

CFDによるHYFLEX飛行実験評価解析

山本 行光*

HYFLEX Computational Fluid Dynamic Analysis

by

Yukimitsu YAMAMOTO*

ABSTRACT

HYFLEX (Hypersonic Flight Experiment) was successfully conducted on Feb. 12, 1996. Various hypersonic lifting flight data on aerodynamics, thermal protection system etc, were acquired during the flight. In this paper, Navier-Stokes CFD code and FEM thermal response analysis are coupled in order to simulate more completely the aerothermal environments of HYFLEX re-entry flight. Numerical computations are made along the flight trajectory. The results of the present numerical simulation are compared with the flight data of surface pressure and temperature measurements. It is demonstrated that the flight data of aerodynamic characteristics and aerothermodynamic heating can be well simulated by the present coupling simulation technique.

1. はじめに

HYFLEX (Hypersonic Flight Experiment) 実験機は、平成8年2月12日に種子島宇宙センターからJ-1ロケットの初号機によって打ち上げられ、我国で最初の極超音速揚力飛行を実施した。J-1ロケットから分離後の再突入飛行軌道概略図を図1に示す。HYFLEXは、高度110kmの地点から、マッハ数15、迎角 49° の姿勢で大気圏に再突入し、飛行時刻30.0秒で、高度32km、マッハ数は3.0まで減速する。この大気圏再突入飛行の間に、表面圧力、表面温度、内部構造部材温度、電子密度等の貴重な計測データが取得された^{1), 2)}。

このHYFLEX再突入飛行における熱空力環境の正確な評価解析を行うため、本研究では表1のHYFLEXの飛行軌道に沿って外部流をナビエ・ストークス方程式を用いたCFD(計算流体力学)コードで解き³⁾、内部耐熱材の温度上昇を三次元FEM(有限要素法)を用いた数値計算により解析した⁴⁾。CFD、FEM両者の手法をHYFLEX飛行軌道に沿って交互に適用し、機体表面の温度、及び空力加熱をそれぞれの手法の境界条

件として用いることにより、より正確な熱空力学環境を再現させることが可能となる。本稿では最初のステップとして完全気体、層流仮定でのCFDコードも用いた結果の概要について報告する。

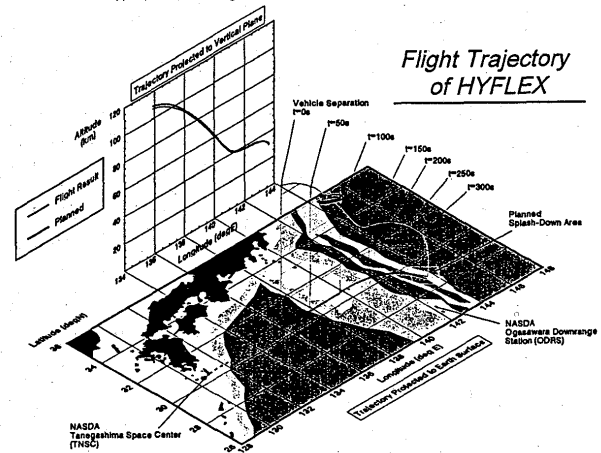


図1 HYFLEX飛行軌道

2. HYFLEX極超音速飛行実験と計測データ

HYFLEXの形状、及び表面温度計測点位置を図2に示す。耐熱材として、頭部は半径0.4mのC/Cノーズキャップ、胴体下面から側面にかけては、耐熱タイル、胴体上面には可撓断熱材が使用されている。

*航空宇宙技術研究所 National Aerospace Laboratory

表面温度計測点は、C/Cノーズキャップ部に5個所、耐熱タイル部分では胴体下面を中心に9個所、そのほかにエレボン下面、及び胴体上面に数個所配置され、再突入飛行時の表面温度履歴データが得られている。圧力計測については、図3の計測点位置に示されるように、胴体下面を中心に飛行実験データが取得された。HYFLEXの飛行軌道及び一様流条件を表1に示す。

