

# 飛行データに基づいた熱防護系の評価

宇宙開発事業団 甲斐高志

HYFLEX 実験機の熱防護系の機能を飛行データに基づいて評価した。各センサの計測は良好に行われ、飛行実験中の各材料の最高温度は許容上限以下であったことが確認された。熱防護系の構成、計測項目及び得られた飛行データの概要を示す。また、計測点のうちのいくつかについて実飛行環境に基づく再計算との比較を示す。

## Thermal Protection System Evaluation with the Flight Data

National Space Development Agency of Japan  
Takashi Kai

Thermal protection system of the HYFLEX vehicle is evaluated with the flight data. Every sensor worked well in flight measurement. Flight data shows that the measured maximum temperatures were under allowable limits for each materials. Explanation of the thermal protection system, summary of the flight data, and examples of post flight analysis using measured heating rates are shown.

### 1. はじめに

HYFLEX 実験機（以後 HYFLEX または実験機と略す）の熱防護系はカーボン／カーボン材（C／C 材と略す）製のノーズキャップ及びエレボン、セラミックタイル、そして可撓断熱材（FSI: Flexible Surface Insulation）からなる（Fig. 1 参照）。この構成は HOPE での使用が想定される材料に基づくものである。ノーズキャップとエレボンは高い空力加熱を受ける部分であり、それ自体で高温に耐える構造とした。セラミックタイルと可撓断熱材はその高い断熱性によってアルミ主構造等内部構造の昇温を防ぐ断熱材である。

設計時には各種条件の誤差および材料物性値のばらつき、さらには後の設計変更の可能性までを考慮して安全側の解析を行い、熱防護系の配置及び寸法を決定した。実飛行において熱防護系各部の温度が測定されたとともに、その後、計測結果から飛行時の加熱率が推定されている。

本報告においては、HYFLEX の熱防護系の設計がどのように行われ、実際の飛行結果は材料の許容上限に対してどれだけ余裕があったか等について述べる。

以下、熱防護系の構成要素、設計温度解析、

飛行データ、飛行後解析の順に説明する。

### 2. 熱防護系の構成要素<sup>1)</sup>

HYFLEX 熱防護系の構成要素およびそれに関連する開発試験等について以下に述べる。

#### 2.1 ノーズキャップ

C／C 材のプリプレグを積層して製作した、お椀のような形状をした一体構造である（Fig. 2 参照）。縦 781mm、横 787mm、深さ 281mm、淀み点部曲率半径 400mm。厚さは一般部 4mm(16ply)、センサパッドアップ部 8mm、周辺パッドアップ部 6.5mm。一般部は 6 分割、周辺部は 12 分割したものを層ごとにずらしながら積層している。表面には SiC の耐酸化コーティングおよびガラスシールを施している。ノーズキャップを貫通して圧力導入孔、温度センサが取り付け、内側を圧力配管、熱電対が通っている。28 個のチタン合金製金具により機体に取り付けられる。重量はセンサ類等含めて 30kg（ノーズキャップ単体では約 7kg）。

#### 2.2 エレボン

C／C 材のプリプレグを積層して製作した箱

形の組立構造の中にチタン合金製フレームを配したものである（Fig. 3、4 参照）。HOPE の舵面を想定してC/C材の複雑な組立構造とした。長さ425mm、幅427.4mm、厚さ100mm。上下面パネル、サイドカバー、フレーム等20点からなるC/C部材（ノーズキャップ同様SiCコーティング済み）を鉄基耐熱合金のボルト、ナットで結合する。代表的なパネルの一般部厚さ2.25mm(9ply)、ファスナ部厚さ4.51mmである。チタン合金製のヒンジ金具にはテフロンライナ付きスフェリカルベアリングが取り付けられており、これを介して機体側ヒンジ金具及びアクチュエータロッドエンドと荷重の伝達を行う。重量は片舷で15kg（ヒンジ金具等すべて含む）である。また、ホットガスがエレボンと機体の隙間から流入するのを防ぐため、セラミッククロスを巻いて作ったシールチューブを配置している。

### 2.3 セラミックタイル

軌道再突入実験機 OREX 同様、表面をガラスコーティングしたシリカタイルをナイロンフェルトの SIP (Strain Isolation Pad) を介して機体外板に接着して使用している。重量軽減の見地から極力薄くする方向で検討し、厚さは下面の最も厚い部分で25mmとした。最大寸法は、代表的なストリング間隔を想定して、アルミ外板の変形で破壊しないよう設定した。気流方向および万一の貼り直し作業を考慮して分割を決定し、枚数は全部で383枚となった。また、製造誤差等を考慮して適切なギャップ幅および公差を設定した。

OREX ではタイルは可展面である円錐面に接着されたのに対し、HYFLEX では前胴表面のような2方向に曲率を持つ非可展面への接着が必要になるため、接着工作試験を行って接着品質を確認した。

### 2.4 可撓断熱材

シリカ系フェルト材のコアをアルミノボロシリケート系クロス材のアウタスキンおよびガラス系クロス材のインナスキンで包み、アルミノボロシリケート系の糸で縫合したもので、機体外板に直接接着している。表面に剛性をもたせるため接着後にシリカ系のコーティング材を塗布する。アルミ主構造およびアンテナを制限温

度以下に保つため厚さは25mm以上とした。

熱物性取得試験を行い、表層材の輻射率等を測定した。接着工作試験を行い、接着プロセスを設定した。

## 3. 設計温度解析

まず、熱防護系設計の経緯について全体設計の関連部分も含めて述べ、次いで、最終的に設定された設計用加熱率と温度解析結果について述べる。

設計の初期の段階において HYFLEX の飛行経路に応じた淀み点での空力加熱率が設定され、CFDおよび風洞試験結果に基づいて機体まわりの加熱率分布が計算された。その際には軌道のばらつき、加熱率推算式の誤差等を考慮した。

ノーズキャップの製造可能な大きさとセラミックタイルの許容上限温度1400℃とを両方満足できるよう飛行経路が修正され、加熱率の条件が一応決定された。

それに応じてセラミックタイルの厚さの設定等を行ったが、全機重量が初期の設定値をオーバーしたため、重量削減の一環としてセラミックタイルの厚さの見直しが要請された。それまでは搭載機器の温度環境を維持するためアルミ外板温度を127℃以下に保つことを要求条件としていたが、それを機体内側に多層断熱材 (MLI) を装着することによりアルミ外板温度を177℃まで許容することとし、その結果、セラミックタイルの最大厚さを25mmに削減することが可能となった。

