

## 空力加熱および空力特性解析結果

宇宙開発事業団	○下田孝幸、秋元敏男
航空宇宙技術研究所	松崎貴志
三菱重工業	中川博高
川崎重工業	大垣正信

HOPE開発に先立って予定している3実験のうち、軌道再突入実験を、平成6年2月4日H-IIロケット試験機1号機の打上げ機会を利用して行った。本論文では、軌道再突入実験の目的の1つである再突入飛行環境下での空気力及び空力加熱基礎データの取得について、実験結果を報告する。

空力加熱については、飛行実験前において風洞試験を行い、その風洞試験結果と、我々が採用した空力加熱推算法を用いて風洞試験データを推算し、その比較を行った。また、ここで検証された推算法を用いて、最良推定実飛行経路に対して空力加熱率の推算を行い、それを基に熱解析モデルを用いて温度計測点の温度を算出し、飛行実験における温度データと比較して推算法の評価を行った。

また、空気力については圧力センサによるデータを用い、いろいろな計算方法によって圧力計測点の圧力を計算して比較を行った。

## THE RESULT OF AN ANALYSIS OF AEROTHERMAL- AND AERODYNAMICS

National Space Development Agency	Takayuki Shimoda
	Toshio Akimoto
National Aerospace Laboratory	Takashi Matsuzaki
Mitsubishi Heavy Industry	Hiroataka Nakagawa
Kawasaki Heavy Industry	Masanobu Ohgaki

We are going to perform 3 experiments preceding to the development of HOPE. We performed OREX taking the opportunity of H-II TF#1 on Feb. 4, 1994.

We report a result of one of the main purpose of OREX, acquisition of fundamental data of aerothermal- and aerodynamics during reentry.

As to aerothermaldynamics, we evaluated comparison between wind tunnel test data and values estimated from Fay&Riddell method before a flight experiment. After that we estimated heating rate induced from flight orbit using Fay&Riddell method validated before. And we calculated a temperature at the stagnation point using thermal-analysis model, then we compared the value with flight data.

As to aerodynamics, we compared flight pressure data with estimated value.

## 1. まえがき

H O P E 開発において、最も重要な問題の一つに、大気圏再突入時における空力加熱率の推算がある。また、再突入時における機体周りの流れ場の解析も重要な問題である。

軌道再突入実験は、H O P E 開発に先立ち、地上での試験や解析では取得が困難な軌道上及び再突入時の各種データを取得し、H O P E 開発に役立てることを目的としており、その目的の一つとして、再突入飛行環境下での空気力及び空力加熱基礎データの取得があった。上記データを取得することにより、再突入飛行環境下での空気力及び空力加熱推算の精度を高め、H O P E の開発に反映させることが出来るのである。

本報告では、軌道再突入実験によって得られたデータを基に、飛行実験前に行った風洞試験データ、及び種々の推算法による推算値との比較を行い、評価した結果を示す。これをもって、今後のH O P E 開発における空気力及び空力加熱率推算の資となれば幸いである。

## 2. 空力加熱率解析結果

### 2. 1 飛行前解析

#### 2. 1. 1 極超音速風洞試験

平成3年6月に航空宇宙技術研究所の極超音速風洞にて、軌道再突入実験機（以下O R E Xとする）の極超音速風洞試験を行った。

本風洞試験では、空力加熱率の測定のために、相変化塗料を用いた風試を行った。この測定方法では、模型表面の塗料の相変化によりその部位が相変化温度に達したことが分かり、それから、その温度に達するのに要した時間と一次元熱伝導の仮定より加熱率を求めている<sup>1)</sup>。

#### 2. 1. 2 空力加熱率推算値と風洞試験結果との比較

風洞試験を行う一方、Fay&Riddellの式を用いて、澱点の空力加熱率の推算を行った。この推算値と風洞試験結果との比較をFig.1に示す。これより、澱点の空力加熱率の風試結果がFay&Riddellの式による推算値の1.3倍程度になるとの結果が出た。

この後、風洞試験データの精度を上げるため、カタログ値を用いて処理していた風試模型の物性値の直接計測を行う等のデータの見直しを行った。Table 1に見直しを行った風試模型の物性値を示す。また、物性値データ見直し後の風試結果とFay&Riddellの式による推算値との比較もFig.1にしている。この結果、最終的に、風洞試験から得られた澱点の空力加熱率は、Fay&Riddellの式から導かれる推算値の1.1倍となった。

Table 1 Comparison of Material Property

		Catalogue Value①	Measurement②	② ÷ ①
Density	$\rho$ (g/cm <sup>3</sup> )	2.1	2.3	1.095
Specific Heat	$C_p$ (cal/g·K)	0.3	0.261	0.870
Thermal Conductivity	$k$ (cal/cm·s·K)	$3.3 \times 10^{-3}$	$2.72 \times 10^{-3}$	0.824

これより、OREXを設計する上で、澱点の空力加熱率として、Fay&Riddellの式から導かれる推算値の10%を誤差として見積もることとした。但し、実際にももの設計を行う上では、飛行経路の3 $\sigma$ 分散を考慮した最大空力加熱率を設計値とするなど、初めての再突入実験であることを考えて大きなマージンをとっている。

## 2. 2 飛行実験結果

### 2. 2. 1 部分モデル地上加熱率較正試験

澱点の温度計測データより空力加熱データを取得するために、C/Cノーズキャップ熱電対取付部を模擬した部分供試体を用いて加熱率較正試験を行った。

供試体は、実機C/Cノーズキャップと同等の素材、熱処理、SiCコーティング、ガラスコートを施した同等厚さの平板に、実機と同等に、同一の熱電対を接着したものをを用いた。供試体概要をFig. 2に示す。

この供試体を用いて、真空チャンバ内で加熱試験を行った。加熱試験の概要をFig. 3に示す。供試体は外表面のみを一様に加熱され、また内表面の放射による熱損失を防ぐために断熱材を配置した。

加熱試験は、供試体への加熱温度を3通りに設定し(700°C程度、500°C程度、300°C程度)、計測した各点(供試体表面、熱電対、断熱材)の温度が定常状態に達するまで加熱し、その温度履歴を記録した。また、供試体加熱時と同一の条件で、ヒートフラックスメータを使用してヒータからの加熱率を測定した。

加熱試験結果をTable 2~3に示す。Table 2は、各設定条件での加熱率の測定結果であり、Table 3は各設定条件での供試体各点の温度測定結果である。

Table 2. Measurement of Heating Rate

Electric Supply (V)	Surface Temp. (average) (°C)	Heating Rate (W/cm <sup>2</sup> )
30	338.2	0.27
50	479.3	1.88
115	721.1	7.66

Table 3 Measurement of Temp.

