

熱空力飛行データ解析とCFD

航空宇宙技術研究所 ○山本行光
宇宙開発事業団 秋元敏男

OREXの実験軌道飛行に沿った外部流と耐熱材の内部熱伝導カップリング解析を行い、耐熱構造材にとりつけられた温度計測データと比較することにより、CFD等の予測精度を検証する。外部流の解析には、化学反応非平衡流ナビエ・ストークスコードを使用し、内部熱解析は輻射、熱伝導率の異方性、及び温度依存性を考慮した有限要素法により実施した。

Analysis of OREX Aerothermodynamic Flight Data by CFD

National Aerospace Lab. Yukimitsu YAMAMOTO
National Space Development Agency Toshio AKIMOTO

Accuracy of CFD is investigated by comparing numerical results with the measured flight temperature data on the TPS material of OREX. Flow is calculated by the non-equilibrium Navier-Stokes code and internal thermal response is computed by FEM. Coupling CFD and FEM along the OREX flight trajectory, temperature increase of the TPS during re-entry is favorably predicted. In FEM analysis, temperature and directional dependence of heat conduction coefficient of TPS material and radiation effects are included.

1. はじめに

O R E X (Orbital Re-Entry Experiment)が無事成功裏に終了し、本実験成果が今後宇宙往還機 H O P E の開発にはたす役割は大きい。このような実験において特に重要な評価パラメータの一つとなるものは再突入時における空力加熱であり、熱防御システムの設計においてきわめて重要な影響を及ぼす。今回最初の試みとして O R E X の飛行軌道データをもとにして、実在気体外部流と内部熱伝導のカップリング解析を行った。流れの解析は一温度モデルの非平衡流 C F D コードを使用し、内部温度場は有限要素法を用い、O R E X 耐熱材の再突入飛行実験軌道に沿った温度上昇を計算した。計算結果は C / C ノーズキャップ、C / C T P S

の裏面及びセラミックタイルの表面の温度計測データとの比較を行い、実験データ解析に用いられるモデル及び数値シミュレーションコードの有効性を検討する。

2. 数値解析法

外部流 C F D 解析の基礎方程式は薄層近似ナビエ・ストークス方程式である。解析法は流速分離風上差分法で今回の実在気体解析においては 7 化学種 2 4 反応の非平衡化学反応をとり入れ、気体の高温環境下での解離、電離による空力加熱減少の効果を評価している。壁面での触媒性は無しと仮定し、壁面では温度分布を境界条件として与える。概要を Appendix A に示す。

一方、耐熱材の温度場解析には輻射、熱伝導率の異方性、及び温度依存性を考慮した F E M (有限要素法)を使用した。

3. 結果と考察

解析に用いた O R E X 再突入飛行軌道データを表 1 に示す。表は再突入から空力加熱最大になる、飛行時刻 7411.5、秒高度 84km から 80 秒後の飛行時刻 7491.5 秒、高度 52km までを 5 秒毎に区切り、高度、速度、一様流温度、圧力、よどみ点での温度計測データ及びマッハ数を示している。図 1 及び図 2 は、飛行時刻に対して高度、飛行速度をプロットしたものである。高度は飛行時刻に対して線形的に減少しているが、速度は逆放物線の軌跡を描いている。外部流の計算は表にある 5 秒毎の飛行軌道上で、化学反応非平衡ナビエ・ストークス・コードを用いて行った。図 3 (a) に、外部流の解析で用いた格子図を示す。格子点は流れ方向 41 点、物体面に垂直な方向に 60 点とり、境界層近傍の急激な流れの変化をとらえるため、物体表面に格子点を密に配置している。図 3 (b) は各軌道点での等温度線図を示す。高度 84km では 2 万度程の温度が、よどみ点流線上の衝撃波直後にあらわれるが、高度が下がるにつれて、最高温度は徐々に減少していく。計算は表面温度が各高度でのよどみ点温度計測値となるように設定して行った。

図4にOREXの詳細寸法(単位mm)と、CFD-FEMカップリング解析結果と比較がなされた温度計測位置を示す。図の○印は、C/Cノーズキャップの裏面、□印はC/CTPSの裏面、△印はセラミックタイルの表面での温度計測個所で、C/Cノーズキャップでは、よどみ点に1個所(TH1)、 $\theta = 20^\circ$ のところに3個所(TH2, TH3, TH4)で計測が行われている。C/CTPSは、TH7, TH8, TH9の3個所、セラミックタイル上では、下から順にTH22, TH23, TH24の温度データを比較に用いた。図5から図7は、上記のC/Cノーズキャップ、C/CTPS及び、セラミックタイル上での飛行時刻に対する温度履歴を示す。図5に見られるようにノーズキャップよどみ点上では、飛行時刻7482秒、高度56km付近で最高温度1299℃となっている。これに対し、 $\theta = 20^\circ$ のTH2, TH3, TH4の温度は20℃から50℃の差で、TH1の温度履歴に追従している。図6のC/CTPSの温度はTH7とTH8, TH9の初期温度に差があるものの、最高温度が1000℃前後である。

図7のセラミックタイル上の温度は機体軸よりのTH22が1000℃程度の最高温度を示し、TH23, TH24がこれに続く、最高温度のあらわれる飛行時刻はTH1のそれよりも10秒ほど早くなっている。

図8にFEMの熱解析に用いられた内部耐熱材の格子を示す。耐熱材は、厚さ4mmのC/Cノーズキャップ、厚さ1.5mmのC/CTPS及び、厚さ20mmのセラミックタイルから構成されていると仮定した。図ではこれを見やすくするため、厚さ方向に拡大表示している。それぞれの熱物性値は表2に示す。FEM解析では輻射、熱伝導率の異方性、温度依存性を考慮し、内部の壁面の境界条件は断熱としている。CFD-FEMカップリング解析は、表1のOREX飛行軌道に沿って、5秒ごとに行われた。手順は高度84km、飛行時刻7411.5秒の時点の表面温度を温度計測データから与え、これを初期の境界条件として外部流を計算する。計算が収束した段階で、その時点での熱流束分布が得られ、これをもとに5秒後の表面温度の上昇をFEM解析によって求める。5秒後の表面の温度データ及び飛行速度、高度、圧力、温度などの一様流条件(飛行データ)から、5秒後の飛行軌道での熱流束をCFD解析によって求める。この計算をOREX飛行軌道に沿って、交互に繰り返していくことにより、各軌道点での耐熱材の温度上昇を評価する。計算の初期に仮定した高度84kmでのOREX表面温度分布を図9に示す。横軸は物体表面に垂直方向のベクトルが機体軸となす角度 θ で表されている。

図10は、各飛行軌道での温度をカラーシェード図で示したものである。図11は、C/Cノーズキャップよどみ点での温度計測データと、CFD-FEMカップリング解析結果との比較である。最高温度では、解析結果が低くあらわれている。計算では、輻射率0.7、壁面は非触媒性を仮定している。図12には、C/Cノーズキャップ $\theta = 20^\circ$ での比較を示す。やはり、TH2, TH3, TH4の計測データと比較して、50℃ほど低い。ただし最高温度はほぼ同一の時刻にあらわれる。

図13は、C/C TPS上の温度データとの比較で、この場合には解析値が計測データを100℃程上回っている。図14は、セラミックタイル上の温度分布の比較で、解析では、タイルは初期に急激に温度が上昇し、その後、輻射平衡に近づく。また、タイルの場所による温度の差はほとんどない。解析値は最高温度で実験データより若干高い値を示す。

4. まとめ

CFD-FEMカップリング解析によるOREX飛行軌道に沿って耐熱材内部の温度解析を実施した。計算結果はおおむね良好な一致を示すものの、セラミックタイル上では、温度上昇のふるまいに顕著な差があらわれた。実際のOREXの耐熱構造ではセラミックの下部に、さらに断熱材などがあり、これらを模擬した、より詳細なFEM解析が必要となろう。またC/Cノーズキャップよどみ点での最高温度の解析値が実験データよりも低い点については、CFD-FEMカップリング解析の時間刻み幅の影響、解析モデルの妥当性などについて、今後考慮していく必要がある。