さらに重量増にともなう飛行経路の変更等を受け加熱率が最終的に設定された。その部位ごとの最大値は、誤差・分散を考慮したもので、ノーズキャップ淀み点で580kW/m<sup>2</sup>、エレボン一般部で757kW/m<sup>2</sup>、ノーズ境界にあるセラミックタイルで355kW/m<sup>2</sup>、可撓断熱材で40kW/m<sup>2</sup>であった。誤差や分散を考慮しない設計基準加熱率（ノーズ淀み点）の時刻歴をFig. 5に示す。

設計用加熱率に誤差等を考慮したのと同様、上記の設計解析においては材料の熱物性に関してもいわゆるノミナル値（たとえば平均値）ではなくデータのばらつきを考慮して温度が高めに出るようワースト値を用いた。例えば、前胴タイルやノーズキャップにおいては基本的に現有データのワースト値であり、後胴タイルやエ

レボンの解析においては、熱伝導率は平均値の2割高めに、(密度×熱容量)は2割低めに、輻射率は0.8(タイル)と0.85(エレボン)に設定した。

セラミックタイルとエレボンの設計解析結果の例をFig. 6、7に示す。

ノーズキャップにおいて設計上の評定となったのは、熱歪と動圧の組合せ荷重のもとで取付部の孔まわりに生じる応力と、取付用チタン合金製金具の温度であった。

エレボンにおいて設計上の評定となったのはヒンジ金具ベアリングのテフロンライナの温度であった。

熱防護系材料の使用上限温度をTable 1に示す。

#### 4. 飛行データ

Table 2に極超音速飛行実験において計測された熱防護系関連項目のうちの主なものについて最大値を示す。計測位置をFig. 8に示す。<sup>2)</sup>

以下、Table 2中の計測項目について概要を述べる。

##### ①ノーズキャップ及びエレボン(TA01～17)

表面近傍温度をシース型熱電対を組み込んだC/Cセンサモジュールで計測した。ノーズキャップ表面で最高841℃、エレボン表面で同702℃に達したが、熱電対が表面から0.5mmのところと位置していたこと及びセンサモジュールの熱容量がまわりの温度場に影響を与えていることから、センサがなかった場合の温度はこれらより高かったと考えられる。これに関して詳細は現在解析中である。

##### ②胴体タイル温度(TA21～38)

先端露出型熱電対を組み込んだセラミックタイルセンサモジュールによってタイルの表面(ガラスコーティング直下)、中央、底面(SIP境界)の温度を計測した。表面最高温度は1222℃(TA30)で、胴体前方より中央部以降の方が高い傾向が見られる。また、底面温度も前胴に比べて後胴が高く、TA32とTA37が150℃を越えたが、これらは境界層遷移の影響と考えられる。

##### ③エレボン機体側ヒンジ金具温度(TP01～02)

シース型熱電対を機体側のエレボンヒンジ金具に装着して温度を計測した。目的はヒンジのベアリング部に組み込まれているテフロン

ライナの温度が使用限界(163℃)を超えなかったことを間接的に確認することである。エレボン側のヒンジ金具に関しては事前に予測を行い、上限が143℃の結果を得ているが、機体側の金具に関しては今後解析をして、計測値との比較を行うことが必要である。

##### ④エレボンシールチューブまわり温度(TP03～05)

シース型熱電対をシールチューブとエレボン前部との接合部の上部空間およびシールチューブ背面とフレームとの接合部に配置した。目的はエレボン摺動部から高温ガスが流入した場合にそれを感知することである。TP03で300℃近い温度が計測されたが、エレボン前方からの輻射で説明できると判断される。(5.2節にて詳述)

##### ⑤タイル隙間底面温度(TP06～10)

解析が困難なタイル隙間底面の温度がどの程度上昇するかを見るため、先端露出型熱電対をタイル隙間底面のフィラーバー表面に配置した。TP06～08はTA23の組み込まれているタイルのまわりの隙間を計測しているが、タイル底面であるTA23に比べて最高で62℃高いことがわかる。TP09はTA26のタイルのまわりの隙間であるが、タイル底面であるTA26より152℃高い。TP10は設定レンジをオーバーしたが、これは、TP10のみ熱電対先端が接着剤で固定されておらず、SIPから離れて浮いたため、タイル隙間の高温ガスの温度を計測したか、タイル壁面の輻射を受けたのではないかと推測される。

##### ⑥可撓断熱材底面温度(TP11～12)

先端露出型熱電対を可撓断熱材と機体外板との間に挟み込んで接着し、可撓断熱材が設計どおりの断熱性を発揮したかどうかを確認した。計測値はいずれも20℃程度であり、温度上昇はほとんど見られない。TP11はこの部分の可撓断熱材が厚いためと思われるが、TP12に関しては背面側の設計用加熱率が安全側すぎたかどうかの検討が必要である。

##### ⑦ノーズキャップ取付部金具温度(TP13～14)

シース型熱電対をノーズキャップ取付用のチタン合金金具(TP13)およびアルミ合金金具(TP14)に取り付け、セラミックスペーサを含めた取付部の熱設計が妥当だったかどうかを確認した。

##### ⑧ノーズキャップ裏面輻射強度(TP15)

輻射温度計をノーズキャップ取付用バルクヘッドの中央に配置し、ノーズキャップ温度を間接的に確認した。

#### ⑨ノーズキャップアルミバルクヘッド温度 (TP16)

白金抵抗温度計をノーズキャップの取り付くアルミ合金製バルクヘッドの背面に配置し、ノーズキャップ裏側の機体構造温度を確認した。

#### ⑩アルミ主構造温度 (TS01 ~ 20)

白金抵抗温度計を胴体アルミフレーム等に配置し、主構造の温度を確認した。機体後端フレームのエレボン取付部近傍で 60℃を越えたところがあった。

計測結果の例を Fig. 9 に示す。

以上、計測結果についてまとめると、まず、データは設定レンジをオーバーした TP10 を除き良好に取得された。次に、境界層遷移の影響を受けたと思われる胴体下面のタイル温度を含めて計測結果は Table 1 の使用上限を下回っており（ただし TP10 を除く）、他系のデータにも熱防護系の機能不全による異常は見られないことから、熱防護系は機能を十分に果たしたと判断される。

## 5. 飛行後解析

前節で述べた飛行データを受けて、飛行後解析として、

- ①設計時の予測と実際の計測結果の比較
- ②事前予測を行わなかったものについての事後予測の実施及び計測結果との比較
- ③飛行データに基づいた入力に対する応答解析