Heating Rate point	0.27 (W/cm <sup>2</sup> )	1.82 (W/cm <sup>2</sup> )	7.38 (W/cm <sup>2</sup> )
#1	331.7	475.3	720.1
#2	339.6	480.6	723.2
#3	336.8	478.0	718.9
#4	332.3	474.5	719.4
#5	321.7	461.2	700.6
#6	325.4	465.9	708.0
#7	272.5	399.6	623.7
#8	72.7	106.7	173.9

## 2. 2. 2 接触熱抵抗値の推算

加熱試験結果を基に、C/C材と熱電対との界面での接触熱抵抗値を推算するための熱解析を実施した。

解析は、解析モデルをFig. 4に示すように、2次元で実機と同様に熱電対をC/C材に埋め込んだ形状とし、有限体積法を用いた汎用熱解析コード( TRUMP )を使用し、C/C材及び熱電対内の熱伝導、各表面からの熱放射、熱伝導を考慮して3通りのケースを行った。

本解析の基本方程式は次のように与えられる。

( Energy Equation )

$$\frac{dT_n}{dt} = \frac{1}{\rho_n C_n V_n} \left( \sum_k U_{n,k} (T_k - T_n) + \sum U_{n,b} (T_b - T_n) \right)$$

$$U_{n,k} = \frac{A_{n,k}}{\frac{\Delta r_n}{K_n} + \frac{l}{h_{n,k}} + \frac{\Delta r_k}{K_k}}$$

$$U_{n,b} = A_{n,b} (h_{n,b} |T_b - T_n|^{p_{n,b}} + \sigma F_{n,b} (T_b^2 + T_n^2) (T_b + T_n))$$

ここで

$T_n$ : ノード n の温度	$r_k$ : ノード k の総合距離
$T_b$ : 外側境界温度	$K_n$ : ノード n の熱伝導率
$T_k$ : ノード k の温度	$K_k$ : ノード k の熱伝導率
$\rho_n$ : ノード n の密度	$h_{n,k}$ : 熱伝達係数ノード n と k 間
$C_n$ : ノード n の比熱	$A_{n,b}$ : ノード n の外部表面積
$V_n$ : ノード n の体積	$h_{n,b}$ : 熱伝達係数ノード n と外部
$U_{n,k}$ : ノード n と k 間のコンダクタンス	$p_{n,b}$ : 自然対流項のべき乗数
$U_{n,b}$ : 表面コンダクタンス	$\sigma$ : Stephan-Boltzmann 係数
$A_{n,k}$ : ノード n と k の結合面積	$F_{n,b}$ : 放射形態係数
$r_n$ : ノード n の総合距離	

また、解析条件は以下の通り。

### ・境界条件

加熱条件 : 加熱試験で得られた表面温度

供試体側面温度 : 加熱試験で得られた側面温度

裏面の熱放射 : 加熱試験で得られた内部断熱材温度を裏面から熱放射する

### ・初期条件

解析ケース 1 : 300°C

解析ケース 2 : 450°C

解析ケース 3 : 680°C

### ・物性値

熱物性値をTable 4に示す。

### ・解析ケース

解析ケースをTable 5に示す。

Table 4. Thermal Property

	Representative Temp.	Density (g/cm <sup>3</sup> )	Specific Heat (cal/g°C)	Thermal Conductivity (cal/cm·s·°C)	Emissivity
C/C composite (longitudinal)	RT	1.50	0.159	0.2187	0.84
	500		0.371	0.3645	
	1000		0.434	0.3749	
	1500		0.544	0.4680	
C/C composite (transverse)	RT	1.50	0.159	0.0486	
	500		0.371	0.0810	
	1000		0.434	0.0833	
	1500		0.544	0.1040	
Temp. sensor	RT	13.31	0.11	0.0922	-
Adhesive	RT	3.5	0.1169	0.00251	-
Insulation	330	-	-	-	0.74
	470				0.73
	700				0.70

Table 5. Case of Analysis

case	Intended Surface Temp. (°C)	Measured Surface Temp. (°C)	Thermal Contact Resistance (m <sup>2</sup> ·hr·°C/kcal)
case1	300	340	0.0842
case2	500	481	0.0751
case3	700	723	0.0370

以上の条件の基に解析を行った。解析は接触熱抵抗をパラメータとして変化させ、熱電対部の温度が加熱試験での計測温度に合致するようにして接触熱抵抗値を同定した。接触熱抵抗値の解析結果もTable 5に示している。

また、本解析で求めた接触熱抵抗値に対し、C/C材裏面の熱放射率を0.7、0.84、0.95と変化させても熱電対部の温度にほとんど影響はなく、熱電対を固定している接着剤の熱容量を解析モデルに反映して解析を行っても熱電対部の温度にほとんど変化はなかった。

これより、表面放射率のばらつき、接着剤の熱容量のばらつきは熱電対部温度にほとんど影響しないと考えられる。

## 2. 2. 3. 実機C/Cノーズキャップ熱解析モデルによる空力加熱率の推算

Table 5で求めた接触熱抵抗値及び最良推定実飛行経路とFay&Riddellの式により求めた空力加熱率を使って、モデル化したC/Cノーズキャップ裏面温度計測点の温度を算出し、飛行実験より得られた温度データとの比較を行った。

解析モデルはFig. 5に示す様に3次元で1/36部分モデルとし、有限体積法を用いた汎用熱解析コード(TRUMP)を使用し、C/C材及び熱電対内の熱伝導、各表面からの熱放射、熱伝導を考慮して解析を行った。

また、解析条件は以下の通り。

### ・境界条件

加熱条件 : 加熱率分布はLeesの式より得られたものとし、

澱点加熱率の値は、最良推定実飛行経路より  
Fay&Riddellの式を使って得られる値を用いた。

- 供試体側面温度 : 対称性を考慮し断熱とした。  
裏面の熱放射 : 内部断熱材の温度計測点へ熱放射するとし、断熱材温度を熱放射とみなした。  
ノーズキャップ取付部温度 : 取付金具部計測温度とした。  
接触熱抵抗値 : Table 5で求めた値とし、オーバレンジする高温部分については外挿した値を使用した。

