

解離再結合加熱とアブレータの飛行試験結果

航空宇宙技術研究所	渡辺泰夫、和田安弘、小川哲
宇宙開発事業団	秋元敏男
日産自動車	丸 正生

概要

機体表面での再結合加熱にたいする表面触媒性の効果を観測することを目的とした再結合加熱センサとアブレータによる熱防護特性評価のためのアブレータセンサを製作しOREX第4列タイル上に搭載した。再結合加熱センサは3種類の表面(BHE, SiC, Au)の触媒効果の差異の観測を、アブレータセンサは深さ方向温度履歴データより熱ブロッキング効果を評価する。これらセンサで得られた飛行データの初期解析結果を述べる。

Flight results of the recombination heating
and ablation sensors

NAL	Yasuo WATANABE, Yasuhiro WADA, Satoru OGAWA
NASDA	Toshio AKIMOTO
NM	Masao MARU

Abstract

The outline of the mission and initial analysis of the flight data of the recombination heating and ablation sensors installed on the fourth row of the ceramic tile TPS of OREX are described.

解離再結合加熱センサ飛行試験結果

1. まえがき

再突入機体周りの高温衝撃波層流れ場で解離した酸素、窒素気体原子は、機体表面で再結合して解離エネルギーを放出し機体への入熱量を著しく増加させる。機体表面の低触媒性化による気体原子の再結合の減少が加熱量減少に非常に有効であることはシャトルの実験により劇的に証明された¹。この効果の観測を目的として、OREX実験用解離再結合加熱センサを開発した。このセンサは、OREXで使用される耐熱タイルの表面の触媒特性を種々変化させたもので、アーク風洞加熱試験を含む各種の地上評価試験を行って適合性、安全性等の検討、確認後、他のNALミッションセンサと共にFig.1に示すOREX再突入実験機の第四列タイルに配置され、飛行データが取得された。このセンサの開発試験経過と飛行データの初期解析結果について述べる。

2. CFD計算

飛行実験用センサの設計のためにOREXの飛行で予想される再突入流れ場の予測計算が解離、電離および非平衡効果を考慮したNavier-Stokes方程式を用いて50km - 100kmの高度範囲で行われた。高度65kmにおける機体表面の加熱率分布と激点流線上の気体成分分布をFig.2に示す。 $\theta = 75^\circ$ （第四列タイル部）付近の大きなピークは、局所的に完全触媒表面を配置したときの原子の再結合の増加による加熱率の上昇を示しており、表面の触媒性効果の重要性を示している。

Fig.3には、上記局所完全触媒表面部でのタイル内部の熱伝導計算による飛行中の温度分布の時間履歴を示す。表面が完全触媒性では、表面温度は最高で1500°Cにも達することが予測されている。

3. 解離再結合加熱センサ

耐熱タイル表面は黒色高放射率ガラス（BHE:Black High Emittance）のコーティングが施されるが、これを基準表面とし、これにSiC及び金属（Au）をコートしたものとで合計3種類の異なる表面をもつセンサを製作した。センサタイルは第4列に張られたタイルと同質の直径40mm、長さ25mmの円筒形で、直径0.2mmのPR熱電対を表面に張った後に、厚さ約0.3mmのBHEコーティングを熱電対接点がコーティングに十分に接するように注意して施した。センサタイルは、3個のセンサが同一条件で測定が出来ることおよび表面温度が万一前記計算結果により予測される最高温度に到達した場合に周辺タイルの破壊を回避出来るようにジルコニア製のホールダに収められて第四列タイルに装着された。Fig.4、Fig.5にセンサ構造、搭載品写真を示す。

搭載品と同等の表面及び熱電対部構造の風洞試験用模型を製作し、アーク加熱風洞において機能及び耐熱性の評価を行った。加熱条件は、再突入時のOREX4列目タイル表面予想温度履歴を参照して、表面温度1320°Cを90秒間負荷することに

より再突入条件を模擬した。表面温度は赤外線温度計により計測した。Fig.6に温度履歴計測例を示す。タイル模型は損傷、変形はなく健全性が確認された。また、最高予測温度を負荷した試験でも変形等は許容範囲内であった。

4. 飛行結果

Fig.7に再突入飛行で得られた3種類のセンサの温度履歴を示す。基準表面のBHE (M14T4) とSiC (M15T5) 表面ではほぼ類似の履歴を示している。両者の最高温度は、打上後 7464.635秒に、それぞれ1240.79° C、1191.52° Cを示している。金属表面 (Au:M16T6) は、かなり高い温度履歴を示し、最高は1479.74° Cを示した。

