

## REV熱防御系の設計と飛行後解析

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

### Design and Post-Flight Analysis of REV Thermal Protection System

By

Sumio KATO<sup>1</sup>, Yoshitsugu KANNO<sup>1</sup>, Keiichi OKUYAMA<sup>1</sup>, Eiichi UEGAKI<sup>1</sup>,

Tetsuya YAMADA<sup>2</sup>, Toshiyuki SUZUKI<sup>3</sup>

**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

<sup>1</sup>川崎重工業 (株) 航空宇宙カンパニー (KHI)

<sup>2</sup>宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 (ISAS/JAXA)

<sup>3</sup>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品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に分けられる。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

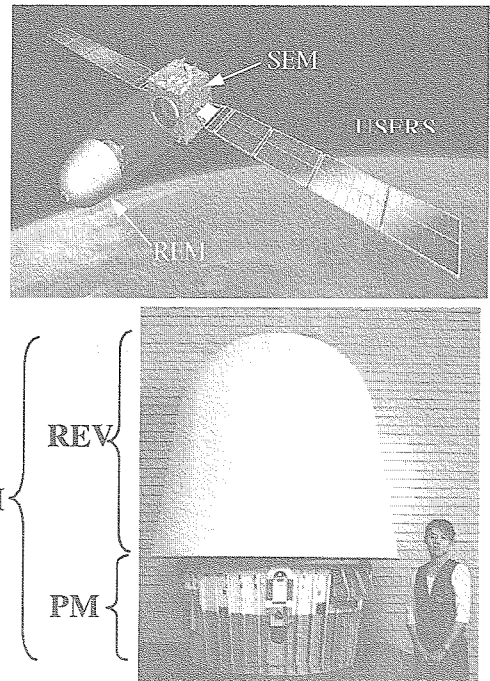


図1 USERS および REM

・断熱材  
 ・アルミ構体 (アルミシエル)

である。アプレータは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、アプレータとアプレータ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。従ってアプ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プレータとアルミ構体とを直接ボルト結合している。またアプレータの外表面は、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、アプ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熱防御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。

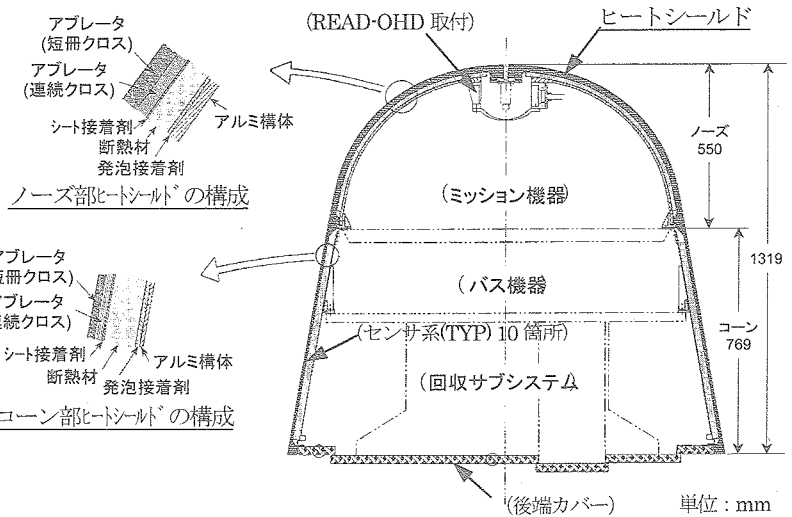


図2 REV熱防御系およびヒートシールド概要

### 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る(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、アプレータの成形方法、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。

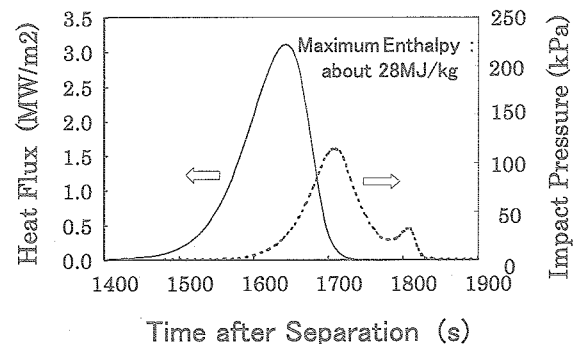


図3 淀み点加熱率および衝撃圧の時歴

## (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・熱防衛系に対しては「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 $3.06\text{MW}/\text{m}^2$ 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準条件ではない)。

## (4) 熱防衛性能要求

(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衛性能要求として、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： $175^\circ\text{C}$ 以下
- ・ノーズ一般部／コーン部： $232^\circ\text{C}$ 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： $0.0152 \times T + 5.86 \pm 0.7 \text{ W}/\text{m}^2/\text{K}$  (Tはシェル温度 $^\circ\text{C}$ )： $-47 \sim 17^\circ\text{C}$ )
- ・コーン部： $0.0092 \times T + 2.15 \pm 0.2 \text{ W}/\text{m}^2/\text{K}$  (Tはシェル温度 $^\circ\text{C}$ )： $-36 \sim 2^\circ\text{C}$ )

