

熱構造系の開発と飛行結果

三菱重工業株式会社	○浅田 正一郎
宇宙開発事業団	秋元 敏男、芳仲 敏成
航空宇宙技術研究所	戸田 勸
川崎重工業株式会社	小杉 健一
富士重工業株式会社	鶴飼 崇志

熱構造系は、それ自体がOREXでの最も重要な実験対象の一つであると同時に、実験機の再突入という非常に厳しい条件下での飛行を完遂ための最も重要なハードウェアでもある。OREXにはHOPEに適用が計画されているカーボン/カーボン(C/C)耐熱構造材やセラミックタイル防熱構造材等の新材料が、試験を兼ねて全面的に使用された。HOPE開発研究の一貫として試作研究中であったこれらの新材料を、実飛行に供するための確認が必要であったが、実験機という性格上、短期間でかつ低コストの開発が要求され、行われた開発試験は必要最小限の内容に絞られた。そして、実験飛行の成功により、これらの新材料の適用とその設計手法に基本的に問題が無いことが確認された。

DEVELOPMENT OF OREX HEAT-RESISTING STRUCTURES AND ITS FLIGHT DATA

Shoichiro Asada	Mitsubishi Heavy Ind., Ltd.
Toshio Akimoto, Toshinari Yoshinaka	National Space Development Agency
Susumu Toda	National Aerospace Laboratory
Ken-ichi Kosugi	Kawasaki Heavy Ind., Ltd.
Takashi Ugai	Fuji Heavy Ind., Ltd.

The structure system is not only the one of the most important item of the orbital reentry experiment, but also the most critical hardware for OREX to fly under very severe condition during reentry. New materials such as carbon/carbon heat-resisting material and ceramic tile thermal insulation materials which are planned to be used on HOPE, were experimentally applied on OREX. Though these new materials were being studied for HOPE, they had to be qualified to be suitable for OREX's flight. On the other hand, since OREX is an experimental vehicle, development of these new materials was conducted in minimum manner to be completed in a short period of time with lowest cost. By the successful experimental flight, it is confirmed that these heat-resisting material and thermal insulation materials are applicable to reentry vehicle, and that designing technique for these materials is reasonable.

1 まえがき

軌道再突入実験(以下OREX : Orbital Reentry EXperiment vehicle)での熱構造系の開発と飛行結果について述べる。熱構造系は、それ自体がOREXでの最も重要な実験対象の一つであると同時に、実験機の再突入という非常に厳しい条件下での飛行を完遂ための最も重要なハードウェアでもある。OREXにはHOPEに適用が計画されているカーボン/カーボン(C/C)耐熱構造材やセラミックタイル防熱構造材等の新材料が、試験を兼ねて全面的に使用された。

HOPEを開発するに当たっては、大気圏再突入時の空力加熱、宇宙機と航空機の融合化、完全自動着陸技術等多くの解決すべき技術課題があるが、その中の一つに大気圏再突入時の空力加熱に耐え得る構造の開発がある。大気圏再突入時の空力加熱により、宇宙機の表面温度は1000℃以上に達し、ジェミニ、アポロといった旧世代の宇宙船は機体表面にアブレータを用いて空力加熱をしのいでいた。しかし、スペースシャトルやHOPEのような再使用型宇宙船では、再使用出来ないアブレータの適用は運用コストの観点から不利となる。従って、HOPEの耐熱材料としては、カーボン繊維で強化したカーボン複合材料(カーボン/カーボン;C/C)が、また、防熱材料としてはセラミックの繊維を固めたセラミックタイルやC/Cとセラミックの断熱材を組み合わせたものが候補として挙げられている。

地球周回軌道からの大気圏再突入は我が国においては未経験であり、高速で大気に入ることによって生じる空力加熱、その空力加熱に耐え得る耐熱/防熱構造の評価がOREXに期待された。OREXは実験機とはいえ実際に軌道から大気圏に再突入するわけであるから、激しい空力加熱に耐え得る構造としなければならない。そこで、HOPEに適用が計画されているカーボン/カーボン(C/C)耐熱構造材やセラミックタイル防熱構造材等の新耐熱材料が試験を兼ねて全面的に試用され、飛行実験を通じて評価が行われた。

2 OREXの熱構造系の概要

OREXの外形の最大の特徴は、Fig.1に示すとおり傘の形をしたエアロシェルと呼ぶ空力減速装置を持つことである。このエアロシェルで大気圏再突入時に大きな空力抵抗を得て、ゆっくりと降下することにより空力加熱を緩和させる。また、このエアロシェルは空力加熱に対して耐えた上、内部の電子機器を空力加熱から保護する役目を担う。

地球周回軌道からのHOPEとOREXの再突入軌道を速度-高度線図としてFig.2に示す。再突入の初期の段階(高度80km～50km)において、HOPEは揚力により高度低下を抑えて空力加熱率を緩和させる飛行が可能であるが、OREXは弾道物体であり、HOPEに比べて速い速度のまま低高度の大気に入突する。Fig.3に大気圏再突入後の空力加熱率の時間変化を示すが、HOPEが空力加熱を一定に保持した飛行を行っているのに対して、OREXは弾道物体の特徴として、急激な加熱率変化となっている。しかしながら、空力加熱率の最大値はOREXとHOPEで同等である。これは、OREXの目的がHOPEに適用を計画している耐熱/防熱構造の試用でもあり、空力加熱率をHOPEに合わせる必要があるためである。大気圏再突入飛行シュミレーションにより、淀み点の空力加熱率がHOPEと同等になる様に弾道係数と先端球面の曲率半径を設定した。

再突入する先端部分はノーズキャップと呼ばれ、曲率半径1.35m、外形直径1.7mの部分球殻形状のC/Cであり、一体成形部品として世界最大級である。主構造への取付部詳細をFig.6に示す。C/CはCFRPを高温焼成し、炭化して生じた空隙に樹脂含浸を繰り返し、最後に炭化部分が強度の高い黒鉛になるまで焼き上げたものである。C/C自体は2000℃以上の耐熱性を有するが、大気中の酸素による燃焼を防止するための防護膜が必要であり、炭化珪素(SiC)によるコーティングを行う。