再突入期間中の対流加熱率時間履歴は、これらの測定温度履歴より熱伝導方程式の逆解法により求められる。基準表面 (M14T4) にたいして得られた加熱率履歴をFig.8に示す。このようなデータ解析法については、スペースシャトルの実験データ解析について、計算に必要な物性定数の精度が結果に与える影響の詳細な検討がなされている^{2,3)}。その検討結果は、加熱率の表面よりの再放射項への大きな依存性を示している。即ち、放射率と表面温度測定精度が正確な加熱率を得るための最重要因子である。

放射率の温度依存性については、既存データの2種類の依存性、即ち全領域ほぼ一定値と高温域での低下、について議論がなされたが⁴⁾、最近の高温域までの測定結果⁵⁾は、後者の依存性を支持している。表面温度精度は、熱電対の埋込み位置がコーティングの温度を正確に測定出来る位置かどうかにかかわっている。本計算では、放射率については温度依存性データが不足のため0.87で一定としている。また、熱電対位置はX線観測結果により表面より約0.5mmとしている。これらの定数値については、材料の熱物性値も含めて、今後さらに検討する必要がある。

5. まとめ

解離再結合センサの再突入飛行測定の初期解析結果について述べた。対流加熱率の解析に必要な諸定数の評価が今後の課題である。金属表面加熱率解析については、基準表面と比較して放射率の変化の評価が特に重要と考えられる。これらの検討とCFD解析により、表面現象の解明を進める。

6. 参考文献

- (1)J.V.Rakich et al.:Results of a Flight Experiment on the Catalytic Efficiency of the Space Shuttle Heat Shield,AIAA Paper 82-0944.
- (2)D.A.Throckmorton:Benchmark Determination of Shuttle Orbiter Entry Aerodynamic Heat-Transfer Data,J.Spacecraft 20,1983,pp.219-224.

- (3) P.F. Bradley and D.A. Throckmorton: Space Shuttle Orbiter Flight Heating Rate Measurement Sensitivity to Thermal Protection System Uncertainties, NASA TM83138, 1981.
- (4) S.A. Bouslog and G.R. Cunningham, Jr.: Emittance Measurements of RCG Coated Shuttle Tiles, AIAA-92-0851.

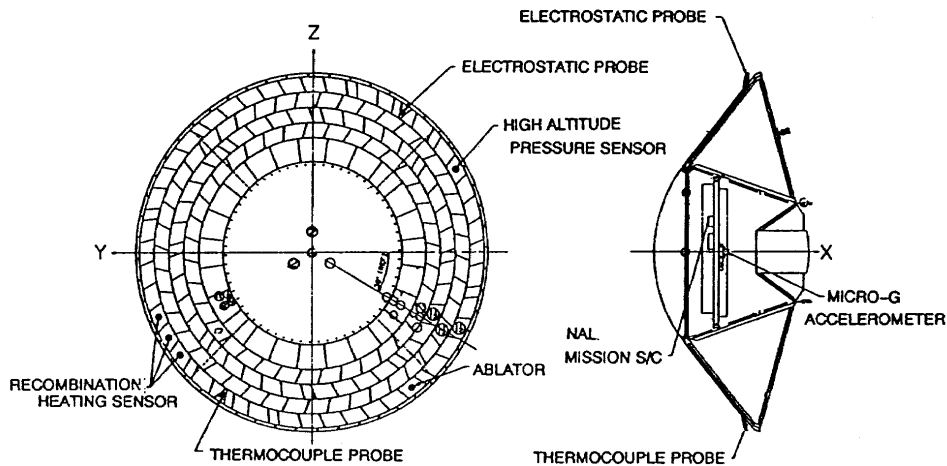


Fig. 1 Locations of NAL mission sensors

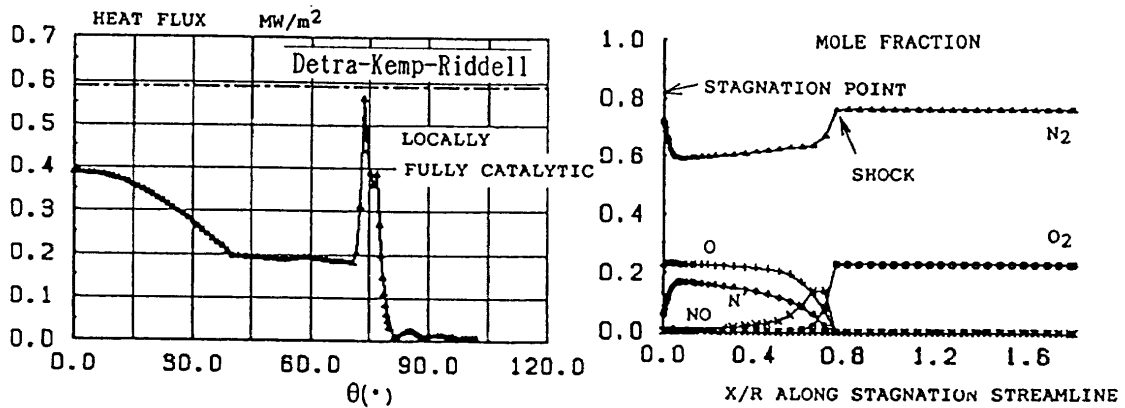


Fig. 2 Calculated Heat Flux and Species Mole Fraction around OREX at 65 km altitude

