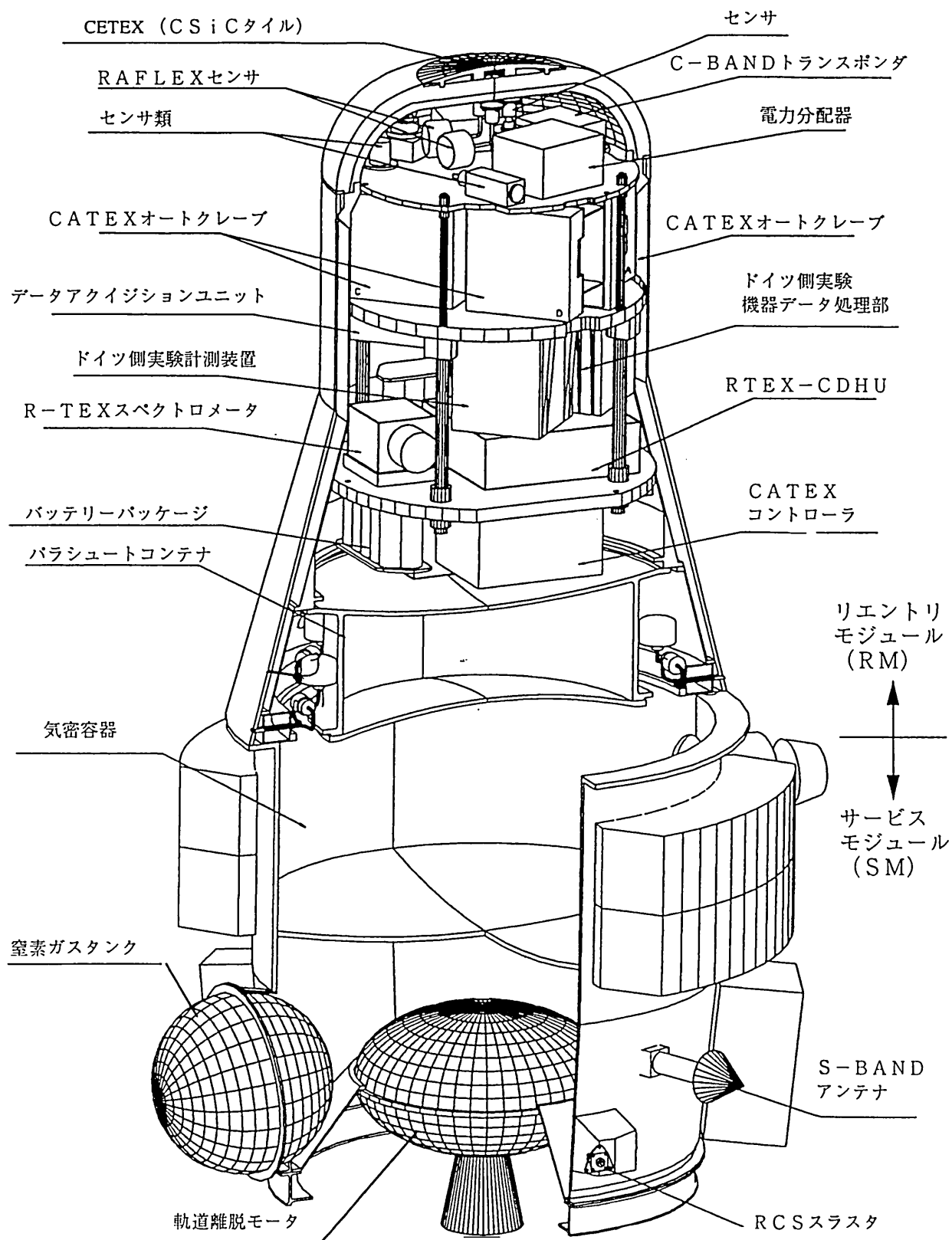


図-4-3 EXPRESS機体構成 (SM, RM結合形態)

4-1. 外観検査

機体外部の状況を図-4-1, 2に示す。またEXPRESSカプセルの概略構成を図-4-3に示す。この外観検査結果着陸後の損傷は以下の様であった。

- ・ ヒートシールド（アブレータ）の表面はガーナでの地上ハンドリング時に受けた損傷が数カ所（機体側面，底部）あった。
- ・ 機体の底面やパラシュートコンテナの一部のケーブル類が取り外されていた。
- ・ H I P M E X 実験供試体の一部が地上での移動中に損傷および脱落した。
- ・ 後端リング（機体底部外周とパラシュートコンテナを被覆）が取り外され大きく変形していた。
- ・ カプセル側面の4箇所のCバンドアンテナ（石英ガラスで耐熱保護）の内2カ所の石英ガラスが脱落，また他の2個のガラス部も破損していたが破損状況から着地後の損傷と考えられる。

この結果外部からの観察による限り機体システムの耐熱シールドおよび全ての機体外部に取り付けられた耐熱材料および計測関連の機器の耐熱性は良好であったと推定される。また機体のサービスモジュールとの結合／分離部およびパラシュートについて機体底面のSM結合部の外観調査の結果、

- ・ 分離用火工品の動作によってカプセルはSMからこの分離部で分離され，火工品の動作および分離による機械的な損傷はない。
- ・ パラシュートカバーおよびパラシュートの放出も正常に行われ，着地後メインシュート4本のライザの内3本が予定通り切断されていた。

ことなども明らかとなった。

4-2. RM／SMの分離

RM／SMを結合している3つの分離ボルトは全て火工品の動作によって機能し，動作後の形態からそれぞれの分離機構の動作は正常で，結果的にRM／SMの分離は正常に行われた。3カ所の火工品は同時に動作しなければならないが，分離ボルト周りの外表面を見ると3カ所のうち1つだけが先に作動していたものと推定される。（1カ所のボルトのハウジングの頭部のみが再突入飛行の際の加熱によるとみられる加熱痕があり，他の2つのハウジングの頭部は焼けていない状態であったことによる；図-4-2）。火工品の発火はこのことより3カ所の発火は同時に行われたのではない可能性が高い。分離は火工品に対する点火信号によって実行されたのではなくそれぞれが再突入の加熱によって高温に達することによって発火し分離されたものであると推定される。分離の秒時および飛行高度を確定することは困難であるが，3節で述べたように搭載のデータ処理装置（DHS）の保存されたデータの最後の記録時刻から推定される高度は約80 kmであり，分離は少なくともこの時刻以降に行われたことは確実である。

4-3. 熱防御系

熱防御系のアブレーション材料は再突入時の空力加熱によりバージン層から炭化し、加熱率の大きいカプセルの先端付近では部分的に樹脂と繊維の積層構造の樹脂の焼損による繊維層の剥離が見られた。着陸後の取り扱いでこの層がさらにはがされた部分もある（図-4-4）。前節で推定した再突入飛行環境によると、カプセルの実際の軌道による総空力加熱量は、アブレータ部の設計条件として与えられていた総空力加熱量よりも大きくなったが、カプセルシステムの耐熱アブレータの性能は十分で、他の部位との接合部や一部の実験供試体との隙間などを除く通常部分では、ヒートシールド内部及びP L C内部への過度の熱流入はなく、システムの耐熱上の問題は発生しなかった。



