

## 空力加熱を受けるHYFLEX構造の非定常熱解析

航空宇宙技術研究所 ○大竹 邦彦, 小川 哲  
宇宙開発事業団 甲斐 高志  
長銀情報システム 羽地 和彦

極超音速で大気圏に再突入する実験機HYFLEXについて、空力加熱解析と構造熱伝導解析を連成させて、非定常熱応答の数値シミュレーションを試みた。対象をHYFLEX機体前胴部とし、空力解析は有限体積法コードFIVADを用い、熱伝導解析は有限要素法コードTHAPを用いた。計算には航空宇宙技術研究所の大規模並列ベクトルコンピュータシステムである数値風洞(NWT)と構造計算用ワークステーションシステム(CMS)を用い、データファイル転送による分散処理を行った。

### TRANSIENT HEAT CONDUCTION SIMULATION OF HYFLEX UNDER AERODYNAMIC HEATING

National Aerospace Laboratory  
Kunihiko Ohtake, Satoru Ogawa  
National Space Development Agency  
Takasi Kai  
LTCB Systems  
Kazuhiko Haneji

Transient thermal response behavior of hypersonic re-entry flight test vehicle HYFLEX was investigated. The iterative CFD/FEM coupling analysis was carried out. In this study, flow field around the body is computed by the finite volume Navier-Stokes equation solver FIVAD. On the other hand, heat conduction behavior is calculated by the finite element solver THAP. The NWT system and CMS system of NAL are used for simulation, with the data file transfer by LAN.

#### 1. はじめに

96年2月に打ち上げられた極超音速実験機HYFLEX(Fig. 1)は宇宙往還機の再突入に伴う熱応答挙動を相手にしている熱解析熱防御技術研究者に非常によい機会を提供した。現在のところ我が国では、再突入に対応する構造熱負荷装置がないため、大型で、形状材料や飛行条件が明らかにされているHYFLEXの温度計測データは特に熱挙動の数値シミュレーション技術を試す初めての機会となった。この飛行実験ではアルミ合金主構造の部材各部の温度のほか、C/Cコンポジット構造やセラミックタイル防熱構造のホットセクションの温度も多数点計測され