Appendix A

OREX 空力加熱解析CFDコード

化学反応式

1. 基礎方程式 : ナビエストークス方程式

2. 乱流モデル : 無

3. 計算方法 : TVD風上差分法

4. 実在気体効果

温度モデル 1 温度モデル

化学非平衡 7 化学種 2 4 反応モデル

壁面触媒性 無

5. 温度境界条件 等温壁またはFEMで
計算された表面温度分布

6. 格子数 4 1 × 6 0

1. $O_2 + M \leftrightarrow O + O + M$
2. $N_2 + M \leftrightarrow N + N + M$
3. $NO + M \leftrightarrow N + O + M$
4. $NO + O \leftrightarrow N + O_2$
5. $O + N_2 \leftrightarrow N + NO$
6. $O + N \leftrightarrow NO^+ + e$

熱流束計算式

$$q = \kappa_t \frac{\partial T_t}{\partial \eta} + \sum_i h_i \rho D_i \frac{\partial c_i}{\partial \eta}$$

OREX 耐熱材物性値

OREX Flight Trajectory

Time	t(sec)	Altitude H(km)	Velocity U _∞ (m/sec)	Temperature T _∞ (K)	Pressure P _∞ (N/m ²)	C/C Stag Temp (Flight Data) T _s (K)	M _∞
0	7411.5	84.01	7415.9	188.9	0.594	690	26.82
		81.99	7393.5	194.74	0.827	749	26.34
10	7421.5	79.90	7360.2	198.64	1.0524	808	25.96
		77.79	7310.0	202.9	1.643	868	25.50
20	7431.5	75.81	7245.7	206.82	2.1717	928	25.04
		73.84	7163.4	210.67	2.948	1003	24.53
30	7441.5	71.73	7049.2	214.98	4.023	1078	23.89
		69.62	6896.8	220.63	5.655	1164	23.08
40	7451.5	67.66	6720.3	225.99	7.892	1251	22.22
		65.72	6504.9	231.32	10.107	1332	21.26
50	7461.5	63.60	6223.4	237.14	14.02	1413	20.09
		61.50	5895.5	242.90	18.65	1470	18.80
60	7471.5	59.60	5561.6	248.12	23.60	1519	17.55
		57.73	5193.7	253.26	31.295	1550	16.22
70	7481.5	55.74	4759.1	258.74	39.48	1571	14.71
		53.80	4260.0	263.70	50.90	1563	13.0
80	7491.5	51.99	3873.4	268.2	63.48	1557	11.8

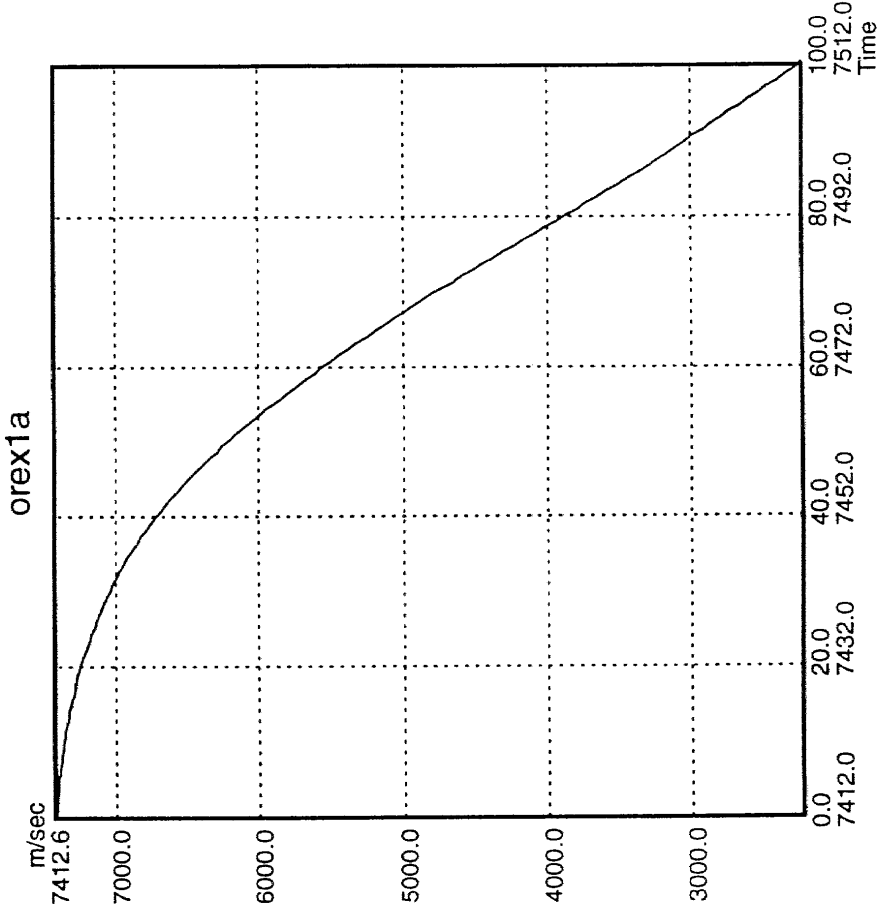
Table 1

材料名 C/C/—X* C/C 材 (面内方向)	温度 (°C)	密度 (g/cm ³)	比熱 (kcal/kg°C)	熱伝導率 (kcal/mhr°C)	輻射率
C/C 材 (面内方向)	R T	1.50	0.159	19.393	0.7
	500		0.371	28.810	
	1000		0.434	27.640	
	1500		0.544	26.849	
C/C 材 (面外方向)	R T	1.50		3.879	0.7
	500			6.491	
	1000			6.644	
	1500			8.300	

材料名	温度 (°C)	密度 (kg/m ³)	比熱 (J/kg K)	熱伝導率(W/mK)		輻射率
				面外	面内	
C/C TPS (MH1)	25	1890	615	11.40	206.1	0.7
	500		1476	10.73	166.6	
	1000		1714	8.84	119.0	
	1300		1838	8.77	110.2	
	1500		1970	9.31	117.1	

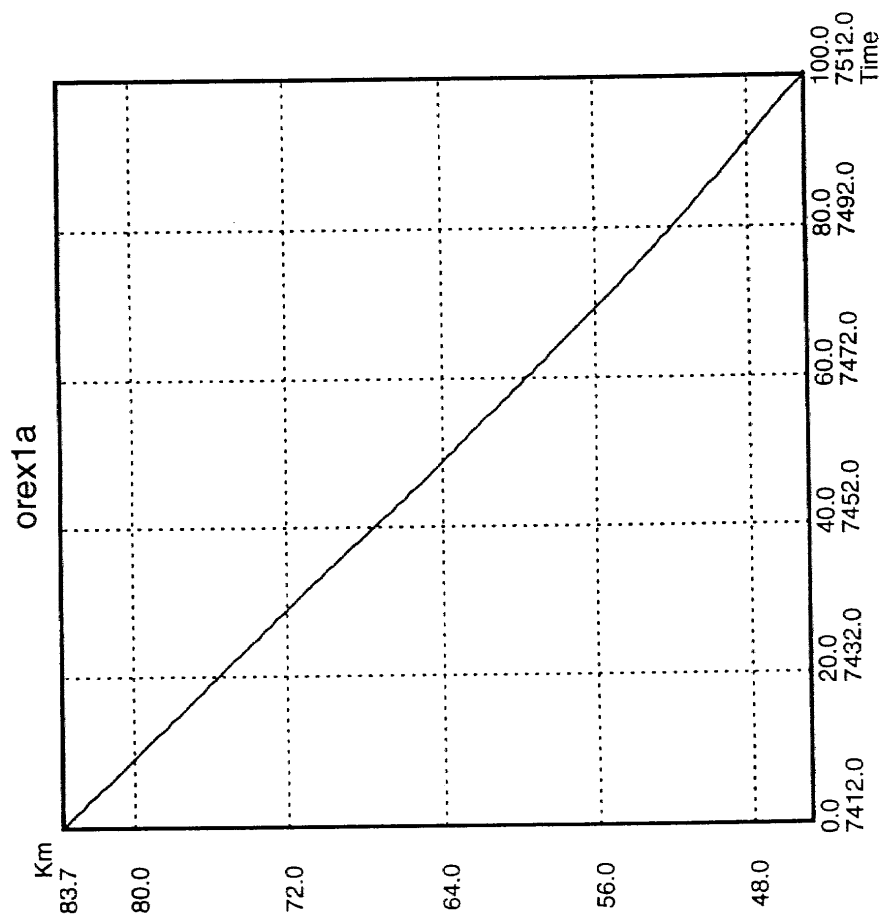
材料名	密度 (g/cm ³)	比熱 (kcal/kg°C)	熱伝導率 (kcal/mhr°C)		輻射率
			0°C	1200°C	
セラミック・タイプ	0.216	0°C	0.151	0.040	0.8
		500°C	0.212	0.050	
		1000°C	0.232	0.065	
		1400°C	0.243	0.104	
			1200°C	0.153	