等を行って、設計の妥当性を評価する作業を進めているが、本節ではセラミックタイル底面温度 (TA37) およびエレボン摺動部まわり温度 (TP03) についての解析結果を述べる。

### 5.1 セラミックタイル部

飛行実験において計測された TA35 における空力加熱率を用いて、タイル部の温度解析を行った。計測加熱率履歴を Fig. 10 に示す。これはタイル部温度センサ（先端露出型熱電対）による計測結果をもとにタイル表面の加熱率を推算したもので、分離後 125 秒あたりから境界層

遷移の影響が現れていると思われる。

飛行後解析はタイル、SIP、アルミ外板からなる 1 次元の有限要素モデル（厚さ 25mm のタイル部を 10 要素に、厚さ 4mm の SIP と厚さ 1.6mm のアルミ外板部をそれぞれ 2 要素に分割）によって行った。各物質境界にある接着材は無視して直接接触しているとし、また、アルミ外板の機体内側は断熱とした。

次の 3 種類の物性値を用いて計算を行った：

- ①ノミナル物性値（0.009atm での計測値。Table 3 に示す。）
- ②ノミナル物性値を 3 節で述べたように 20% 変化させたワースト値
- ③大気圧下での計測値。

解析結果を飛行実験計測値と合わせて Fig. 11 に示す。ノミナル物性値を用いた結果では計測値と比較して最高温度が約 40℃低く、立ち上がりも遅い。ワースト値では最高温度は計測値とほぼ一致するが、立ち上がりはノミナル物性値の結果とあまり代わらない。大気圧物性値では立ち上がりはよく一致するが、最高温度が約 35℃高くなる。

以上の結果を見ると、ワースト値を用いるより大気圧での物性値を用いる方が立ち上がりをよく再現できることがわかる。実飛行時の最大動圧は約 17kPa（分離後 140 秒）であり、125 秒から 300 秒の間では 5kPa 程度以上の動圧が続くので、0.009atm (0.9kPa) での物性値をそのまま使うのは適当でない可能性がある。この圧力範囲では空気の熱伝導率は変化しないが、圧力の影響を受けるであろうタイル内部の対流を考慮する必要があると思われる。

### 5.2 エレボン摺動部

エレボン摺動部には高温ガスの流入を防ぐため機体後端部とエレボン前方の間にシールチューブが配置してあり、エレボン前方の R 部が常にシールチューブと圧着した状態で舵面が駆動される。エレボンの機体取付に当たっては、薄い紙状のものを外側から差し込んで、エレボン前方とシールチューブの間に隙間がないことを全周にわたって確認した。シールチューブまわりに配置したシース型熱電対のうち TP03 の計測結果が最高で 300℃近い値を示した。TP03 はシールチューブとエレボン前面の圧着面の直上の空中に設置してあるが、この温度上昇が摺

動部に隙間があって高温ガスが流入したためか、それともエレボン前方からの輻射によるものなのかを判定するため、2次元の有限要素モデルによる解析を行った。

加熱率履歴は、エレボン部における温度センサデータを用いて加熱率を推算する作業が途中のため、実際の飛行経路、飛行状態に沿って次式より計算したものをを用いた。

$$\begin{aligned} Q_{\text{elv}} / Q_{\text{stg}} &= 1.3382 - 0.0662(\alpha - 40) + 0.0622\beta \\ &\quad + 0.0509(\delta_e - 10) \quad \text{for } 40 < \alpha < 49 \\ Q_{\text{elv}} / Q_{\text{stg}} &= 1.3382 + 0.0622\beta + 0.0509(\delta_e - 10) \\ &\quad \text{for } \alpha < 40 \end{aligned}$$

$Q_{\text{stg}}$  は実際の飛行経路と NOAA 大気データを用いて Detra-Kemp-Riddell の推算式から半径 400mm の球の淀み点についてもとめたものに境界層遷移の影響を考慮して、分離後 125 秒以降を 2 倍したものである。 $\alpha$  は機体の迎え角、 $\beta$  は横滑り角、 $\delta_e$  はエレボン舵角の各飛行データである。算出された加熱率履歴を Fig. 12 に示す。

用いた有限要素モデルを Fig. 13 に示す。内部のチタン合金フレームはモデル上 3 つに分割してあるが、平均断面積を実機と一致させ、前方スパーに接触して直接熱のやりとりをする部分を実際の接触面積を考慮して設定し、なおかつ、下面パネルから上面パネルへの投影面積においてチタン合金フレームが輻射を遮蔽する割合と一致するように分割した。TP03 はエレボン前縁のほぼ中央にあるためヒンジ金具はモデルに含めなかった。前方スパーから先のエレボンの内側の部分にはステンレスフォイルを敷いてヒンジ金具への輻射を防いでいるので、モデルではこの部分は断熱とした。ノミナルの材料物性を Table 4 に示す。

材料物性をノミナルとした場合と 20% 変化させたワーストとした場合との計算結果を Fig. 14 に計測結果とともに示す。解析結果がいずれも 100 秒あたりまで一旦低下するのは加熱率が上がるまでの間に絶対零度の空間に放熱してしまうためである。ノミナル物性値を用いた場合は計測結果と比べて温度上昇の立ち上がり時刻が約 60 秒遅く、最高温度が約 30 °C 低い、温度上昇の傾きはよく一致している。ワースト物性値を用いると最高温度が計測値より約 20

°C 高くなるものの、温度上昇の傾きが若干急になる傾向がある。立ち上がり時刻の遅れと最高温度以降の冷却の様子の違いを解明する必要があるものの、TP03 の温度上昇をエレボン前方からの輻射で説明することは十分可能であると判断される。

(エレボン摺動部からの高温ガスの漏れがなかったかどうかは HYFLEX にとっては重大な関心事であるが、HOPE-X 等では本シールチューブ方式は使用されない予定なので、もし漏れがあったという結論に至ったとしても、今後の開発に与える影響はないといえる。)

## 6. まとめ

飛行データを検討した結果、胴体下面タイル部に境界層遷移の影響と思われる温度上昇が見られたものの、HYFLEX の熱防護系は良好に機能し、各計測点の温度は材料の使用上限以下であった。ばらつきはあるものの使用上限までの余裕も概ね妥当であったと判断される。

## 参考文献

- 1) 甲斐、山本、白水：“極超音速飛行実験 (HYFLEX) 機の熱防護系の開発について”、第 39 回宇宙科学技術連合講演会、(1995)。
- 2) NAL/NASDA HOPE 研究共同チーム HYFLEX サブグループ：“極超音速飛行実験ハンドブック” NN-95-3009、(1995)。

