

HOPE 熱荷重推定のための空力/熱伝導連成シミュレーション

大竹邦彦、山本行光（航技研）、 羽地和彦（MS システム）

CFD/FEM Thermal Load Analysis of Experimental Re-Entry Vehicle HOPE

Kunihiko Ohtake ,Yukimitsu Yamamoto (NAL), Kazuhiko Haneji(MS)

ABSTRACT

This paper discusses the development of a CFD /FEM coupling thermal simulation system, with its application to the thermal analysis of re-entry vehicle HOPE. The modified method is applied to improve the smooth interpolation of data generated by different grid systems, and works well. In addition, the information of computer resource for this large simulation work is obtained.

1. はじめに

宇宙往還実験機HOPE-Xの熱構造解析に必要な空力加熱による熱荷重を推定する目的でCFD解析と熱伝導FEM解析を連成した全機熱荷重解析シミュレーションのシステム開発を進めてきた。連成計算は機体表面の温度を流入熱流束に反映させるために必要な手段である。計算された熱荷重は高温が予想されるノーズコーン等の内部温度分布をしらべるための、複雑な構造を反映したより詳細な熱解析用部分構造モデルに対し適用することを意図している。コードの性質上CFD計算はNWT上で、FEM計算はワークステーション上で行うこととし、両者の間は計算結果データファイルの自動転送を行うこととした。また異なるメッシュ（格子）系上でのデータの整合内挿を行うため、自律的なデータ変換システムを開発した。すべてはUNIXシェルによってコントロールされる。システムは11HOPE形態のモデルに対して、設計飛行経路に沿った空力荷重/表面温度推定シミュレーションに適用された。

2. シミュレーションシステム

計算システム全体を図1に示す。システムはNAL/NWT上でCFDコードHYPER3D[1]による熱流場を計算する部分とNAL/CMS上でFEMコードTHAP[2]による構造温度を計算する部分が軸になっていて、データ変換コードが機体表面でCFDとFEMの異なるメッシュ間でデータのやりとりを行う。計算の流れ全体

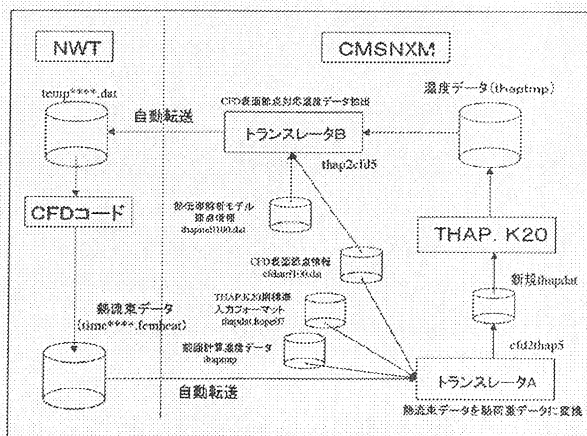


図1. 計算システム

はNWTのフロントエンドプロセッサ(FEP)であるUNIXワークステーションが管理する。FEPシェルは最初にNWTのジョブコントロール(JCL)を起動してHYPER3Dの計算を実行させる。時間毎の飛行状態に関係したデータは計算ステップに応じてJCL内で読み込まれる。データ内容は、高度、マッハ数、姿勢角、気圧、温度である。計算終了を検知すると結果データファイルを構造数値計算システム(CMS)に送り、CMS側の処理コントロールのシェルを起動する。シェルは第1に熱流束データをFEMメッシュの熱荷重に変換し、第2に熱荷重をTHAPデータファイルに組み込んで入力データを完成させ、第3にTHAPを起動して熱解析を行い、第4に機体表面の温度のみを抽出しHYPER3Dの格子点温度に変換して終了する。CMSシェルが終了するとFEPのシェルが変換されたデータをNWT側に取り込んで、次のステップに進む。取り込んだ温度データは前処理段階でスムージング処理を施され、CFD計算の表面温度境界条件として使用される。この異なるシステム間で交互に行う一連の処理の繰返しは一度シェルが起動された後は自動的に進められる。