Table 2 Thermal Properties of TPS Materials



OREX Flight Velocity vs. Flight Time

Fig.2



OREX Flight Altitude vs. Flight Time

Fig.1

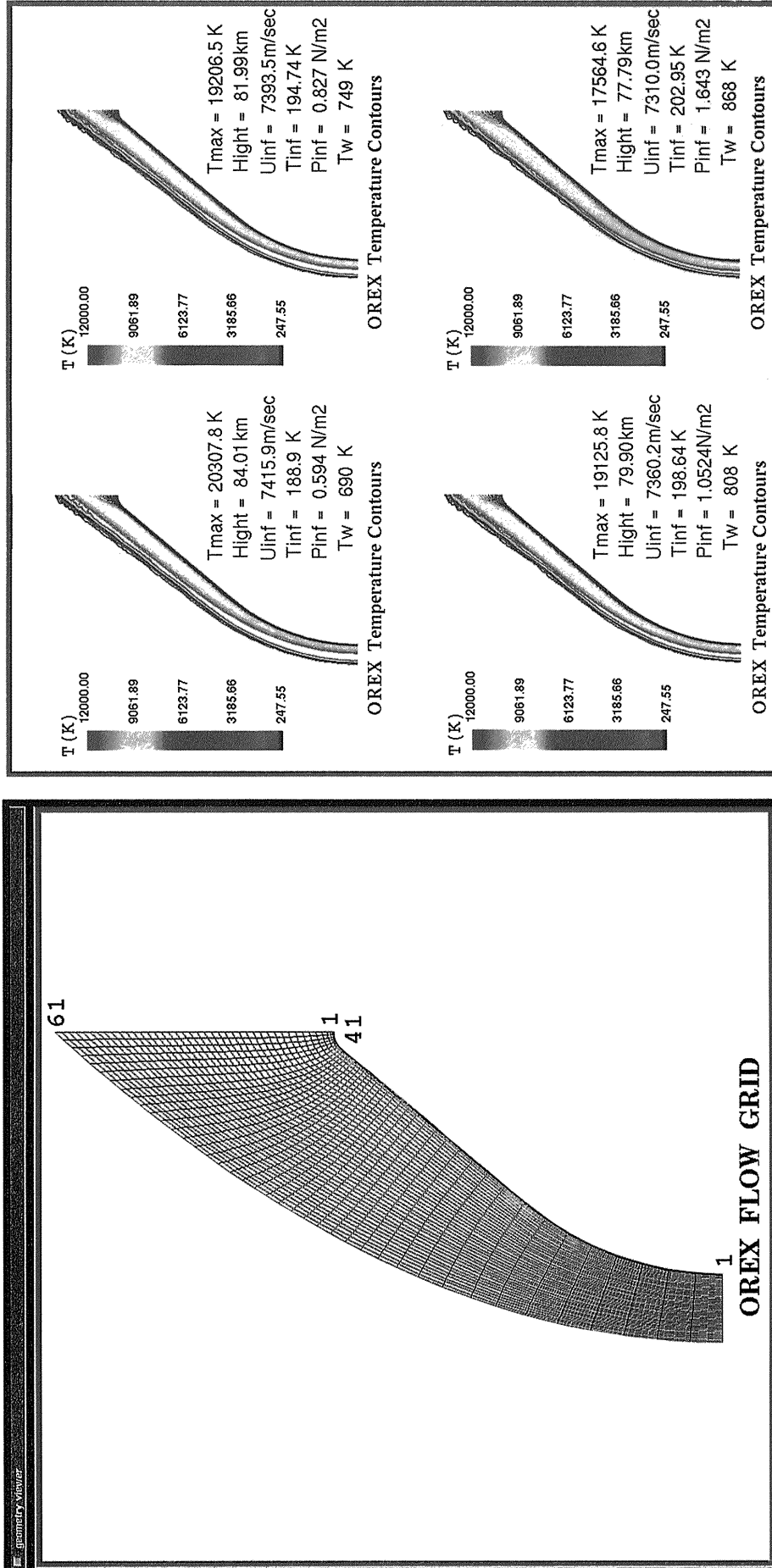


Fig.3 (a) Computational Mesh

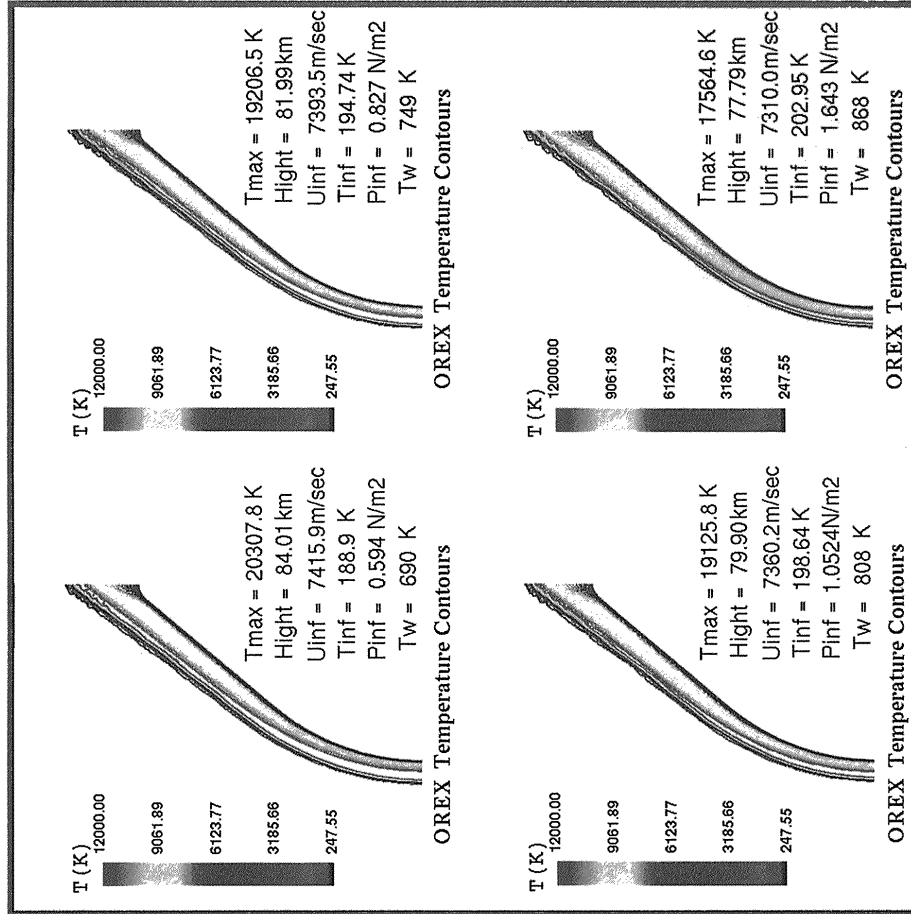


Fig.3(b) Temperature Contours of Flow around OREX at Several Flight Trajectory Points Computed by Non-equilibrium Navier-Stokes CFD code