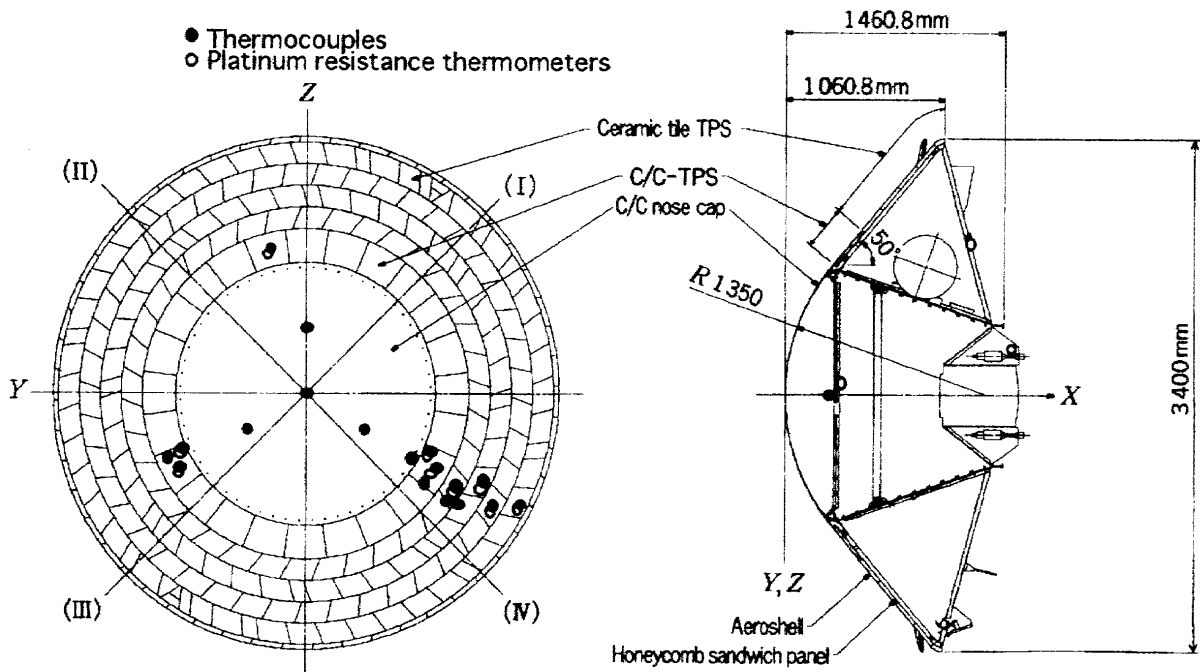


Fig.1 OREX Structure System and Temperature Sensors

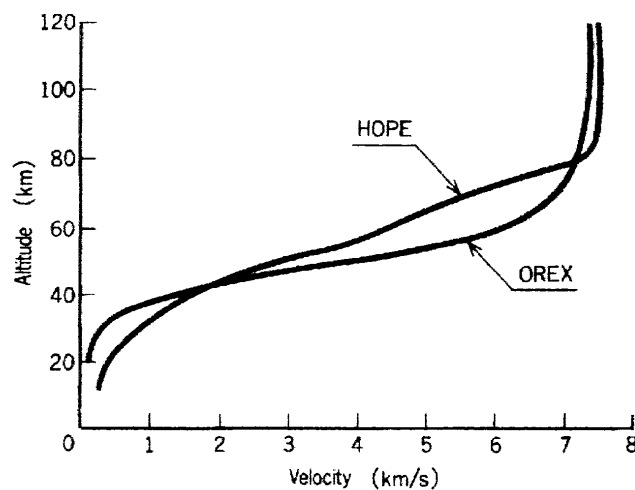


Fig.2 Velocity vs. altitude curve after atmospheric reentry

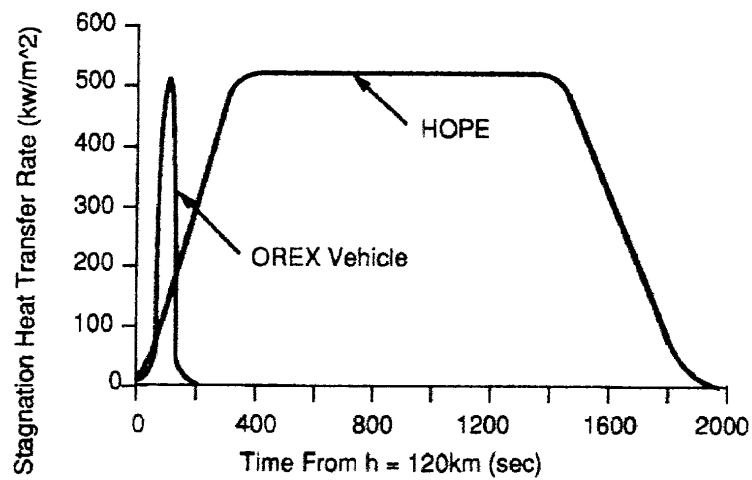


Fig.3 Aerodynamic heating history

エアロシエルのスカート部分は裁頭円錐形状で、アルミハニカムを用いたサンドイッチパネル構造に、C/Cとセラミック断熱材を組み合わせた防熱構造(C/C-TPS)とセラミックタイルによる防熱構造(セラミックタイルTPS)を適用している。C/C-TPSは比較的温度の高い領域に用いられる防熱構造であり、C/Cの表皮が耐熱の役割を担い、キルティング状のセラミック綿布で断熱を行う。C/C-TPSの主構造への取付部詳細をFig.8に示す。セラミックタイルTPSは、セラミックの繊維を和紙の様に固めたものであり、約1400℃までの耐熱性を有する断熱材であり、Fig.11に示すように主構造部材に接着している。

温度の低いOREXの背面側には、セラミックの布でセラミックの綿を包み込み、セラミックの糸でキルティングした座布団のような断熱材を用いている。HOPEの胴体上面にも同様の断熱材が用いられる予定である。

一方、主構造は開発コストおよび開発リスクを最小限にするために、従来のロケットでの開発経験が活用された。エアロスカート部はH-IIのフェアリングに用いられたアルミ合金のハニカムサンドイッチパネル構造が、機器搭載構造はロケットの一般部と同様のアルミ合金のセミモノコック構造が用いられた。

3 熱構造系の開発⁽¹⁾⁽²⁾

3.1 C/Cノーズキャップ

(1) HOPE研究での成果

HOPE主構造部材への適用を目指してC/C部材については、主構造部材としての設計技術の検討と成形製造技術の検討がOREX開発開始までに行われてきていた。

a)主構造部材設計技術としては、通常の航空機の設計検討手法が適用可能で、HOPEに対してはノーズコーン、リーディングエッジ、舵面、チップフィンに対する構造検討を進めてきた。また、この一環として行った材料特性取得試験により、基礎的な機械特性と熱特性(比熱、熱伝導率等)を取得し、高温下での表面輻射率についても確認が行われた。耐酸化コーティングの耐熱性については2種のコーティングシステムに対してアーク風試を行い、1700℃で1100秒間はC/C基材に損傷を与えないことを確認した。

b)成形製造技術としては、小型コンポーネント試作により、1m×1m級スキン/ストリング補強平板とリーディングエッジを模擬した部分供試体を試作し、成形技術に対する目処付けがされた。

(2) OREXでのC/Cノーズキャップ開発試験

基礎試験段階では、テストピースレベルでのC/C材の材料特性取得試験を行い、試作試験段階では実機型供試体による静強度試験、音響試験、及び機体本体との結合部位を模擬した部分供試体による熱特性試験を行った。ノーズキャップ設計に対する要求として標定となる負荷荷重は、以下に示す再突入時の複合荷重であり、これに対して静強度、座屈強度、耐熱性、及び機体側への断熱性を確保することである。