## (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衛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衛方式は、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( $1\text{MW}/\text{m}^2$ 程度以下の場合)輻射冷却方式が採用できるが、数 $\text{MW}/\text{m}^2$ 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 $3.1\text{MW}/\text{m}^2$ 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熱防衛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、熱防衛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/m<sup>2</sup>程度の加熱率では、CFRPとGFRPの熱防衛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。

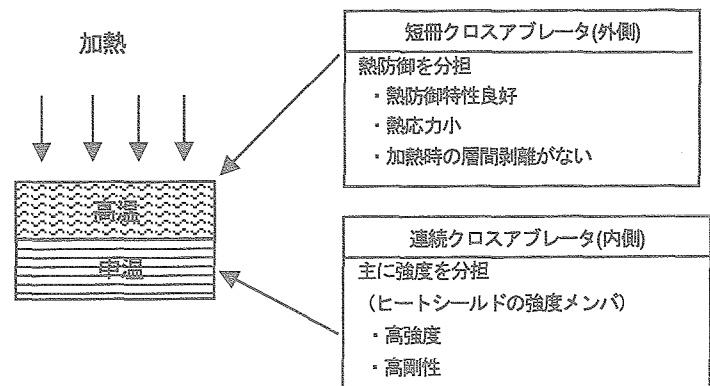


図4 2層アブレータの概要

#### 2層式アブレータの検討

熱防衛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を概念を図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

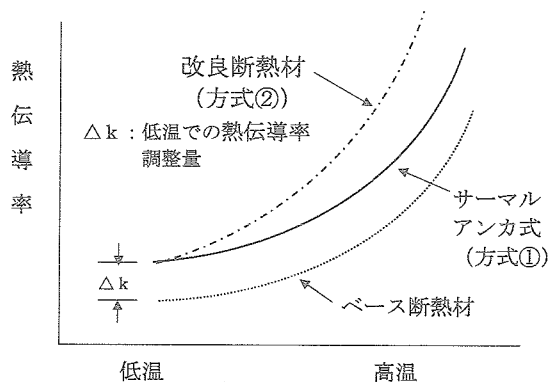


図5 断熱材方式の比較

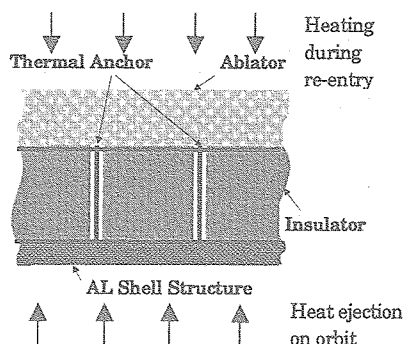


図6 サーマルアンカー式断熱材の概念

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

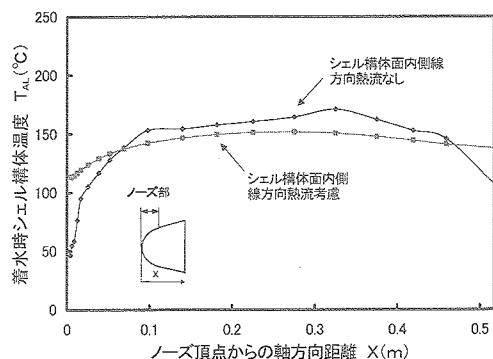


図7 ノーズ部アルミシェルの温度分布計算結果

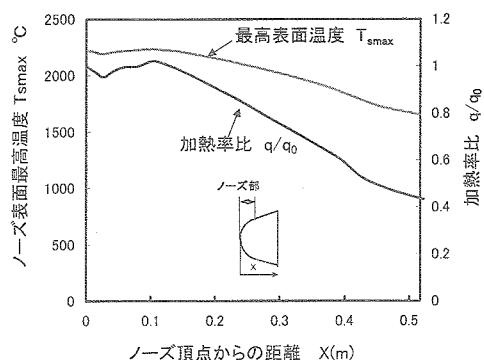


図8 再突入時におけるノーズ部の加熱率比  $q/q_0$  および最高表面温度  $T_{smax}$  の関係

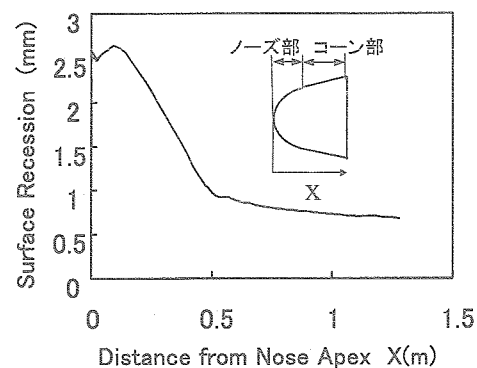


図9 再突入による表面損耗量の分布

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 $\alpha$ 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 $\alpha$ 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 $\alpha$ 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°C)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)  $\Delta k_{ins}$ 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<sup>[9]</sup>