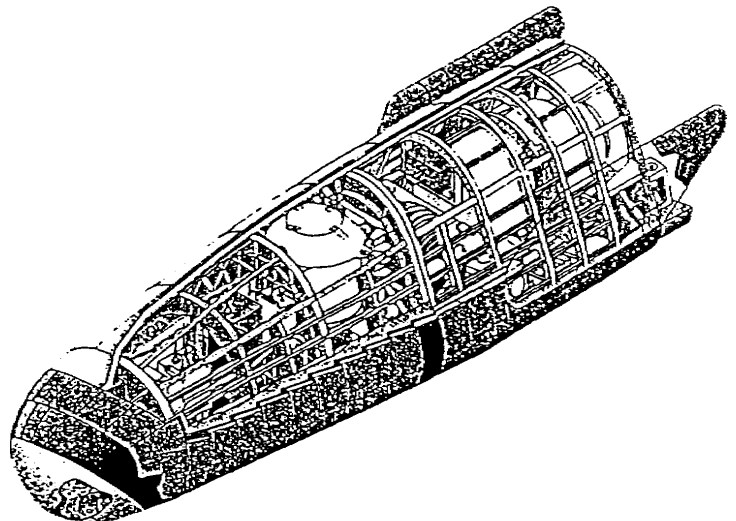


Fig.1 HYFLEX Cutout Model

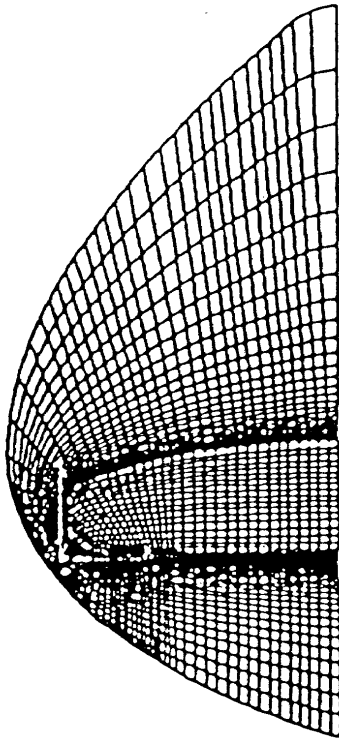


Fig.2 CFD Grid Pattern

た。本論文ではその計測に対応して空力加熱解析と熱伝導解析を連成させた数値シミュレーションシステムによる計算を紹介する。

## 2. 数値シミュレーションのツールと計算モデル.

ここで用いられた数値シミュレーションシステムは空力加熱解析用CFDコード、熱伝導解析用FEMコードおよびそれらの連成動作を管理するシェルスクリプトで構成されている。HYFLEX機体を取り囲む流れ場を解析するCFDコードは新しく開発された三次元Navier-StokesソルバーFIVADである。数値計算手法としてはこのコードは有限体積法を採用し、さらにWadaraによって開発された<sup>1)</sup>AUSMDVスキーム(an improved Advection Upwind Splitting Method)を採用している。この結果FIVADは空力加熱を含むCFD計算に適した特性を備えている。その内容は：高速流れに対する適応性、不連続部分の高分解能、定常流れでのエンタルピーの保存および数値計算の高効率である。

有限体積法においては、物理量は格子に囲まれたセル内の平均がとられ、物体表面の境界条件は物体内部に設けられたダミーセルを用いて与えられる。言い換えるとダミーのセルの値は物体表面にあるセルの値が境界値を満たすように決められる。速度についてのすべりなし条件や表面で規定された温度条件がそれに相当する。時間

ステップ毎での一次の陽解法時間積分を行い、解が収束するまで繰り返し計算を進める。

物体周りの数値計算グリッドは写像を用いて作成される(Fig. 2)。物体表面の熱流束を精度良く計算するために表面近傍のグリッド間隔は非常に細かくしてある。有限体積法が都合が良いところは、流れ場の計算ルーチンの中で熱流束が一意に定められること、言い換えると物体表面の熱流束と境界面のセルの熱流束とを一致させやすいことである。

他方、機体主構造やノーズキャップおよび熱防護材の熱伝導については、新開発の有限要素法解析コードが用いられた。ここで用いたTHAP.V3は非定常非線形熱伝導解析コードで、接触面熱抵抗や放熱フィン効果および異方性熱伝導特性の解析に対処出来るものである。その詳細は文献2, 3に紹介してある。

本研究ではHYFLEX機体の前胴部を対象に解析した。計算を簡素化するために半裁モデルを用いた。空力加熱解析用グリッドはFig. 2に見えるように、長手方向50x半径方向42x円周方向27である。他方有限要素計算のメッシュについては総節点数2514で、1567個の8節点固体要素で構成した。ノーズコーンのモデルは2層とし主要部は3層、内2層は断熱材で他の1層はアルミ主構造に対応させ、内部構造は節点の熱容量で代表させた。Fig. 3にFEMモデルを示す。

## 3. 数値シミュレーションの実行手続き

CFD/FEMの連成計算実行の手順の全体をFig. 4に示してある。CFDシミュレーションについては航空宇宙技術研究所の数値風洞(NWT)システムが用いられ、他方FEM解析には構造力学計算(CMS)システムがそのエンジンとして使用された。2つのシステムはイーサネットLANで結合されている。計算の始まりには、機体は速度 $M_\infty$ 、密度 $\rho_\infty$ 、温度 $T_\infty$ であるような一様流中におかれる。この気流条件と初期の機体表面の一樣な温度境界条件を用いて、ナビア・ストークスソルバFIVADが機体周りの流れ場を反復解法により計算する。計算が定常状態に収束すると、機体表面に沿って配置された有限体積セルの内部エネルギーから、機体表面での熱流束が計算される。