・空力荷重(再突入時動圧:最大8826Pa(900kgf/m²))による応力

・熱荷重(再突入時空力加熱:最大560kw/m²、耐熱温度約1600℃)による熱応力、耐熱温度、断熱性

試験では空力、熱荷重を単独荷重に分離し、個々の荷重に対して供試体による静強度試験、熱特性試験を実施し、強度、及び断熱性を確認するとともに、試験形態での解析を実施して、設計に用いた解析モデルの妥当性を確認した。さらに、これらの単独荷重に対して確認された解析モデルを組み合わせ実機の飛行時に負荷される複合荷重に対する解析上の確認を行った。以下に試験内容、結果、及びこれらに基づく飛行時の確認解析を示す。

基礎試験段階	テストピースレベルでのC/C材の材料特性取得試験
a)材料特性取得試験	ノーズキャップに適用するC/C材の基本的な材料特性についてはHOPE研究で実施してきた材料試験により取得済であるが、設計上重要となる部位の材料特性(ボルト結合部強度、及び面圧、積層の継ぎ目部強度)について新たに材料強度を取得し、設計許容値を設定した。
試作試験段階	実機型供試体
a)静強度試験	実機型供試体に再突入時のよどみ点での最大動圧を一様圧力で負荷し、制限荷重に対して有害な変形はなく、終極荷重に対しても破壊しないことを確認した。この時の試験結果と解析値の比較の結果、両者はほぼ一致しており、設計に用いた解析手法の妥当性を確認した
b)熱特性試験	ノーズキャップ構造で最も断熱性の要求される機体本体とのボルト結合による取付構造の断熱性能試験を行った。試験結果と解析値の比較の結果、両者はよく一致しており、この解析手法は性能評価上妥当であることを確認した。また同時に、飛行で使用するノーズキャップの温度計測用熱電対を模擬した部分供試体を加熱し、熱電対取付構造の耐熱性を確認した。
c)音響試験	実機型供試体に対して耐振性を確認するために音響試験を実施し、H-IIリフトオフ時の衛星フェアリング内部音響レベルに対して問題ないことを確認した。

3.2 C/C-TPS

HOPE研究試作において、概念的な検討および構成要素としてのC/Cパネル本体とポストの試作が行われていた。OREXへの適用に際しては、具体的なポストの設計を実施するにあたり、基礎試験段階で構成材料の必要最小限のデータ取得試験を、試作試験段階ではC/C-TPS平板モデルの試作による性能評価試験を行い、設計製作に基本的な問題点の無いことを確認した。

基礎試験段階	構成材料の材料特性取得試験
a)ファスナ材料耐熱試験	耐熱ボルト、ナット材料として選定した鉄基耐熱合金INCOLOY MA956について、1400℃までの高温引張試験を実施して耐熱性を確認した。
b)ポスト材料高温強度試験	ポスト本体材料として選定したニッケル基合金INCONEL 617について、871℃までの3点曲げ試験を実施して曲げに対する材料強度を確認した。また、材料の耐熱限界とされる1093℃における曲げ試験も実施して耐熱性を確認した。
試作試験段階	C/C-TPS平板モデルの試作
a)正弦波振動試験	セラミックタイルTPSと組み合わせて実施し、十分な耐正弦波振動環境特性を有することを確認した。
b)音響振動試験	セラミックタイルTPSと組み合わせて実施し、十分な耐音響振動環境特性を有することを確認した。
c)圧力試験	TPSユニットとしての強度を確認した。
d)耐熱試験	C/Cパネルを対象とし、荷重、振動環境付与後の耐酸化コーティングの耐熱性能を確認した。
e)組み合わせ耐熱試験	TPSユニットおよびユニット境界部の熱特性データの取得を実施し、断熱材の設計条件を設定した。また、試験にて取得した温度データと試験に対応した熱解析結果との比較から、設計に使用している熱解析モデルが安全側であることが確認された。

3.3 セラミックタイルTPS

HOPE研究試作においては、昭和57年度よりセラミックタイル材料の基礎的な開発が行われており、タイル単体としては実飛行に使用できるレベルのものが入手可能であった。そこで、基礎試験段階ではTPS構成要素である下記の開発が行われた。次に、試作試験段階ではセラミックタイルTPSの試作を行い、性能評価に関する下記の試験を実施して設計製作に基本的な問題点の無いことが確認された。

基礎試験段階	TPS構成要素の開発試験
a)ギャップファイラー開発試験	セラミックタイル間ギャップ幅が装着の結果として設計許容値よりも大きくなった場合に、セラミックタイル間ギャップに挿入してギャップ幅を調整する役目を果たすのがギャップファイラーである。素材選定試験として、候補となる耐熱性セラミック織布を1400℃×1minの加熱試験で評価した。また同時に、織布に含浸させる接着剤の耐熱試験と柔軟性確認試験を行った。選定された織布と含浸材によりギャップファイラーを試作し、接着強度の確認を行った。
b)アーク風洞試験	セラミックタイルの耐熱性の確認と、ギャップ部の設計条件下での健全性確認のために航空宇宙技術研究所に設置されている宇宙開発事業団のアーク風洞にて加熱試験を行った。試験の結果として、セラミックタイルは十分な耐熱性を有すること、および設計条件として設定した許容ギャップ幅は、高温ガス流入を抑制し、ギャップ底部を制限温度以下に保ち得ることを確認した。
試作試験段階	セラミックタイルTPSの試作
a)組み合わせ断熱／熱歪試験	セラミックタイルTPSを静的に加熱し、断熱特性および熱膨張に対する耐歪特性の確認を行った。また同時に、飛行で使用するタイル表面温度計測用熱電対の温度応答性データを取得し、熱設計手法および解析モデルの妥当性が確認された。
b)組み合わせ接着評価試験	タイル間のギャップ幅、段差が設計要求どおりに設定できることを試作を通じて確認した。また、セラミックタイルTPSの接着プロセスの設定を行った。
c)接着工作試験	接着評価試験で設定した接着プロセスに従い、実機のカムパネル上への装着技術および接着治具機能の確認を行った。また、装着中に生じたタイルの欠け等に対応する補修技術についても取得した。

3.4 背面熱防護材

OREXの背面の構造の役割は、主にアンテナの電波放射パターンを良好に整えることにある。一方、背面とはいえ、大気圏再突入中の空力加熱からアンテナ等の搭載品を保護する役割を担う必要があり、誘電率が低くかつ耐熱性のある材料を選定しなければならなかった。設計が進むにつれて、軌道周回中の宇宙空間への熱放射による低温化に対する対策も必要となり、断熱材表面の太陽光吸収率の向上も課題となった。いくつかの候補材料、候補コーティングについて検討、試験の結果として、表面材料にチラノ繊維を、内部に酸化珪素主体の断熱材を組み合わせたキルティングタイプの可撓断熱材が選定された。