##### (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

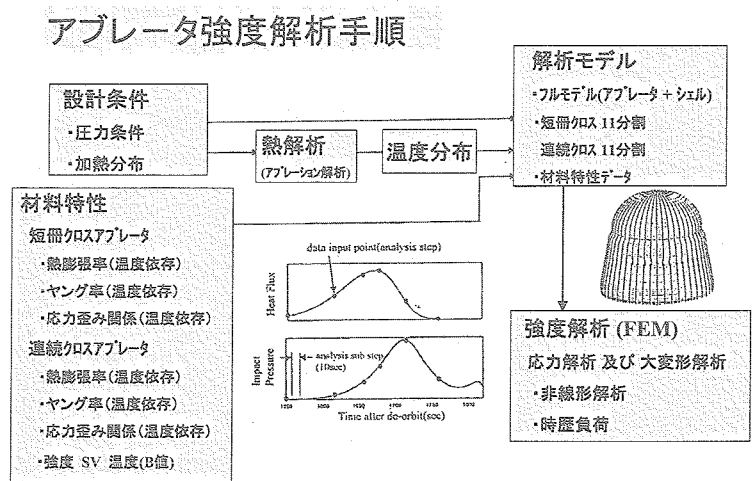


図10 アブレータ強度解析手順



## 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.)  $\geq 0.25$

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.)  $\geq 0.25$

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.  $\geq 0.25$  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。

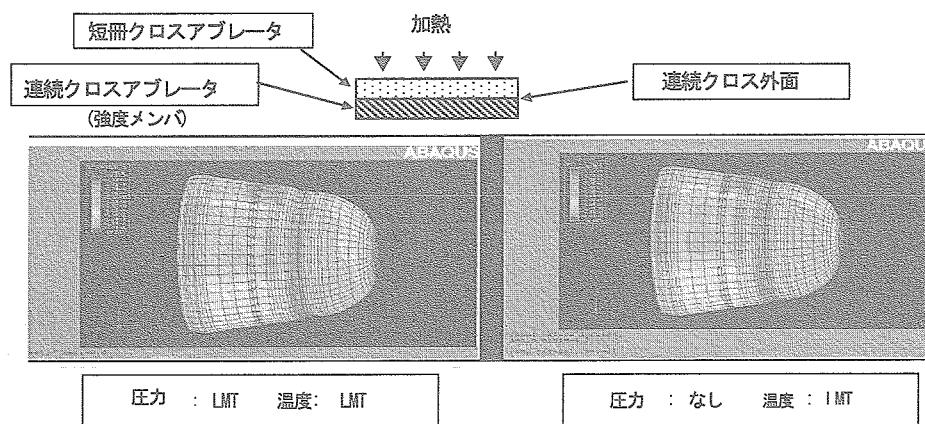


図11 空力+熱荷重と熱荷重のみによる連続クロス外面の最小主応力分布の比較

#### (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<sup>[10], [11]</sup>

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

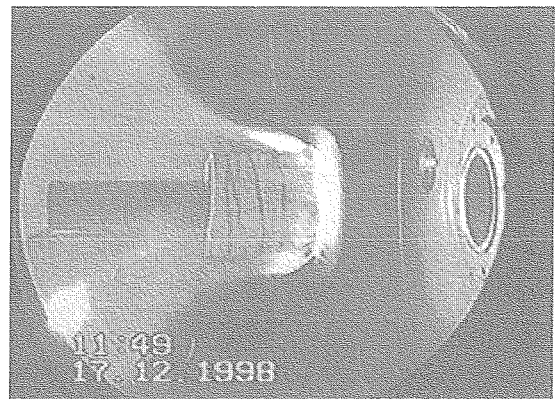


図12 アーク加熱試験で加熱中の供試体

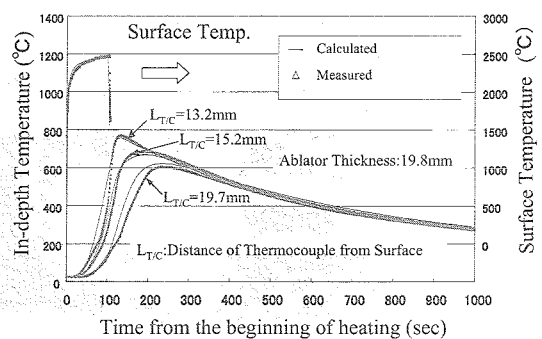


図13 表面・内部温度の測定値と解析値の比較(例)  
(100φ, 3.7MW/m<sup>2</sup>, 100s加熱)