次に熱流束データファイルがCMSに送

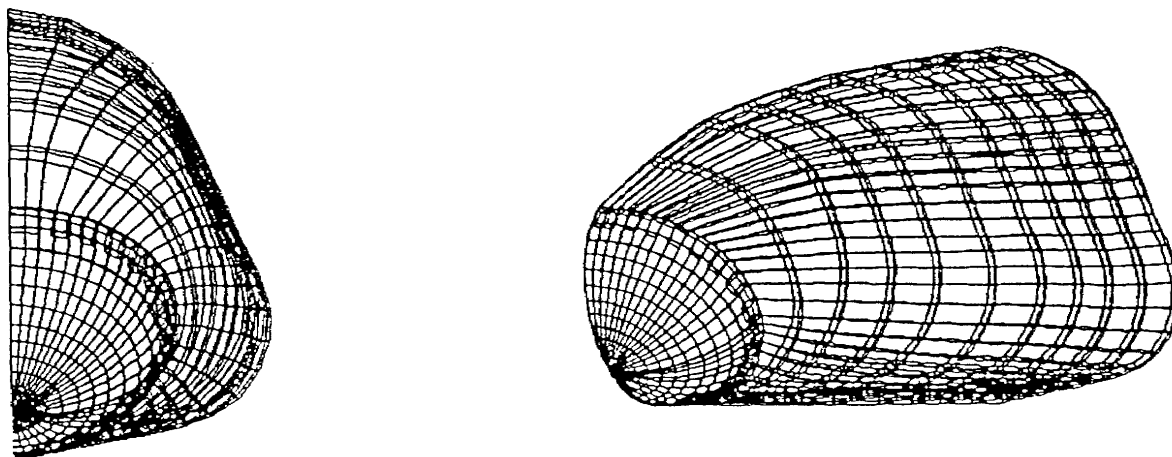


Fig.3 FEM Mesh Model

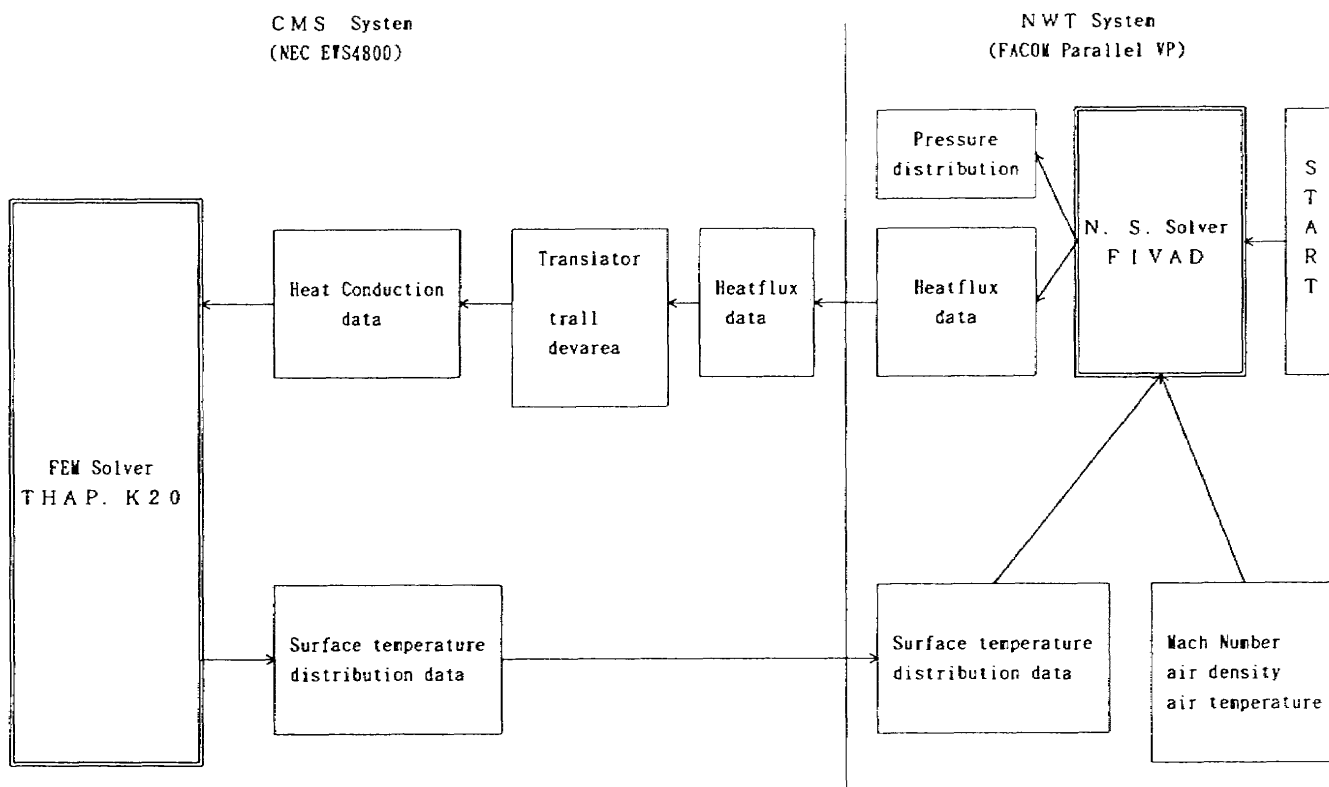


Fig. 4 Simulation Procedure

Table 1 Flight Trajectory Conditions

J1/HYFLEX time after Jettition ( second)	Mach Number	Angle of Attack (deg)	Atmospheric Temperature ( K )	Atmospheric Density (kg/m <sup>3</sup> )	Stagnation Heat Flux ( kW/m <sup>2</sup> )
73	14.137	49.0	193.678	1.2289E-5	55.27
100	12.706	49.0	235.644	1.8261E-4	195.36
127	10.779	40.5	264.647	1.9195E-3	409.52
154	8.175	31.8	245.836	5.0803E-3	208.44
181	6.524	30.0	244.606	5.4281E-3	92.24