3.5 主構造

耐熱性が必要となる外部構造には各種の新材料が適用されたが、内部の主構造は、開発のリスクおよびコスト低減を考慮し、前述のとおり従来技術を最大限に活用した。したがって、実験機との観点からも、内部主構造は解析のみで強度、剛性保証を行い、強度試験を省略した。ただし、ロケット打ち上げ

時の音響によるOREX内部のランダム振動レベルを確認するための部分構造による音響試験と、各種搭載品の正弦波振動環境条件を確認するための機器取り付け部の固有振動モード評価試験を実施した。

4 飛行結果の評価

実フライト再突入時に取得された各耐熱・熱防護構造の温度計測データに基づき、各部構造の設計と耐熱・熱防護効果について評価した。Fig.1に温度センサの配置を示すが、高温部分には熱電対を、最高温度700℃以下の部分には白金抵抗測温体を用いた。C/C部材の温度計測は、Fig.4に示すとおりシース型白金-白金/ロジウム熱電対をセラミック系接着剤で固定した。セラミックタイル部材の温度計測は、Fig.5に示すとおりセラミックタイルの母材の表面に熱電対を埋め込み、輻射率を母材と等価にするためにセラミックタイル表面に塗布される黒色ガラス・コーティングを熱電対の上にも施した。熱電対の仕様はC/C材と同じである。

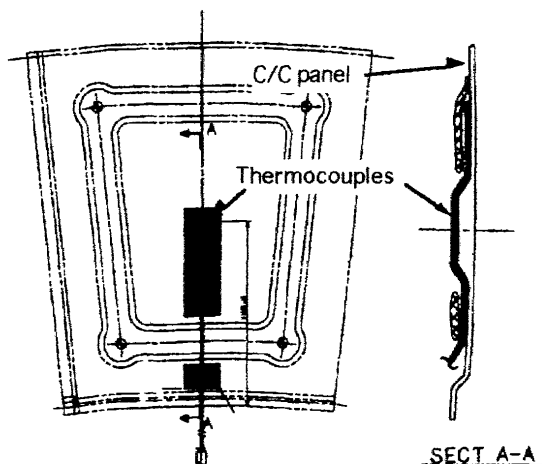


Fig.4 Thermo-couples installation on C/C panel

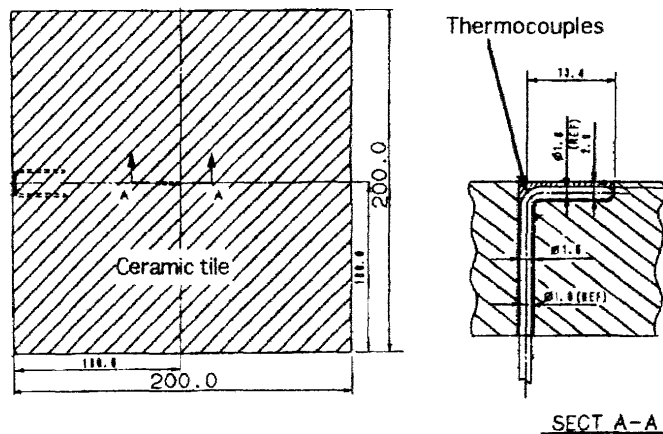


Fig.5 Thermo-couples installation on ceramic tile

4.1 C/Cノーズキャップ

(1)構造設計及び熱設計解析

C/Cノーズキャップ取付部、及びヒートシールド部周辺の構造概要図、及び各温度計測点位置を、Fig.6に示す。各温度計測点に対応して、再突入時の空力加熱検討用飛行経路に基づく非定常熱解析⁽³⁾により得られた温度履歴をFig.7-aに示す。淀み点近傍は1560℃に達するが、結合部の主構造側のアルミ合金は150℃程度に収まっている。

(2)実測値との比較検討

本解析値に対応する実測値の温度履歴をFig.7-bに示す。また、各アイテムの再突入時から着水時までの間の実測値(最高温度)と、熱解析による設計値(設計上の最高温度)⁽⁴⁾の比較をTable-1に示す。

この結果より、主要な各構造部位の再突入時最高温度実測値は、設計解析値以内を確保しており、同時に各部材耐熱温度または許容最高温度以下であった。また、各部の実測値の温度履歴は、設計解析で予測された傾向を示しており、本温度計測結果からは飛行中、再突入時を通じて構造上健全であったものと考えられる。

但し、ヒートシールド部裏面温度TH36(Alパネル中央部温度)については、設計許容温度上限値127℃以下を確保しているものの、実測値(最高温度)108.3℃は設計値(最高温度)89℃に対して約19℃程度上回った。この設計解析値が実測値より低く予測された主な理由としては、考慮した輻射入熱以外に、周辺断熱材からの伝導による入熱があったものと推定される。また別の理由としては、解析に用いた断熱