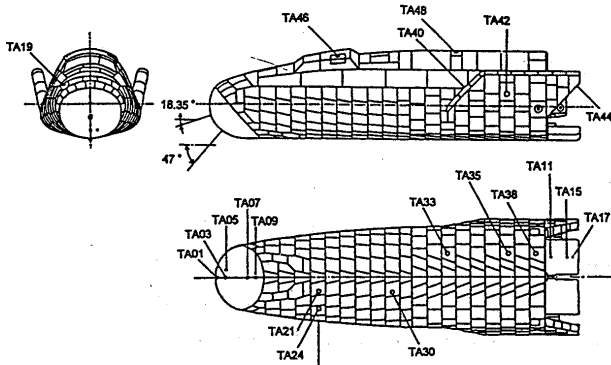


図2 表面温度計測点位置

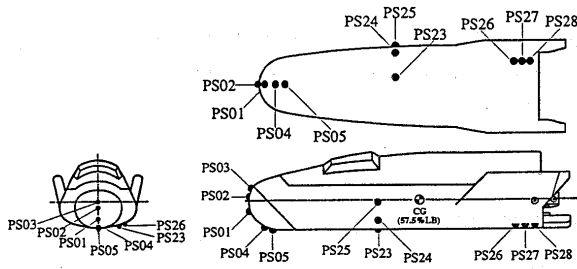


図3 表面圧力計測点位置

HYFLEX Flight Trajectory

Time t(sec)	Altitude H(m)	Velocity U _∞ (m/sec)	Temperature T _∞ (K)	Pressure P _∞ (Pa)	Density ρ _∞ (kg/m ³)	M _∞	α
50.44	93043	3932.4	194.82	0.10982	1.8988e-06	14.120	48.914
60.44	88167	3932.5	194.39	0.25266	4.6453e-06	14.276	49.395
70.44	82701	3933.3	200.23	0.63898	1.1981e-05	14.109	48.327
80.44	76564	3919.2	211.21	1.7277	3.1482e-05	13.643	50.519
90.44	69822	3918.8	223.44	4.8786	8.4915e-05	13.177	49.959
100.44	62632	3895.9	238.28	13.821	0.00022202	12.550	49.044
110.44	55103	3840.6	252.61	38.690	0.00056118	11.870	48.902
120.44	47963	3690.1	262.82	97.676	0.0013227	11.189	48.793
130.44	42502	3348.5	258.14	197.50	0.0027883	10.414	46.760
140.44	39575	2947.5	252.63	290.48	0.0042514	9.3145	39.236
150.44	38670	2650.4	250.95	327.94	0.0048578	8.4178	32.899
160.44	38075	2436.6	249.77	355.44	0.0053070	7.7647	28.992
170.44	37625	2259.3	248.60	377.78	0.0056757	7.2183	29.362
180.44	37411	2093.1	247.98	388.97	0.0058616	6.6953	29.414
190.44	37173	1939.1	247.21	401.74	0.0060749	6.2112	29.401
200.44	37175	1800.1	247.31	401.55	0.0060728	5.7658	29.462
220.44	36514	1606.1	245.63	439.38	0.0067110	5.1638	29.593
240.44	35697	1400.6	242.78	492.13	0.0076021	4.5246	29.689
260.44	34756	1219.0	239.93	561.87	0.0087891	3.9598	29.834
280.44	33585	1040.3	235.72	663.67	0.0105530	3.4026	30.097
300.44	32435	893.72	231.36	783.52	0.0126590	2.9434	30.250
320.44	31268	730.56	227.50	930.41	0.0151580	2.4147	34.911
340.44	29851	584.97	224.02	1150.20	0.0188380	1.9395	35.190