Table 1. Allowable Temperature Criteria

Material	Limit(°C)
Carbon-carbon	1650
Ceramic tile	1400
FSI	800
Titanium alloy	600
Aluminum alloy	177

(SIP & Filler Bar: 350 °C for reference)

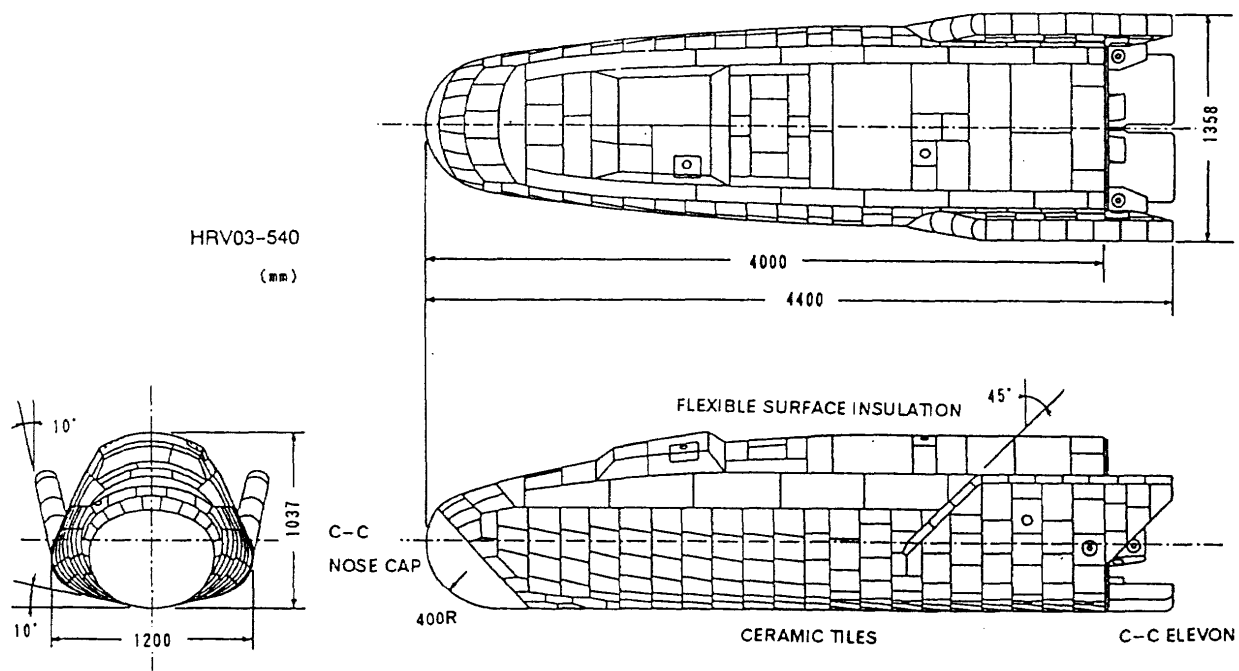


Fig.1 The HYFLEX Vehicle

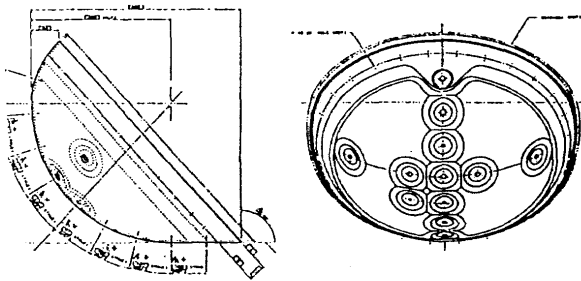


Fig.2 Nose Cap

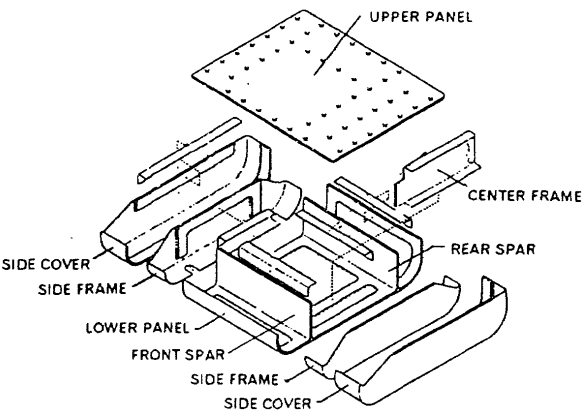


Fig.3 C-C Parts of Elevon

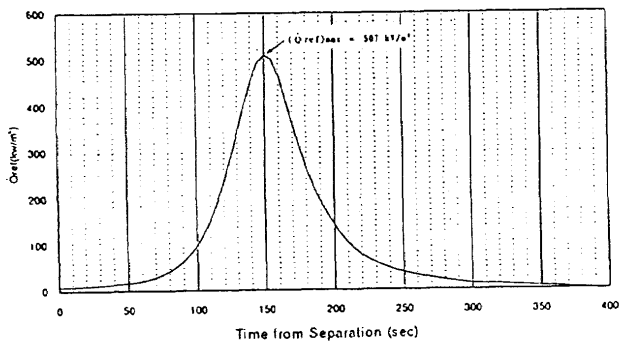


Fig.5 Standard Aerodynamic Heating at Stagnation Point

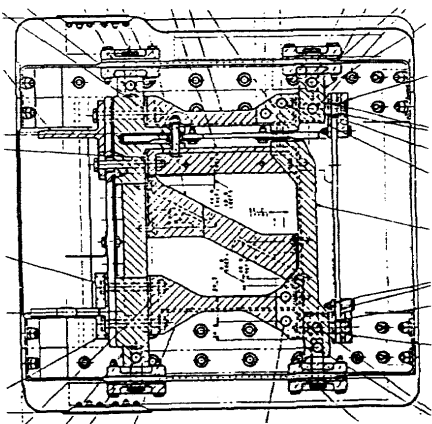


Fig.4 Titanium Frames in Elevon (shadowed area)