3. 11HOPEモデルに対するシステムの適用

宇宙往還実験機HOPEは開発途上で形態を含む設計変更を重ね、最終的に双垂直尾翼を有する11HOPEの形状となっている。

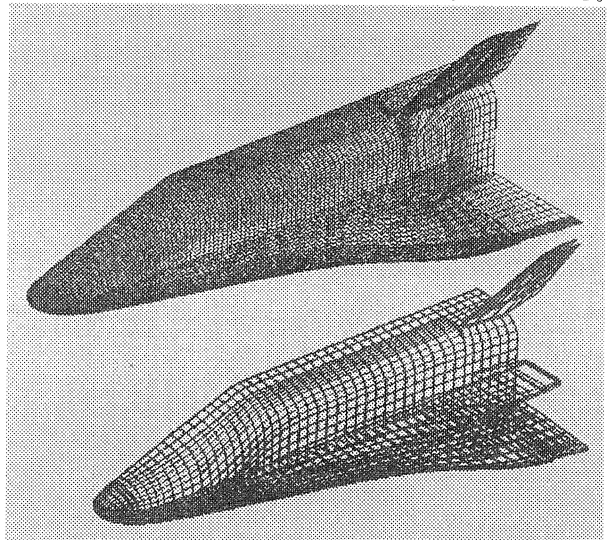


図2 CFD (上) 及びFEM (下) 計算モデル

11HOPE半裁モデルに対して飛行時間1000secを20分割(等間隔)した計算をおこなった。計算にもちいた CFD及びFEMのモデルを図2に示す。熱伝導構造モデルは表面温度分布をCFD計算に反映させるためのもので、内部の詳細な温度分布を求めるためのものではないことに留意する。

CFD グリッド	100 x 100 x 60
FEM 表面メッシュ	2,302節点
総節点数	10,876
8 節点 6 面体要素総数	7,932

CFDコードHYPER3Dは圧縮粘性流体を対象とする Navier-Stokes方程式を解くもので実在ガス効果は含まない。FEMコードTHAPは温度依存熱物性および表面輻射放熱を含む固体内熱伝導を解析するものである。

4. 解析上の問題点と対策

CFDについてはコード、グリッド共既存のものであり、コメントは控える。熱伝導解析は機体表面寸法(全長10m)に比して厚みが極端に薄いという機体構造の特徴が3次元FEM解析を困難にする。ノーズコーン厚さは約4-10mmであり、熱防護材を含む機体部厚さは約80mmである。そのため、まずアスペクト比100-300の3D要素使用に対して差分時間間隔0.5秒程度にとって計算の発散を防ぐ必要があった。FEMメッシュはノーズコーンや翼前縁で機体の異なった材料の境目を基準にしてメッシュ作成する必要がある。機体全体のスムーズな格子形成を考慮して写像でレギュラーメッシュを生成するCFDグリッドとFEMメッシュとは当然ずれが生ずる。温度及び熱流束のデータを二つのコード間で受け渡すに当たっては一次補間の方法を採る必

要があった。図3はノーズコーン周りの熱流束についてFEM側(側)に受け取るデータを示している。横軸はノーズ周方向の節点位置をしめし、1が機体下面中央、30が機体上面中央にあたる。系列はノーズコーンの先頭から主構造との接続部までの輪切り状の線を表し大きい系列が主構造に近い。改修前はFEM節点に対応するCFDセルを構成する格子点の平均を用いたが(図3、上)、乱れがあるので節点のセル上への射影位置を用いた線形補間値を用いるようにした(図3、下)。FEM温度解析結果をCFDメッシュ温度に変換した場合が図4である。ノーズコーン部ではCFDグリッドの周方向密度がFEMのその約三倍あり、非常に細長いものであることが、単純平均補間を一層ま