表1 HYFLEX 飛行軌道および一様流条件

3. HYFLEX再突入飛行実験TPS評価解析における統合数値シミュレーション手法

HYFLEX飛行実験において、空気力学的視点から注目される重点評価項目の一つ

は、機体にかかる熱空力環境である。HYFLEX機体の表面温度は、再突入飛行軌道に沿って飛行時間とともに刻々変化してゆくことから、外部流CFD解析と内部耐熱材熱応答FEM解析をカップリングさせた統合数値シミュレーション手法によって、表面温度履歴を全表面にわたり同定することが必要になってくる。今回のHYFLEX熱空力評価解析では、解析が3次元問題となり計算量が膨大になること、及びマッハ数が最高で14前後と、あまり高くないことから、実在気体効果の影響は少ないと考え、外部流CFD解析には完全気体ナビエ・ストークスコードを使用した。また、最初の評価解析ステップとして層流モデルを仮定する。表面格子を図4に示す。格子数は流れ方向に101点、周方向に89点である。

一方、内部耐熱材の熱応答解析には、当研究所でNWT用に開発した三次元並列化FEM解析コードを使用した。図5及び表2にFEM熱応答解析に用いられたHYFLEX頭部対称面での内部耐熱材格子、及び関連する耐熱材物性値を示す。熱応答解析では、内部のアルミ構造部材までを含めた解析が本来必要となるが、ここでは最初のステップとして、表面耐熱材のみを考慮する簡易モデルとした。C/C材などの物性値は方向依存性、温度依存性を考慮し、外部流への輻射も含め、表2にみられる放射率を仮定して、三次元FEM解析を実施した。

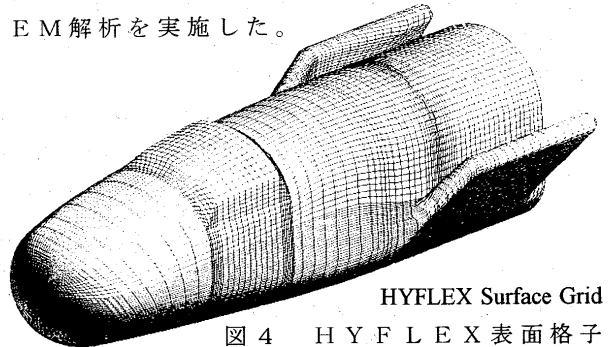


図4 HYFLEX表面格子

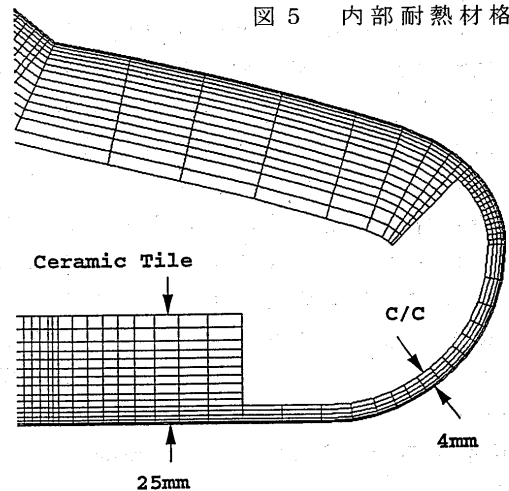


図5 内部耐熱材格子

Material	Temp (°C)	Density (kg/m ³)	Specific Heat (J/kg °C)	Thermal Conductivity (w/m °C)	Emissivity
C/C Nose cap Parallel Direction	20	1500	665.6	20.34	0.85
	500		1553.0	33.91	
	1000		1816.7	34.87	
	1500		2277.2	43.53	
C/C Nosecap Nomal Direction	20	1500	665.6	4.52	0.85
	500		1553.0	7.53	
	1000		1816.7	7.74	
	1500		2277.2	9.67	
Ceramic Tile	25	193.6	749.0	0.029	0.85
	250		992.0	0.051	
	500		1118.0	0.076	
	750		1197.0	0.102	
	1000		1242.0	0.127	
	1200		1278.0	0.147	
1500	1330.0	0.177			