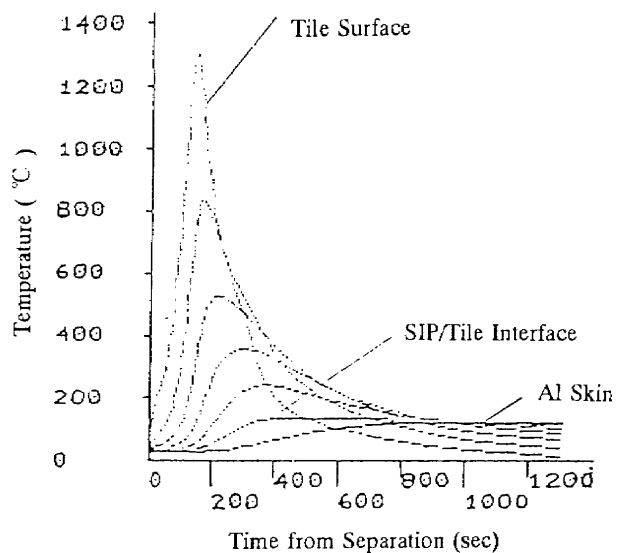


Fig.6 Design Analysis of Ceramic Tile Temperature

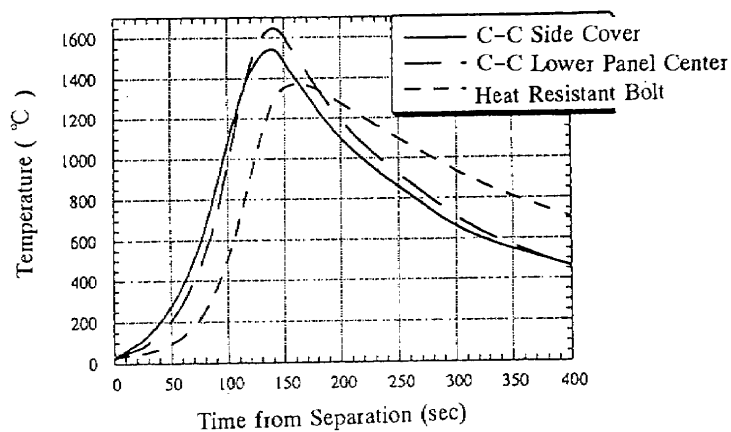
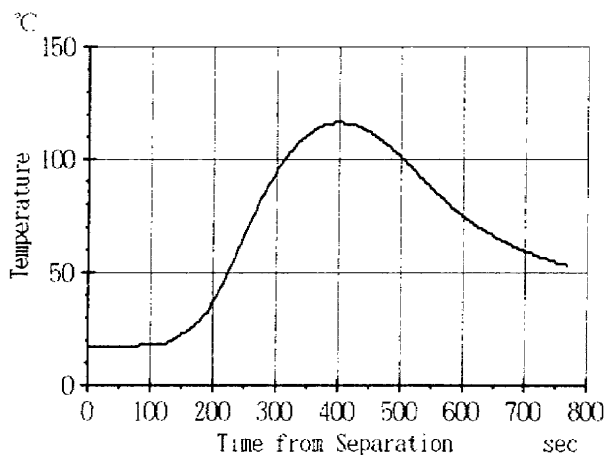
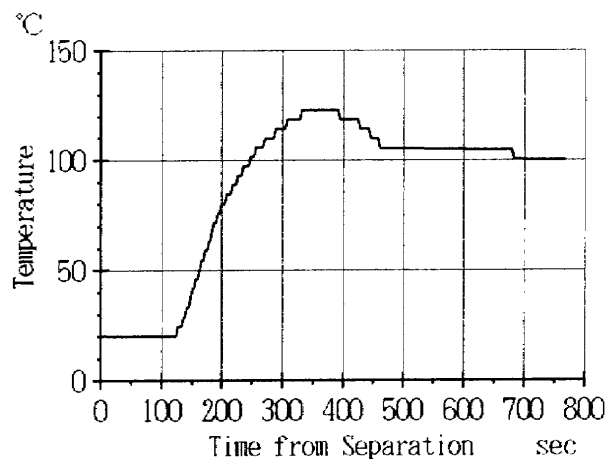


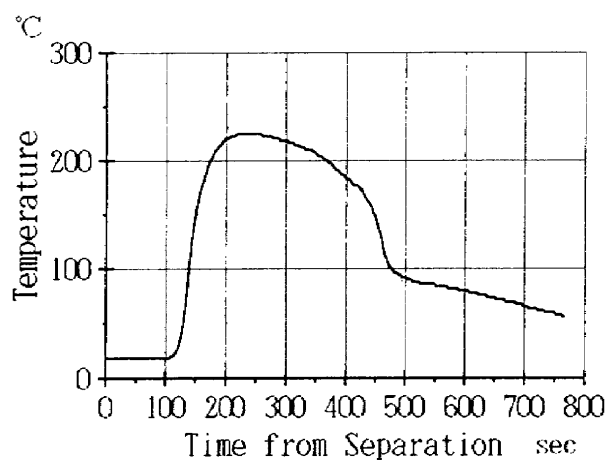
Fig.7 Design Analysis of Elevon Temperature



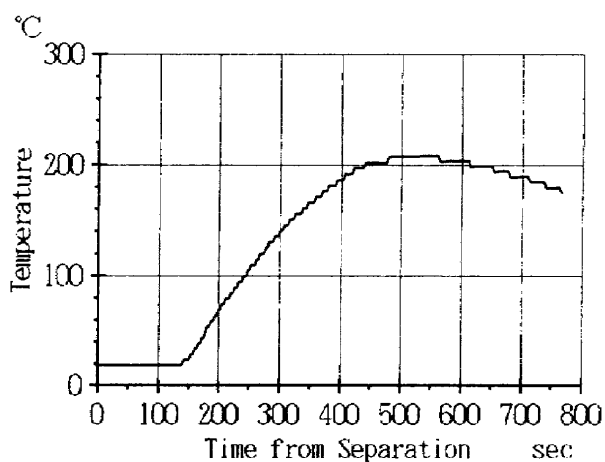
(a) Flight Data of TA23  
( at Bottom of Tile on Fuselage )



(b) Flight Data of TP01  
( at Elevon Hinge, Fuselage Side )



(c) Flight Data of TP09  
( at Bottom of Tile Gap )



(d) Flight Data of TP13  
( at Nose Cap Titanium Fitting )