図-4-4 機体先端の損耗の様子

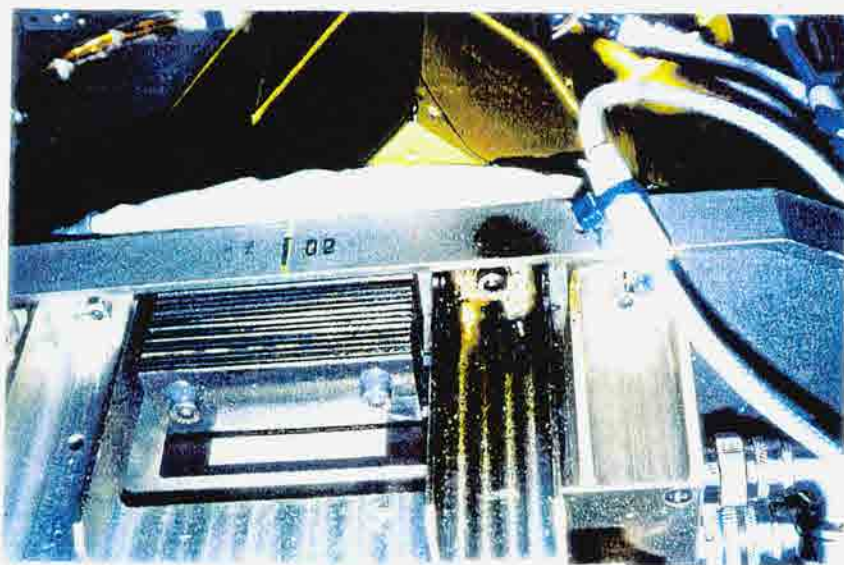


図-4-5 P L Cの高温気流の流入痕

カプセル内部ではペイロードコンテナ（P L C）の2カ所に局所的な高温気体の流入と見られる変色痕が見受けられた。1カ所はパラシュートコンテナの裏面の一部分，P L Cの中段搭載機器盤上の機器の構体とペイロードコンテナの構体である。（図－4－5）。これらの痕はカプセルの再突入飛行中にカプセル背面側の後流が，アウトガスの発生による軌道飛行中のマイクロG環境維持のためにもうけたベント孔から流入したものと推定される。これは，パラシュートケースの外周部およびこの周辺に取り付けられた圧力センサなどの機器の焦げた痕からも推察される（図－4－6）。

またCバンドアンテナや再突入時の実験計測供試体など，ヒートシールドの中に埋め込まれた部材は再突入時の空力環境に十分耐える事ができ問題は発生しなかった。但し再突入時の実験計測装置で使われた異種材料を接合した部分は小さなギャップを生じていた。このギャップは材料の縮みやギャップを埋めているフィラーのアウトガス化によるものと見られる（図－4－4）。またC E T E X耐熱材からもアウトガスが出た様子もうかがえた。

カプセル側面の4カ所にC－バンドアンテナが埋め込まれた石英ガラスブロックは，再突入時の環境に十分に耐えていた。石英ガラスが溶融していなかった事から破損は着地または着地後に発生したと推定され，アンテナを含めて良好な耐熱性を有していたと推定される。

4－4．緩降下システム

カプセルの後端に搭載されているパラシュートコンテナは健全な状態のままであることが確認された（図－4－2）。これは，パラシュートの減速機能が機能し，パラシュートの放出が計画通りに実行された事を示している。カプセルはパラシュートコンテナ基部に1本のライザーによってメインパラシュートが固定された状態でガーナで発見されている。（4本のライザの内3本のライザは，着地後切断される様に設計されていた）。パラシュートキャップが搭載されていた面はわずかにキャップの痕が見られる。このカバー表面には耐熱材が張り付けられていたのでパラシュート部の耐熱は十分であった。パラシュートコンテナの内側は金属地のままで熱的な影響は見受けられない。

4－5．カプセル搭載機器

カプセル内部のデータ処理記憶装置（D H S）や実験ペイロードコンテナ（P L C）などのシステム搭載機器は全て健全な状態で再突入時の熱的な影響を受けた形跡は見られない。またこれらの機器の取り外しも問題なく行われ，以下に示すデータ再生や機能確認試験が行われた（図－4－7）。

飛行中のハウスキーピングデータはロケットから分離されてからS Mが分離するまで，D H Sにより記録保存された。記録されたデータを安全に読み出すために調査した結

果、DHSの機械的損傷はなく電氣的にも上書きのプロテクトがかかっており、記録されたデータを読み出すことが出来た。PLCのテストは、再突入及び着地により全てのサブシステムに電氣的な問題がなかったかを確認するために実施された。PLCのサブシステムを動作させる前に安全性確認のために極性CHK、DCの絶縁抵抗を測定し、問題が無いことを確認した。動作確認を行い、一つのピンで出力が無いところが発見された。検討の結果DHSの2本のヒューズが切れていたことが分かり、ヒューズを交換後正常な電気出力を行っていることを確認した。

最後にこれらの機器の機能が正常であることを確認するため、ノミナルの飛行シーケンスに従って搭載機器を動作させ、各部のステータスデータおよびハウスキーピングデータをTTCシミュレータ経由でEGSE上に表示し、機器の動作が正常であることを確認した。コマンドは同様の構成でTTCシミュレータを用いてアップリンクし、その機能が正常であることも確認された。

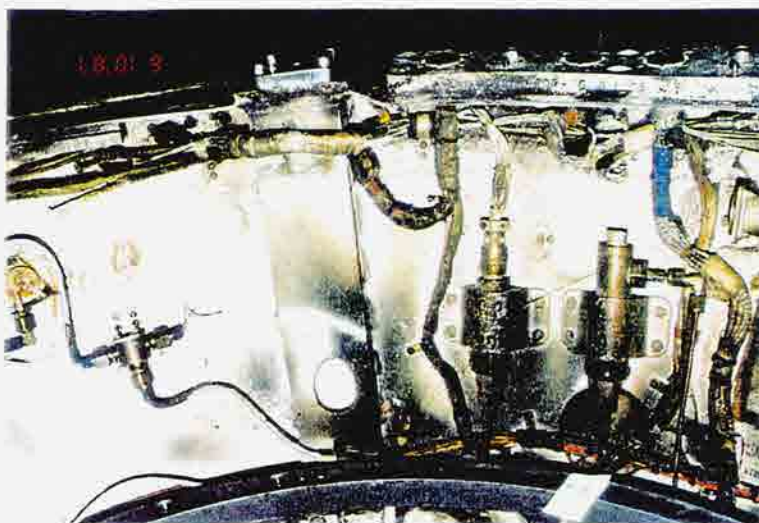


図-4-6 パラシュートコンテナ外周の高温空気流入痕

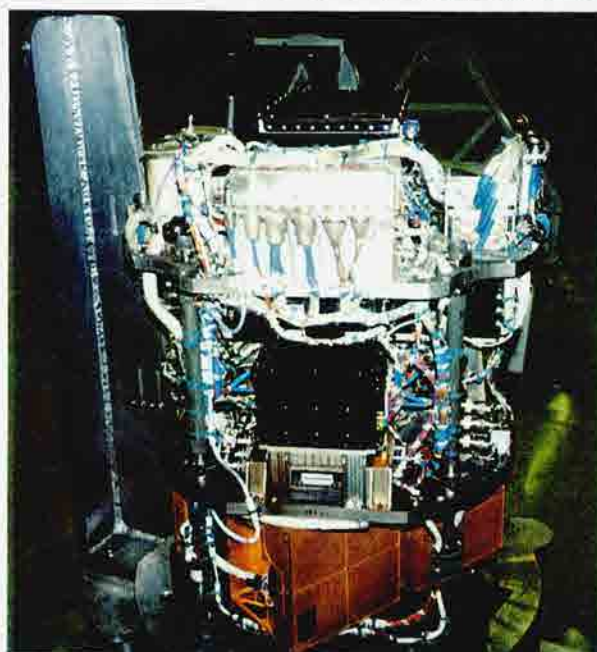


図-4-7 取り外されたペイロードコンテナ

5. 搭載実験装置の飛行後調査結果

5-1. RTEX (再突入工学実験)