られ、そこでFEM熱伝達解析コードTHAP用の熱荷重データに変換される。THAPによる熱伝導シミュレーション計算はあらかじめ定めておいた期間について実行される。その間熱荷重は変化しないものとしている。熱伝導計算の期間の終わりに表面温度分布データがNWT側に転送され、次の新しい境界温度条件として変換され、次のステップの一樣流条件 $M_\infty$ 、密度 $\rho_\infty$ 、温度 $T_\infty$ のもとでFIVADの計算が実行される。この間の具体的な内容はFig. 5の制御用のシェルスクリプトに示される。

#### 4. 飛行経路および構造特性データ

数値シミュレーションを実行するに当たってはTable. 1に示す設計上の飛行経路データを用いることにした。このデータは一樣空気流れの条件を示すもので、淀み点が理論上の最大空力加熱率を示す時点を中心に、 $\pm 2.7$ 秒および $\pm 5.4$ 秒の時点の計5点のデータである。大気の数値は1976年の米国標準大気のものを採用した。

HYFLEXの前胴部は長さ2730mm、高さ1021mm、幅1164mmである。ノーズキャップはカーボン/カーボン(C/C)積層複合材で、中心部は半径400mm、厚さ4mmであり、周辺は主構造との結合のため補強され10mmの厚さを持つ。主構造は外板、フレーム、ストリングのすべてアルミニウム合金製である。胴体下面は約25mm厚さのセラミックタイルで熱防御している。胴体上面は可撓断熱材で防御してある。ノーズキャップと主構造フレームとは、耐熱セラミックと耐熱合金とよりなる結合部材で結ばれている。Table. 2はこれらの材料の熱特性を示してある。なお本解析ではフレームやストリングの特性は集中質量として処理している。