表2 HYFLEX 耐熱材物性値

4. 空力加熱評価解析

HYFLEX 飛行軌道に沿った各飛行時刻での表面温度分布を図6に示す。胴体下面の耐熱タイル部では、C/Cノーズキャップ部分よりも耐熱タイルの熱伝導率が低いため、表面温度が早く上昇し、飛行時刻140秒付近で最高値を示す。一方、C/Cノーズキャップ部では飛行時刻160秒付近で表面温度が最高となり、C/C及び耐熱タイル表面温度は、いずれも最高値は1450K程度まで上昇する。また飛行時刻160秒以降、マッハ数が8以下の飛行領域では、熱伝導による空力加熱はあるものの、熱輻射により機体表面が急激に冷えてゆき、表面温度が下がってゆくことが判明する。

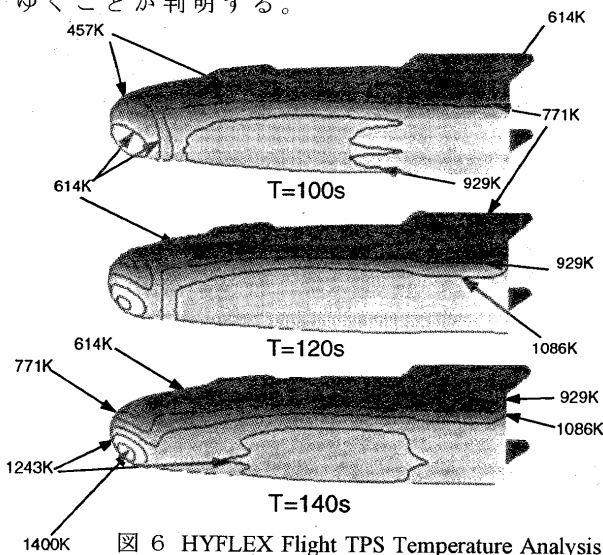


図6 HYFLEX Flight TPS Temperature Analysis by NWT FEM Computations

機体内部の対称面内の耐熱材内部の温度変化を図7に示す。セラミックタイルでは、熱伝導率の低いこと、及び厚みのあることから、内部の面では顕著な温度上昇が引き起こされていないことがわかる。

CFD/FEMカップリング解析による表面温度計測データと計算結果との比較を図8

に示す。横軸は飛行時刻、縦軸は表面温度で、全飛行時刻で、計算結果は温度計測データを良好に再現していることが分かる。ただし、胴体下面のTA21、及びTA30との比較図では、飛行時刻130秒から150秒にかけて計測データに局所的に急激な温度上昇の現象が現れている。これはHYFLEX機体下面での乱流遷移がその原因と考えられる。

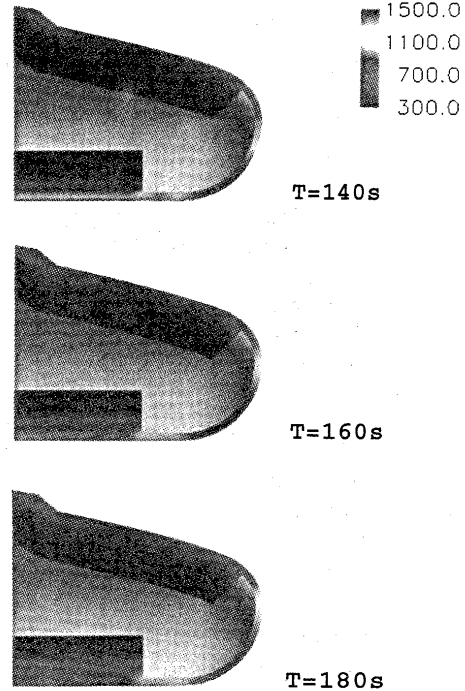


図7 対称面内TPS温度分布

図9には、HYFLEX再突入飛行の飛行時刻50秒、高度93km(マッハ数14.2, 迎角50°)から、飛行時刻200秒、高度37.2km(マッハ数5.8, 迎角30°)までの耐熱材の表面温度変化を、10秒毎の飛行時間間隔で、HYFLEXの再突入飛行姿勢と組み合わせて示した。このような可視化表示によりHYFLEX飛行実験の全体的な現象の理解が容易となる。