・初期条件

初期温度は20℃

・物性値

Table 4と同じ値を用いた。

・解析時間

リフトオフ後秒時で7284秒～7540秒までとした。

以上の条件の基に、以下の3通りのケースについて解析を行った。

- ① C/Cノーズキャップ表面放射率 : 0.84 (実測値)  
内部断熱材表面放射率 : 0.7  
② C/Cノーズキャップ表面放射率 : 0.7  
内部断熱材表面放射率 : 0.7  
③ C/Cノーズキャップ表面放射率 : 0.84 (実測値)  
内部断熱材表面放射率 : 断熱

それぞれのケースについて計算した結果をFig. 6～8に示す。

これらのグラフより、Fay&Riddellの式を用いた空力加熱率の推定はほぼ妥当なものであったということがいえる。

### 3. 空力特性解析結果

#### 3. 1 圧力センサ概要

空力特性解析として、OREXに2つ搭載していた圧力センサ(中高度用圧力センサ、高高度用圧力センサ)の飛行実験結果と、種々の方法により推算したOREX回りの圧力との比較を行う。

Fig. 9に圧力センサの概要及び搭載位置を示す。中高度用圧力センサは、静電容量タイプの圧力センサであり、計測高度範囲は85～40km(計測圧力範囲0～0.3気圧)、計測精度は0.011気圧(=1114.3Pa)である。また、高高度用圧力センサは高度75km以上の微弱な表面圧力を隔膜静電容量型圧力計により計測するものであり、希薄気体効果が大きい領域であるため圧力管内の温度も同時に計測する。

#### 3. 2 解析条件

解析は最良推定実フライト飛行経路に基づいて行い、一様流条件として1976U.S.標準大気モデルを使用した。解析に使用した一様流条件をTable 6に示す。

Table 6. 1976 U. S. Standard Atmosphere Model

Time after Lift Off (s)	Height (km)	M number	Temp. (K)	Pressure (Pa)	Density (kg/m <sup>3</sup> )
7445.875	70	23.31	219.585	5.221	$8.283 \times 10^{-5}$
7457.875	65	20.98	233.292	$1.093 \times 10^1$	$1.632 \times 10^{-4}$
7470.675	60	17.84	247.02	$2.196 \times 10^1$	$3.097 \times 10^{-4}$
7493.875	51.1	11.10	270.65	$7.046 \times 10^1$	$9.069 \times 10^{-4}$
7526.675	40	4.11	250.35	$2.871 \times 10^2$	$4.000 \times 10^{-3}$

### 3. 3 圧力値の推定

Table 6の気流条件を用いて以下の方法により、高度70km、65km、60km、51.1km、40kmの高度における圧力値の計算を行った。

① Newton流法

② V S L (Viscous Shock Layer) 方程式

壁面非触媒とし、壁面の輻射率を0.8とした輻射平衡状態を仮定し、理想気体と化学非平衡の場合について解析を行った。マッハ数が高く気体温度が高温になる場合化学反応の影響を考慮する必要があるため、高度70km、65kmにおいて化学非平衡の計算を行った。

③ N S (Navier-Stokes) 方程式によるCFD

高度51.1kmにおいて理想気体を仮定し計算を行った。

### 3. 4 飛行データと推定値との比較

中高度用圧力センサの出力電圧に温度補正を行い圧力値として出した結果と、上記の各推定法による中高度用圧力センサ位置における圧力の推定結果との比較を行った。

Fig. 10は圧力の時間履歴として、上記の各推定結果と中高度用圧力センサデータとの比較を示している。これより、各推定法における圧力の推定値はほぼ同じ様な値を示しているが、飛行実験データは、これらより800Pa程度高くなっている。これは、中高度用圧力センサの測定誤差自体が1114Paあることを考えると誤差範囲内ということは出来るが、他の要因として、高度に対する一様流の圧力、密度、温度として標準大気データを使用しており、実飛行における大気と、解析に使用した標準大気との値の誤差があるのではないかと推定できる。また、図中に、高高度圧力センサデータも示しているが、中高度用圧力センサデータと良いつながりを見せている。

参考に、対象高度より1km低い位置での大気データを用いて上記の推定を行った結果と飛行実験データとの比較をFig. 11に示す。この場合、推定値と飛行実験データとはよく一致し、高高度圧力センサより得られた実験データとのつながりも良い。OREXの軌道誤差が高高度で1~2km、低高度で3~4kmあることを考えるとFig. 10における飛行実験データと推定値とのずれはこのことから誤差の範囲内であると考えられる。

また、Fig. 12は、高度70km、51.1kmにおけるOREXの表面圧力分布を表したものであり、横軸は気体表面における位置を、機軸からの垂直距離の比で表している。この図からも飛行実験データは計測誤差範囲内であることが分かる。

参考に、圧力履歴と同様、対象高度より1km低い位置での大気データを用いて推定を行った結果と飛行実験データとの比較をFig. 13に示す。

#### 4. 微小加速度センサデータ解析

##### 4. 1 微小加速度センサ概要

OREXにおいて、再突入初期の抗力を微小加速度計によって計測し、遷移流域の希薄気体のCFDの計算結果と比較した。また、これより解析を進めて高度85km程度までの大気密度の推定も行う予定である。

微小加速度センサの計測範囲は $10^{-4}G \sim 1.0G$ 、分解能は $10^{-4}G$ である。

##### 4. 2 計測結果とCFDの比較

微小加速度センサによる飛行実験データと、モンテカルロ・シミュレーション(DSMC)による推定結果との比較をFig. 14に示す。

これより、両者はよく一致することが分かる。

#### 5. まとめ

OREXが飛行した直後のこの時期に、実験の最も核となる空気力及び空力加熱率の実験結果を求め出し、その結果を十分吟味するには余りにも時間が少なかった。このため、この結果を待ち望んでいた方には不十分な報告に終わってしまったかもしれない。しかし、日本初の大気圏再突入実験の結果の研究は緒についたばかりであり、現在多くの先生方が日夜結果の解析にいそしんでおられる。また、私のこの報告もこれで終わった訳ではなく、こうしている間にも新しい解析結果が次々と出ているわけで、引き続き解析結果の続編を学会等で報告するつもりである。

#### 参考文献

- 1) 檜垣郷子、山崎哲夫、尾藤日出夫、穂積弘一、吉澤昭：感温塗料計測とデータ処理、日本航空宇宙学会誌、42(1994)、pp154~158)