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

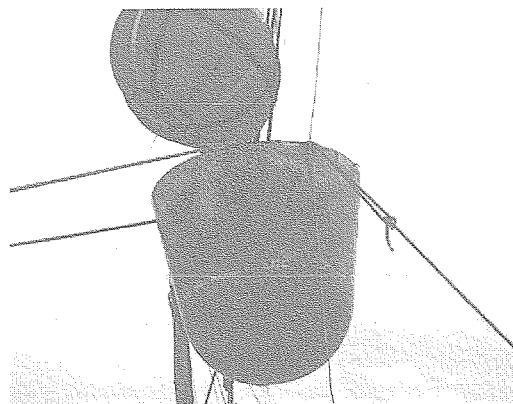


図14 回収直後のREV

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。

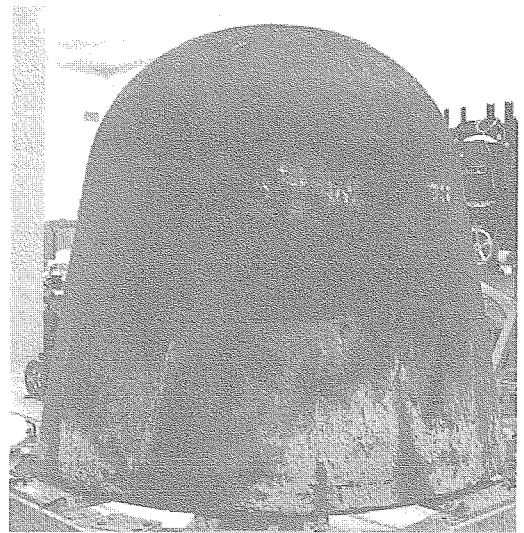


図15 回収直後アブレータ外観

### 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様ではなく、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

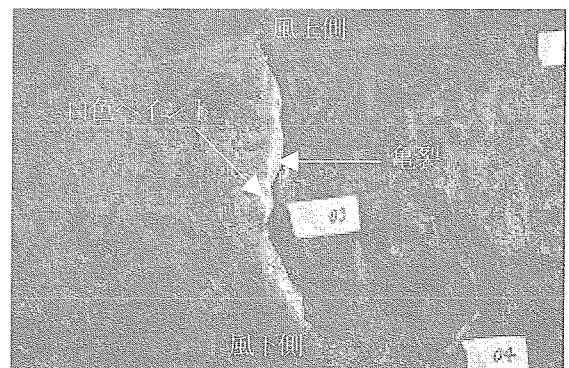


図16 亀裂状況写真（コーン部例）

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。

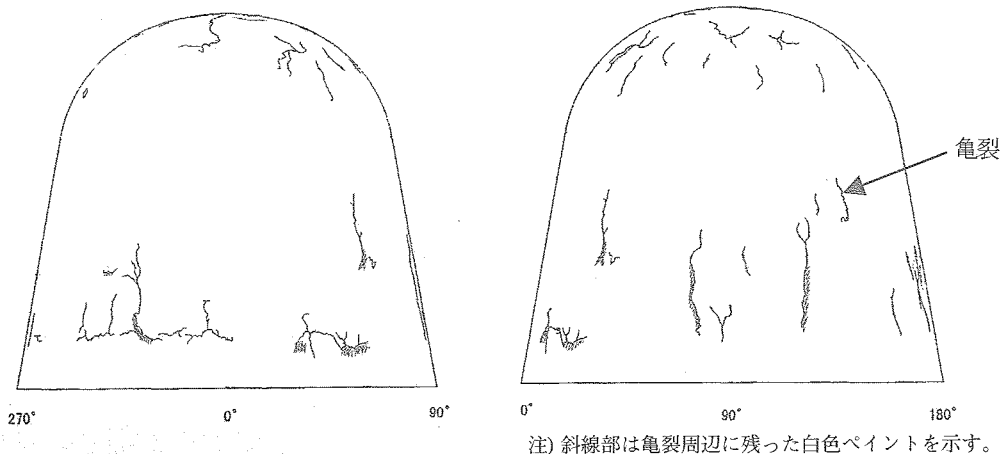


図17 亀裂の分布状況

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(レーザトラック)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)。