RTEXは、カプセルの大気圏への再突入飛行中の飛行環境を利用しておこなわれる工学実験で、新規開発の耐熱材料の実飛行環境試験および大気飛行中の飛行環境の計測から構成される。カプセルはこの報告書で述べている様に大気圏への再突入を行い回収されたが、RTEXを含む再突入関連計測実験は計画通りの運用で再突入を行うことができなかったために、計測実験装置は起動されることなく再突入飛行を行い着地に至った。このため搭載のデータ収録装置(CDHU)には再突入時に計測データは一切収録されなかった。しかしながら、機体の外部に取り付けられた耐熱材料実験や計測センサなどは実際の再突入飛行環境を経験し、これらの健全性や損傷度などを調査することで実飛行環境での評価実験の目的は達せられる。ここでは耐熱材料実験や機体外部に取り付けたセンサなどについては実飛行環境における耐熱性の評価を行った。また機体内部の計測器については計測システムおよびセンサなどについて機能確認試験を行い、再突入飛行時の耐環境性について調査した。

RTEXの計測システムは図-5-1に示すように機体の熱防御システムに埋め込んだアブレータ耐熱材供試体、熱流速、機体表面圧力などの外部のセンサ、機体先端の衝撃層の高温気体からの輻射計測、機体内部に搭載された分光システム、加速度計およびこれらの各種計測器のデータを収録するためのコントローラなどから構成される。これらの各機器や供試体について飛行後の調査で明らかとなったことについて以下にまとめる。

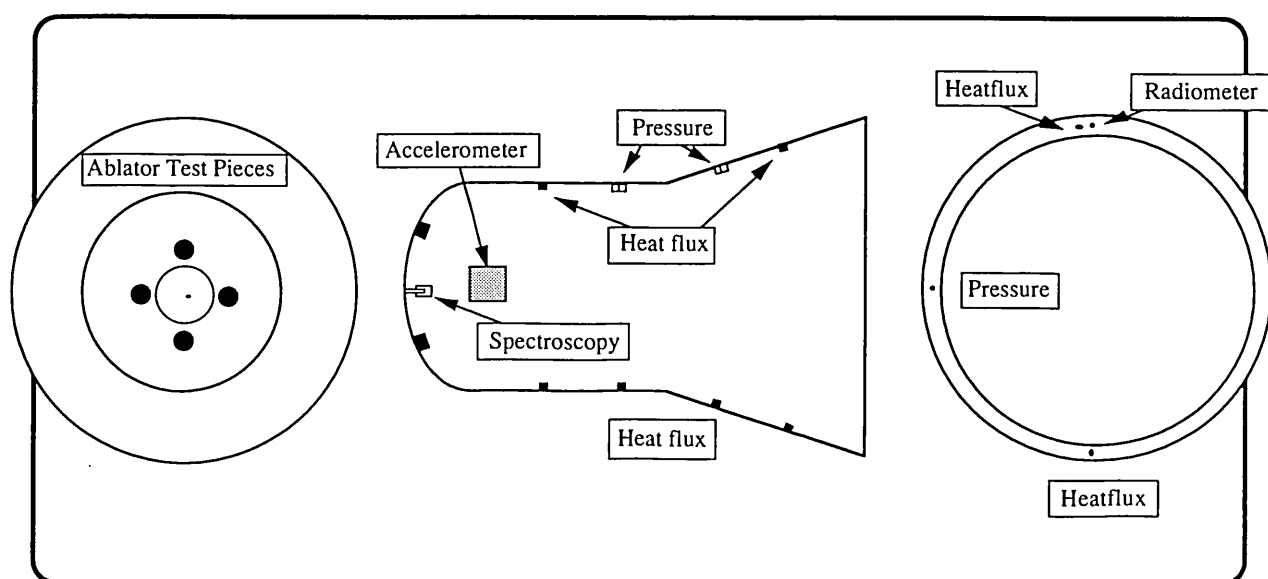


図-5-1 RTEX実験センサ、供試体配置

5-1-1. アブレータ耐熱材実験

アブレータ供試体はカプセル表面の先端部分に4カ所、側面の圧力や熱入力測定のためのセンサ埋め込みを兼ねた8カ所の合計12カ所に取り付けられた。先端部に取り付けた供試体は主として淀み点付近の高加熱率環境でのアブレータの表面損耗や熱遮断性能を検証するためのもので、損耗を少なくするための高密度化を図った表面層と主として断熱の機能をになう低密度層から構成される。側面の計測用供試体のアブレータ材料はこの高密度層と同じ材料で構成された単層型で、圧力計測のための貫通孔や加熱率計測のための金属薄膜が埋め込まれている。

これらのアブレータ供試体は、EXPRESSカプセルのような地球周回軌道からの弾道飛行による再突入飛行を行う場合の 5 MW/m^2 程度までの比較的高加熱率の環境に耐えるものとしてフェノール樹脂をシリカ短繊維で補強した材料による炭化型アブレータが用いられた。断熱性の確保と密度調整のためにはフェノールマイクロバルーンを使用している。この材料は惑星大気突入などの将来ミッションに備えて独自に開発されているもので、アーク加熱気流などの地上試験装置を用いた加熱環境下での表面損耗や断熱性能などの基礎データの蓄積を図ってきたものであり、実飛翔環境における評価は初めての試みである。上記の機体先端の2層形式と側面の計測用アブレータ供試体の材料組成をそれぞれ表-5-1に示す。

供試体	フェノール樹脂	マイクロバルーン	シリカ繊維	密度	
機体先端	表面層	4 5	0	5 5	1. 5 5
	内部層	3 1	6 2	7	0. 3 4
機体側面		4 5	0	5 5	1. 5 5

表-5-1 アブレーション材の材料構成比（重量%）

ガーナから回収されたEXPRESSカプセルはブレーメンのDASA-R I社で各実験供試体を取り外す前の状態で詳細な飛行後調査が行われた。アブレータ供試体についても取り外し前の表面状態や内部の損傷状態などについて、主として外観上の特徴を記録した。この結果、部分的に飛行後の着地あるいは現地でのハンドリングにおいて発生したと思われる多少の損傷はあるものの概ね再突入飛行後の加熱、損耗状況を保存していることが分かった。例えば図-5-2に機体先端の状況を示すが、アブレータ供試体の表面はひとつの供試体を除いて大きな損傷がなく、表面の損耗も隣接するシステム側の耐熱材表面の退行に比べて損耗の程度は小さい（システム側耐熱材は積層形式であるためいわゆるプライリフティングが発生している。また機体先端中央にはドイツ側実験のC/SiC板が置かれ、この供試体周辺で溶融によるとみられるSiの流動層が固

まっている)。また供試体の表面は構成材料のシリカ繊維の溶融によるとみられる白色の溶融物が固形化した状態でこれは地上の加熱実験における供試体の試験後の様子とほぼ同一である。側面の供試体も表面損耗はほとんどないように見え、炭化した表面に若干の溶融Siの固形物が保存されている。またこれらの供試体に埋め込んだ加熱率計測用の金属薄板部品も損傷することなく残されていた(図-5-3)。