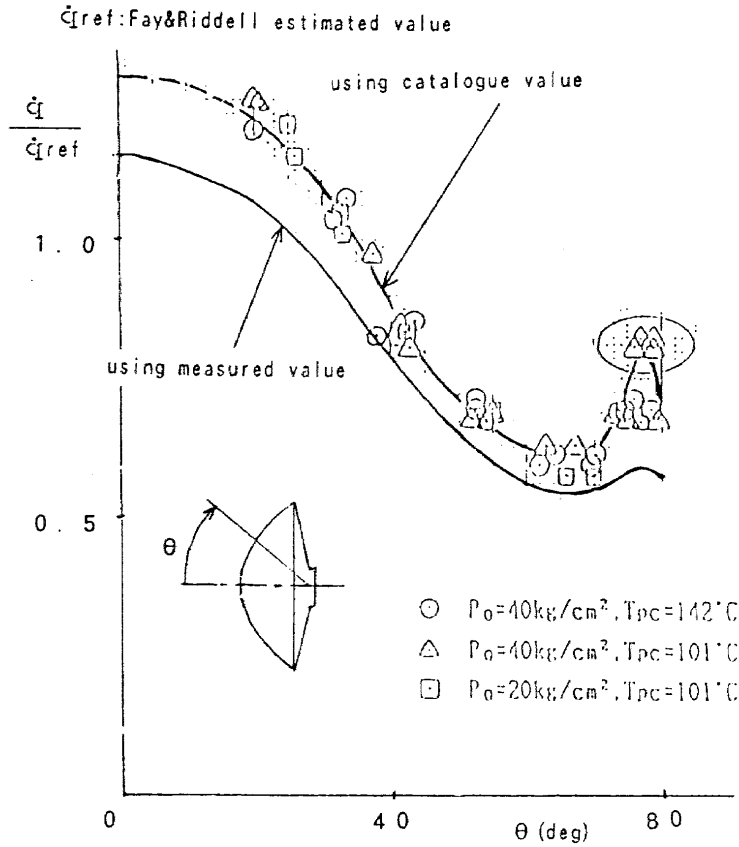


Fig.1 Comparison between wind tunnel test result and Fay&Riddell estimated value

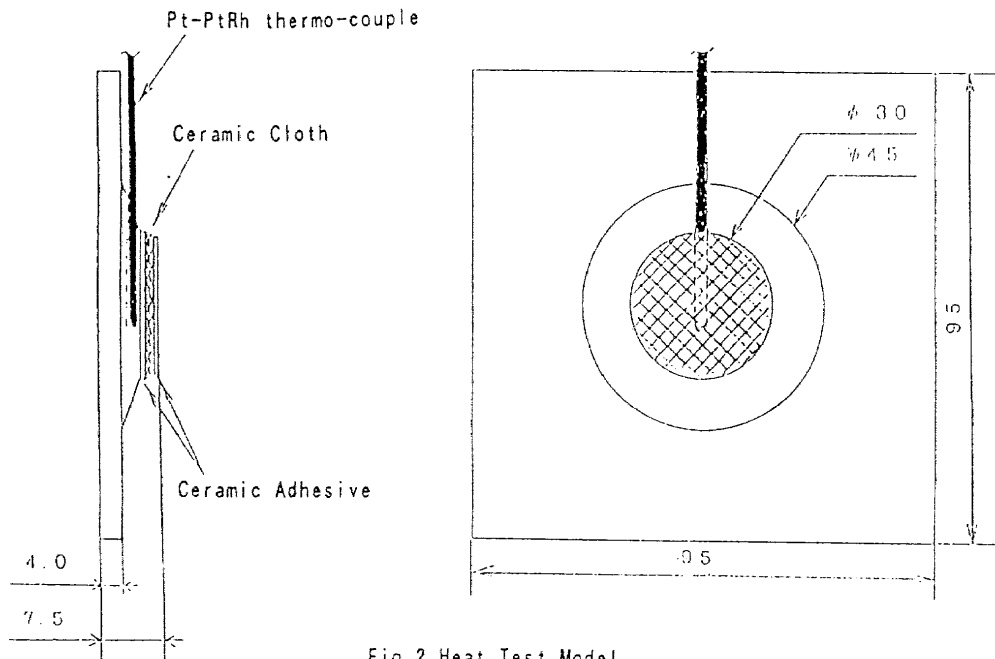


Fig. 2 Heat Test Model

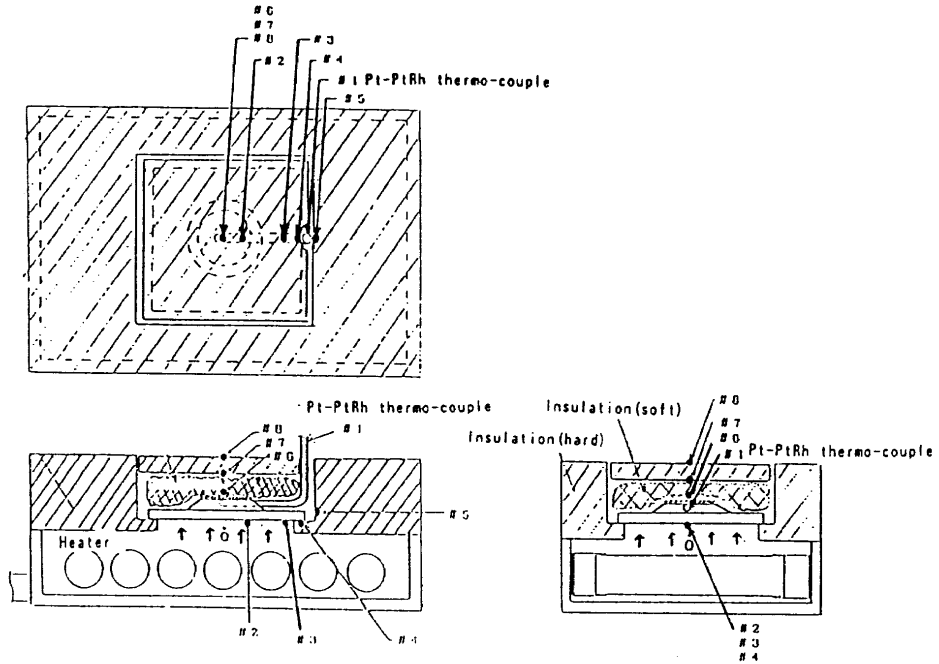


Fig. 3 Outline of Heat Test