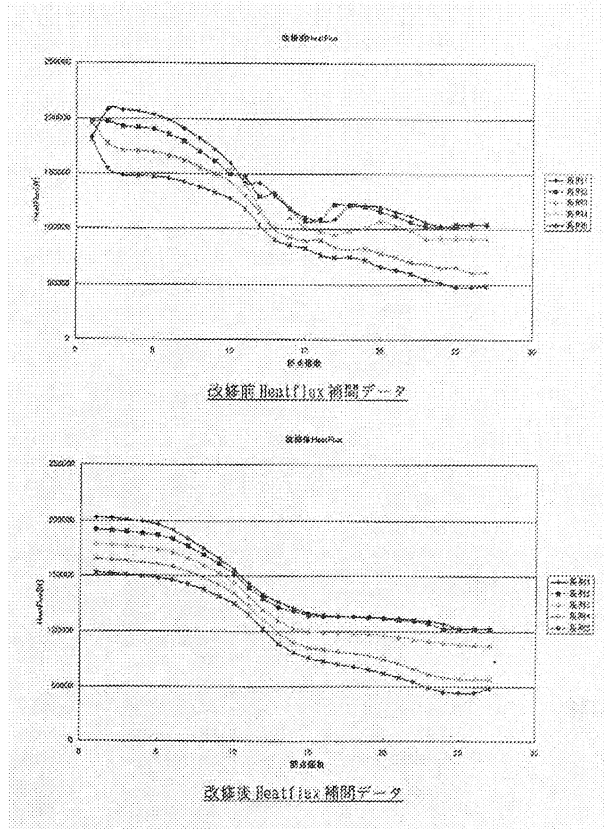


図3. 補間法改修前後のノーズコーン周りの熱流束分布

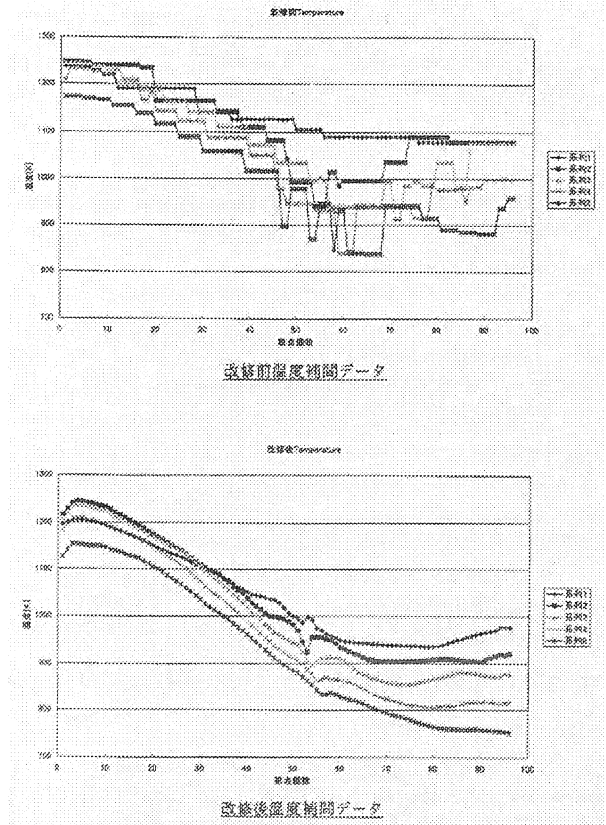


図4. 補間法改修前後のノーズコーン廻りの温度分布

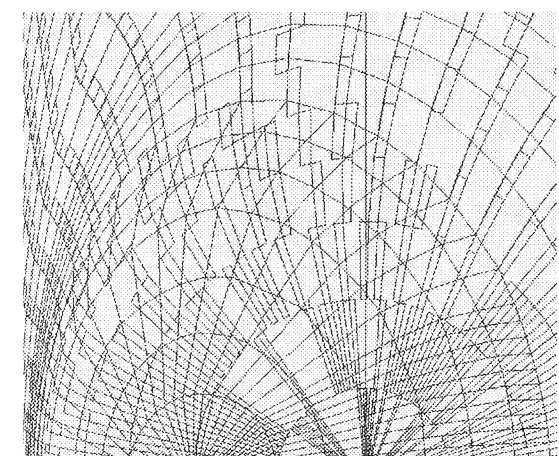


図5 ノーズコーン先端付近のCFD/FEMメッシュ交差状況

した(図4. 上)。線形補間採用でおおむねスムーズなデータが得られたが、一部キックしたところが残った(図4. 下)。この位置では図5に見えるように粗いFEM格子点に対応する細