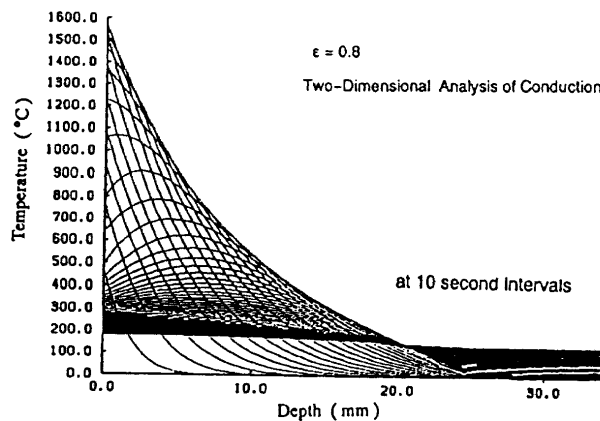


Fig. 3 Temperature Distribution History in the Catalytic Tile

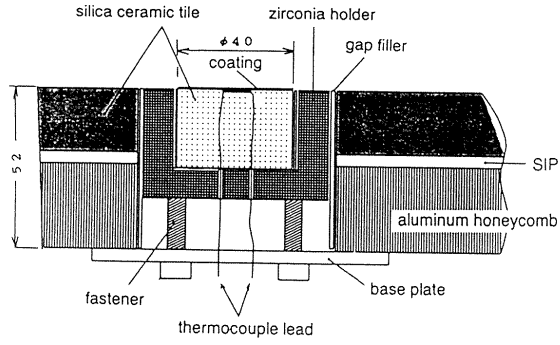


Fig.4 Recombination Heating Sensor

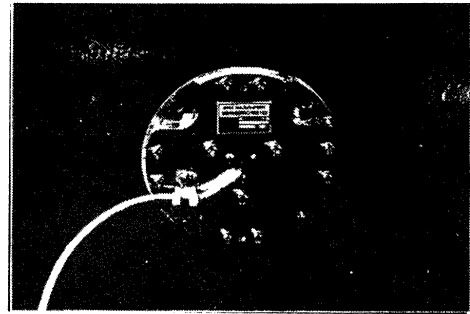
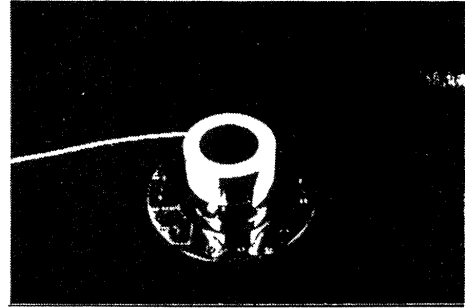