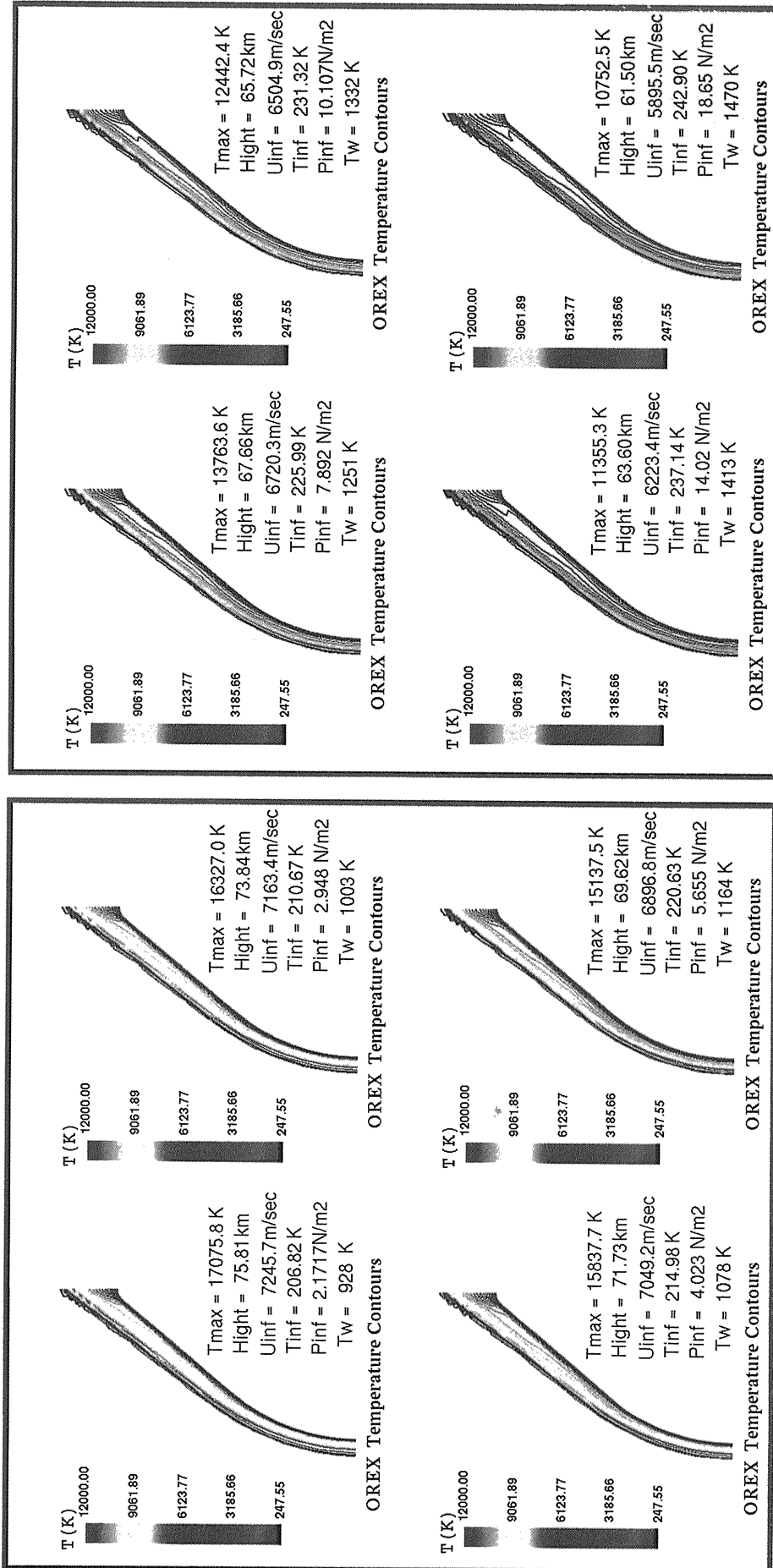


Fig.3(b) Temperature Contours of Flow around OREX at Several Flight Trajectory Points Computed by Non-equilibrium Navier-Stokes CFD code

Fig.3(b) Temperature Contours of Flow around OREX at Several Flight Trajectory Points Computed by Non-equilibrium Navier-Stokes CFD code

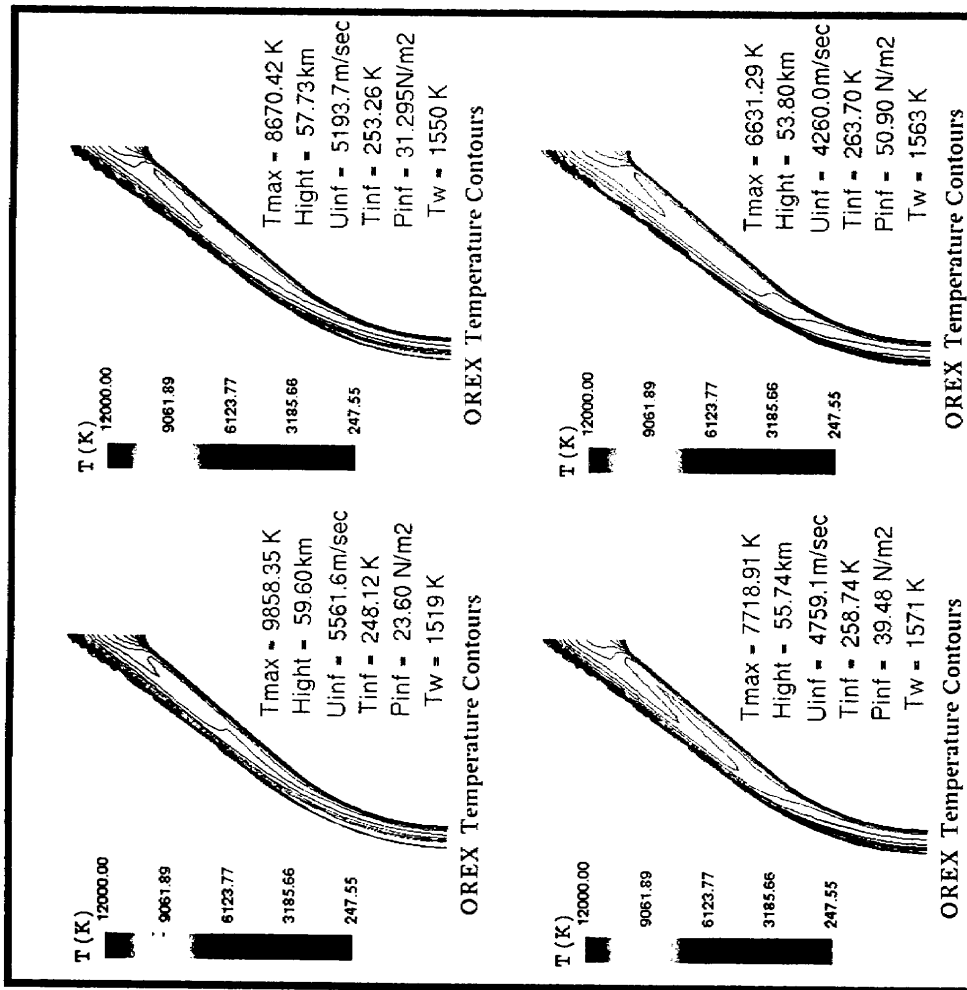


Fig.3 (b) Temperature Contours of Flow around OREX at Several Flight Trajectory Points Computed by Non-equilibrium Navier-Stokes CFD code

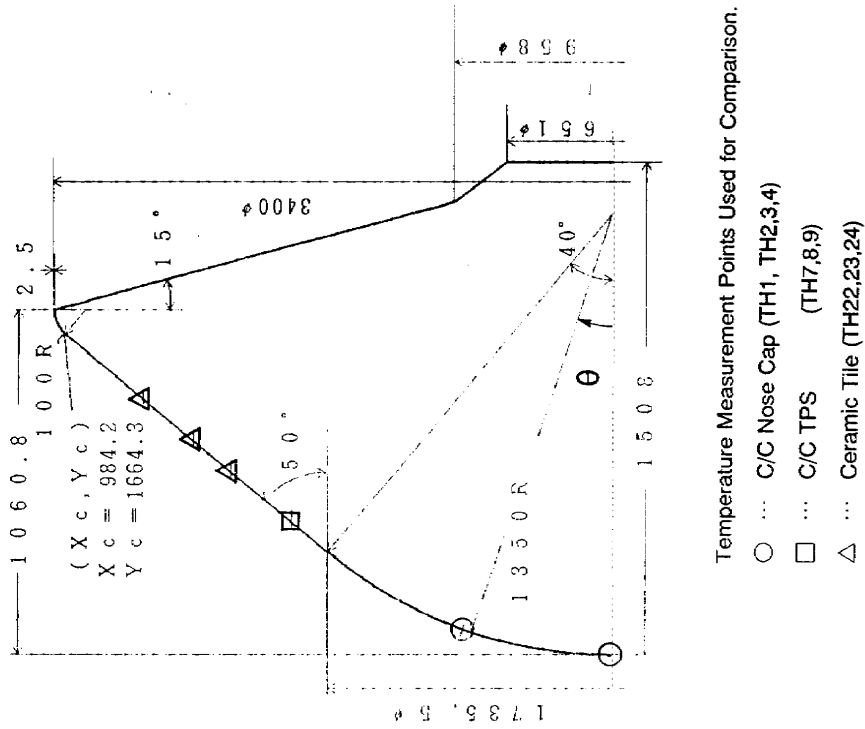


Fig.4 OREX Geometry and Temperature Measurement Location Used for Comparison of CFD-FEM Coupling Prediction