かいCFDセルが大きくとんでいるためである。この場合はCFD側のデータのスムージング機能で平滑化をはかった

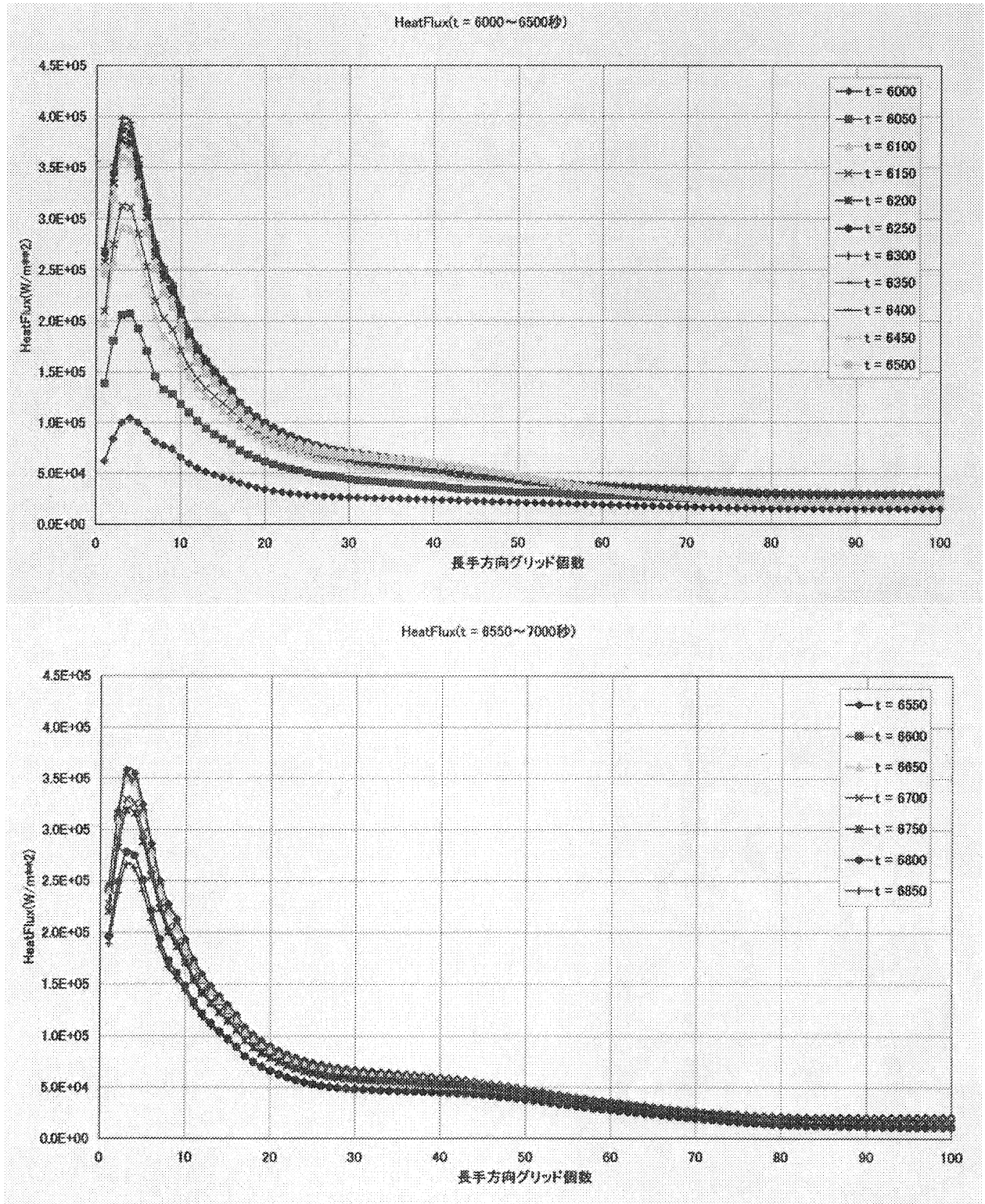


図6. 機体下面中央線に沿った熱流束分布 (上) 6000-6500秒 (下) 6550-7000

5. シミュレーション結果

HOPE-X 打上後6000秒 (高度約90km) から7000秒に至る予想飛行経路 (表 1 参照) に沿って連成計算した熱流束分布結果例を図 6 に示す。グラフは胴体下面中央に沿ったノーズ先端(1)から機体後端(100)までの熱流束を示し6300秒後にノーズ先端からやや後ろのよどみ点で最大となっている。対応する機体温度分布を図 7 に示す。高い熱流束に対応してノーズコーン部分は最も温度が高くなっているが、高熱流束に対応してC/C材を適用した一部の主翼先端は温度上昇が遅れている。この部分は内部への熱伝導率が周辺の断熱材構造に比べて極端に大きいことを反映しているためと考えられる。

表 1 HOPE FLIGHT TRAJECTORY

Flight Time (sec)	High (km)	P ∞ (Pa)	T ∞ (K)	V ∞ (m/sec)	M ∞	α (deg)	Re ∞ /L (L=16m)
① 6050.00	90.062	0.1816	194.43	75908	27.185	38.000	3.0579 x10 ⁴
② 6100.00	85.712	0.3674	194.33	7562.2	27.063	38.000	6.1620 x10 ⁴
③ 6150.00	83.043	0.5649	199.45	7501.8	26.500	38.000	8.9554 x10 ⁴
④ 6200.00	80.839	0.8714	203.64	7415.2	25.923	38.000	1.3139 x10 ⁵
⑤ 6250.00	79.392	1.04080	205.6	7289.8	25.363	38.000	1.5158 x10 ⁵
⑥ 6300.00	78.663	1.2780	207.87	7179.1	24.841	38.000	1.7961 x10 ⁵