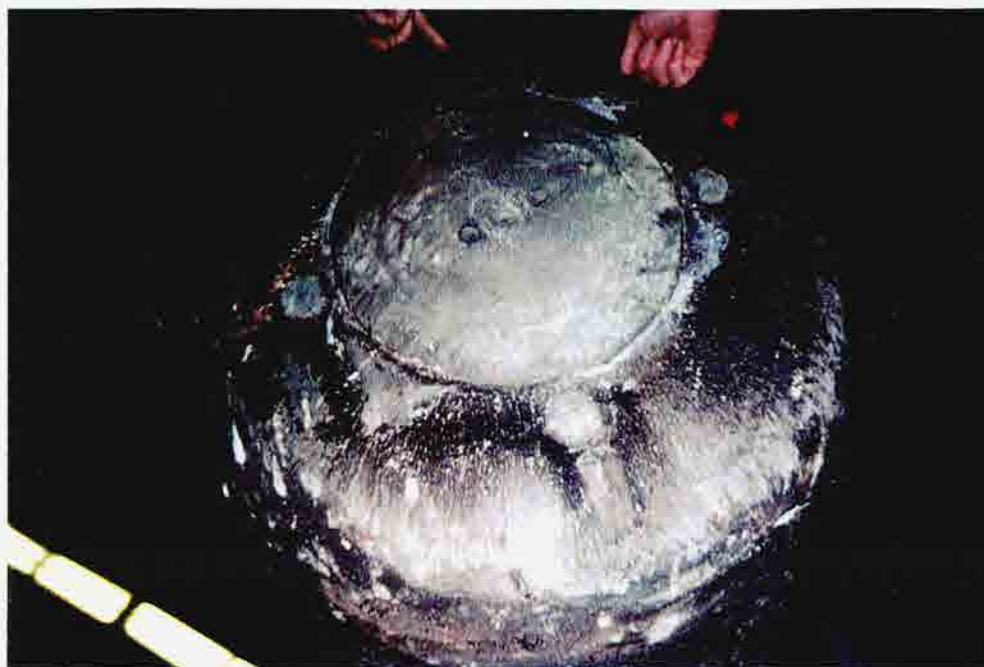


図-5-2 RTEXアブレータ供試体(機体先端)

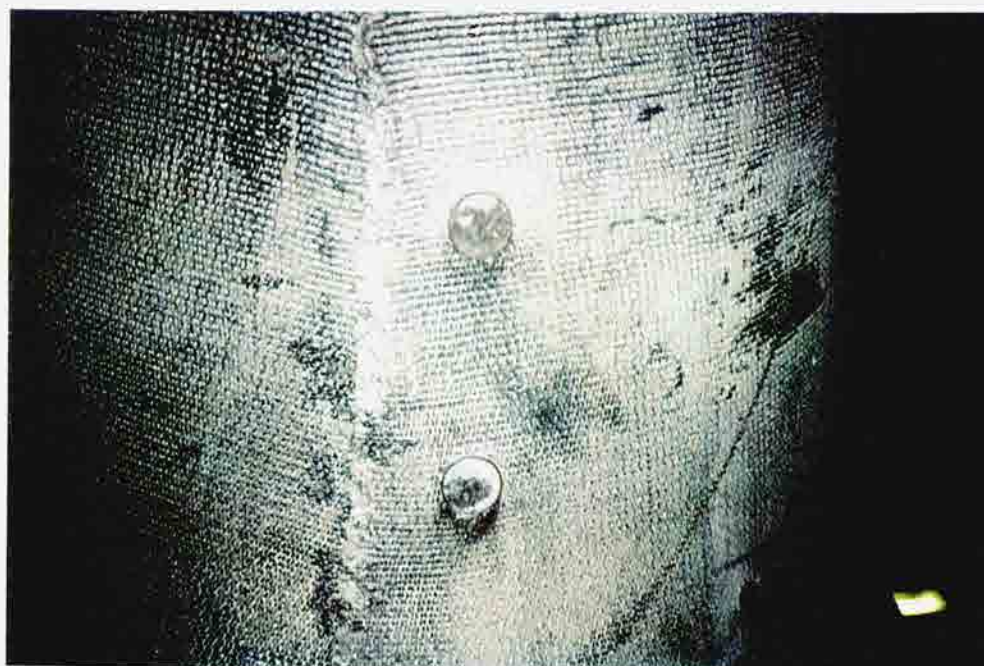


図-5-3 RTEXアブレータ供試体(機体側面)

これらのアブレータ供試体のカプセルからの取り外しに際しては、カプセルシステムの耐熱材の一部に穴をあけて供試体を取り付ける構造であるため、その接合部の損耗状況を確認することが飛行後調査の目的であった。このため一部の供試体について供試体周辺の耐熱材を切断してこの接合面を保存することを試みた。また特に先端の高加熱率対応アブレータではその取りつけに際しては、システムの飛行の安全の確保のために強固な結合が要求されたため、供試体の分離は困難が予想されたが上記の目的のため周辺の耐熱材とともに機械的に切断する事を試みた。前に述べたように取り外し前の供試体はほぼ表面の損耗は計画されたものに近く再突入飛行の結果をよく保存していたが、この切断のために表面の炭化層が機械的な振動によって破損された。このため後で述べる取り外し後の供試体の単体の調査はこの状態で行わざるを得なかったが、飛行による損耗の推定に際しては取り外し前の状態の記録と併せて評価することとする。

図-5-4と5に機体先端と側面に装着されたアブレータ供試体の取り外し後の状況を示す。上に述べたように先端部から取り外された供試体は表面が破損している。また取り外し後表面の損耗および内部の炭化の様子を調べるため深さ方向に切断した断面を図-5-6と7に示す。第3節で述べた再突入飛行環境の推定によると再突入飛行時の加熱環境は計画と異なり、2回の近地点通過の付近で 0.1 MW/m^2 の加熱を受け、再突入時の飛行経路も異なるため最大加熱率で約 2 MW/m^2 弱、総加熱量で計画の 300 MJ/m^2 に比べ約 500 MJ/m^2 の加熱を受け計画よりも小さい加熱率を長時間受け、総加熱量は6割程度以上計画よりも大きかったと推定されている。この結果回収されたアブレータ供試体の炭化層厚さは計画よりも大きくなったものと推定され、この傾向は開発段階で行った地上での加熱試験やシミュレーション結果ともほぼ一致する。図-5-8に表面損耗および炭化層厚さについてこれらの飛行後供試体による実測と予測の範囲を示す。これによると炭化層厚さの飛行結果は側面の供試体について予測との差が大

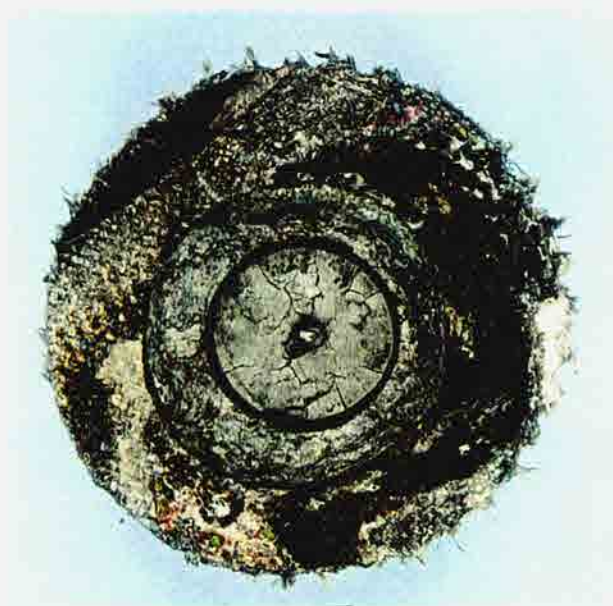


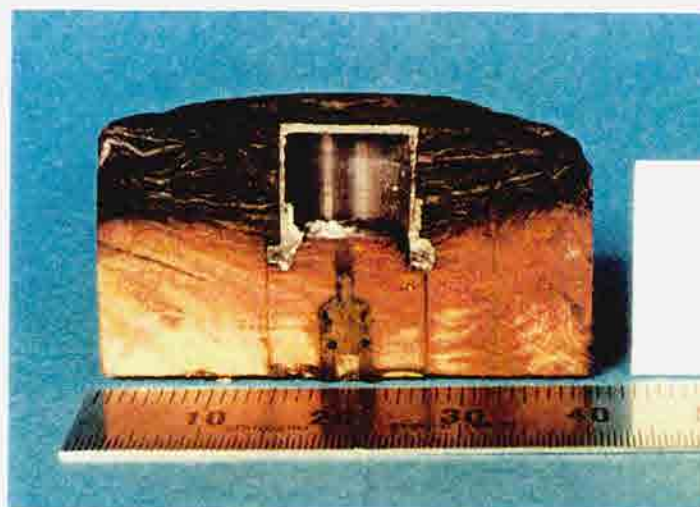
図-5-4 取り外し後のアブレータ供試体（機体先端部）



図－５－５ 取り外し後のアブレータ供試体（機体側面）



図－５－６ アブレータ供試体断面（機体先端）



図－５－７ アブレータ供試体断面（機体側面）

きく軌道周回中の近地点付近での加熱および再突入の際の姿勢運動の効果による側面加熱率の増加の結果であると考えられる。図-5-8には加熱率計測用に金属薄膜を装着した供試体の断面を示す。両者とも飛行後の健全性は良好で貫通孔についても内部の構造に達する過度の加熱は認められない。