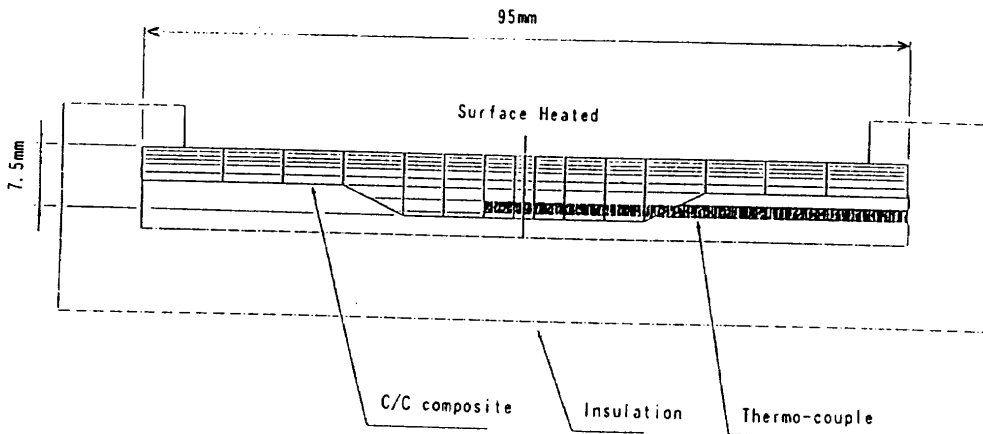


Fig. 4 Analysis Model for Heating Test

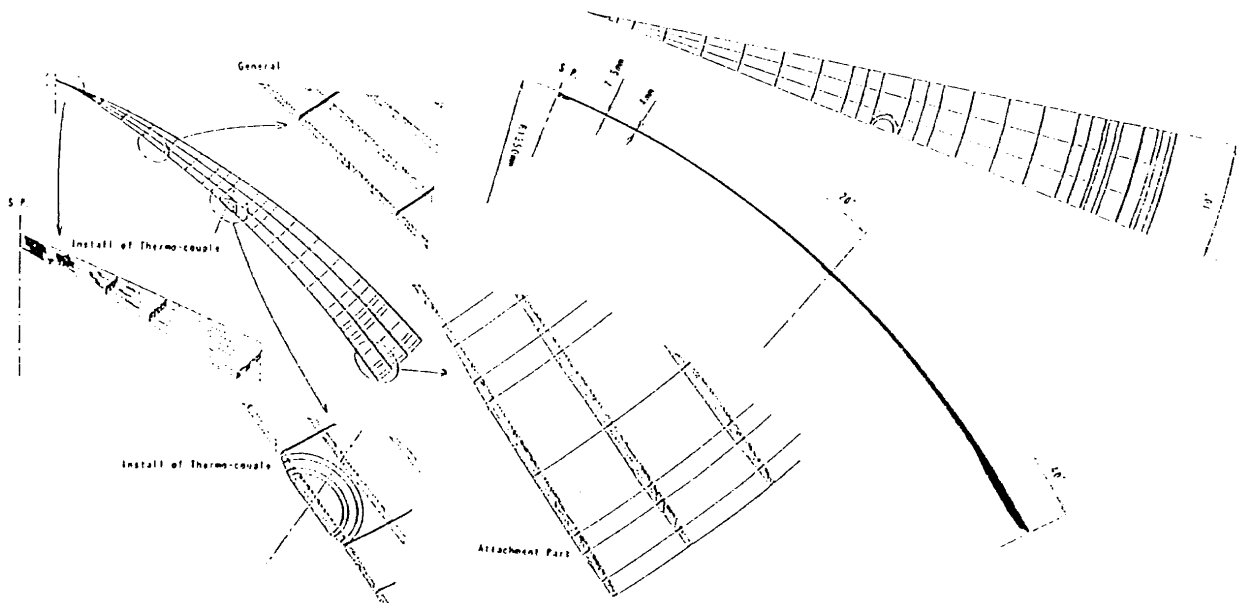


Fig. 5 Analysis Model of C/C Nose Cap

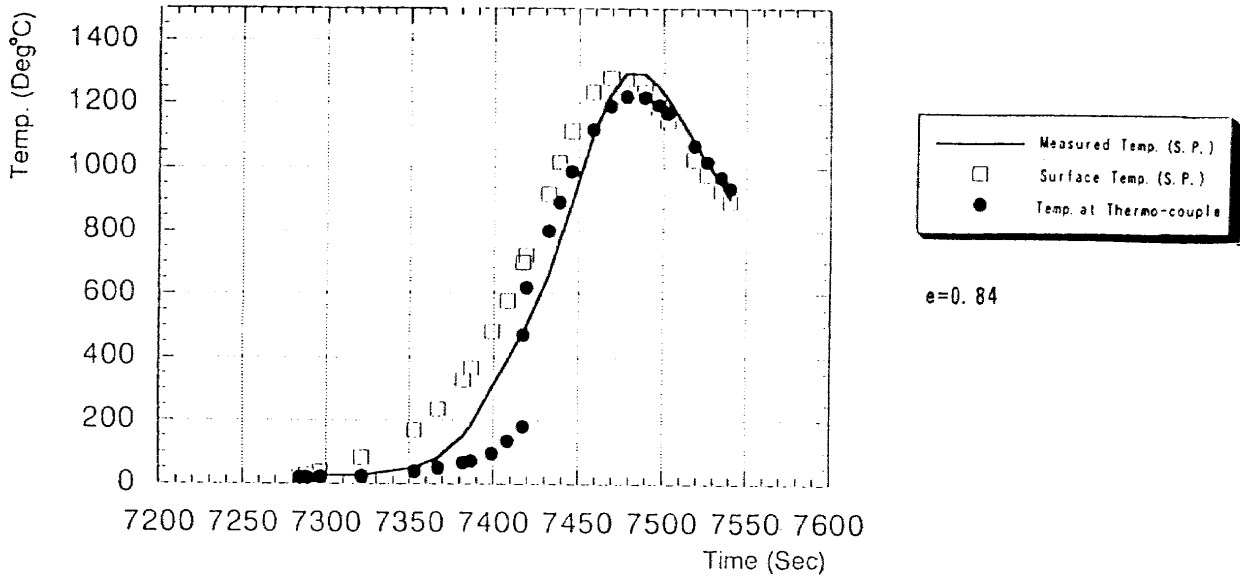


Fig. 6 The result of Thermal Analysis(Case 1, S. P.)