Fig.9 Examples of Flight Data

Table 2. Maximum Temperatures of HYFLEX Thermal Protection System

Sens No.	Measurement Position (Fus. for Fuselage)	Measured Maximum	Sens No.	Measurement Position (Fus. for Fuselage)	Measured Maximum	Sens No.	Measurement Position (STA for Station)	Measured Maximum
TA01	Nose Cap Surface	819°C <sup>1)</sup>	TP01	Elevon Hinge (Fus. Side)	123°C	TS01	STA80/600 Frame	31°C
TA03	Nose Cap Surface	841°C <sup>1)</sup>	TP02	Elevon Hinge (Fus. Side)	59°C	TS02	STA600 Frame	19°C
TA05	Nose Cap Surface	822°C <sup>1)</sup>	TP03	around Elevon Seal Tube	297°C	TS03	STA600 Frame	34°C
TA07	Nose Cap Surface	637°C <sup>1)</sup>	TP04	around Elevon Seal Tube	202°C	TS04	STA1135 Frame	18°C
TA09	Nose Cap Surface	542°C <sup>1)</sup>	TP05	around Elevon Seal Tube	72°C	TS05	Instrument Panel	20°C
TA11	Elevon Surface	702°C <sup>1)</sup>	TP06	Bottom of Tile Gap	179°C	TS06	Instrument Panel	20°C
TA15	Elevon Surface	595°C <sup>1)</sup>	TP07	Bottom of Tile Gap	173°C	TS07	Instrument Panel	24°C
TA17	Elevon Surface	643°C <sup>1)</sup>	TP08	Bottom of Tile Gap	125°C	TS08	Instrument Panel	20°C
TA21	Surface of Tile on Fus.	1058°C	TP09	Bottom of Tile Gap	225°C	TS09	Instrument Panel	19°C
TA23	Bottom of Tile on Fus.	117°C	TP10	Bottom of Tile Gap	459°C <sup>2)</sup>	TS10	Recovery System Fitting	18°C
TA26	Bottom of Tile on Fus.	73°C	TP11	Bottom of FSI	19°C	TS11	STA4000 Frame	18°C
TA29	Bottom of Tile on Fus.	31°C	TP12	Bottom of FSI	22°C	TS12	Left Elevon Recess	62°C
TA30	Surface of Tile on Fus.	1222°C	TP13	Nose Cap Titanium Fitting	208°C	TS13	STA2850 Frame	17°C
TA32	Bottom of Tile on Fus.	151°C	TP14	Nose Cap Aluminum Fitting	64°C	TS14	STA2850 Frame	26°C
TA33	Surface of Tile on Fus.	1206°C	TP15	Nose Cap Inner Radiation	110kW/m <sup>2</sup>	TS15	STA3440 Frame	18°C
TA35	Surface of Tile on Fus.	1211°C	TP16	Nose Cap Aluminum Plate	53°C	TS16	STA3440 Frame	38°C
TA37	Bottom of Tile on Fus.	162°C				TS17	Reac. Contrl. Sys. Fitting	18°C
TA38	Surface of Tile on Fus.	1200°C				TS18	Parachute Sys. Fitting	18°C
						TS19	Left Elevon Recess	33°C
						TS20	Left Elevon Recess	50°C

2) Saturated. The bare tip of thermocouple is thought to stand up from filler bar surface.

1) C-C sensor modules may have some disturbances on the temperature field.



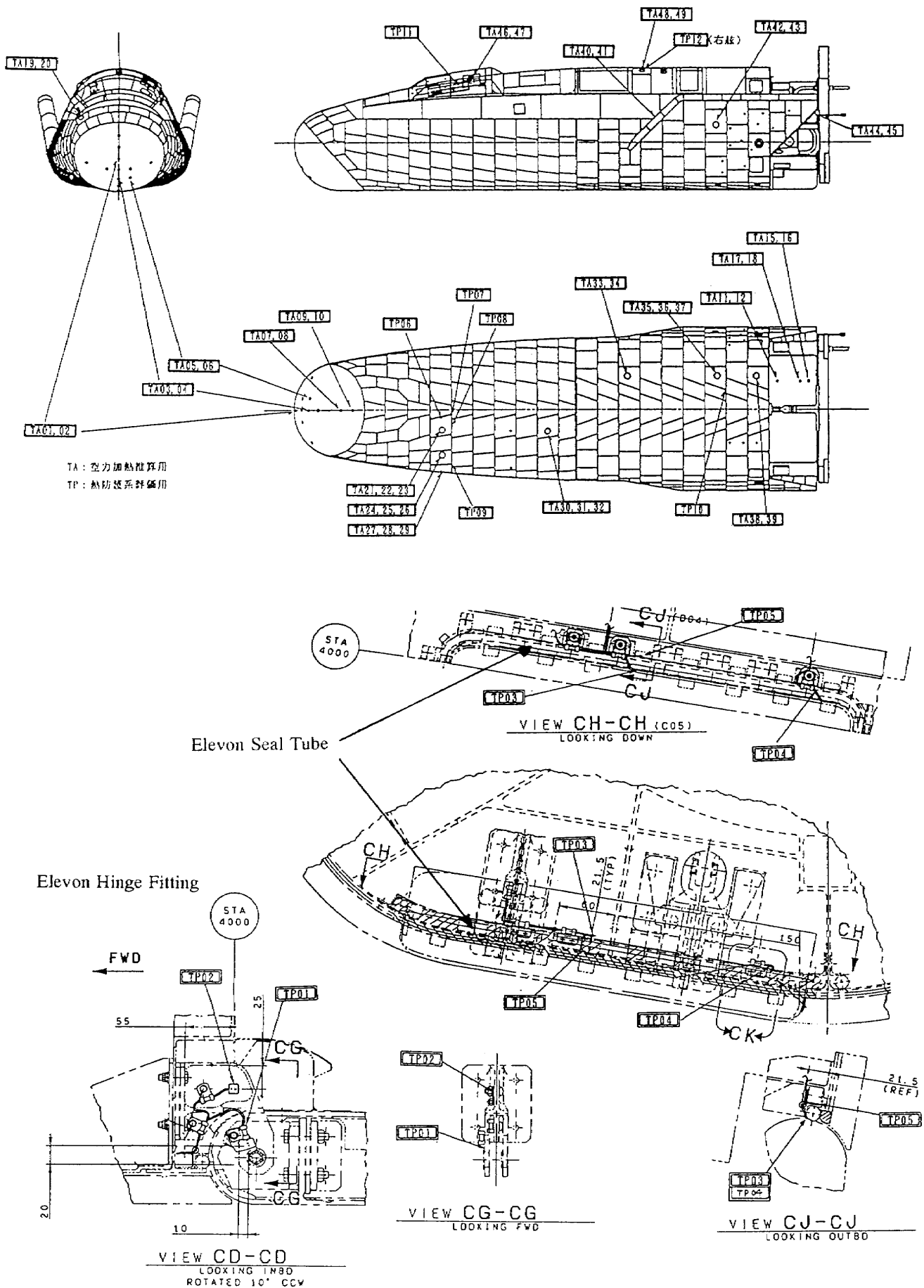


Fig.8 (1/2) Measurement Points in Flight Experiment (1/2)