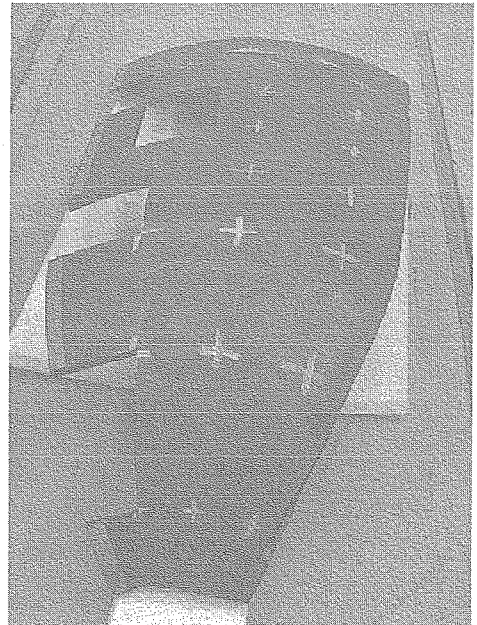


図18 ヒートシールドから切断したアブレータ

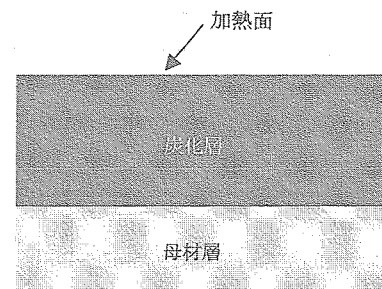


図19 アブレータ切断面(ノーズ部)

### (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ェ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。

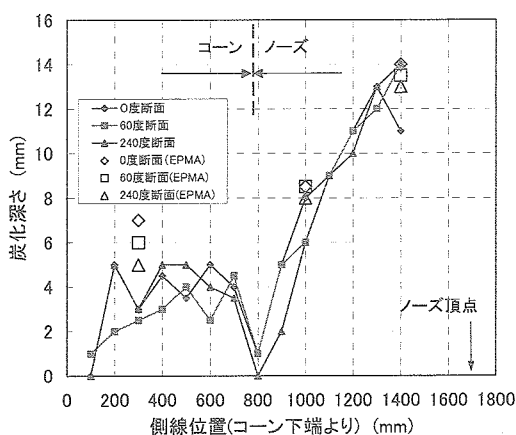


図20 アブレータの炭化深さ

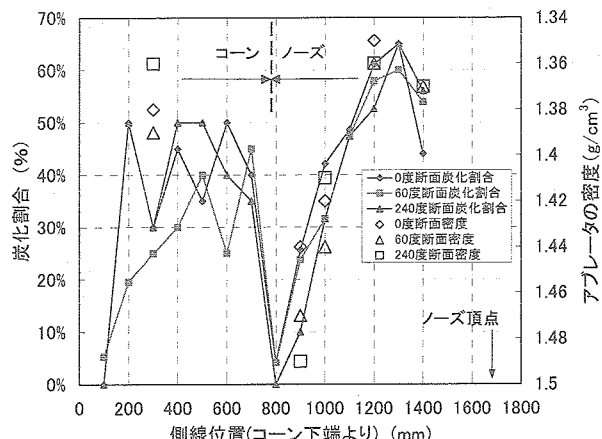


図21 アブレータの炭化割合・密度

(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、 $180^\circ$  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衛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 $0.78 \text{ MW/m}^2$ 、 $q_{Lmax}$ は $0.65 \text{ MW/m}^2$ 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

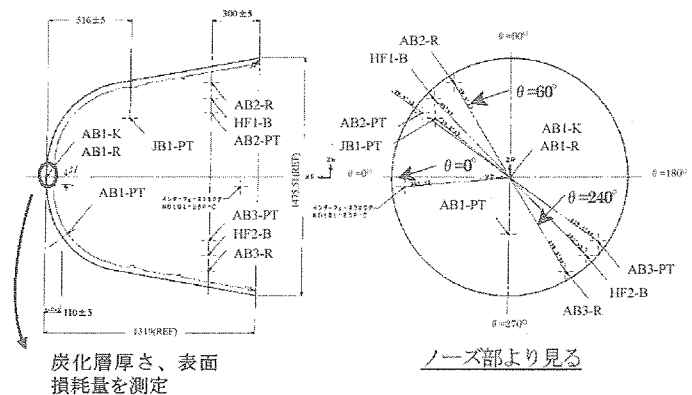
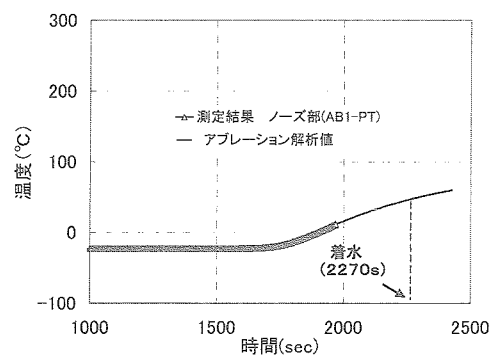


図22 対象データの位置



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

(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。

### 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/m<sup>2</sup>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/m<sup>2</sup>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/m<sup>2</sup>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。