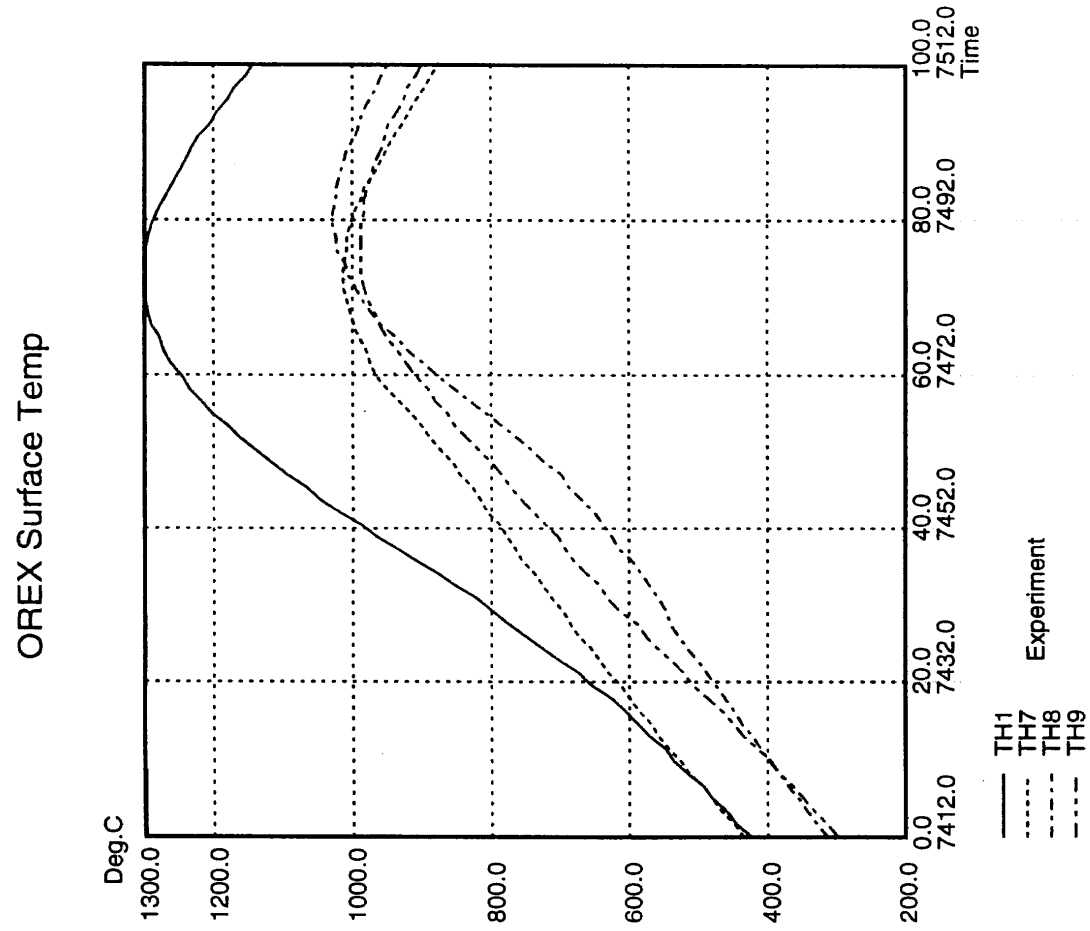


Fig.6 C/C TPS Temperature History vs Flight Time

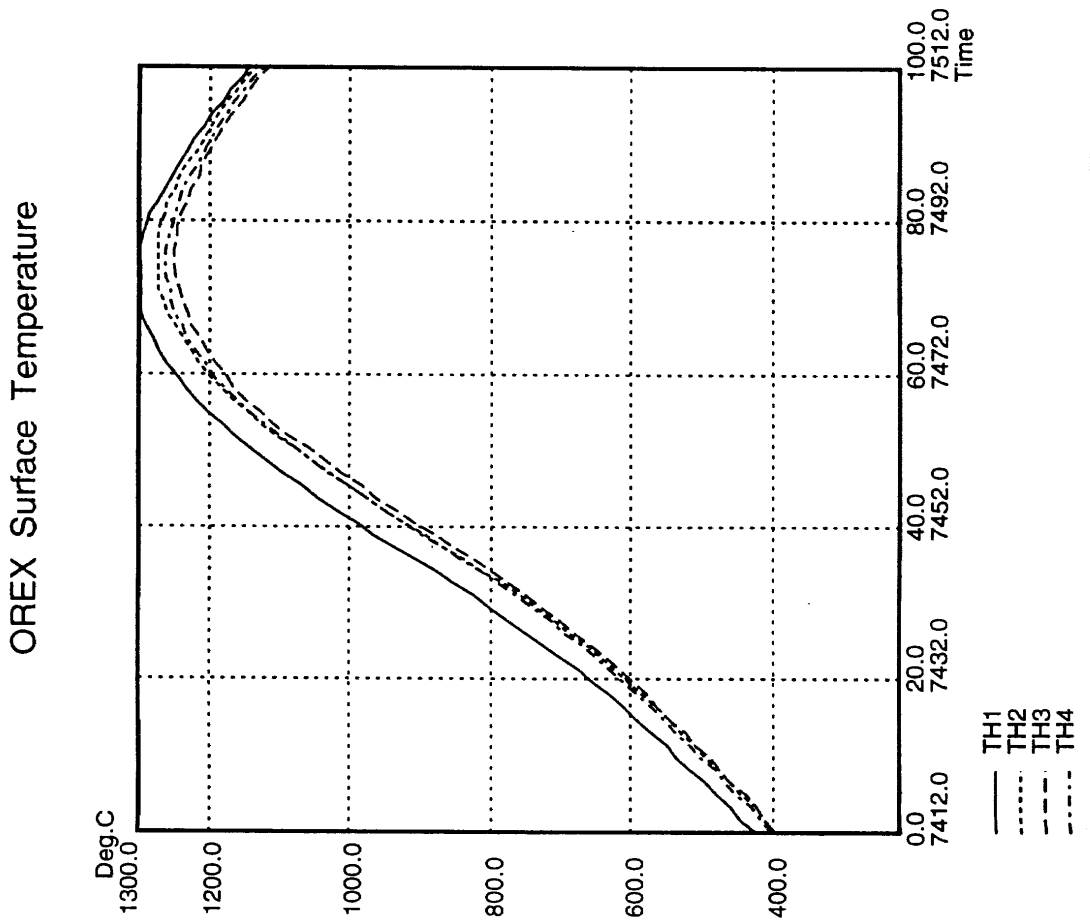


Fig.5 C/C Nose Cap Temperature History vs Flight Time

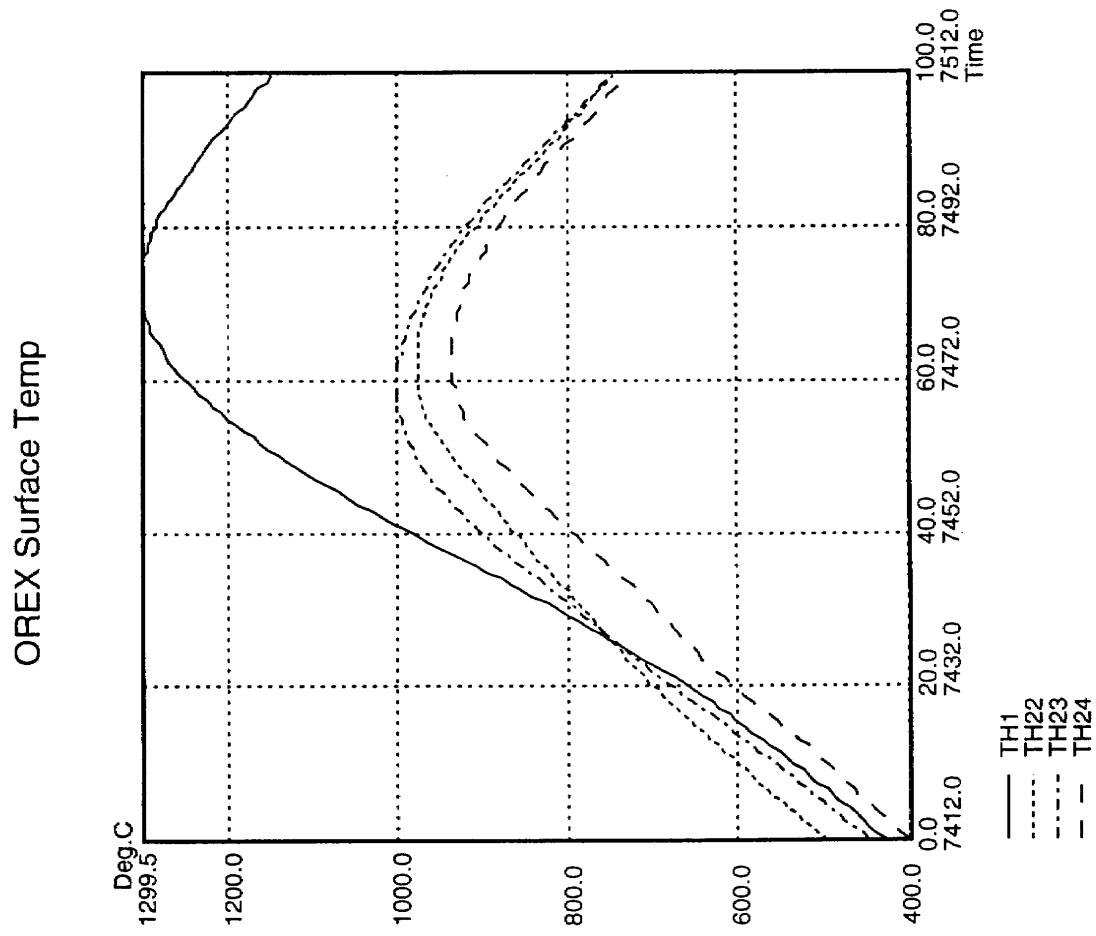