Fig.5 Assembly of the Recombination Heating Sensor

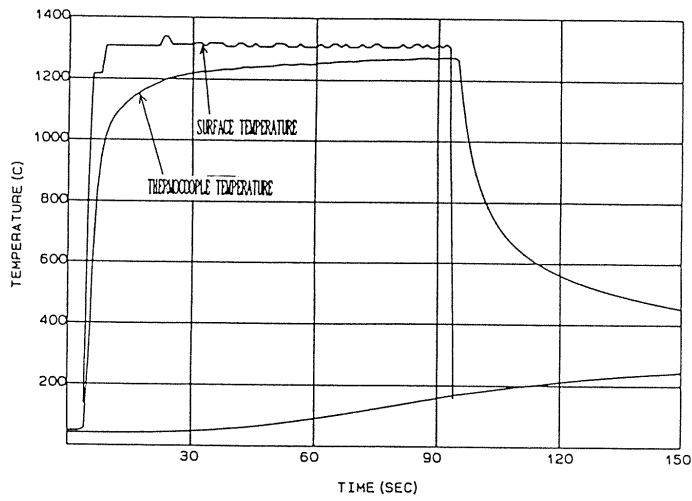


Fig.6 Temperature History of BHE Tile in an Arc Heated Flow

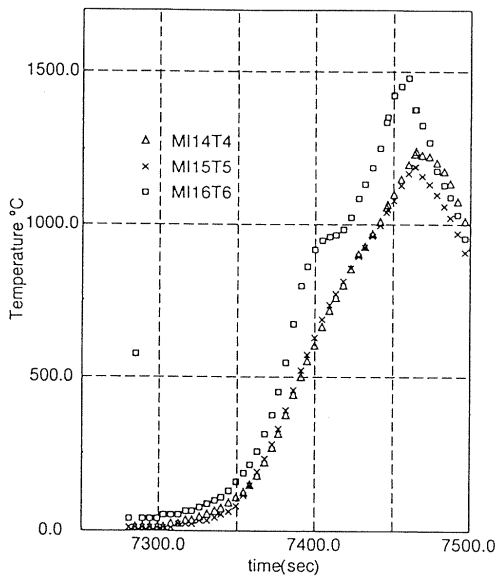


Fig.7 Flight Temperature History of the Recombination Heating Sensors

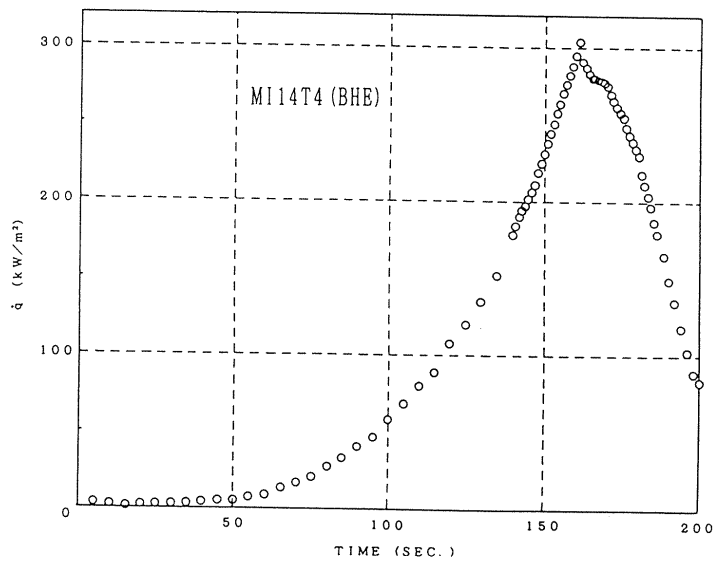


Fig.8 Heating Rate History of the BHE Sensor

アブレータセンサ飛行試験結果

1. まえがき

軌道再突入実験機（以後OREXと称す）に搭載されたアブレータセンサは、再突入環境に曝露することにより、

- (1) 実環境試験結果と地上試験結果との比較評価
- (2) 実環境下でのアブレータ熱解析評価

を行うことを目的としたものである。

アブレータの設計は、地上試験をベースに実環境を想定して実施しており、今回の試験はその妥当性を確認するものである。

2. 供試体

OREXに搭載したアブレータセンサのコンフィギュレーションを図2-1に示す。

供試体はノーマックスのハニカム構造を持つシリコン系のアブレータであり、内部に温度センサを3本挿入し、供試体表面から深さ5mm、15mm、35mmの位置で温度計測を行った。

3. 実環境と地上試験との比較評価

OREXアブレータセンサの再突入加熱環境の推定は、計測された詳細飛行経路(DTO)での淀み点加熱率履歴を用いて行う。淀み点からセンサ位置までの加熱率分布は詳細設計検討資料での計算結果に基づく。(図3-1参照)

この時、ピークの加熱率は 0.22 MW/m^2 、総加熱量は 17.8 MJ/m^2 となる。

アーク風洞試験での加熱条件を以下に示す。

加熱率 (MW/m^2)	加熱時間 (秒)
0.26	100

実環境試験結果と地上試験結果をそれぞれ、図3-2及び図3-3に示す。これらと比較するとアブレータ内部温度について、

(1) 表面深さ5mmの点

両者の温度履歴は大体一致している。初期温度が異なっていることを考慮しても、ピーク値の温度は実環境試験結果の方が 30°C 程度高めているが、温度ピークに至るまでの上昇及びそこからの上昇時間はほぼ一致しており、最終到達温度も同じレベルである。

(2) 表面深さ15mmの点

(1)と同様に、両者の温度履歴は大体一致しているが、温度ピークはアーク風洞試験結果の方が実環境試験結果よりも 50°C 程度高くなっている。これは、側面からの入熱が僅かに影響していると判断されるが、温度変化

の傾向はほぼ一致しており、最終到達温度も同じレベルである。したがって、両者はほぼ一致していると判断できる。

(3) 表面深さ 35 mm の点

両者の温度データは大きく異なっている。アーク風洞試験結果の温度が高いのは、センサに機能上の問題が確認されないことから、

- ①側面からの入熱が供試体背面の温度計測に大きく影響したこと
- ②アブレータの熱伝導率が低いため実機では熱が拡散してしまったことが考えられる。両者の結果比較から、地上試験によって、実機におけるアブレータ～主構造間のインタフェース温度を確認する場合には供試体のコンフィギュレーションに課題があることが確認された。