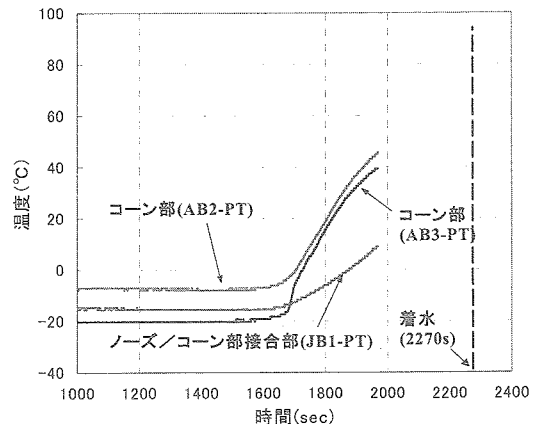


図24 温度計測データ

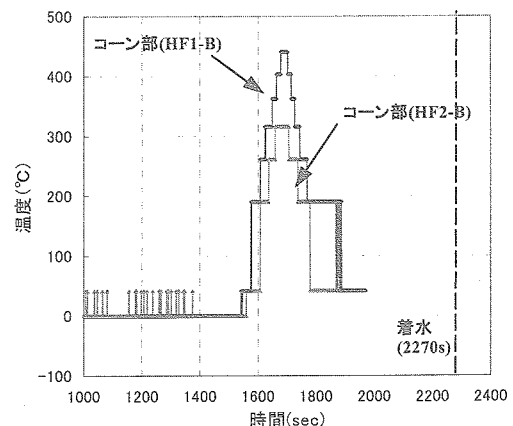


図25 熱流センサデータ

## 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/m<sup>2</sup>、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

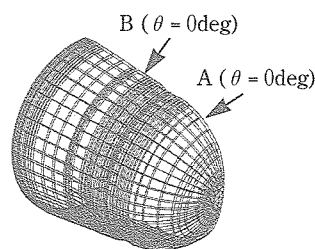


図26 REVの3次元積層シェルモデル

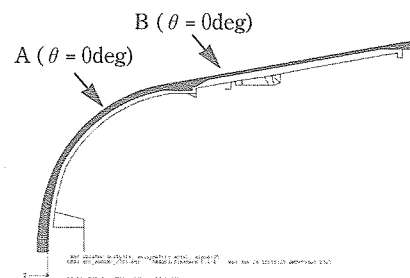


図27 REVの2次元軸対称ソリッドモデル

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（アプレータ19mm）のA点およびコーン一般部（アプレータ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プ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）、アプレータ外表面温度最大時刻近傍におけるコーン上部（アプレータ9mm）が評定となった。評定となる連続アプ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アプ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プレータおよび連続アプ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。

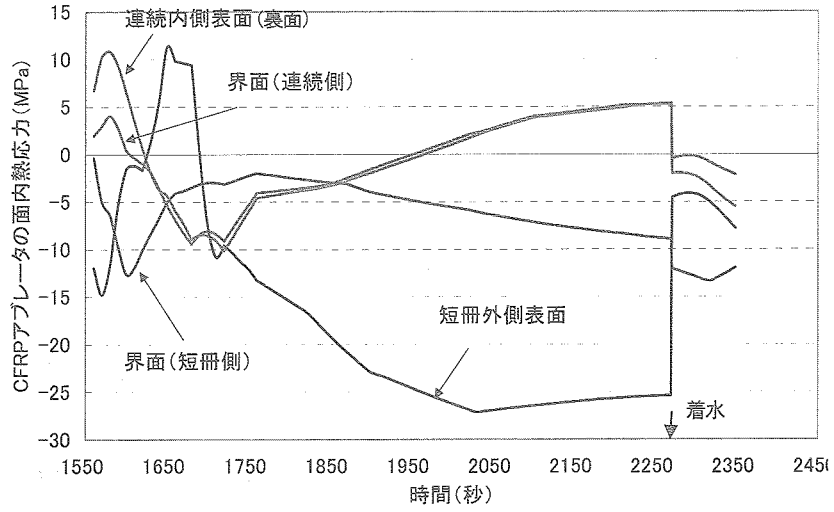


図28(1/2) ノーズ部アブレータの熱応力時間履歴 (面内機軸方向)

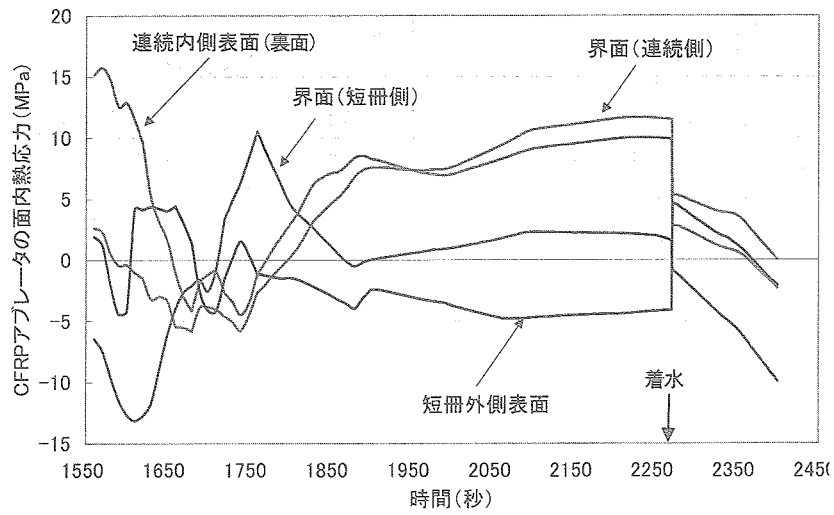


図28(2/2) ノーズ部アブレータの熱応力時間履歴 (面内周方向)