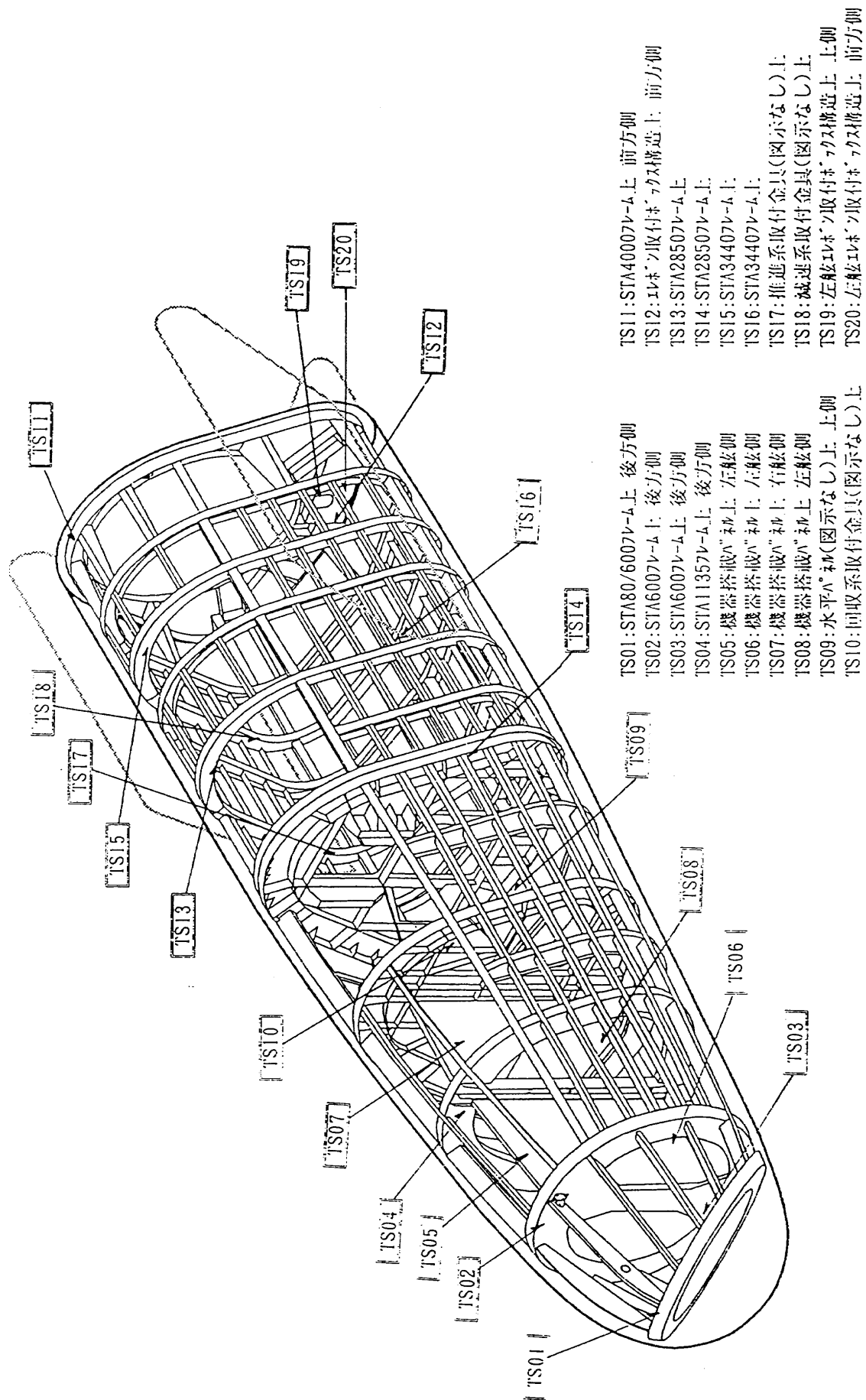


Fig.8 (2/2) Measurement Points in Flight Experiment (2/2)

Table 3. Ceramic Tile System Nominal Property for Aftbody

## (a) Ceramic Tile

Temp. °C	Thermal Conductivity W/m. K
211	0.051
518	0.080
801	0.107

( 0.009atm )

Temp. °C	Specific Heat J/g. K
100	0.86
400	1.08
800	1.21

Density: 0.19 g/cm<sup>3</sup>

Emissivity: 0.8

## (b) SIP

Temp. °C	Thermal Conductivity W/m. K
128	0.029
187	0.032
293	0.035

( 0.0009atm )