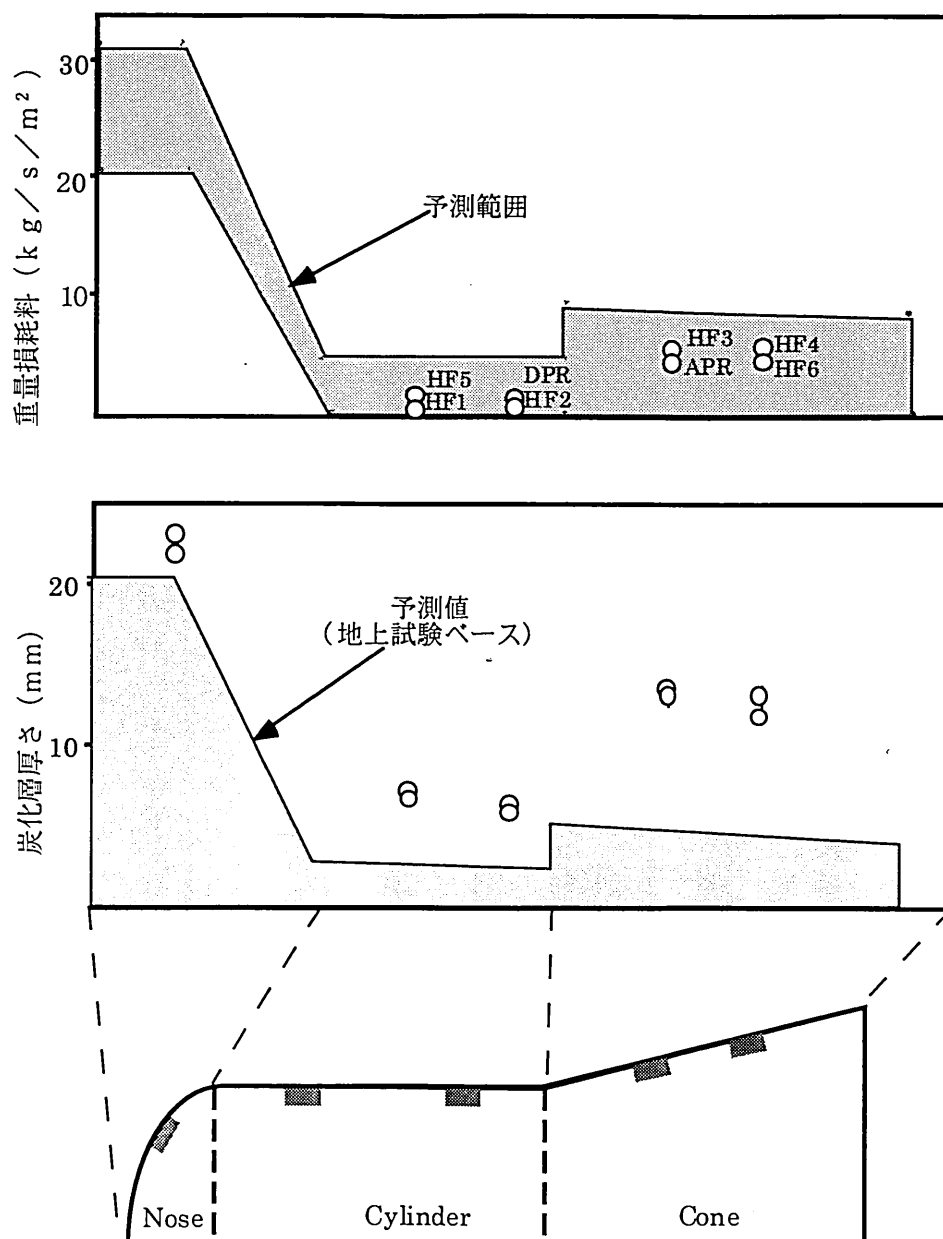


図-5-8 表面損耗量／炭化層厚さの予測と飛行結果

5-1-2. CDHU (計測データ処理ユニット)

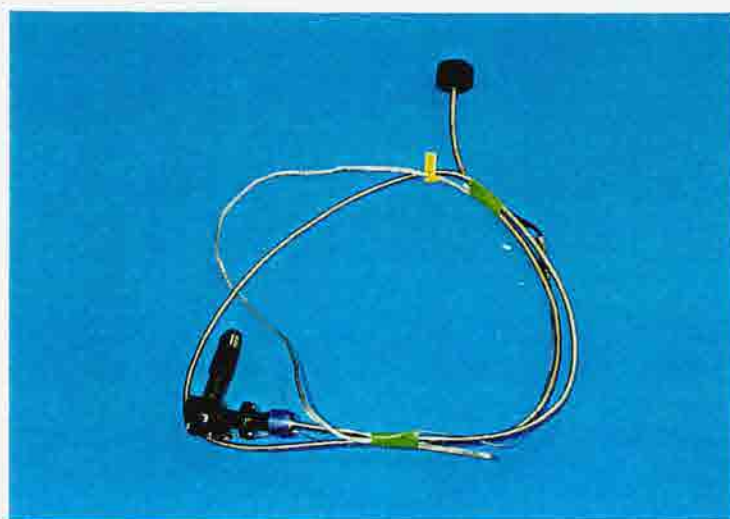
CDHUは、日本側の再突入関連実験RTEXとHIPMEXのためのデータ取得・記録装置である。RTEXでは、熱電対、圧力センサー、フォトセンサー、加速度計、分光器などが飛行環境計測のために用いられているが、これらのセンサーからの計測信号を再突入飛行中に記録するために用いられた。記録の開始は、EXPRESSシステムの制御系からの開始信号で始まり、内蔵のタイマーで定められた間記録し、地上回収された後に再生される計画であった。ドイツにおけるカプセル分解時にできたと推定される傷等はあるものの、着地等の衝撃によるケースの変形／歪みは認められない。また着地後の保管状態で付着したと見られる埃や蜘蛛の巣等が表面にあったものの、塗装状態も異常が認められない(図-5-9)。電気的な導通／絶縁についてはフライト前と比較して異常なくすべて規格を満足していた。またCDHUから各センサーに供給する電圧レベル、疑似センサーからの入力信号によるAD変換機能、データ読み出し機能などの電気的機能および後に述べる分光計測機器や加速度計を接続した状態の動作もすべて正常であった。GSEを接続してCDHUを起動しEEPROMに記録されていたデータを読み出したところ、記録されていたデータはフライト直前にKSCで実施したカプセル搭載機器の最終動作試験時のデータそのものであった。これは再突入飛行時にデータが記録されなかったことを示し、カプセルシステム側の報告にあるようにCDHU用の電源監視装置が電力の消費を示していないこととも合致する。