#### 5. 数値シミュレーションの結果

現在のところ解析はHYFLEX飛行開始73秒後から181秒後まで実行されている。4段階までのCFD計算が進んだ。第一段階では一樣流マッハ数14.137で迎角49.0度の計算が実行され最大加熱率は $55 \text{ kW/m}^2$ と計算された。この加熱率による100秒経過時の表面温度分布は最高で484Kとなった。この温度分布のもとでのマッハ数12.706での最大加熱率は $182 \text{ kW/m}^2$ でありその加熱率分布での127秒後の最高表面温度は789Kと

```

#
# csh script
#
if ($#argv != 1) then
    echo "Usage:$0 number"
    exit 1
endif
echo "rsh ews260m cd /usr/export/home/e80/THAPK20;
rm heatflux"
rsh ews260m "cd /usr/export/home/e80/THAPK20; rm heatflux"
rsh ews260m "cd /usr/export/home/e80/THAPK20;
rm thapdat thapdat?"
rsh ews260m "cd /usr/export/home/e80/THAPK20;
cp inittmp.6lay thaptmp"
echo "rm HEATF/thaptmp /small/e/e80/heatflux"
rm HEATF/thaptmp
rm HEATF/thaptmp?
rm /small/e/e80/heatflux
rm /small/e/e80/heatflux?
rm /small/e/e80/take?
echo "cp HEATF/inittmp HEATF/thaptmp"
cp HEATF/inittmp.6lay HEATF/thaptmp

@ number = $argv[1]
@ count = 1

while($count <= $number)
echo " *****
banner execute$count
echo " *****

    echo "cp HEATF/kuuinit$count HEATF/kuuinit.dat"
    cp HEATF/kuuinit$count HEATF/kuuinit.dat
    cat HEATF/kuuinit.dat

    echo "SUBMITTED NWT JOB"
    nsub nwt6lay

    @ endflg = 0

    while($endflg == 0)
        if(-e /small/e/e80/heatflux) then
            echo "file heatflux data exist"
            @ endflg = 1
            sleep 60
        else
            sleep 150
        endif
    end

    echo "rcp /small/e/e80/heatflux ews260m:
    /usr/export/home/e80/THAPK20/heatflux"
    rcp /small/e/e80/heatflux
    ews260m:/usr/export/home/e80/THAPK20/heatflux
    mv /small/e/e80/heatflux /small/e/e80/heatflux$count
    cp /small/e/e80/ootake20 /small/e/e80/take$count
    cp HEATF/thaptmp HEATF/thaptmp$count
    echo "rsh ews260m cd /usr/export/home/e80/THAPK20;
    tralldevarea"
    rsh ews260m "cd /usr/export/home/e80/THAPK20;
    cp thapdat.6lay thapdat"
    rsh ews260m "cd /usr/export/home/e80/THAPK20; trall6"
    rsh ews260m "cd /usr/export/home/e80/THAPK20; devarea6"
    rsh ews260m "cd /usr/export/home/e80/THAPK20;
    mv dev.thapdat thapdat"
    rsh ews260m "cd /usr/export/home/e80/THAPK20;

        cp thapdat thapdat$count"

    echo "rsh ews260m cd /usr/export/home/e80/THAPK20;
    THAP.K20 > crttmp"
    rsh ews260m "cd /usr/export/home/e80/THAPK20;
    THAP.K20 > crttmp"
    echo "rcp ews260m:/usr/export/home/e80/THAPK20/thaptmp
    HEATF/thaptmp"
    rcp ews260m:/usr/export/home/e80/THAPK20/thaptmp
    HEATF/thaptmp

    echo .

    @ count++
end