Fig.7 Ceramic Tile Temperature History vs Flight Time

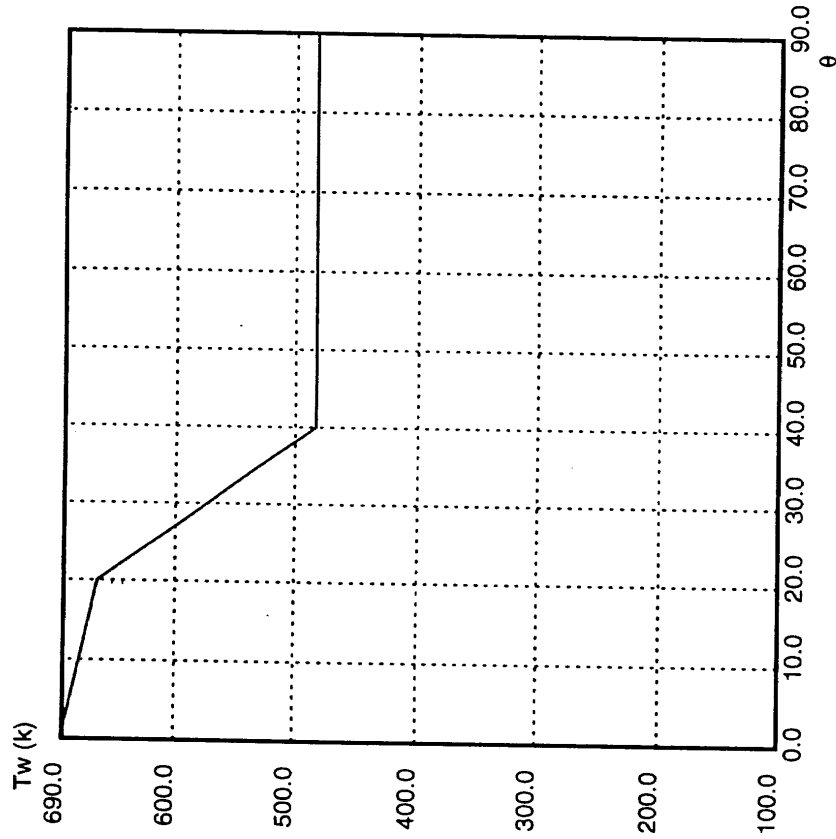
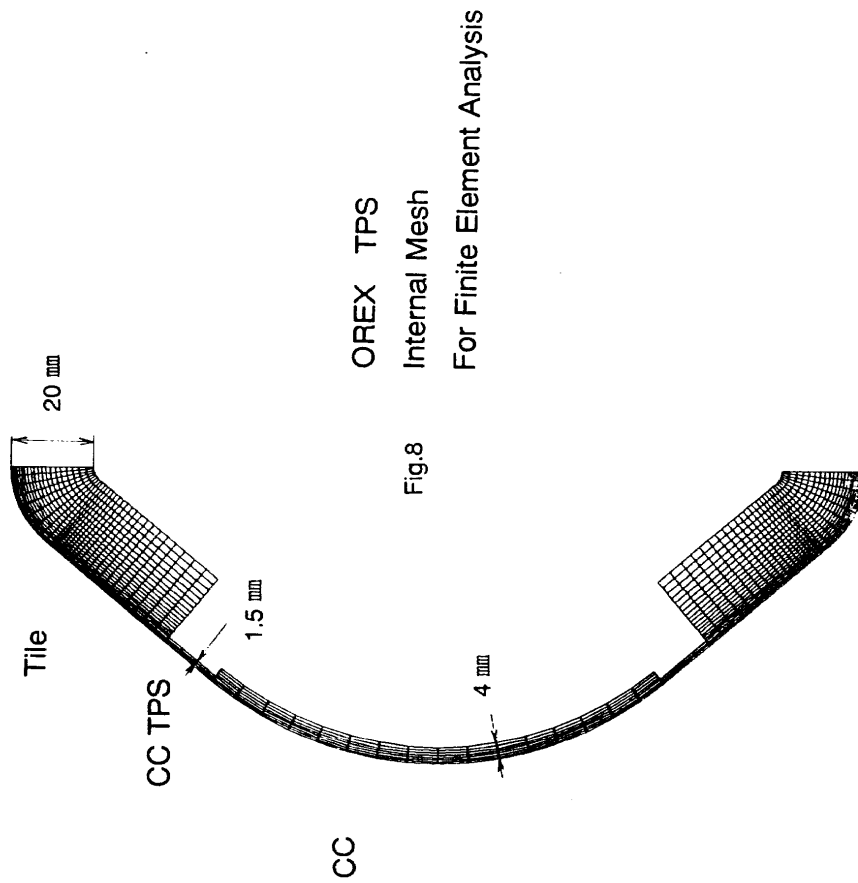


Fig.9 Initial Assumed Surface Temperature Distributions for CFD-FEM Coupling Analysis at Altitude of 84km and Flight Time 741.5 sec.