図10にCFD-FEMカップリング統合解析による空力加熱計算結果と、温度計測データを基に空力加熱を導出した飛行結果との比較を示す。図は耐熱タイル表面計測位置での比較である。図から、計測点番号21, 30, 33, 35, 38に現れる乱流遷移による急激な加熱上昇を除き、シミュレーション結果は飛行データと非常によく一致している。胴体下面中央部の30, 31番では、乱流遷移が飛行時刻150秒程度で終了するのに比べ、35, 38番の胴体下面後方では、200秒まで乱流を維持していることが、本シミュレーション結果との比較から判明する。乱流遷移の生じないその他の計測点では、

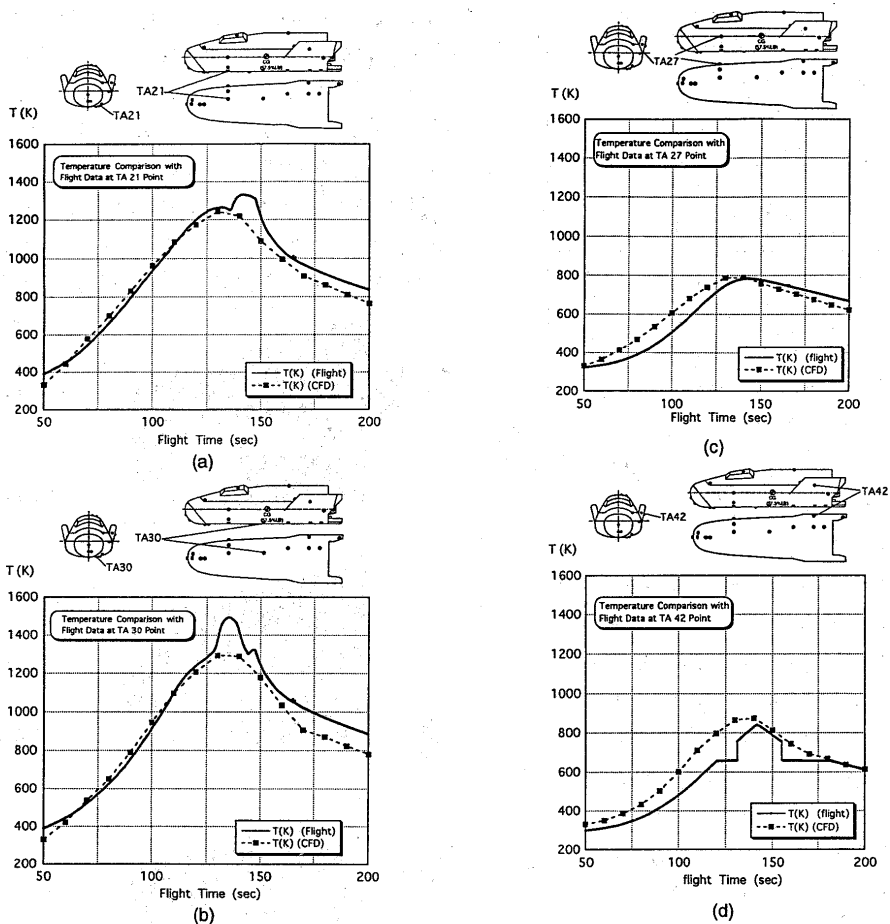
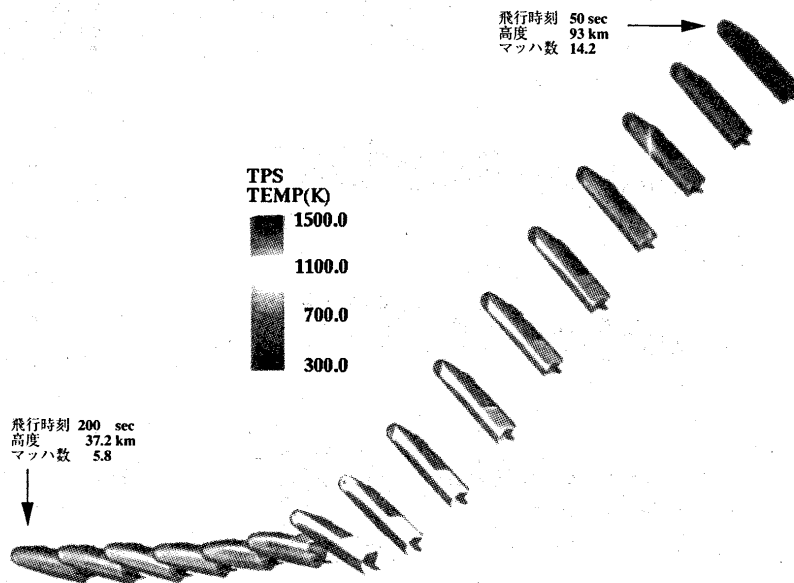