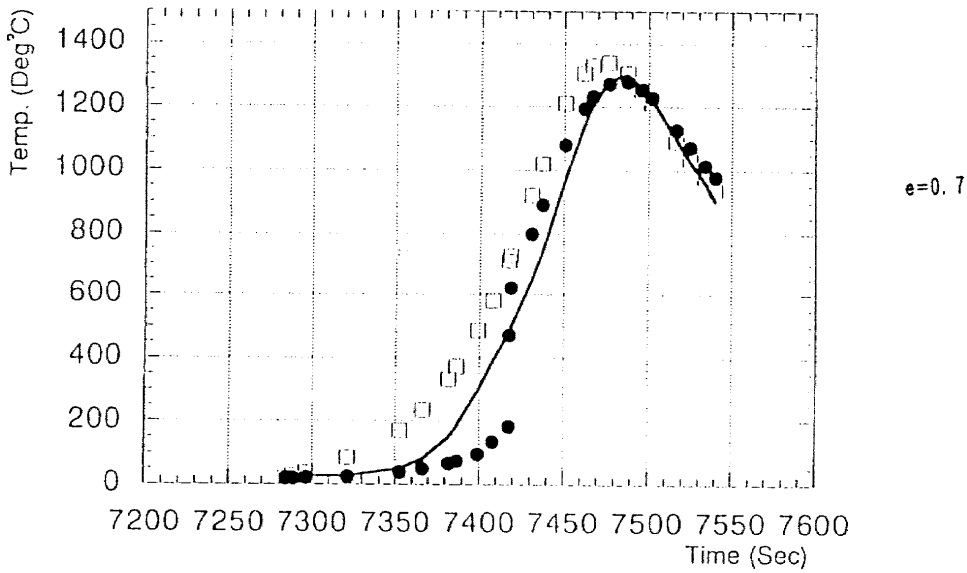


Fig. 7 The result of Thermal Analysis(Case 2, S. P.)

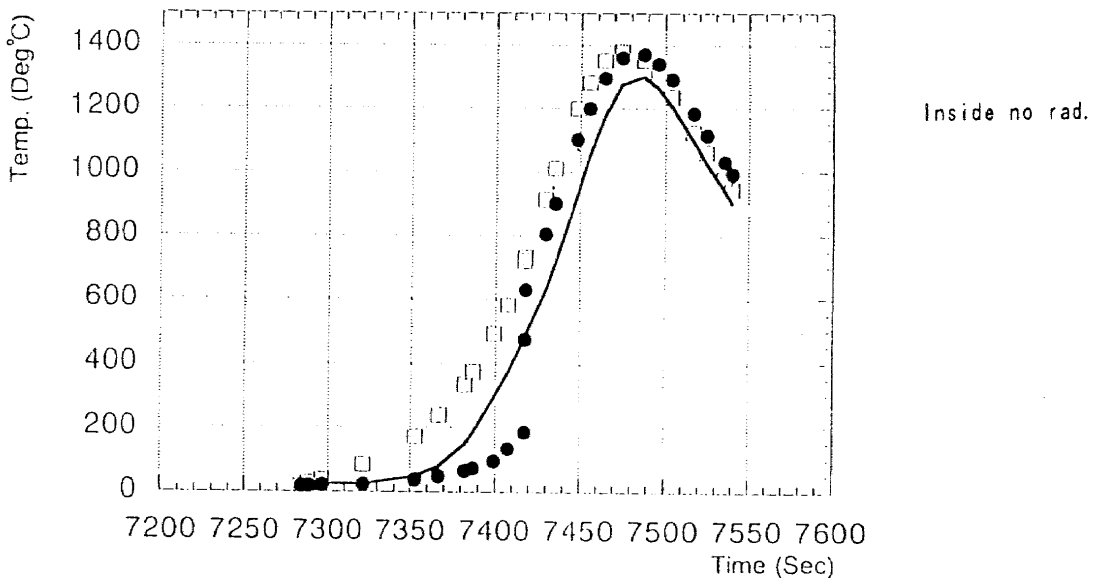


Fig. 8 The result of Thermal Analysis(Case 3, S. P.)