⑦ 6350.00	78.134	1.2780	207.87	7028.8	24.321	38.000	1.7585 x10 ⁵
⑧ 6400.00	77.511	1.4201	209.04	6889.5	23.772	38.000	1.8956 x10 ⁵
⑨ 6450.00	76.721	1.7277	211.21	6751.2	23.175	38.000	2.2173 x10 ⁵
⑩ 6500.00	75.739	1.9028	212.28	6576.1	22.517	38.000	2.3566 x10 ⁵
⑪ 6550.00	74.534	2.3360	214.53	6393.9	21.778	38.000	2.7590 x10 ⁵
⑫ 6600.00	73.025	2.9395	217.03	6179.8	20.927	38.000	3.2848 x10 ⁵
⑬ 6650.00	71.536	3.9363	220.15	5935.3	19.957	38.000	4.1156 x10 ⁵
⑭ 6700.00	70.045	4.8768	223.44	5653.4	18.868	38.000	4.7264 x10 ⁵
⑮ 6750.00	68.320	5.9172	226.38	5325.0	17.656	38.000	5.2740 x10 ⁵
⑯ 6800.00	66.522	8.3127	231.41	4981.9	16.338	38.000	6.6593 x10 ⁵
⑰ 6850.00	64.685	10.2780	234.3	4581.8	14.930	38.000	7.3980 x10 ⁵
⑱ 6900.00	62.694	13.8210	238.28	4161.7	13.450	38.000	8.7698 x10 ⁵
⑲ 6950.00	60.359	18.9340	241.83	3712.5	11.910	37.276	1.0434 x10 ⁶
⑳ 7000.00	56.825	32.243	249.68	3274.7	10.339	34.093	1.4792 x10 ⁶
㉑ 7050.00	53.184	51.779	257.57	2887.4	8.835	31.603	