図 8 表面温度履歴のカップリング解析と飛行データとの比較

シミュレーション結果及び飛行実験データとも、ほぼ優れた一致が得られている。このように層流モデルを仮定した基本的な空力加熱特性解析から、乱流遷移の状況が把握できるようになり、今後、乱流遷移の判定、及び乱流モデルの使用により、局所的な空力加熱の上昇を定量的に捉える解析へと、研究を進めてゆく予定である。

図 9 HYFLEX(極超音速飛行実験)の可視化と CFD 統合数値シミュレーションによる機体表面温度の上昇解析(10 秒毎の図



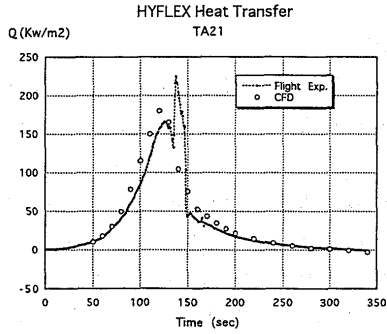
5. 空力特性評価解析

HYFLEX 再突入飛行実験では、図 5 に示される計測点位置で、表面圧力に関する詳細なデータが得られている。図 11 に頭部計測点での、マッハ数を横軸とした圧力履歴の比較を示す。圧力は、分離後飛行時刻 50 秒から 340 秒にいたるまで、全ての計測点で、ほぼ完全な一致を示している。

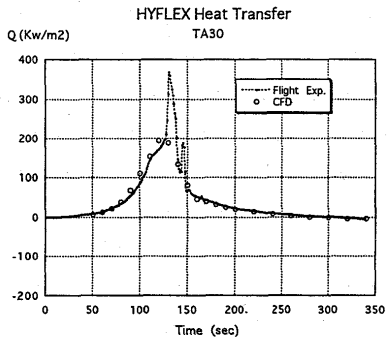
空力特性については、垂直力、軸力係数、

及び揚抗比に関する飛行データとの比較を行った。軸力係数に対する比較結果を図 12 に示す。なお、図では、風洞試験データを基にした推定値を、風試誤差を考慮した上下の点線ではさまれる領域で表示した。軸力係数は CFD 解析結果が飛行データと良好な一致を示す。しかしながら、風試を基にした予測値はマッハ数 4 以下、及びマッハ数 12 以上で、飛行データよりもかなり低い値を示す。マッ