5-1-3. 飛行環境計測機器

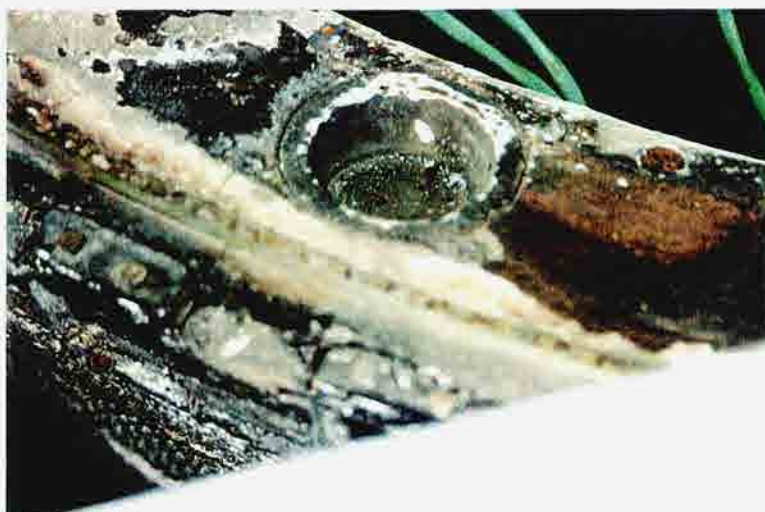
飛行環境計測のために用いられた分光器、分光用光採り入れポート、機体背面輻射計などの熱流束センサーの計測機器の状態について記す。分光器は、大気飛行中に機体正面に生じる高温気体からの光放射を計測するためのもので、EXPRESS機体先端部にとりつけられた光取り入れポート、機体内にとりつけられた分光器本体／コントローラ、および、両者間を結ぶ光ファイバーよりなる。これらについてもCDHUを通してその機能が健全であることが確認され、外観上も特に異常が認められない(図-5-10)。光取り入れポートは機体のノーズ部にとりつけられ、表面はC-SiCタイルにとりつけられている。表面付近のポートの一部が欠落しているが、破壊面の状況からして、恐らく着地時の機械的衝撃によるものと考えられ、機体から取り外された後の外観目視では特に損傷が認められない。内部にはめ込まれている光学レンズ(外気にさらされる可能性あり)には多少の汚れが認められた。分析の結果、汚れは、C-SiCからのものと考えられるSi、また、取り入れポートからのものと考えられるZrであった。これらは、飛行中の加熱状態において、蒸発してレンズに付着したものと考えられる。これらの汚れは、取り入れた光の減衰の原因となるため望ましいものではないが、光の強度に依存しない物理量の測定には、支障がない。また、これらの汚れは、加熱が最大となる低高度付近で生じたものと考えられるので、それまでの計測には支障は生じていないと考えられる。これらの汚れは、最大加熱を模擬したアーク加熱装置での加熱



図－５－９ 回収されたCDHU外観



図－５－１０ 光採り入れポートと光ファイバ



図－５－１１ 底面輻射計外観

試験では、認められなかったものであり、飛行環境の推定も含めて今後の課題である。また、将来同種の計測のためにあらたな工夫が必要であることを示している。

輻射計は機体背面部に取り付けられおり、高温の後流から機体背面に入射する光放出を計測することが目的であった。窓材を通して、フォトセルにより光強度を計測することになっていた。外観目視では、機械的損傷は認められないものの、窓は汚れが付着した状態であった（図-5-11）。分析の結果、汚れは三層になっており、最下層は、エポキシ系の樹脂、中層は、金属の酸化物、カルボン酸塩、硝酸塩、よりなり、最上層は、粒子状であり、蛋白質、ガラス状物質、炭水化物よりなっていた。最下層のエポキシ系樹脂は、機体外装のアブレタ材が熱分解した際生じた気体が付着したものと考えられる。また、中層の汚れは機体底部の構造材が一部蒸発し、それが付着したものと考えられる。事実、機体外装の耐熱構造の内ラジオメータに近いフレアー部の外観目視によれば、最外層のアブレタ材は完全に炭化しており、その下の構造材にも熱が加わっていることが確認されている。付着物の内最外層は着地した後の地上の汚れによるものと考えられる。また背面部熱流束センサーにも同様の付着が認められた。

5-1-4. まとめ

以上RTEX（再突入光学実験）の各種搭載機器とアブレタ実環境評価実験結果について飛行後調査の概略をまとめた。計画通りの再突入飛行は達成されず、計測装置も起動されなかったため温度履歴などの耐熱特性に関わるデータの取得は実行できなかったが、上に述べたようにここで用いたアブレーション材料については、飛行後の調査により概ね計画通りの耐熱性能を有することが確認されたものと考えられる。EXPRESSSカプセルのような比較的高加熱率の再突入環境で飛行する飛翔体用の耐熱材料の開発は初めての経験であったが実際の飛行環境を用いた耐熱特性の評価実験としては所期の目的の全てを達成することはできなかったが、特に材料の耐熱特性および地上模擬試験との対応などの観点で数多くの知見をもたらしたものとする。また計測センサやデータ収録のための機器についてもその機能は正常で再突入飛行環境に十分耐える機能を有していたことも確認され、実飛行環境による評価実験としては有為な結果がもたらされた。

5-2. HIPMEX

HIPMEXは再突入飛翔体やスペースプレーンなどで用いることが期待される、繰り返し使用が可能なカーボン／カーボン（C／C）複合材とSiC-CVD被覆による耐酸化表面コーティングの、耐熱および加熱／酸化による表面劣化の特性を実飛翔環境で検証することを目的として行われた。異なる4種類のC／C複合材とSiC被覆を施した供試体は1辺30mmの正形状で、表面温度を考慮して空力加熱率が 600 kW/m^2 の程度となるカプセルの後端部に3個ずつの供試体を取り付けたホルダを4カ所、合計12個の供試体を機体に取り付けた（図-5-12）。ホルダは供試体背面の断熱やカプセルとの熱的結合条件などを考慮して設計された。また各試験片の温度計測を行い、前述のRTEX-CDHUに再突入中のデータを記録する計画であった。