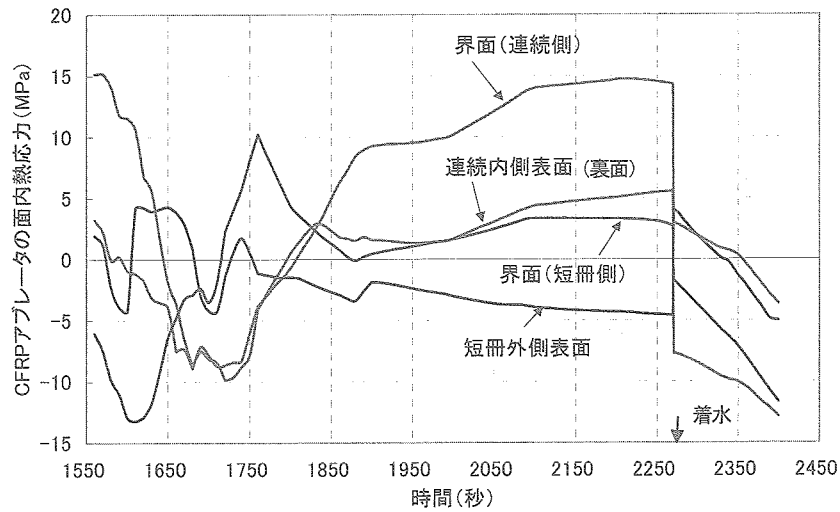


図29(1/2) コーン部アブレータの熱応力時間履歴 (面内機軸方向)

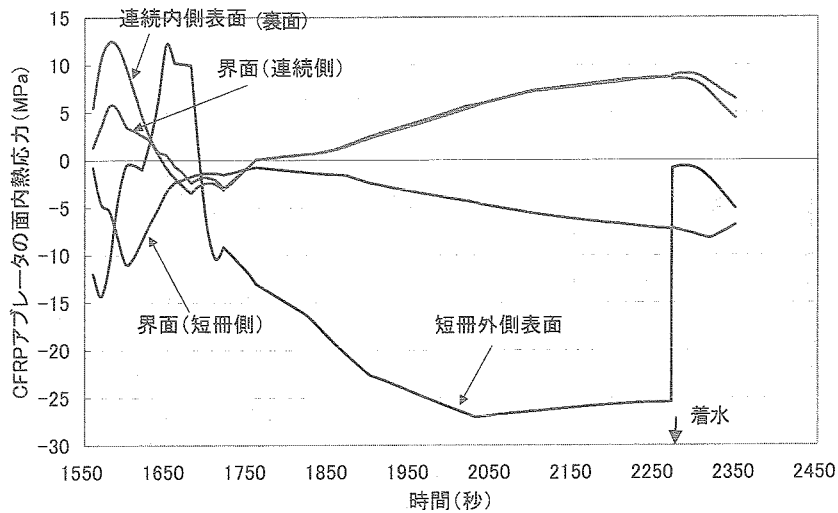


図29(2/2) コーン部アブレータの熱応力時間履歴 (面内周方向)

(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。

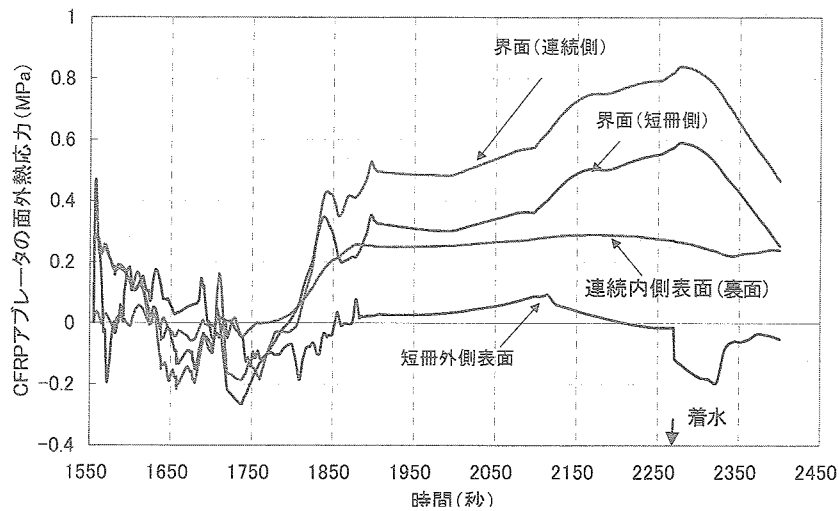


図30 ノーズ部アブレータの熱応力時間履歴 (面外方向)