Temp. °C	Specific Heat J/g. K
38	1.07
149	1.86
30p0	3.37

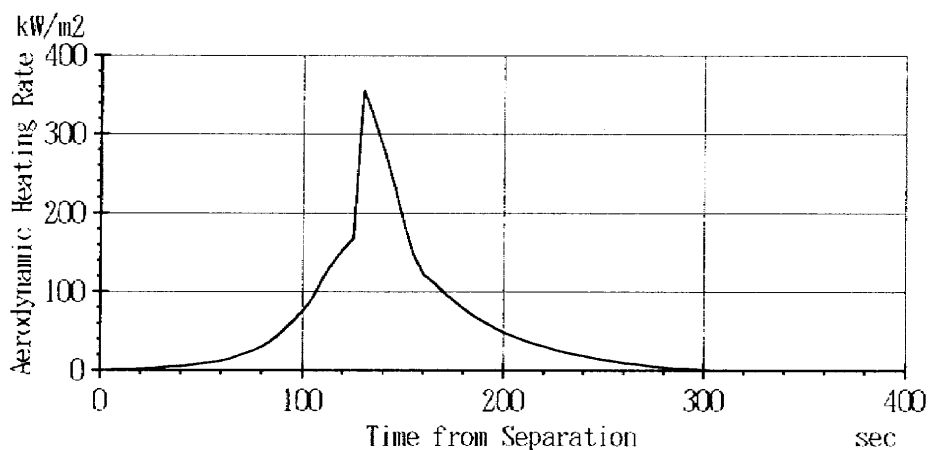
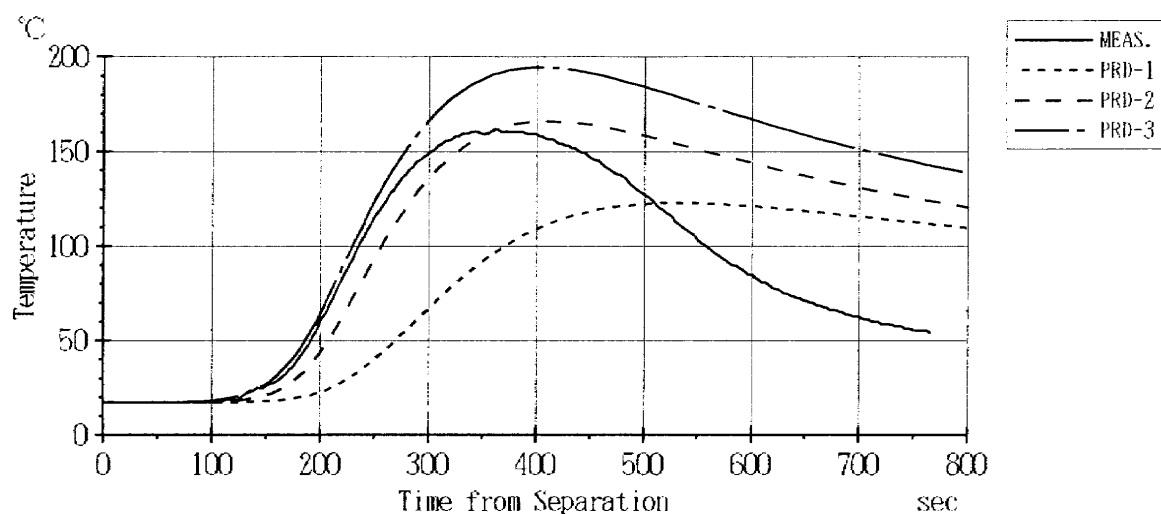
Density: 0.20 g/cm<sup>3</sup>

Fig.10 Aerodynamic Heating at TA35



PRD-1:0.009atm, PRD-2:20%dev, PRD-3:1atm

Fig.11 Postflight Prediction on TA37

Table 4. Carbon-Carbon Nominal Property for Elevon

Temp. °C	Thermal Conductivity (W/m.K)		Specific Heat J/g.K
	InPl.	OutPl.	
20	6.6	36	0.75
500	8.2	42	1.56
1000	8.1	41	1.85
1500	8.1	41	1.92

Density: 1.62 g/cm<sup>3</sup>

Emissivity: 0.85

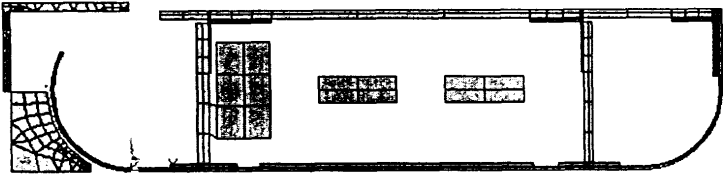


Fig.13 Finite Element Model of Elevon

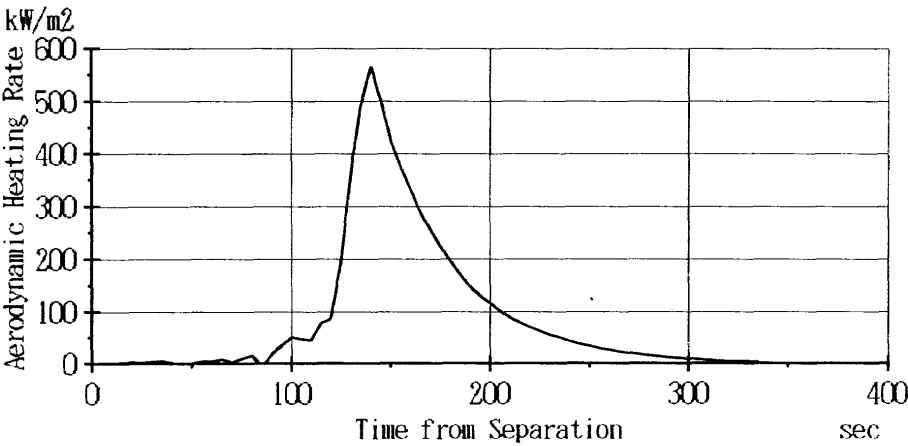


Fig.12 Aerodynamic Heating at Elevon

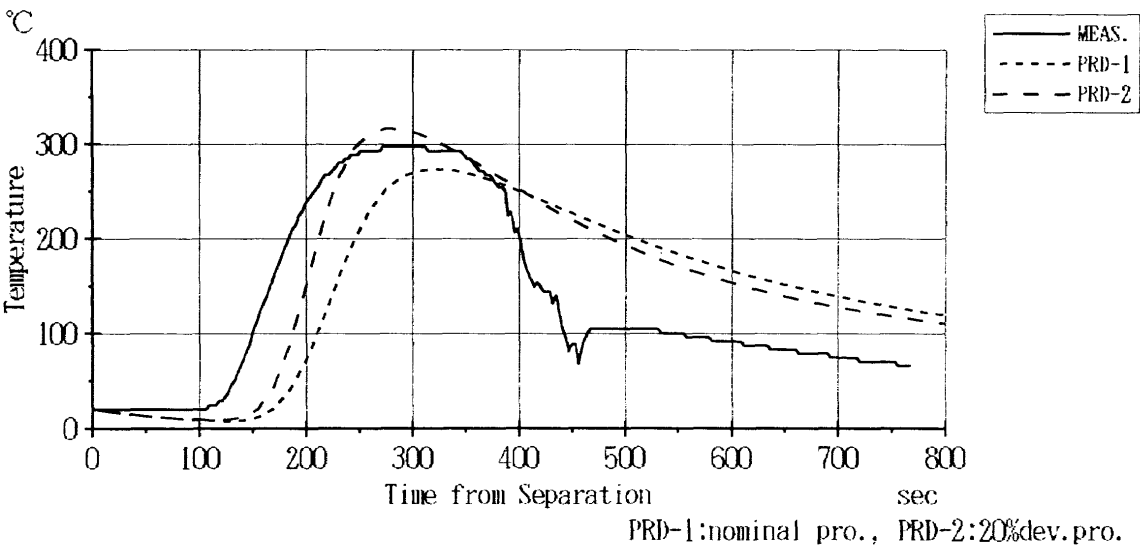


Fig.14 Postflight Prediction on TP03