材の熱物性値(比熱、熱伝導率)の誤差によるもので、実際はこれらの値が高めであったことも考えられる。

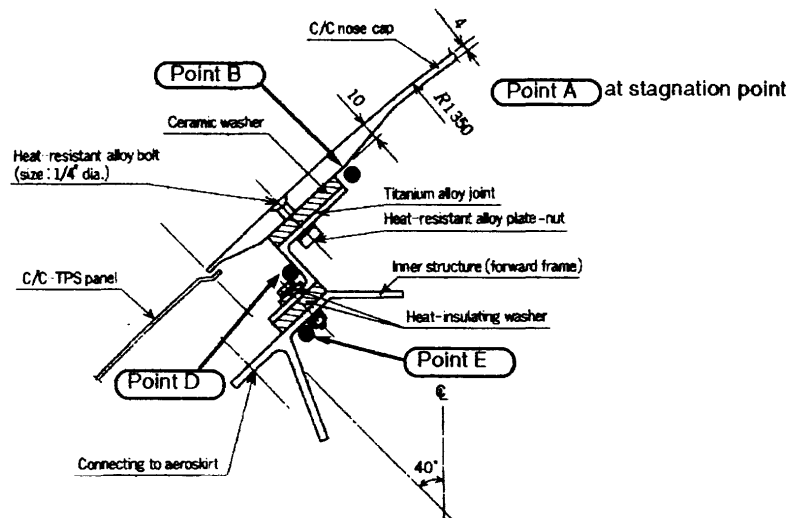


Fig.6 Structure detail of C/C nosecap

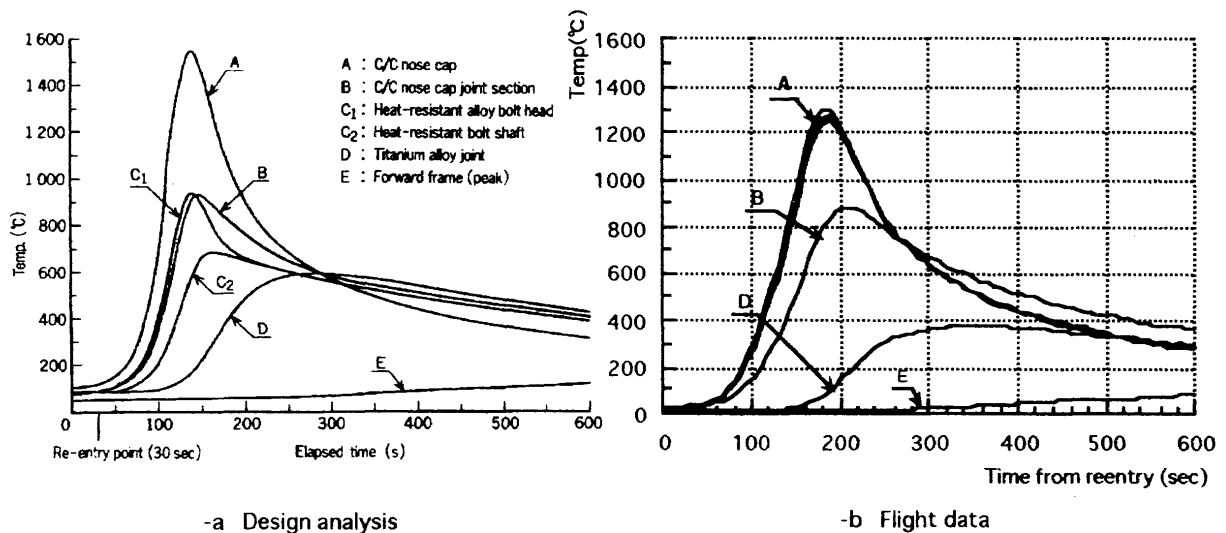


Fig.7 Temp history of C/C Nosecap

4.2 C/C-TPS

(1) 構造設計及び熱設計解析

C/C-TPS及びエアロスカートへの装着部周辺の構造概要図と温度計測点位置をFig.-8に示す。各温度計測点に対応して、再突入ノミナル飛行経路に基づく非定常熱解析⁽³⁾により得られた温度履歴をFig.-9-aに示す。C/C-TPSはスカート部にあるため、前述のC/Cノーズキャップに比べて温度は低いが1400℃に達する。しかし、ポスト及び断熱材の効果により主構造温度は150℃程度に抑えられている。

(2) 実測値との比較検討

C/C-TPS及びエアロスカート取付部構造の各部位の実測値の温度履歴を、Fig.-9-bに示す。また、各アイテムの再突入から着水までの間の実測値(最高温度)と熱解析による設計値(設計上の最高温度)⁽³⁾の比較を、Table-2に示す。特に、C/C-TPSパネル裏面温度の3ヶ所の計測点の比較をFig.-10に示すが、3ヶ所の計測温度はほぼ同じであり、計測結果の信頼性が裏付けられている。

この結果より、主要な構造部位の再突入時最高温度に関しては、各部とも実測値(最高温度)は設計解析値以内を確保しており、同時に各部材耐熱温度または許容最高温度以下であったことが確認された。

Table-1 Temperature during reentry on C/C NoseCap

ItemNo	Measuring Point	Max. Temp. (Flight)		Max. Temp. (Design)		Critical Design Point	Allowable Temp.(°C)
		Time (sec)	Temp. (°C)	Time (sec)	Temp. (°C)		
TH 1	Stagnation point backside	7486.6	1299.5	7483	1586	Stagnation point	1600
TH 2	$\theta = 20^\circ$ No.1 backside	7488.2	1274.3	7488	1520		
TH 3	$\theta = 20^\circ$ No.2 backside	7486.6	1251.1	7488	1520		
TH 4	$\theta = 20^\circ$ No.3 backside	7486.6	1263.9	7488	1520		
TH 5	C/C backside close to joint	7512.2	884.0	7498	1086	C/C close to Joint	1600
TH 6	Z-shape joint middle	7635.8	373.1	7975 *1)	671	Max. temp. point of Z-shape joint	760
TH34	Inner structure	7978.2	98.0	7625	124	Inner structure	127 *2)
TH35	Heat shield surface	7503.6	1072.7	7485	1509	Heat shield insulater	1500
TH36	Inside of heat shield	7983.0	108.3	7975 *1)	89	Heat shield structure	127 *2)

Notes *1) at splash down *2) upper design limit of inside temperature condition.

Table-2 Temperature during reentry on C/C-TPS

ItemNo	Measuring Point	Max. Temp. (Flight)		Max. Temp. (Design)		Critical Design Point	Allowable Temp.(°C)
		Time (sec)	Temp. (°C)	Time (sec)	Temp. (°C)		
TH 7	#1 C/C backside	7482.6	1013.8	7483	1419	C/C panel	1600
TH 8	#9 C/C backside	7490.6	1028.4	7483	1404		
TH 9	#17 C/C backside	7490.6	990.0	7483	1419		
TH 10	#1 Al panel	7886.2	95.1	7975 *1)	175	Al honeycomb panel	177
TH 11	#9 Al panel	7840.6	118.7	7975 *1)	177		
TH 12	#17 Al panel	7799.0	101.0	7975 *1)	175		
TH 13	#9 post middle	7581.8	494.1			Post	871
TH 14	#17 post middle	7585.0	402.8				
TH 15	#9 post lower	7898.2	107.0			Al honeycomb panel	177
TH 16	#17 post lower	7871.8	88.8				
TH 17	#9 C/C backside close to noscap	7490.6	1059.8			C/C panel	1600
TH 18	#17 C/C backside close to noscap	7486.6	1075.0				
TH 19	#9 C/C backside close to panel gap	7497.8	973.6				
TH 20	#17 C/C backside close to panel gap	7488.2	1105.6				