```

Fig.5 Shell Script of Procedure Control

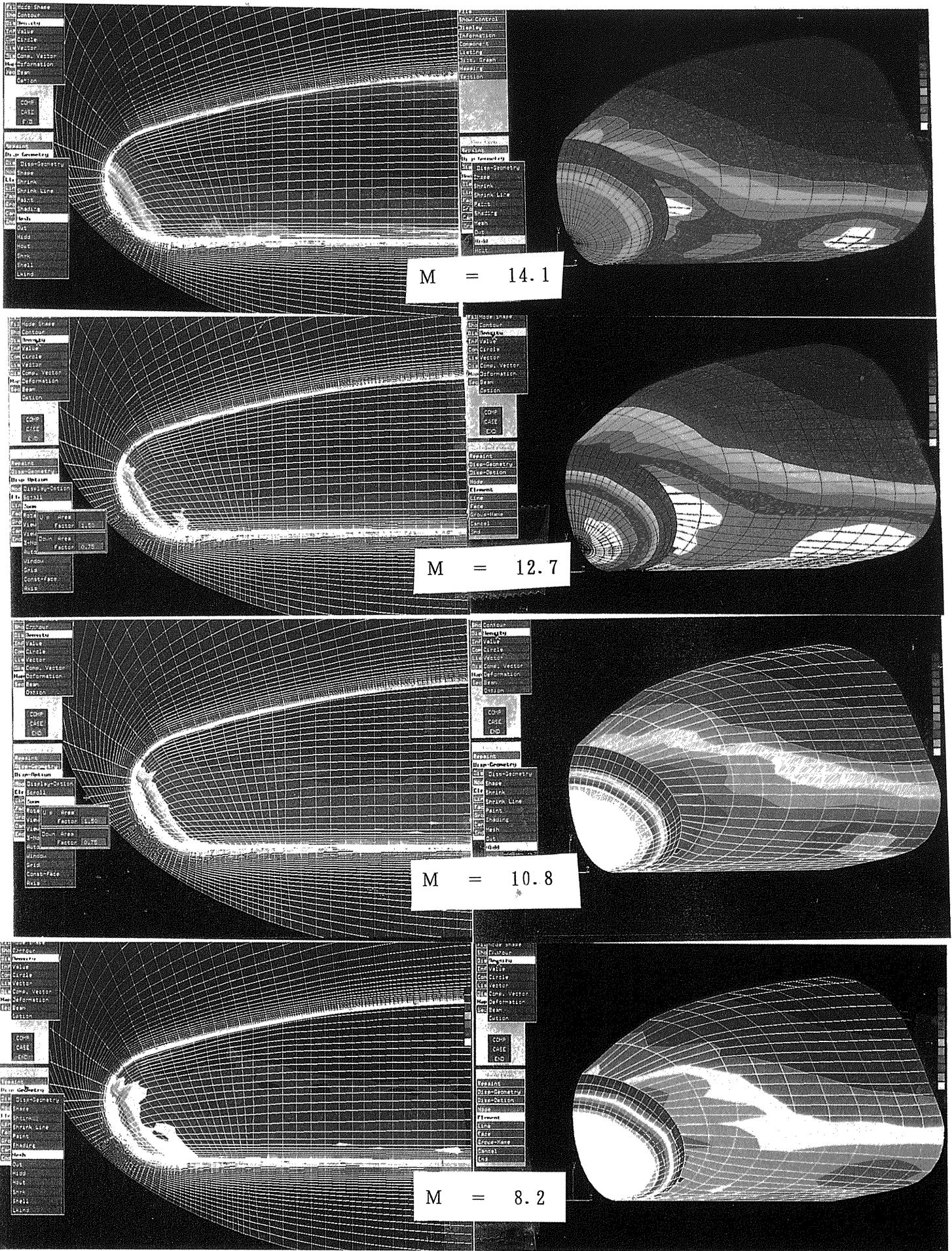


Fig.6 Simulation Results; Surface Heat Flux and Temperature Distribution

なった。次のステップはマッハ数10.780で迎角は40.5度になり、引き継いだ温度分布境界条件のもとで最大加熱率 $294 \text{ kW/m}^2$ となった。その結果154秒後の表面温度は最高1109Kとなった。引き続いてマッハ数8.175、迎角31.8度の計算では最大加熱率 $146 \text{ kW/m}^2$ で前のステップより加熱率は低下し、181秒後の表面最高温度も1056Kに低下した。これらの経過はFig. 6に示してある。なお154秒後のノーズキャップ近くのアルミ主構造の温度は下面で308K、上面で304Kであった。上下面の中心線に沿ったフレームの温度をFig. 7に示す。