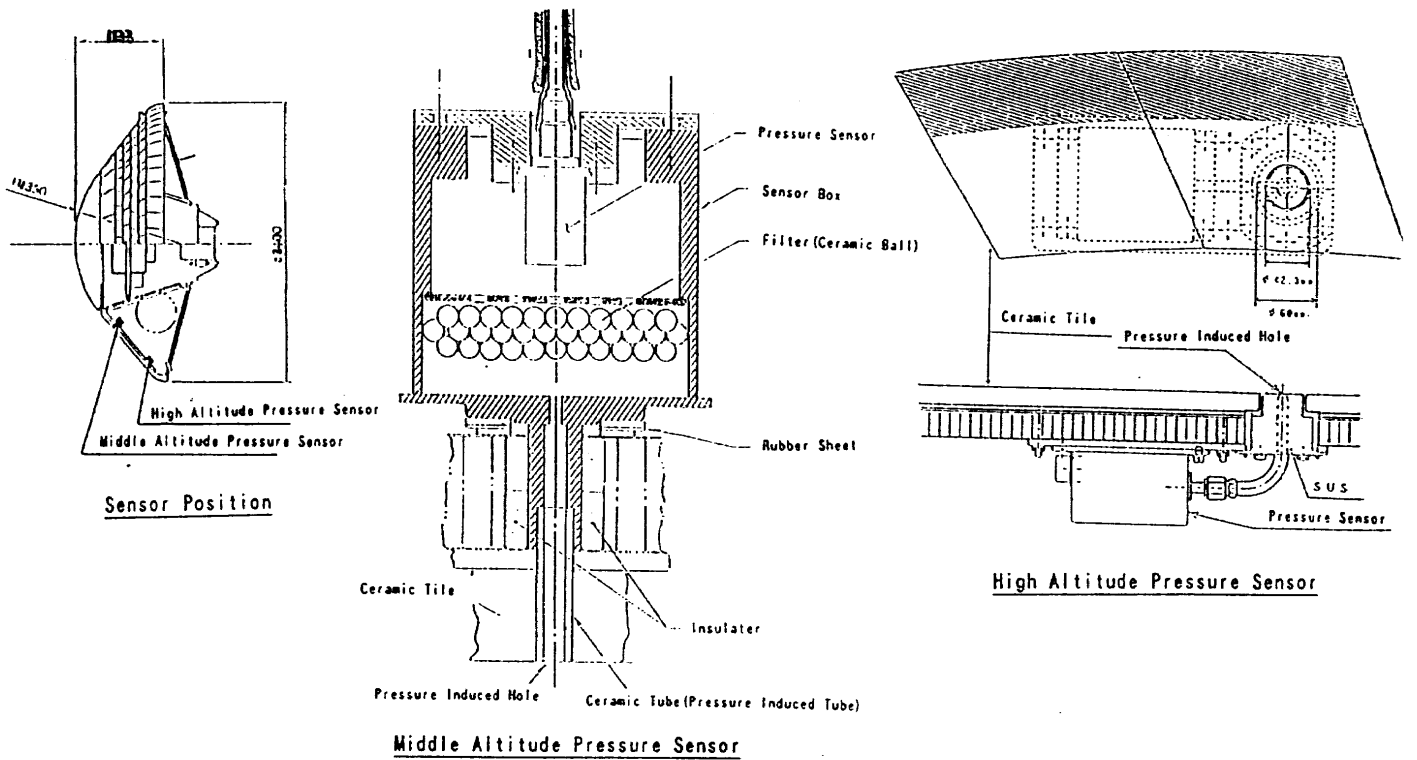


Fig. 9 Outline of Pressure Sensor

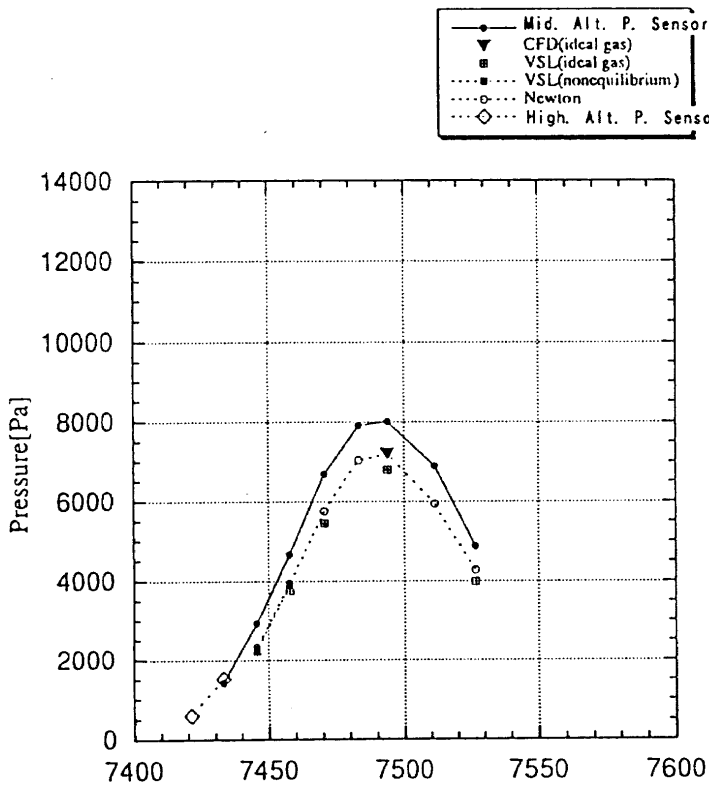


Fig. 10 The Result of Pressure Data

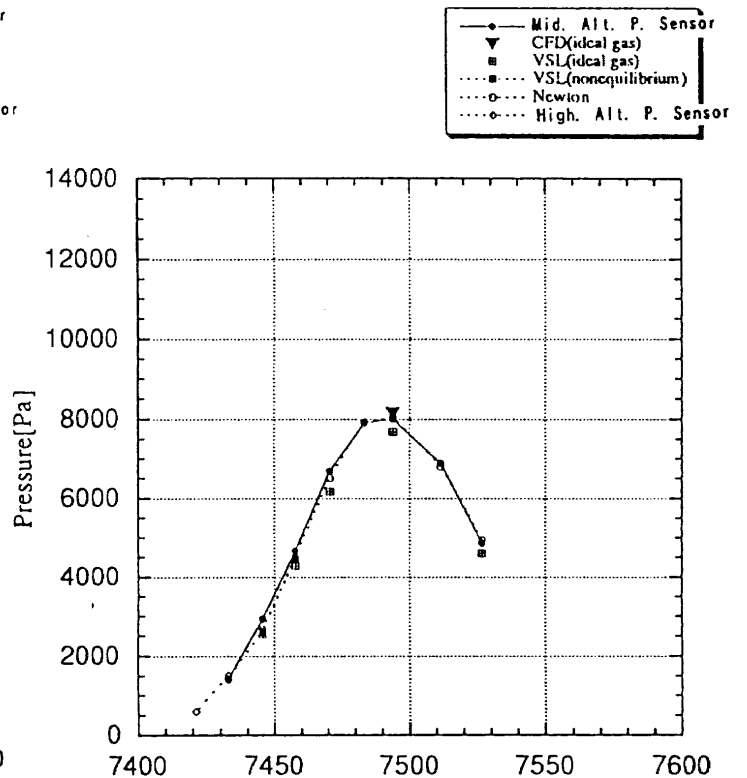


Fig. 11 The Result of Pressure Data (1km shift)

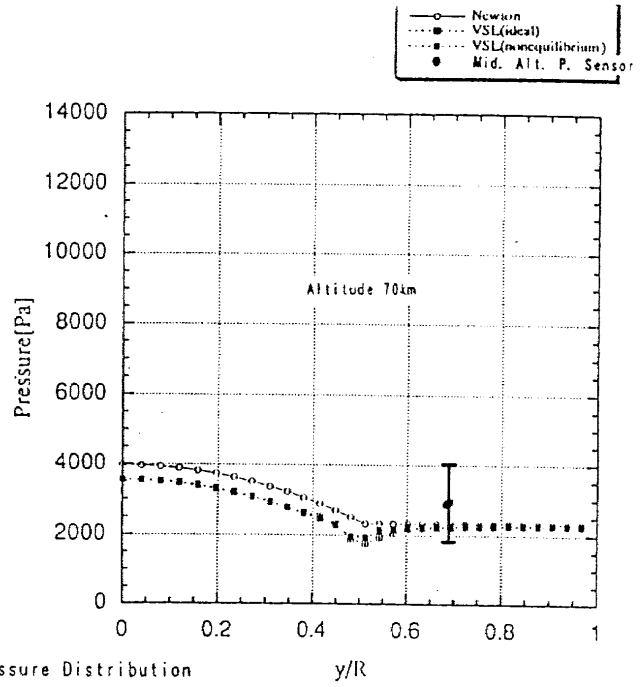
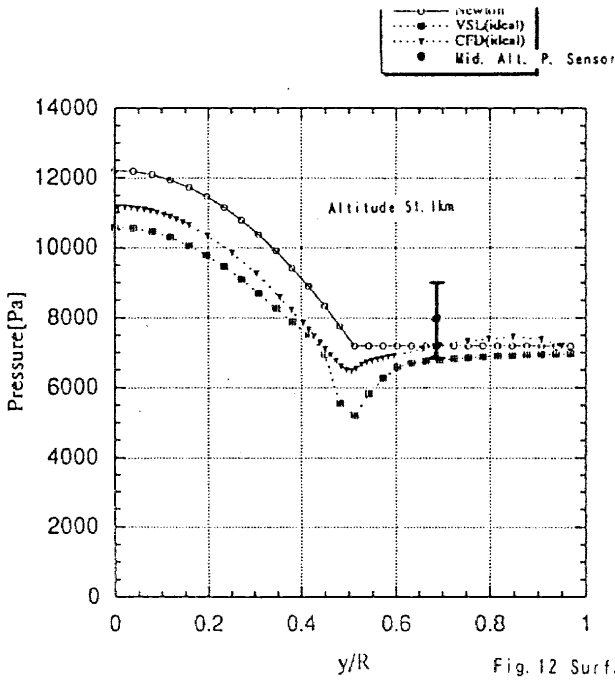