6. おわりに

HOPE-Xの全機形状に対し熱流解析と熱伝導解析を連成させた熱解析を行うシステムを開発した。一ステップ当たりの熱流計算は、NWT上で18台のプロセッサを用いても空力加熱を収束させるまでの繰り返し回数が多いため、20時間を要した。一方熱伝導計算はワークステーション上で1時間のレベルである。この連成計算は、ステップを追って順次計算を進める必要があるが、現状では全体を行うのに多大の日数を要するのが難点であるが、次期の計算機能力の飛躍的向上を考慮すれば、一日程度でシミュレーションが可能となる見込みである。シミュレーション試行によってこのレベルのシミュレーションに要する計算機資源の量を把握でき、連成シミュレーションにかかわるノウハウを構築できたことが最も大きな収穫であった。

参考文献

- [1]山本; 「先進航空機の要素技術に関する研究」平成5年度報告書、NAL J-94004、pp.61-121、1995.6
- [2]大竹他; 同上 pp.130-181

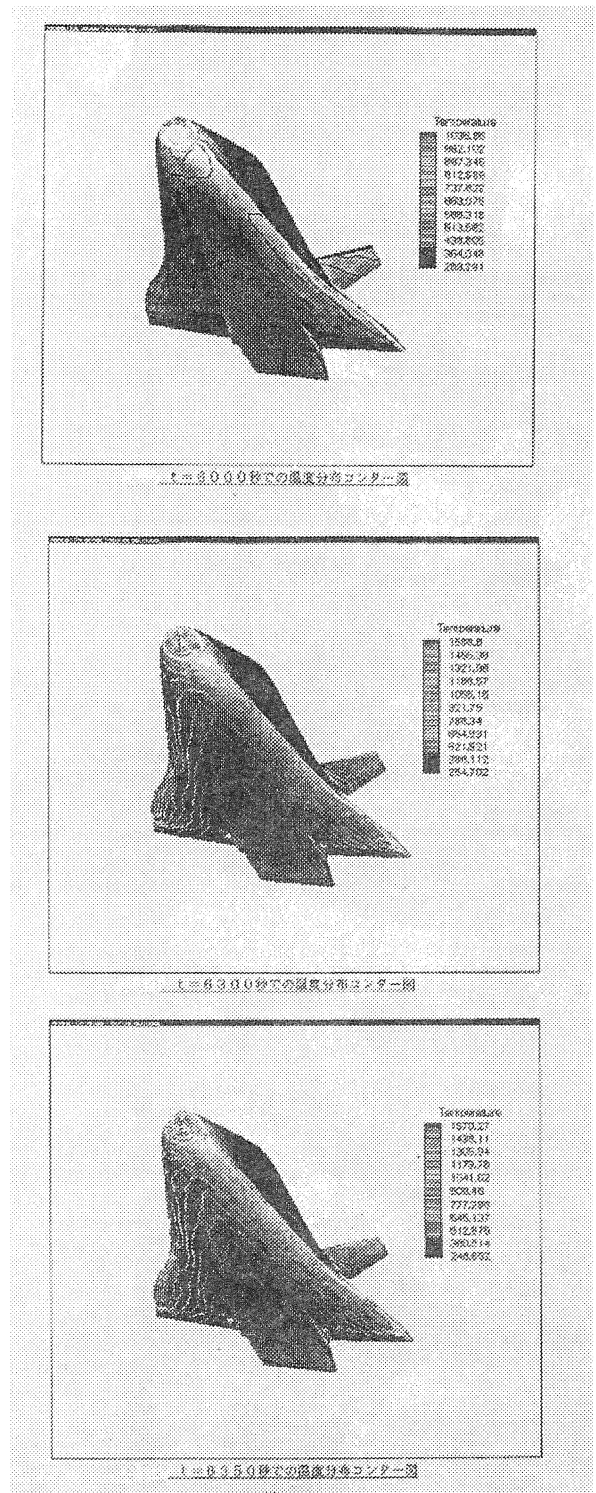


図 7 初期及び熱流束最大時付近での表面温度分布