4. 解析結果との比較

OREXでの淀み点加熱率計測結果及び表面の加熱率空間分布計算結果（詳細設計資料に基づく）によりアブレータセンサ位置での加熱率履歴を求め、これに基づき熱解析を行った。解析に用いたアブレータの焼損特性は地上試験結果（アーク風洞試験）に基づき、重量減少率の等のアブレーション特性量を加熱率に対する相関式において整理したものをを用いた。

但し、今回のモデルでは、センサ取付位置における加熱率が小さいことを考慮して、

- ・表面後退量を0とする
- ・熱分解領域を無視する

という簡略化したモデルを用いている。

このモデルによる解析の結果を図4-1に示す。本解析ではアブレータのブロッキング効果を考慮している。本解析結果と実環境試験結果を比較することによって、

- ・本モデルにより、実環境におけるアブレータ内部温度応答をほぼ模擬しうることを確認された。

但し、今回の経験をアブレータ熱防護系の設計に反映するためには、

- ・アブレータ厚さに対する設計安全率の設定
- ・加熱率、圧力がさまざまに異なる環境下での実環境データ取得及び蓄積が必要であると考えられる。

5. まとめ

今回の実環境試験ではアブレータセンサに装着した温度センサによりアブレータ内部温度を計測することができた。

この試験によりアブレータを用いた熱防護系の、

- 1) 地上試験による実環境評価
- 2) 熱解析の評価

について重要な知見、即ち、

- ① 地上試験により適正な余裕を見込んだアブレータ設計を行うとすれば、供試体のコンフィギュレーション、例えば、側面からの入熱を防止する供試体ホルダなどの十分な検討が極めて重要であること。
- ② アブレータ熱解析により、OREXについては想定された加熱率に対し、十分な余裕を持って肉厚を設計できることが確認されたが、アブレータ熱防護系設計に反映するためには設計安全率の設定とさらなる実環境データの蓄積が必要であること。