Notes *1) at splash down

また、各部の実測値の温度履歴は、設計解析で予測された傾向を示しており、本温度計測結果からは飛行中、再突入時を通じて構造上健全であったものと考えられる。

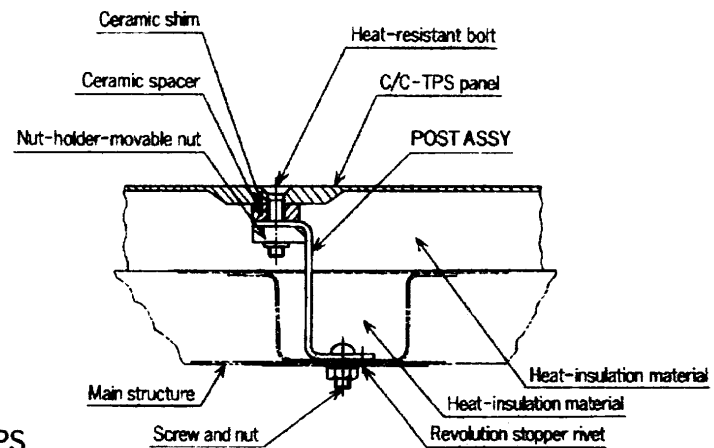
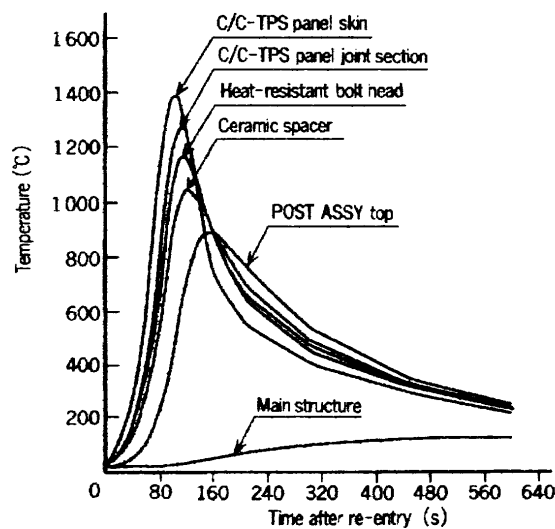
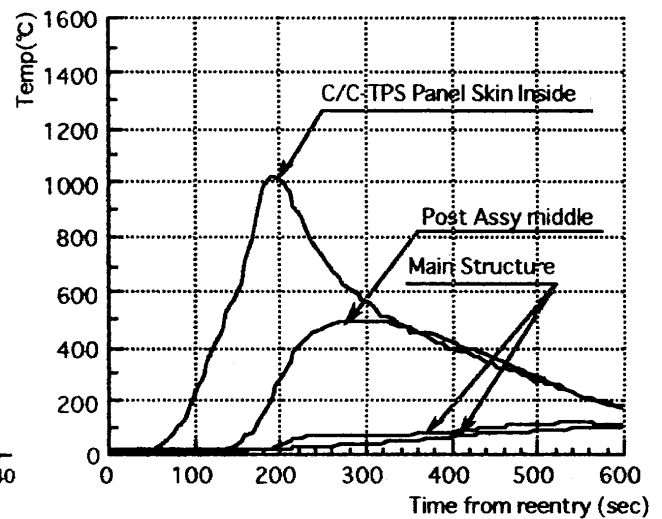


Fig.8 Structure detail of C/C-TPS



-a Design analysis



-b Flight data

Fig.9 Temp. history of C/C-TPS

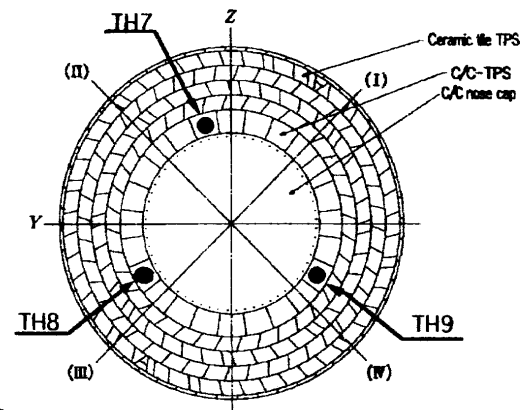
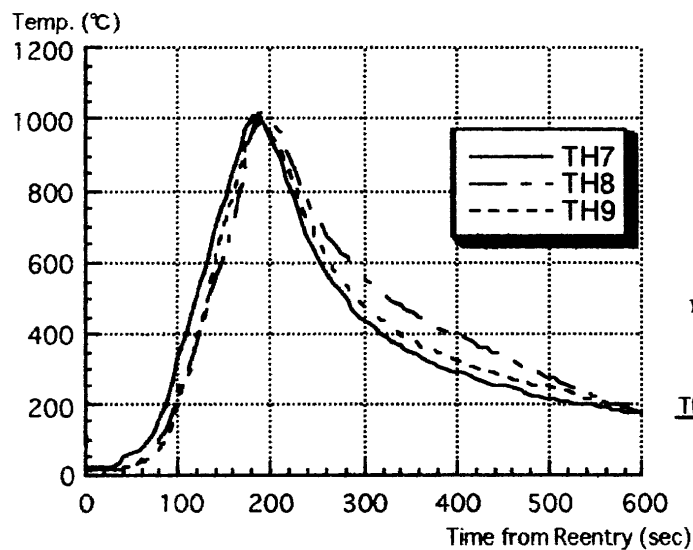


Fig.10 Temp. history of C/C-TPS panels

4.3 セラミックタイルTPS

セラミックタイルTPSはFig.-11に示す通りセラミックタイル、SIPと呼ばれる緩衝材、接着剤及びギャップファイラーで構成される。セラミックタイルの断熱効果はその厚さで決まるが、OREXの空力加熱条件下では20mm程度の厚さがあれば主構造の温度を150℃以下に収めることが出来る。

(1) 構造設計及び熱設計解析

非定常熱解析⁽⁴⁾により得られたセラミックタイルTPSの温度履歴をFig.-12-aに示す。ここでは、加熱条件をエアロシェル部の空力加熱率分布のうちセラミックタイル最上流側(第1列目タイル最上部(タイル装着面で最大の空力加熱率)の安全側の空力加熱率を用いたものである。

(2) 実測値との比較検討

セラミックタイルTPS第1列の実測値の温度履歴を、Fig.-12-bに示す。また、各アイテムの再突入時から着水までの間の実測値(最高温度)と熱解析による設計値(設計上の最高温度)の比較をTable-3に示す。特に、セラミックタイル表面温度の4列の計測点の比較をFig.-13に示すが、4ヶ所の最高温度は第3列→第2列→第4列→第1列となっており、第1列の順位は飛行前の予想に反した結果となった。