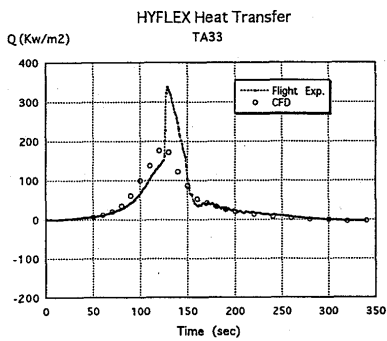
ハ数1.2以上の領域では、粘性干渉効果の影響により軸力係数が高くなり、マッハ数4以下では、風洞試験データにスティング干渉等の影響がでてくるものと考えられる。他の垂直力係数、揚抗比についても、数値シミュレーション結果は、飛行データと良好な一致を示している。



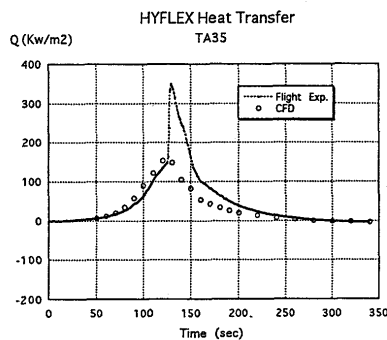
(b)



(e)

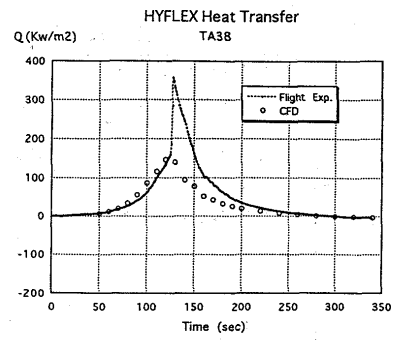


(f)



(g)

図10 各計測点での空力加熱履歴の飛行データと数値シミュレーション結果との比較



(h)