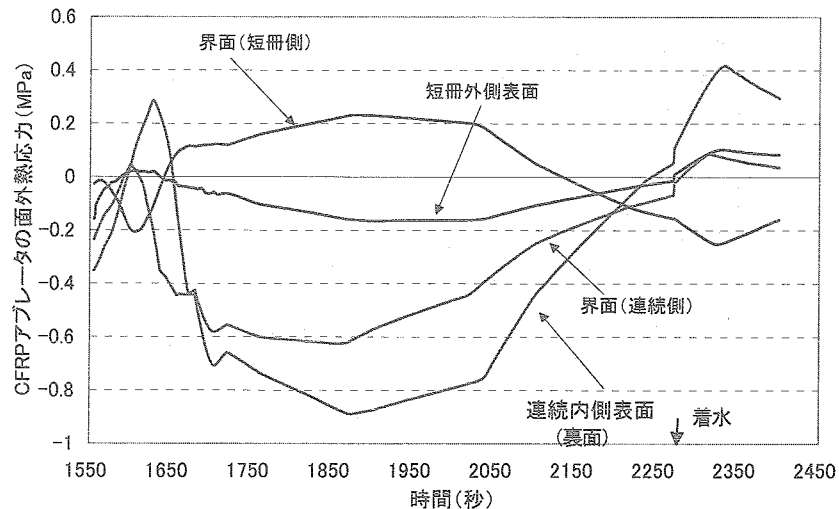


図31 コーン部アブレータの熱応力時間履歴 (面外方向)

## 7.2.4 アブ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アブ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）を対象にアブレータ内部のガス圧を1次元解析した。1次元解析は、2層式アブレータ厚を約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。

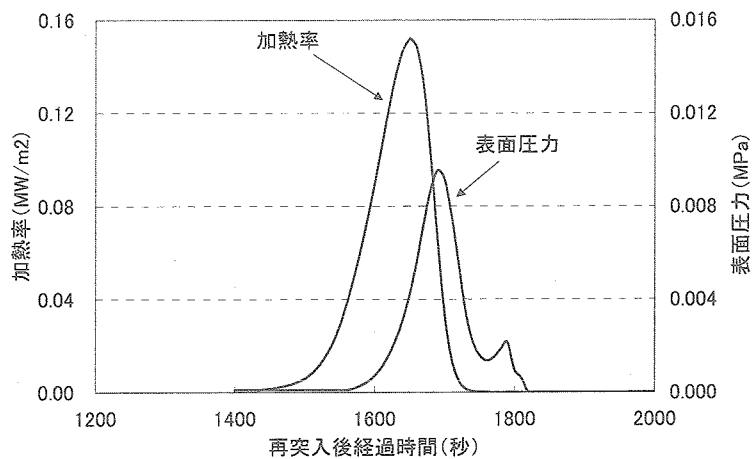


図32 コーン部アブレータの内部ガス圧解析条件（空力加熱および表面圧力）

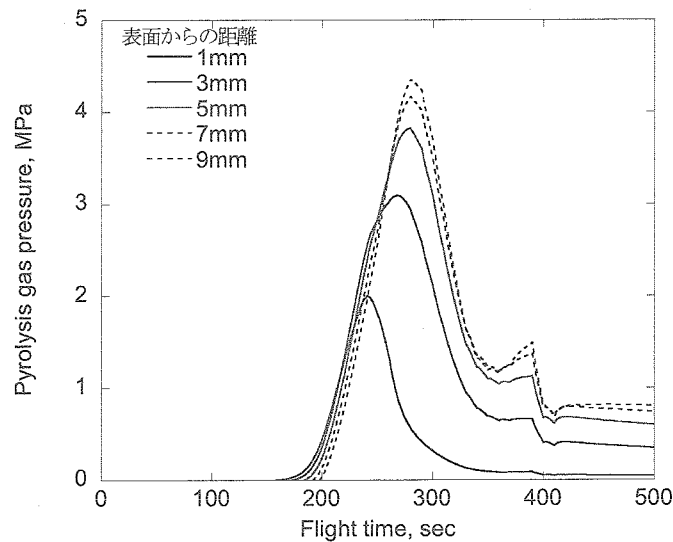


図33 熱分解ガス圧力時間履歴（再突入1400秒後が0秒）

### 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押さえた。
- (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1.2~1.56 MW/m<sup>2</sup>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で発生しており、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が、2次元/3次元的な熱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 $0.86 \text{ MW/m}^2$ 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.