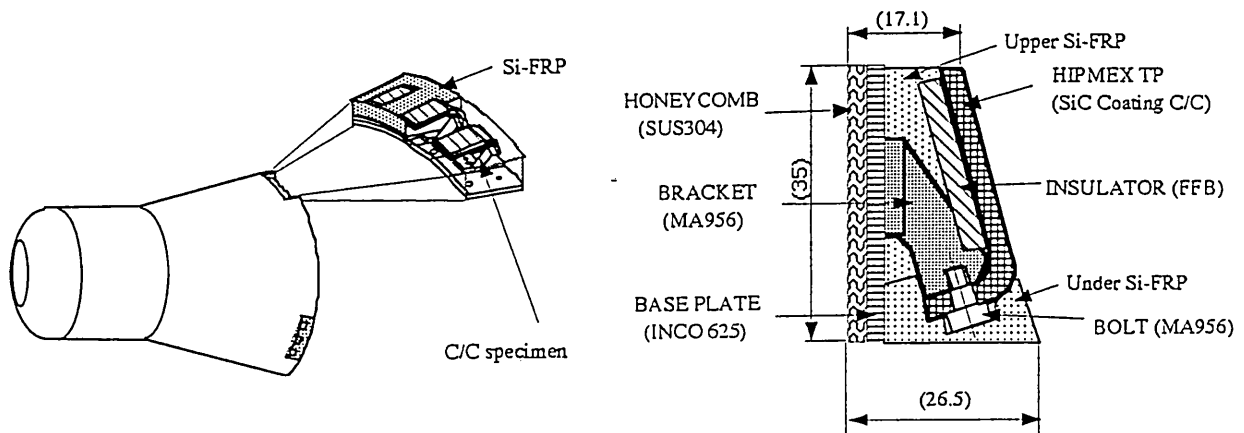


図-5-12 HIPMEX実験供試体取り付け状況

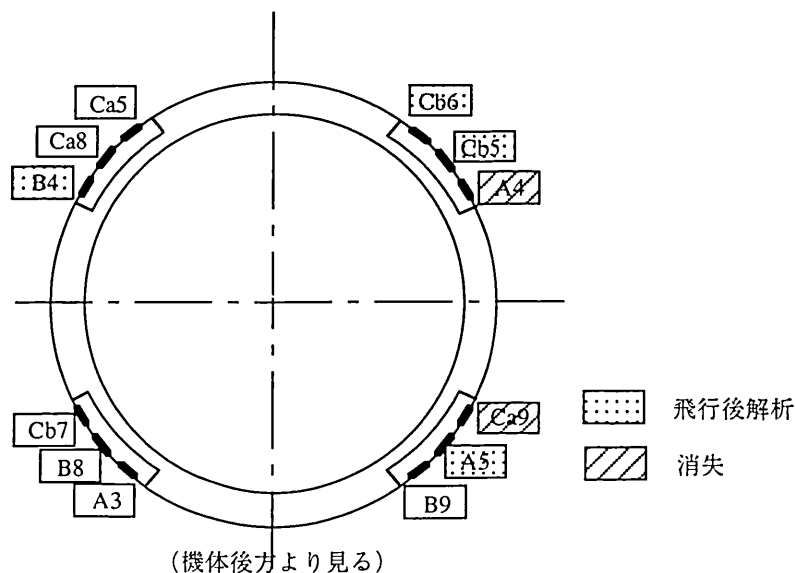


図-5-13 回収状況

残念ながら改修されたカプセルは回収後の取り扱いや移動などの際に、HIPMEX 供試体を取り付けたカプセル底面の外周部の損傷が激しく、多くの試験片について飛行による損耗状態を保存していなかった。また2個の試験片についてはホルダから脱落、紛失しており、飛行後の表面損耗状態の解析に耐える試験片はクロス積層材で構成されたC/C複合材の3種類4個の供試体のみであった。(図-5-13)

以下にこれらの3種類の供試体について、外観検査(図-5-14~16)、実体顕微鏡による観察、表面および断面SEM像による観察結果などから飛行時の損耗状況を推定し、各々の供試体について課題を抽出する事とした。

以上のように回収された各供試体の損耗状況は各々の表面被覆の種類に応じて異なるが、コーティング材料そのものの問題よりも熱応力の緩和の手法や隣接する層間の接合強度の改善などの観点で課題が残されたと考える事が妥当であろう。本来この種の耐酸化コーティングC/C複合材の利点は軽量化への貢献と繰り返し使用が可能なことである。EXPRESSカプセルの再突入飛行は計画通りに行われず、着陸後の保存状況が悪いために完全な実環境評価がすべての供試体について行えなかったことは残念であるが、HIPMEX実験は、上に述べたような再使用性の指標となる表面の耐酸化コーティングの損耗および熱応力緩和などの課題について貴重な経験をもたらしたものと考ええる。

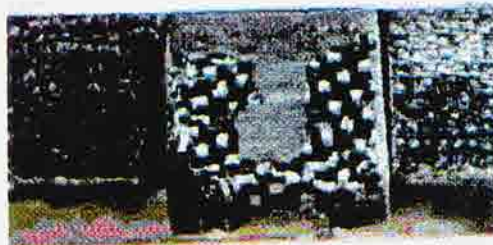


図-5-14 HIPMEX 供試体; A5

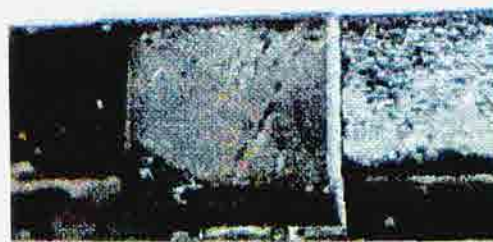


図-5-15 HIPMEX 供試体; Cb5



図-5-16 HIPMEX 供試体; B4

表-5-2 解析に供されたHIPME X実験供試体と結果

供試体	C/C基材	表面被覆	損耗状況
A 5	PAN系平織り積層構造C/C材 (Vf=0.6)	熱応力緩和層=拡散反応法によるConv. SiC100-150mm+SiC-CVD層(80-100 μ m)+ゾルゲルSiO ₂ クラックシール	中心部を残しSiC皮膜の剥離。顕微鏡観察ではC/C最表面からSiC皮膜は剥離。再突入時の熱応力による剥離が着地後脱落したものと推定され、SiC皮膜(SiC-CVD皮膜とConv. SiC層間)の接合強度の改善が課題。
Cb5 Cb6	ピッチ系平織り積層構造C/C材 (Vf=0.55-0.6)	熱応力緩和層(CVDガス流量制御法によるC/SiC傾斜機能層(30 μ m)SiC-CVD表面層(100 μ m)クラックシールなし	着地後の機械的損傷によるとみられるエッジ部のSiC皮膜の損傷などがあるがSiC皮膜は残存し健全な状態。ただし表面表面の結晶形態から部分熔融の後再結晶した可能性有り。
B 4	ピッチ系平織り積層構造C/C材 (Vf=0.6)	熱応力緩和層=拡散反応法によるConv. SiC層100 μ m+SiC-CVD層100 μ m+ムライトクラックシール	SiC皮膜は部分的に脱落し、C/C基材の2ないし3プライが剥離。再突入飛行時の熱衝撃によるSiC皮膜の亀裂がC/C基材の層間剪断を発生させ亀裂部から脱落したものと推定。SiC被覆表面は熔融したものと推定されるが膜厚の後退はなく被覆材料自身は健全な状態。

5-3. CATEX (触媒創製実験)

触媒創製実験装置 (CATEX) は、宇宙における微小重力場を利用した結晶創製実験を行う目的で開発された。EXPRESS は計画通りの軌道に投入されず、2.5 周回の後に地上に落下したため CATEX 実験の軌道上で計画されていた結晶創製実験を一切実施することなく EXPRESS カプセルとともに地上に落下した。ガーナでの発見後他の日本側搭載実験装置と同様カプセルから取り外され飛行後の検査が行われた。

CATEX の構成品のうち、サービスモジュール (SM) に搭載されていた電力供給装置 (HPS) は回収されなかったが、カプセル (RM) に搭載されていた以下のコンポーネントが 無事回収された。

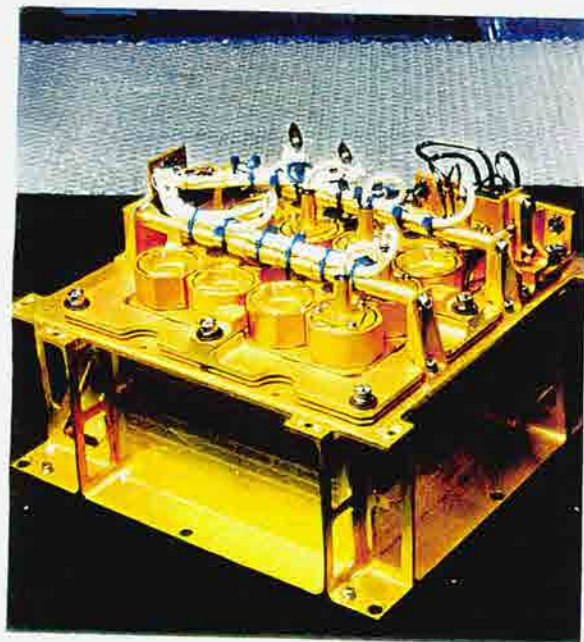
- ・ オートクレーブチャンバ -A (ACA; 1 台)
- ・ オートクレーブチャンバ -B (ACB; 1 台)
- ・ オートクレーブチャンバ -C (ACC; 1 台)
- ・ オートクレーブチャンバ -D (ACD; 1 台)
- ・ 制御装置 (CON; 1 台)

注) オートクレーブチャンバには、1 台あたり 16 個の反応容器が搭載されている。反応容器の中には実験試料が封入されている。
反応容器は、CATEX 全体で総数 64 個。