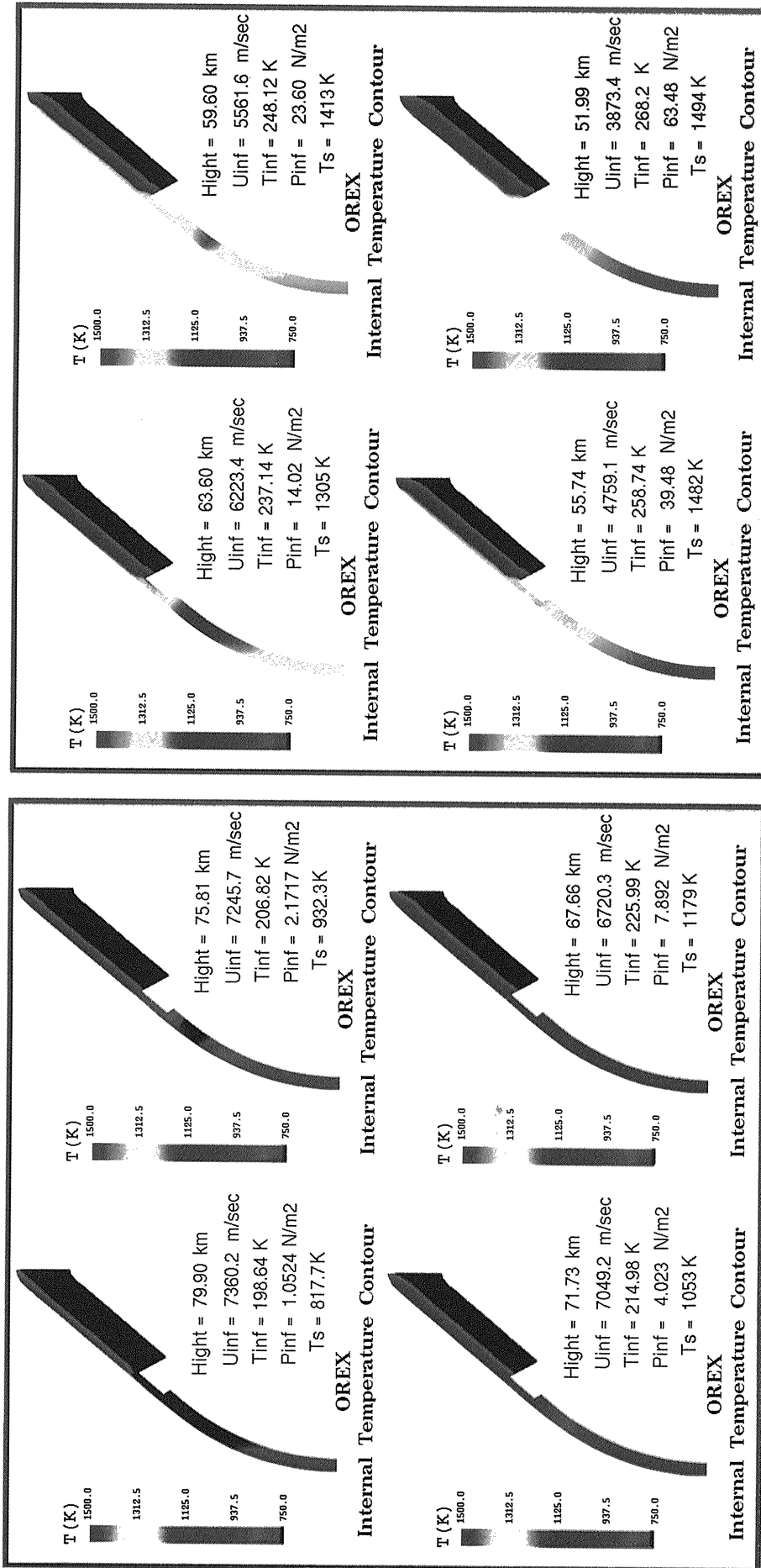


Fig.10 Internal Temperature Contours of TPS Material at Several Flight Trajectory Points Computed by FEM

Fig.10 Internal Temperature Contours of TPS Material at Several Flight Trajectory Points Computed by FEM