図10 各計測点での空力加熱履歴の飛行データと数値シミュレーション結果との比較

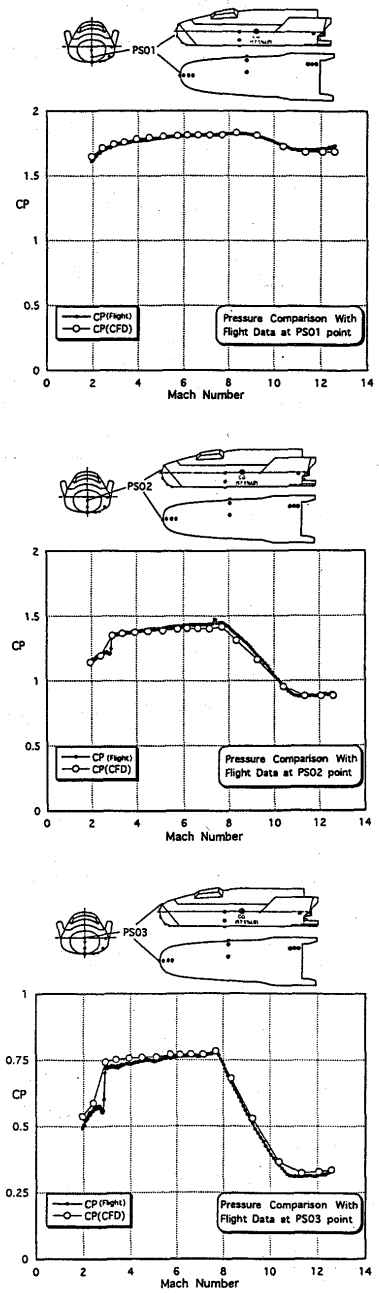


図11 各計測点での圧力変化の飛行データと数値シミュレーション結果との比較

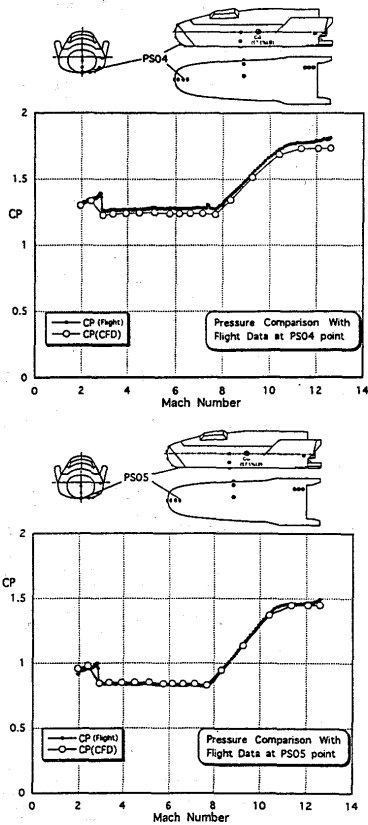


図 1.1 各計測点での圧力変化の飛行データと数値シミュレーション結果との比較

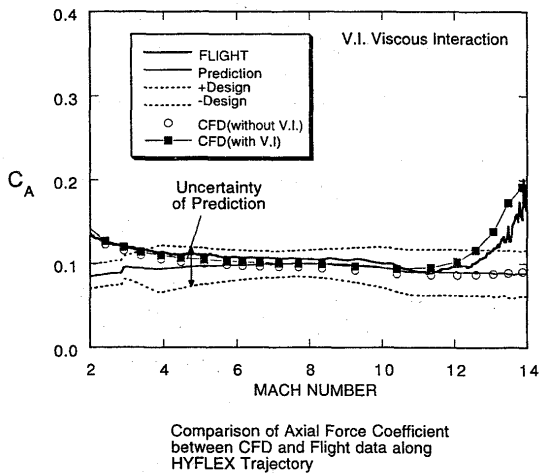


図 1.2 HYFLEX 飛行軌道に沿った軸力係数の飛行データとの比較

6. まとめ

HYFLEX 飛行実験により得られた貴重な熱空力特性データから、数値シミュレーションによる飛行後評価解析を実施した。今回の CFD と FEM 解析をカップリングさせた三次元統合数値シミュレーションは、HYFLEX 三次元熱空力飛行特性の解明にきわめて有効であり、今後の HOPE-X の飛行実験評価解析を行う上での強力なツールとなり得ることが判明した。なお、今回の解析では、

最初のステップとして、HYFLEX 機体表面の温度履歴をほぼ再現できたと考えるが、乱流モデルによる加熱率上昇の定量的な推定、計算データの詳細な解析による乱流遷移判定法の確立、耐熱材の有限触媒壁効果も含めた実在気体効果の空力加熱特性への影響評価等を、今後実施していく予定である。

参考文献

- 1) HYFLEX / HOPE シンポジウム講演論文集 航空宇宙技術研究所特別資料 SP-32, 1996年9月
- 2) Watanabe, S., Ishimoto, S., and Yamamoto, Y. "Aerodynamic Characteristics Evaluation of Hypersonic Flight Experiment Vehicle Based on Flight Data", J of Space Craft and Rockets, Vol. 34 No.4 July-August 1997 pp464 ~ 470
- 3) Y. Yamamoto and Yoshioka, "HYFLEX Computational Fluid Dynamics Analysis." Proceedings of 19th International Symposium on space Technology and Sciences, Yokohama, Japan, May 15-24, 1994, pp449-459
- 4) Yamamoto, Y. "Hypersonic CFD, Chemical Reaction, Flow, Heat, and Structure Coupled for OREX (Orbital Reentry Experiment) and HYFLEX (Hypersonic Flight Experiment) Flight Analysis.", Proc. of First US-JAPAN Symposium on High Speed Ground Testing and Computations, March, 1997
- 5) 山本行光「数値シミュレーションによる OREX 飛行実験評価解析について」数値流体力学 第5巻 第3号 1997年, 4月
- 6) Y. Yamamoto 「CFD at NAL - Introduction of CFD Research for HOPE-X Project -」 Proceedings of First US-JAPAN Symposium on High speed Ground Testing and Computations, March, 1997