Fig. 12 Surface Pressure Distribution

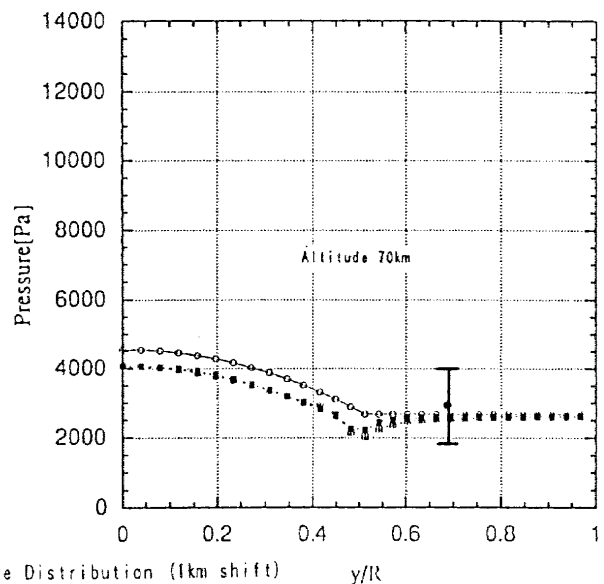
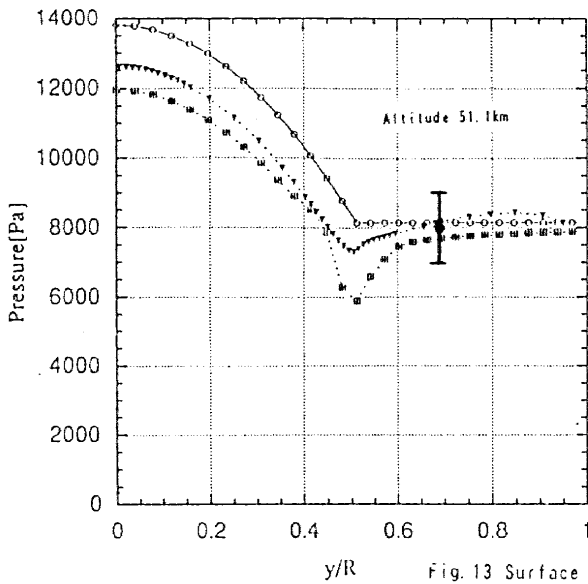


Fig. 13 Surface Pressure Distribution (1km shift)

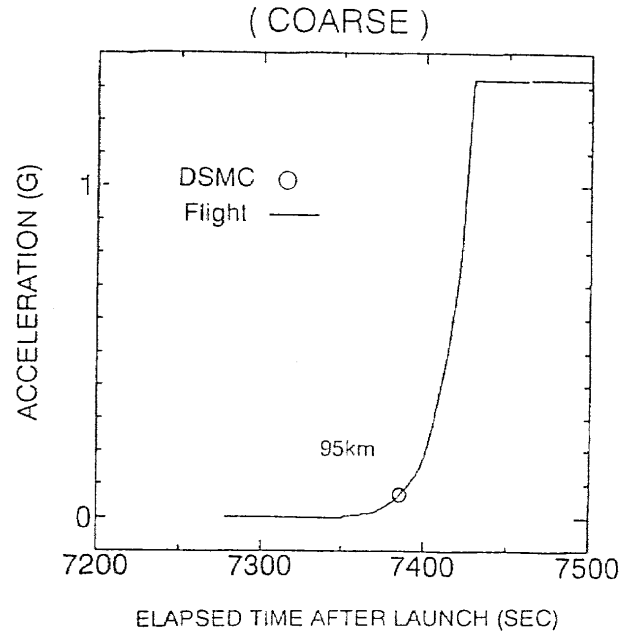
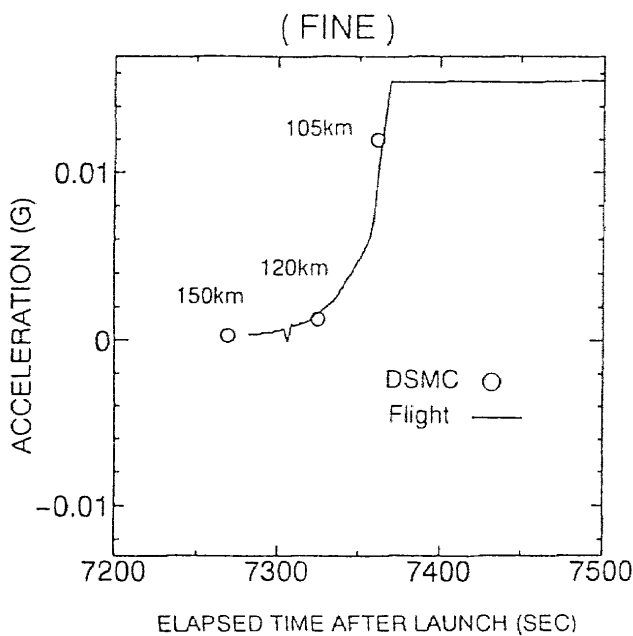


Fig. 14 Comparison between  $\mu$ G Data and DSMC