現在のFEMメッシュは、特に断熱材の厚さ方向に、十分な細かさではないが、解析全体の結果を見通すと以下のような事があきらかになりつつある：

1. 一様一定の温度による淀み点の熱流束に比べ、シミュレーションの加熱率は小さい。マッハ数10.780での一様流の淀み点加熱はTable. 1によれば、 $409 \text{ kW/m}^2$ である。この差は境界表面の高い温度による。
2. Fig. 6でノーズキャップ周辺部の温度は中心部の温度より相当低くなっている。こ

れは主として周辺部の板厚さが中心部にくらべ、2.5倍厚い結果で、局所的な補助計算でも裏付けられた。

3. Fig. 6の最初の段階では、熱防護材表面の温度がノーズキャップの淀み点より温度が高い場合がある。セラミックタイルのC/Cに比べて非常に低い熱伝導率がこの結果を生じていると思われる。

4. 主構造の温度は高くないが、これは実飛行での観測データに傾向が合致する。

参考文献

- 1) Wada, Y. and Liou, M. : A Flux Splitting Scheme with Hi-Resolution and Robustness for Discontinuities. AIAA-94-0083, 1994
- 2) 大竹邦彦, 蒲原美都子, 井上裕子 : 組立構造物熱解析コードTHAP. V 3 説明書, NAL J-94004 pp.139-178, 1994
- 3) Ohtake, K., Kamohara, M. and Inoue, H. : Heat Transfer Model Optimization for the Fastener Jointed Spaceplane Frame Component, ISTS 96-b-40p, 1996

Table 2 Material Properties

Material	Mass Density (kg/m <sup>3</sup> )	Thermal Conductivity (W/m K)	Specific Heat (J/kg K)
C/C Composit	1650.0	40.0	1910.0
Ceramic Joint	2550.0	2.1	1210.0
Ceramic tile	160.0	0.1142	1159.8
Aluminium Alloy	2851.3	95.0	950.0

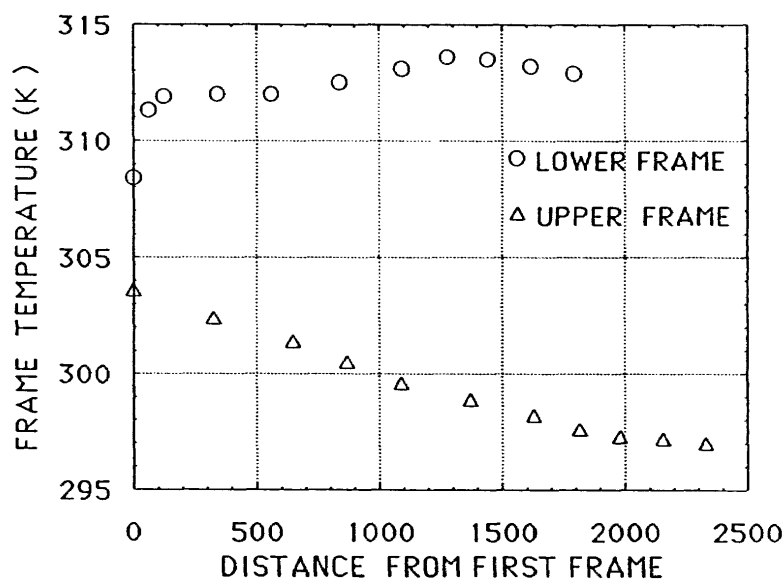


Fig.7 Temperature Distribution along Center Line