が得られた。

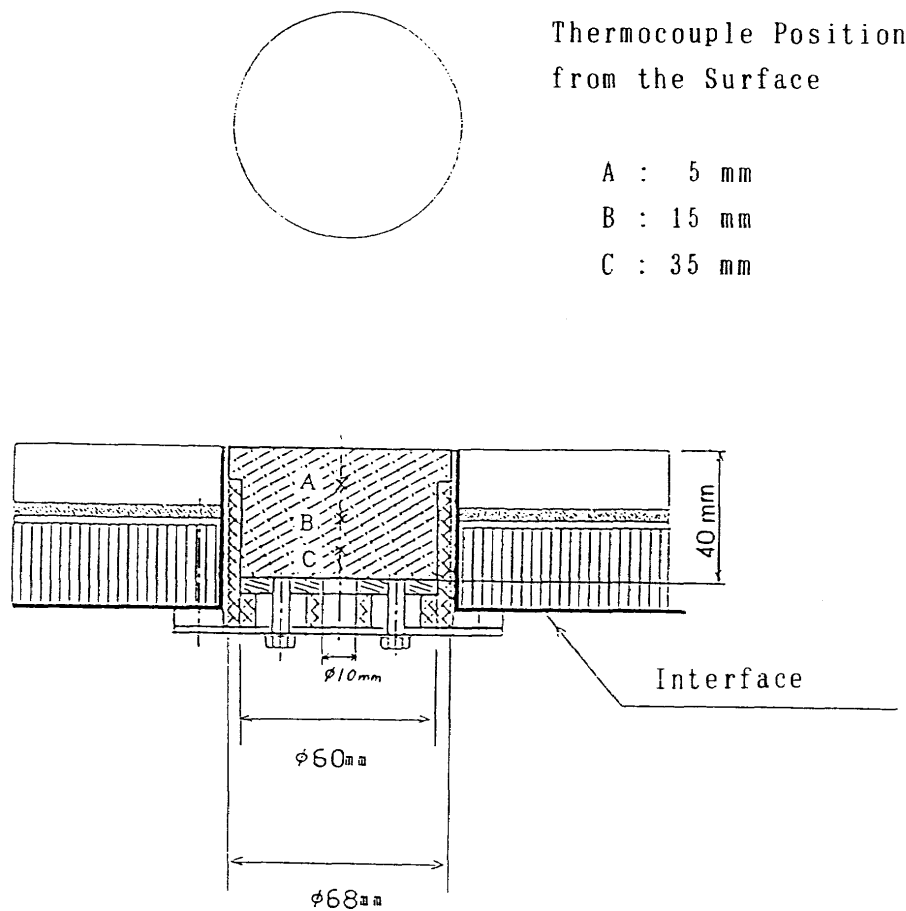
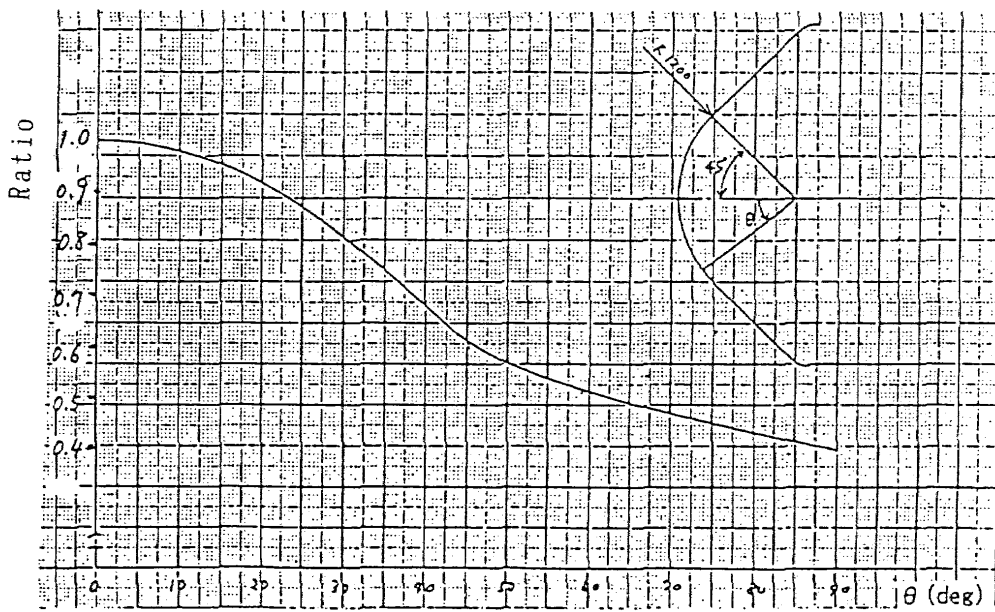
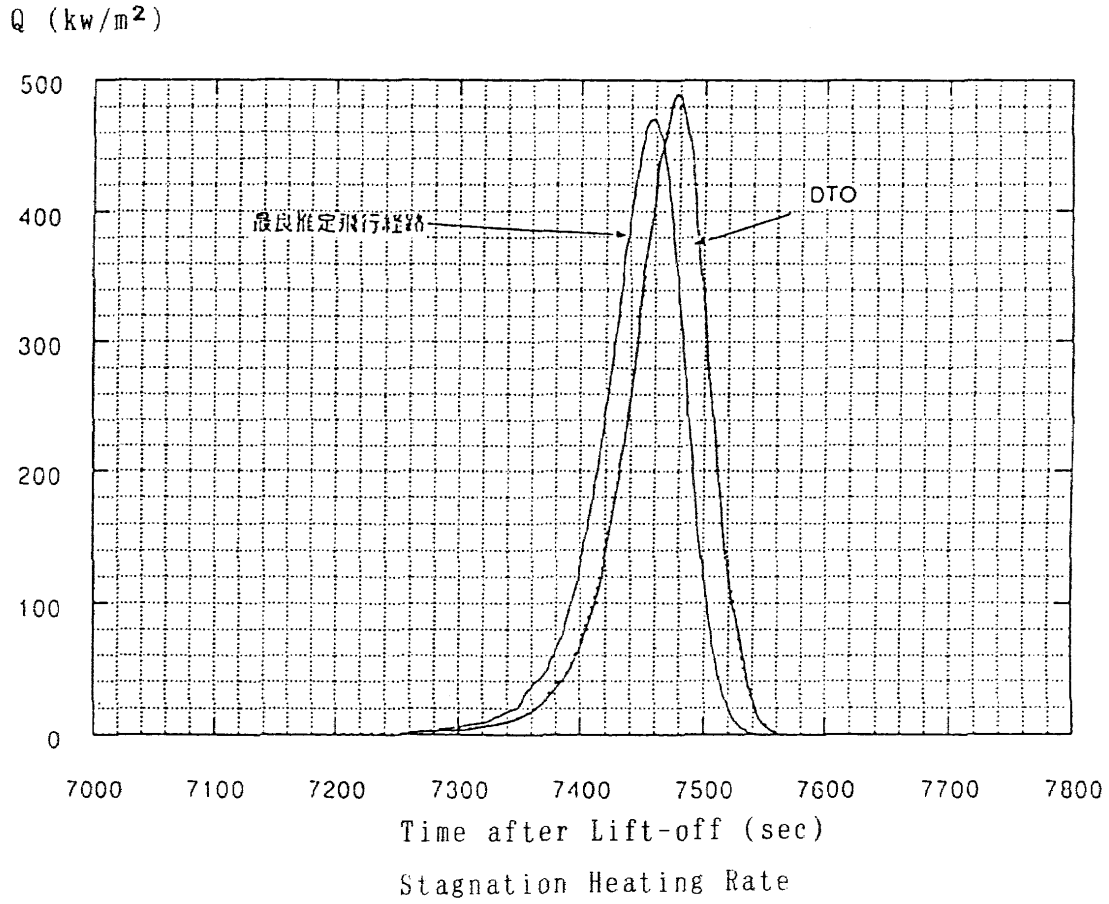