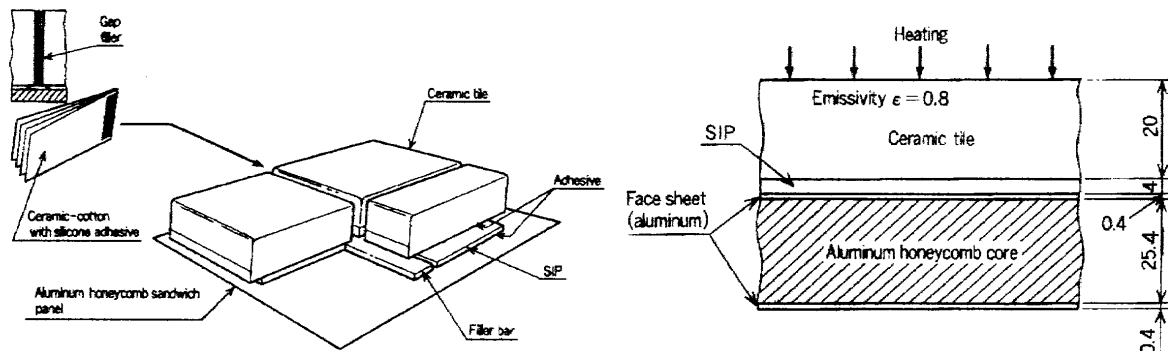


Fig. 11 Structure detail of Ceramic TPS

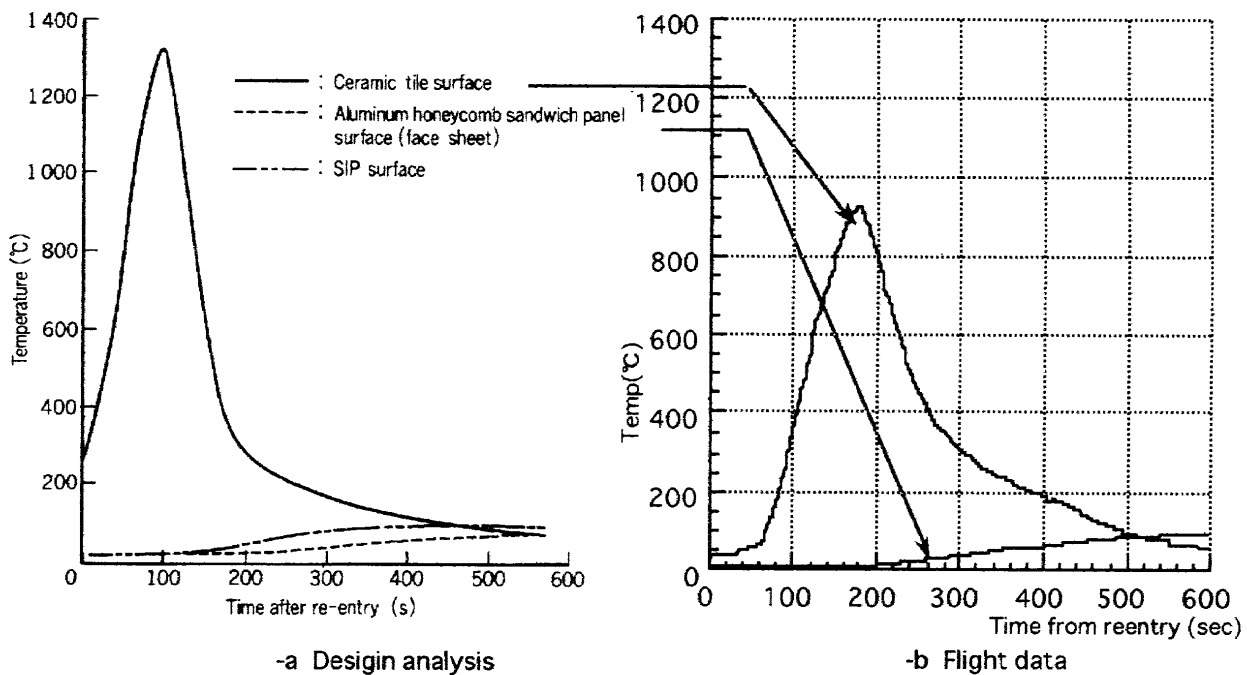


Fig. 12 Temp. history of Ceramic tile TPS

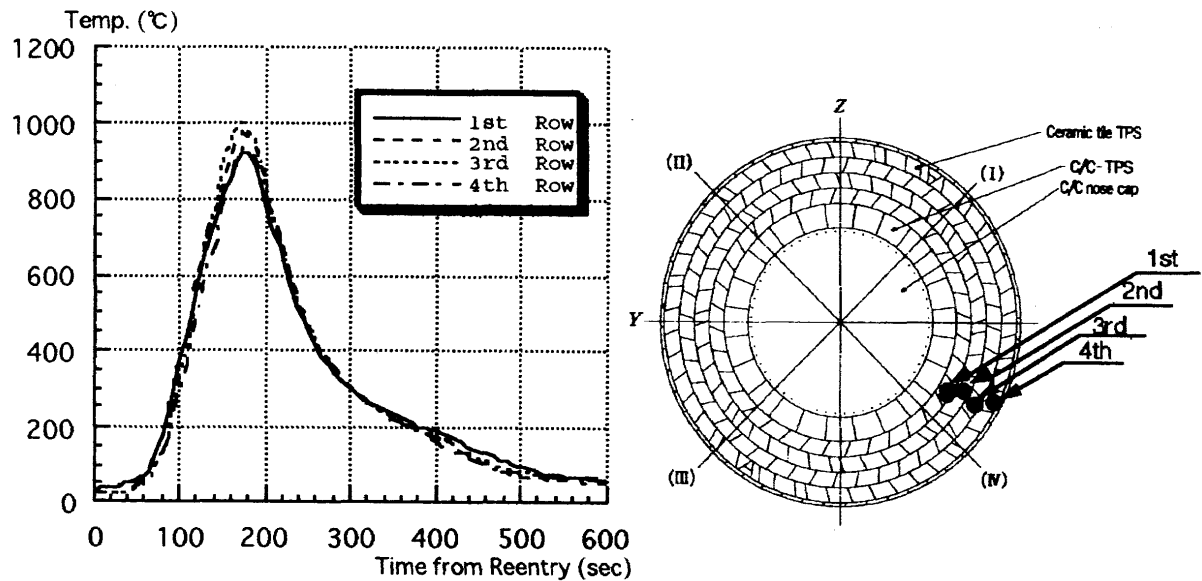


Fig.13 Temp. history of Ceramic Tiles

Table-3 Temperature during reentry on ceramic tile TPS

ItemNo	Measuring Point	Max. Temp. (Flight)		Max. Temp. (Design)		Critical Design Point	Allowable Temp.(°C)
		Time (sec)	Temp. (°C)	Time (sec)	Temp. (°C)		
TH 21	1st row surface	7473.0	922.8	7470 7425	1300 1335	Ceramic tile	1400
TH 22	2nd row surface	7469.8	976.7	7470 7425	1300 1335		
TH 23	3rd row surface	7467.4	1001.0	7470 7425	1300 1335		
TH 24	4th row surface	7471.4	936.8	7470 7425	1300 1335		
TH 25	1st row Al panel	7899.8	95.2	7970 *1)	143 120	Al honeycomb panel	177
TH 26	2nd row Al panel	7938.2	82.6	7970 *1)	143 120		
TH 27	3rd row Al panel	7944.6	71.4	7970 *1)	143 120		
TH 28	4th row Al panel	7939.0	53.8	7970 *1)	143 120		
TH 29	Ceramic Tile close to C/C-TPS	7469.0	1078.8	(7470) (7425)	(1300) (1335)	Ceramic tile	1400
TH 30	Gap(R) upper	7470.6	1031.1	(7470) (7425)	(1300) (1335)	Ceramic tile	1400
TH 31	Gap(R) lower	7603.4	240.7			SIP	300
TH 32	Gap(C) upper	7473.0	963.7	(7470) (7425)	(1300) (1335)	Ceramic tile	1400
TH 33	Gap(C) lower	7617.0	212.2			SIP	300

Notes *1) at splash down

この結果より、主要な構造各部位の再突入時最高温度実測値は設計解析値以内を確保しており、同時に各部材耐熱温度または許容最高温度以下であったことが確認された。また、各部の実測値の温度履歴は、設計解析で予測された傾向を示しており、本温度計測結果からは飛行中、再突入時を通じて構造上健全であったものと考えられる。