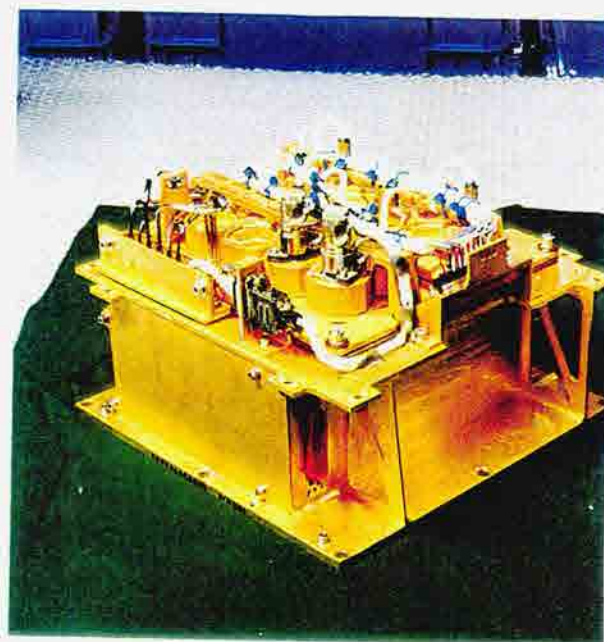
上記の CATEX 関連実験機器について以下の項目について回収後点検が行われいずれの機器についても結果は良好であった。

1. オートクレーブチャンバ (4 台) : a. 外観目視検査
b. 導通絶縁検査
2. 制御装置 (1 台) : a. 外観目視検査
b. 導通絶縁検査

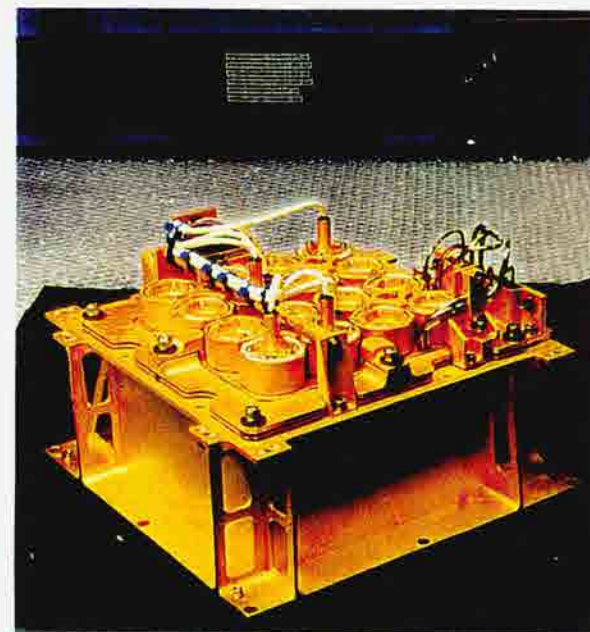
CATEX の各コンポーネントの回収後の状況を図-5-17 に示す。



オートクレープチャンバ — A



オートクレープチャンバ — B

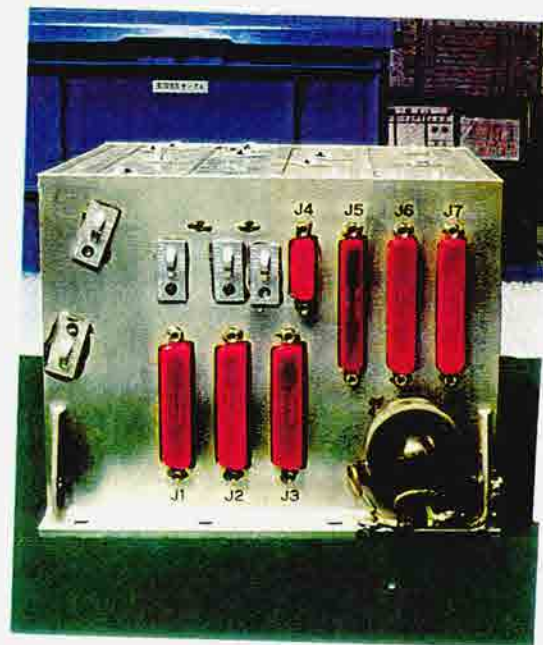


オートクレープチャンバ — C

図-5-17 CAT-EX 回収後 外観形状 (1/2)



オートエレーブチャンバ —D



制 御 装 置

6. 結言

EXPRESS計画は打ち上げ時に発生したロケットの不具合によって予定した軌道に投入されず、そのミッションは達成されることなく終了した。約10カ月を経た後の「ガーナで発見の可能性あり」との情報は関係者を驚かせたが、その後の調査によりカプセルが再突入飛行に耐え正常に着地、回収された事が明らかになるにつれ、詳細な調査を行うに値する状態であることが判明した。1996年2月以降日独の協力の下に飛行後調査の方針や日本側実験機器の取り外しなどについて協議を行い、97年3月末までにこの調査を完了した。この報告で述べた事柄は打ち上げ直後の断片的な情報による飛行状況の推定に加え、回収されたカプセル内に残された飛行データおよび再突入飛行に耐えたカプセルの機体システムおよび各種搭載機器や実験機器の調査により明らかとなった飛行状況の推定結果や機体システムおよび搭載実験機器などに関する調査結果の概略をまとめたものである。

この調査の結果ロケットによって軌道に投入されたカプセルの動作は正常であったこと、計画とは異なる状態で大気圏に再突入したもののサービスモジュールの分離によりその後のカプセルの飛行は概ね予定通りに行われたことが明らかとなった。また再突入関連の実験については計測データは得られなかったものの、耐熱材料に関する実飛行環境における評価や機体外部に取り付けた各種計測センサなどの健全性について貴重なデータが得られた。またカプセル内部の搭載機器についても打ち上げ、軌道上飛行および再突入の飛行環境に耐え、飛行後の確認ではその動作はすべて正常であった。

この種のカプセルのような再突入飛翔体の開発においては、わが国ではその飛翔機会が少ないことから、将来の他の計画などへの応用に対して十分な経験の蓄積を図るために、数少ない飛翔機会を有効に活用することが必須である。この意味でEXPRESS計画の様な飛翔機会は貴重であり、この経験を最大限に活用できるように飛行後のカプセルや実験装置の調査が行われた。この報告書に述べた結果は地上実験や解析による事前の検討が概ね妥当であったことを示している。また、予定外の飛行状態にも関わらずカプセルは正常に再突入および緩降下飛行を行い無事に回収され、この点でも今後のこの種の飛翔体のシステム設計に対しても有益な経験を積むことができたものと考え次第である。

終わりにEXPRESS計画は初の日独協同の本格的な宇宙ミッションであり、国内的にも関係する多くの機関の連携により実行された。完全なミッションの達成は果たせなかったが、参画した日独の各関係機関の協力関係が今後とも継続されることと、この報告書に述べたように回収されたカプセルから最大限の経験の蓄積が図られることをもってその成果としたい。

以上

<参考資料>

- 1) EXPRESS 実験計画書, SES-TD-94-011, 1994, 宇宙科学研究所
- 2) EXPRESS Project Summary, SES-TD-94-015, Institute of Space and Astronautical Science, 1994
- 3) EXPRESS FLIGHT DATA, DASA-EXP-TN-RIBRE-2200-066, DASA-RI, 1995
- 4) EXPRESS FINAL REPORT, USDE-RIBRE-RP-0003, DASA-RI, 1997
- 5) EXPRESS-I FINAL REPORT, EXP-REP-DL-9600-002, DLR GSOC (German Space Operation Center), 1996
- 6) M-3SII-8 / EXPRESS 飛翔実験報告書, SES-TD-95-014, 1995, 宇宙科学研究所
- 7) Final report on the M-3SII-8 Flight Analysis, SES-TD-95-012, Institute of Space and Astronautical Science, 1995
- 8) Report on the M-3SII-8 / EXPRESS Flight, SES-TD-95-013, Institute of Space and Astronautical Science, 1995
- 9) 回収カプセルによる耐熱材料の実環境試験結果, 次世代金属複合材料研究開発協会, 1996