Fig. 2-1 Ablator Sensor



Heating Rate Distribution

Fig. 3-1 Heating Rate

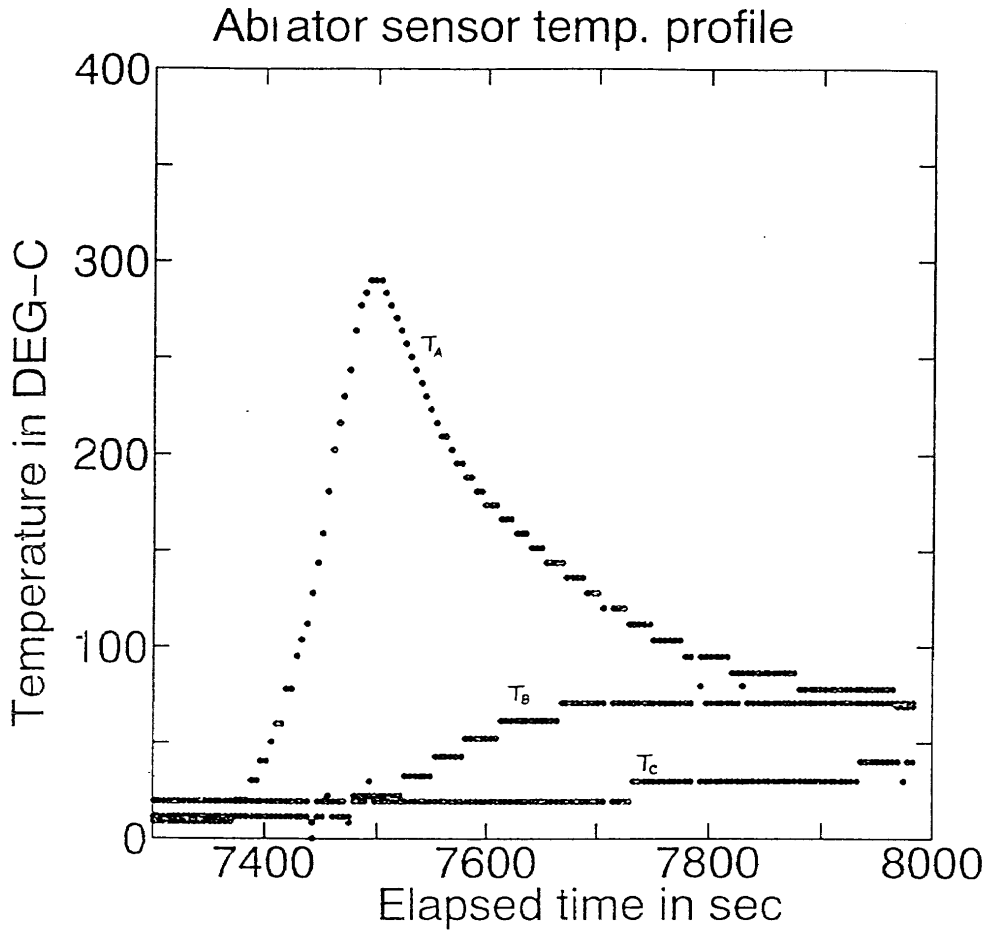


Fig. 3-2 Flight Result