OREX Surface Temperature

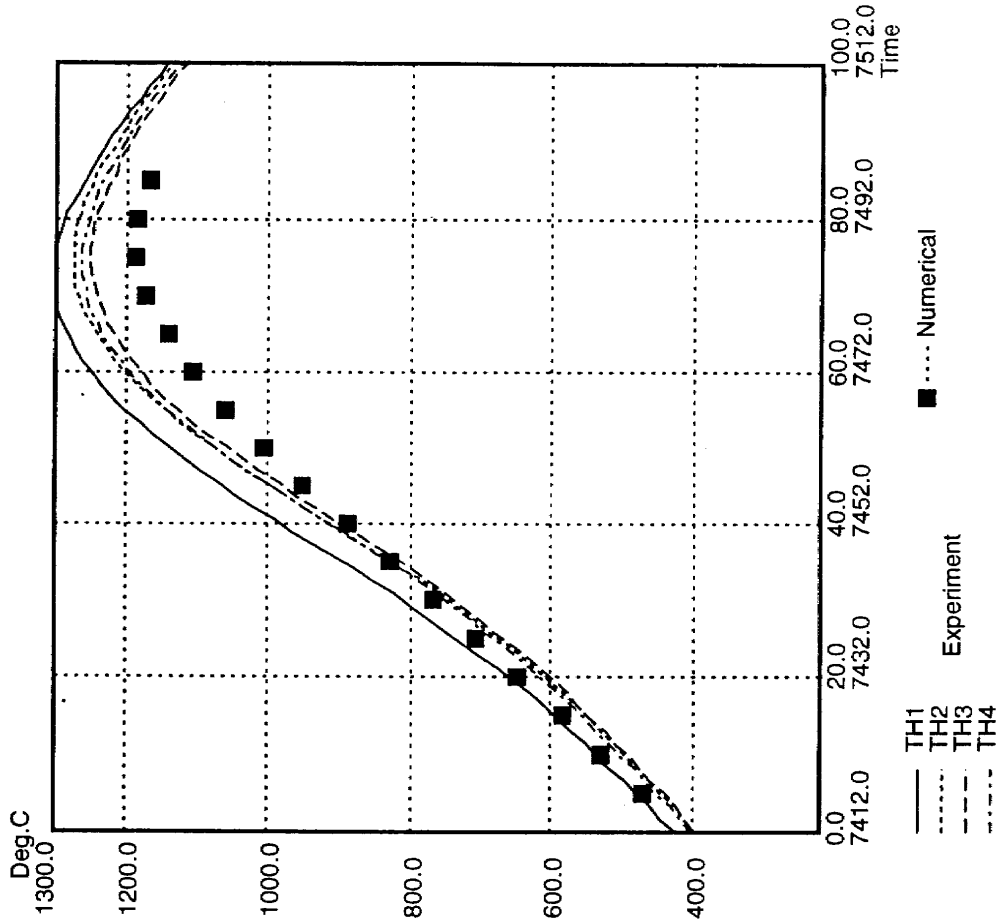


Fig.12 Comparison of C/C NoseCap Temperature History at $\theta = 20\text{deg}$

OREX C/C Cap Temperature

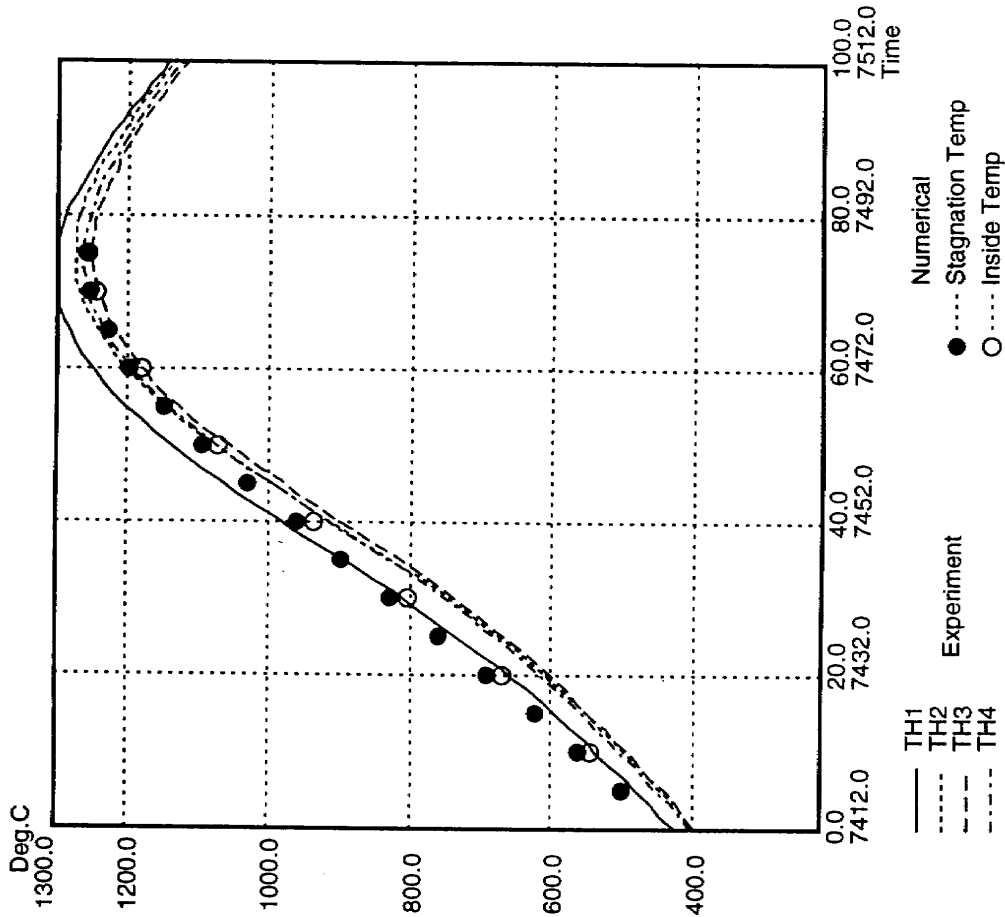


Fig.11 Comparison of C/C Nose Cap Stagnation Point Temperature History

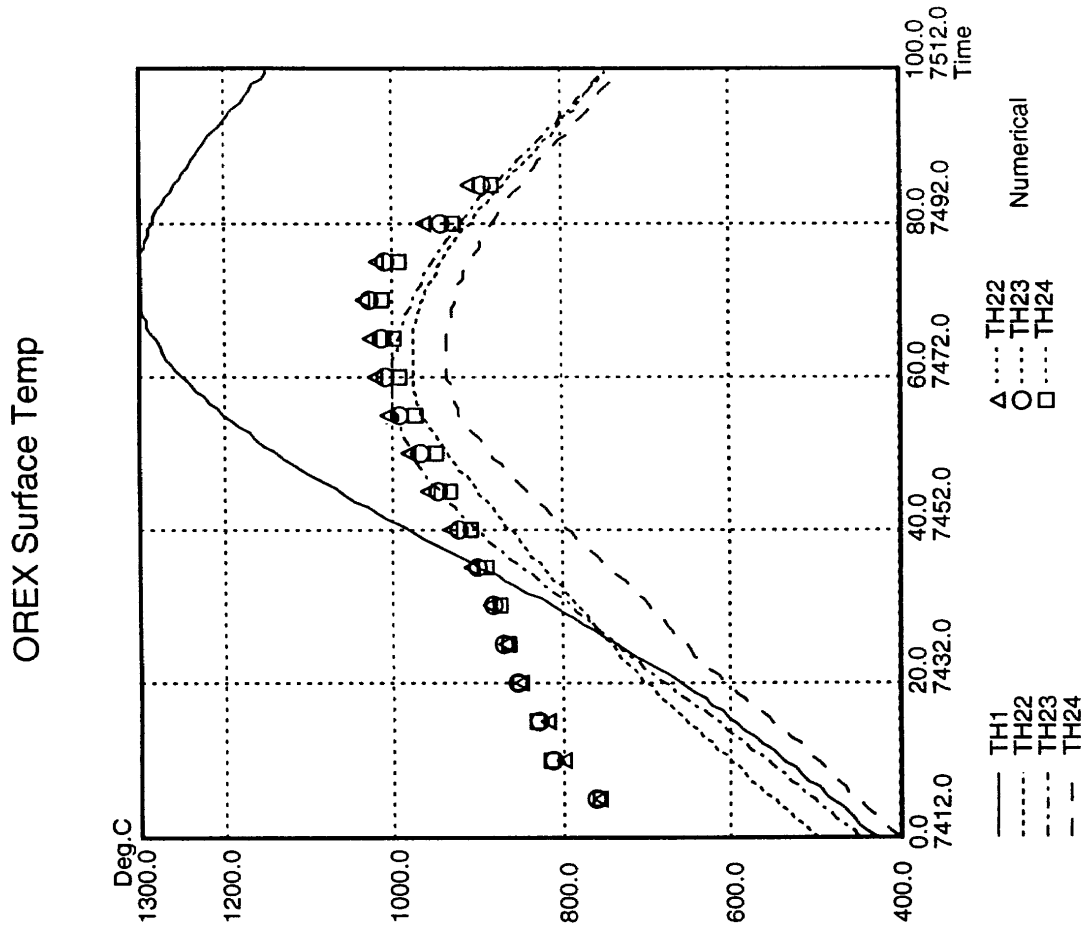


Fig.14 Comparison of Ceramic Tile Temperature History

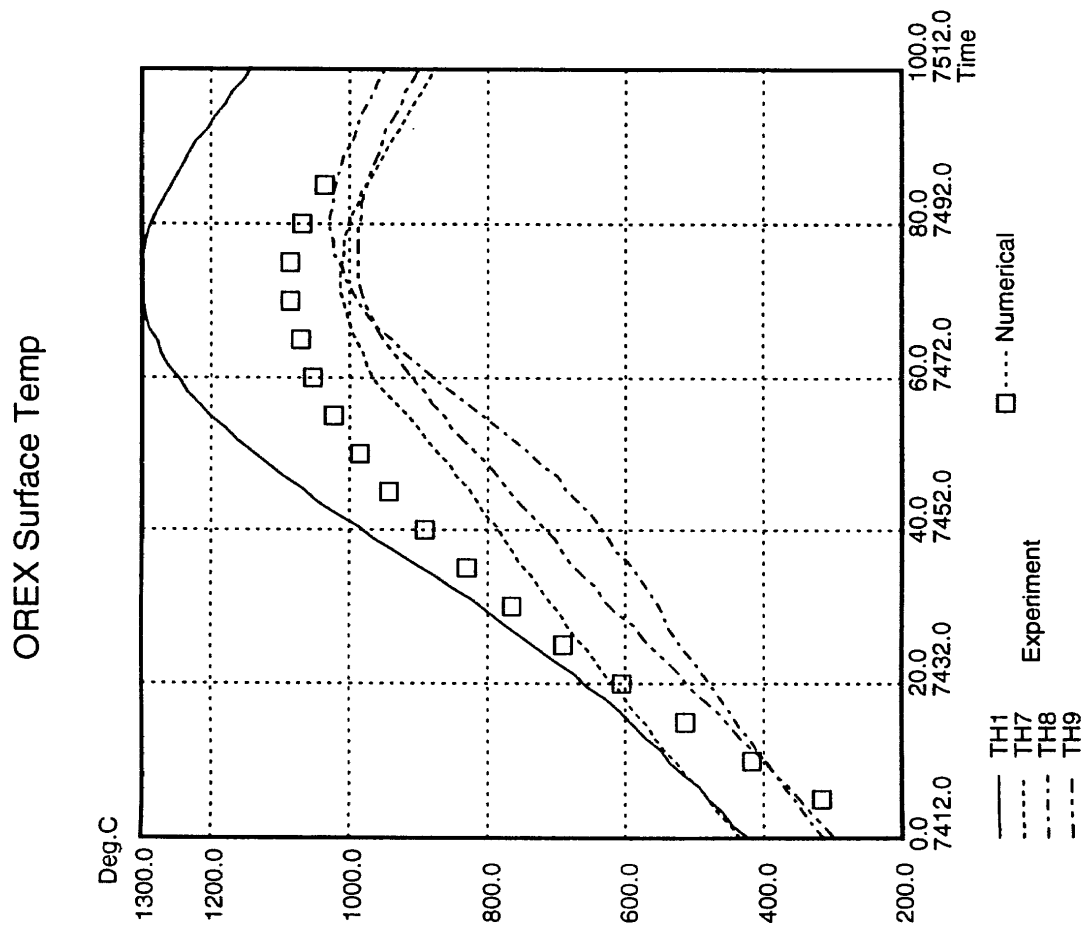


Fig.13 Comparison of C/C TPS Temperature History