第1列目のタイルと隣接するタイル間(TH30~33)、及びC/CTPSパネルとの隣接部(TH29)については、タイル間ギャップの影響により、タイル外表面一般部よりも実測温度が高くなると予想されたとおり、実測値はタイル一般部表面温度(TH21)よりも約60~110℃程度高温側の値を示した。Fig.-14にタイル表面中央とC/C-TPS近傍の計測値の比較を示す。この値は、タイル一般部外表面の設計解析値1335℃及び耐熱温度1400℃以下を確保しているため耐熱上の問題はない。なお、ギャップ等による加熱上昇効果については、今後さらに検討が必要と考えている。

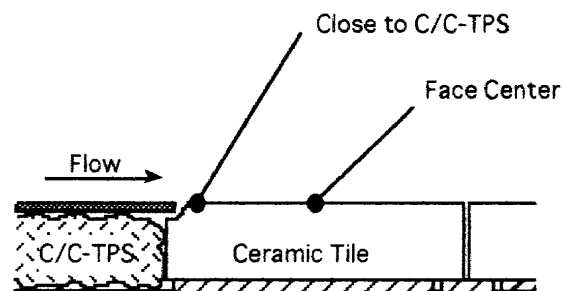
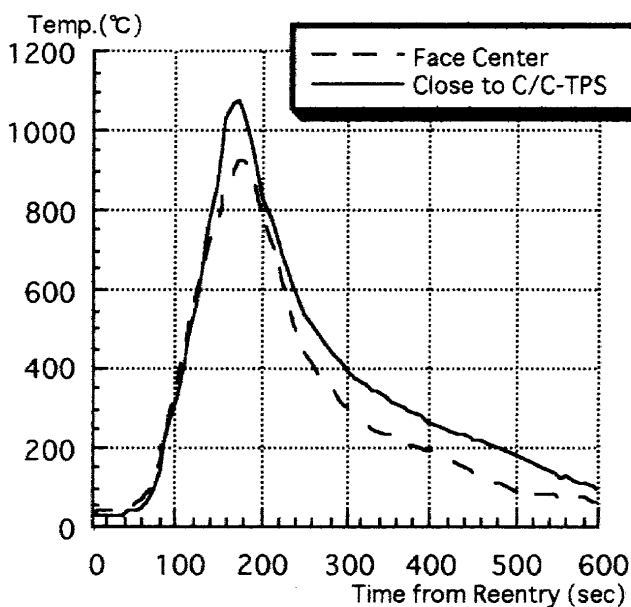


Fig.-14 Gap Heating Effect on Ceramic Tile

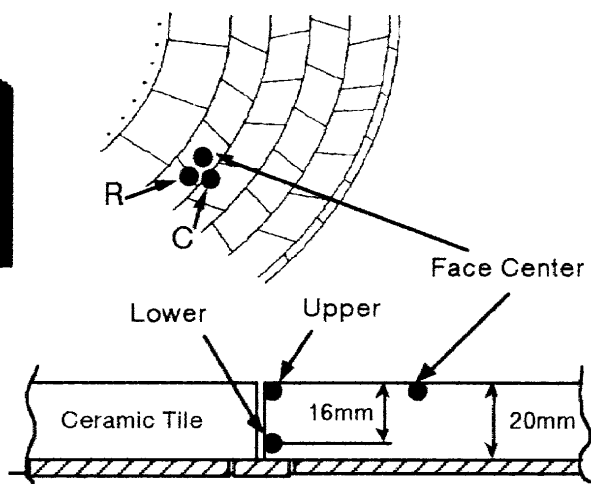
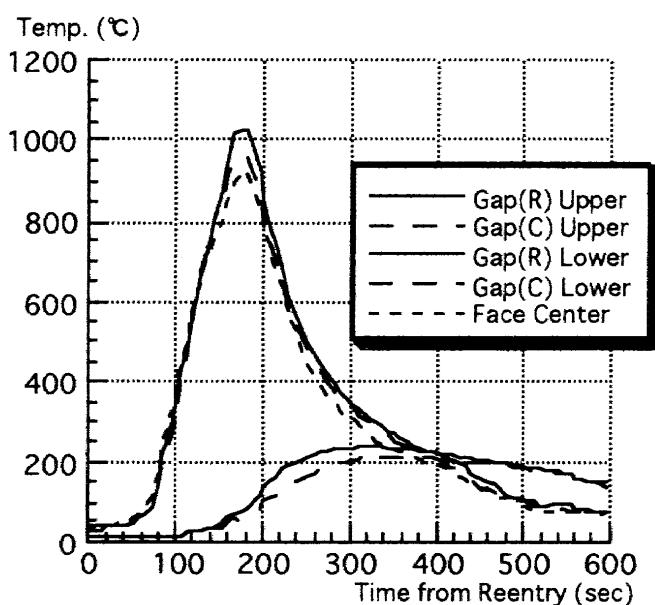


Fig.-15 Temp. history at tile gap

タイル間ギャップ内の温度計測結果をFig.-15に示す。タイル間ギャップ幅は、開発試験におけるアーク風洞試験をベースとして設計条件が設定されたが、飛行結果からも底部温度を制限温度(300℃)以下に保ち得ることが確認された。

4.4 背面熱防護材

背面熱防護材は軌道周回中の入出熱条件および大気圏再突入時のノーズ淀み点の約6%の空力加熱率を条件とし、内面に用いられたアルミ合金構造の温度を-55℃～177℃に収める様に設定された。背面部には熱防護材の表面に温度測定点はなく、内面のアルミ合金構造の温度で評価しなければならないが、飛行結果としてアルミ合金構造の温度は全飛行期間を通じて14℃～33℃の範囲に収まっており、設計条件はかなり安全側であったと考えられる。

5 まとめ

HOPEに使用が予定される耐熱材料の適用性と設計手法に関して、OREXを通じて貴重なデータが得られた。今後、さらに詳細な分析を進めてHOPEの設計条件への反映を実施する予定である。また、このOREX熱構造開発を通じて、これらの耐熱材料の製造技術にも大きな発展を促すことができた。このような貴重な経験を与えて戴いた諸先輩と、熱構造開発に携わった全ての方々に感謝したい。

参考文献

(1) YET91180 平成2年度宇宙開発事業団委託業務成果報告書

「軌道再突入実験機熱構造系開発試験(1/2)」、1991年3月

(2) YET92127 平成2年度宇宙開発事業団委託業務成果報告書

「軌道再突入実験機熱構造系開発試験(2/2)」、1991年3月

(3) YET91397 平成2年度宇宙開発事業団委託業務成果報告書「軌道再突入実験機詳細設計」、1991年9月

(4) YET93046 平成3年度宇宙開発事業団委託業務成果報告書「軌道再突入実験機維持設計」、1993年3月