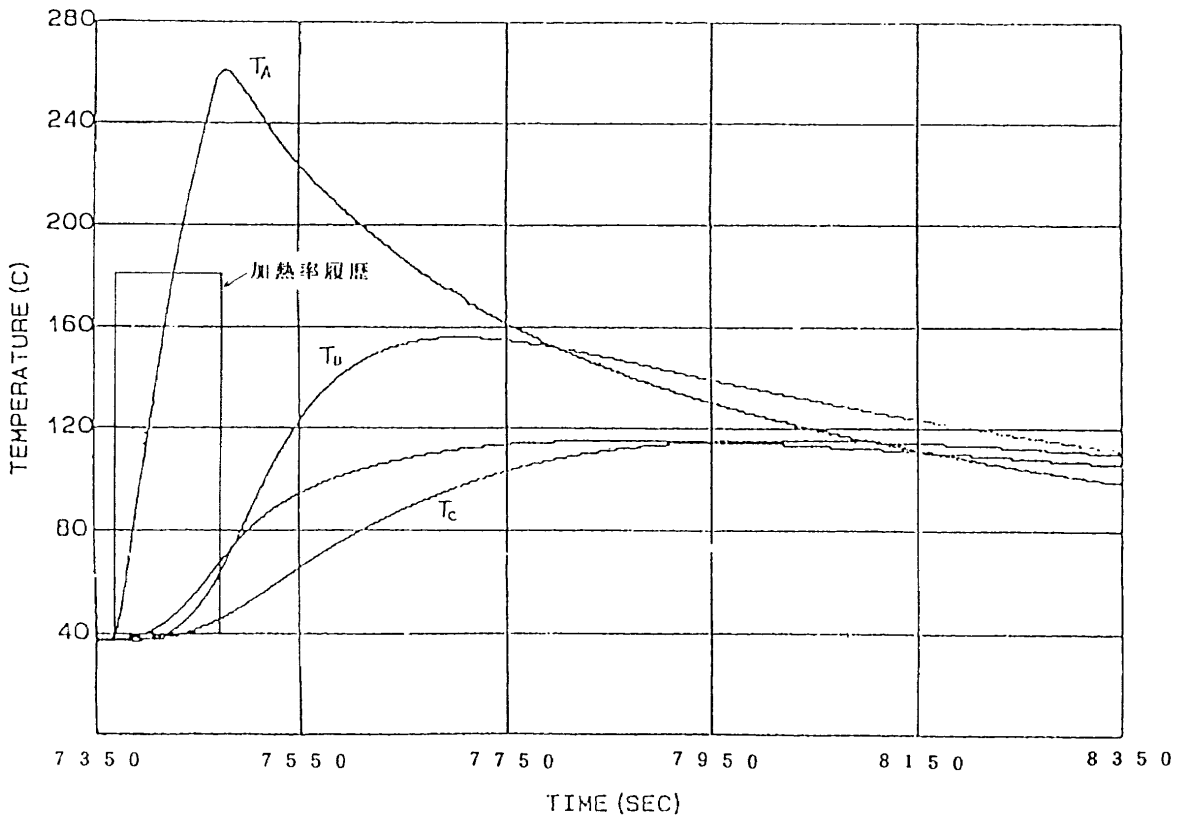


Fig. 3-3 Ground Test Result

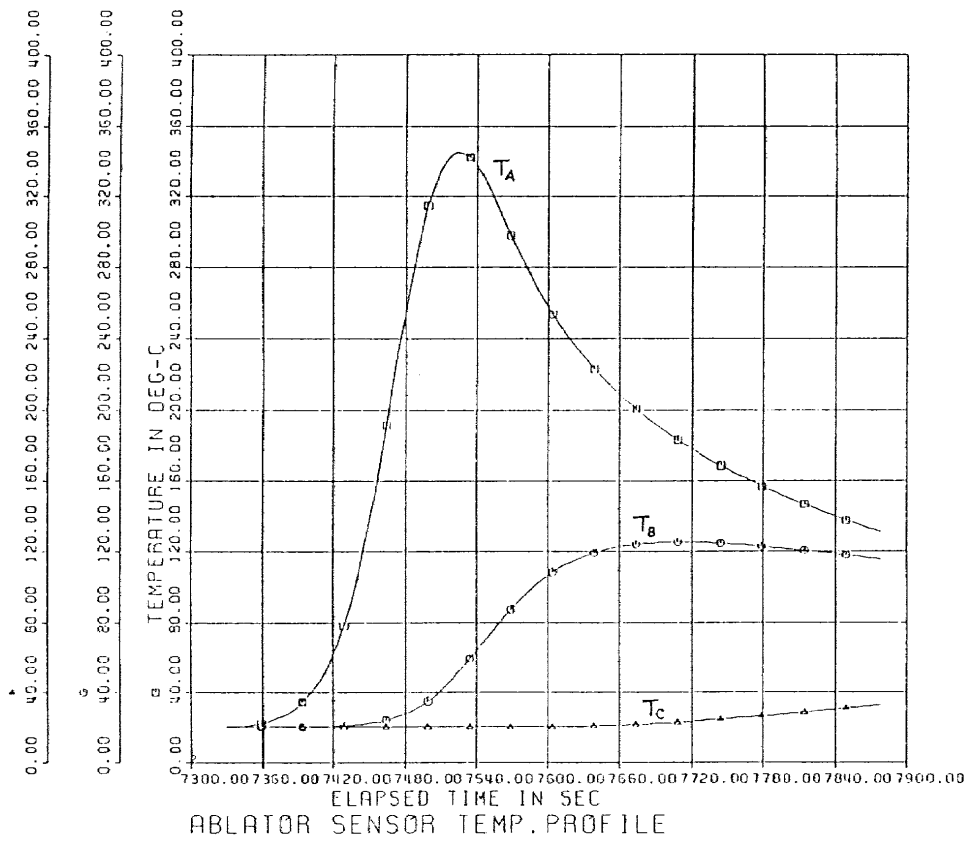


Fig. 4-1 Thermal Analysis

