

全機熱空力特性のCFD解析

航空宇宙技術研究所 山本行光

HYFLEXのCFD解析による極超音速熱空力特性評価は、基本設計、詳細設計フェーズにおいて実施され、風洞試験結果とも良好な一致が得られている。今回、改めてHYFLEX飛行軌道に沿ったCFD計算を行い、熱空力特性についての比較検証を目的として飛行実験データの解析を行った。

本解析では、完全気体及び再突入時の高温環境下での影響を見積もるための実在気体モデルを使用したナビエ・ストークス方程式を使用し、HYFLEXの空力特性、空力加熱特性について詳細に検討した。

CFD Analysis of HYFLEX Aerothermodynamic Characteristics

National Aerospace Laboratory

Yukimitsu YAMAMOTO

Hypersonic CFD analysis has been conducted for the evaluation and investigation of HYFLEX aerothermodynamic characteristics. Numerical analysis was also made for the aerodynamic design before HYFLEX flight and favorable agreements with wind tunnel experimental data were obtained.

New computations along the HYFLEX flight trajectory starts for the investigation of aerothermodynamic characteristics of Re-entry flight. In the present analysis, perfect gas and non-equilibrium Navier-Stokes computations are conducted, and aerodynamic characteristics are compared with the flight experiment in detail.

1. はじめに

H Y F L E X (Hypersonic Flight Experiment) がほぼ成功裏に終了し、本実験成果が今後有翼無人宇宙往還機 H O P E の開発に果たす役割は大きい。本実験において特に重要な評価パラメーター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極めて重要な影響を及ぼす。一般に空力加熱特性の評価は耐熱材の温度履歴から導出するため、正確な同定が難しく、特に三次元形状では全機まわりの熱解析を実施する必要性が生じる。本研究では O R E X (Orbital Re-entry Experiment) の熱空力特性評価の経験から得られた外部流 C F D 解析と内部耐熱材 F E M 熱応答カップリング解析の手法^{1)・2)}を H Y F L E X 実験解析にも適用することを目的とし、最初のステップとして、H Y F L E X 飛行軌道に沿った完全気体及び実在気体 C F D 解析を行った。これまでに C F D 解析による H Y F L E X の極超音速熱空力特性評価は、基本設計、詳細設計フェーズにおいて数多く実施され^{3)・4)}、一連の風洞試験結果とも良好な一致が得られている。今回は飛行解析空力データに対応した C F D 解析結果の概要を報告し、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し、今後の H O P E - X 空力設計開発に C F D を本格的に活用するための検証を行う^{5)・6)}。

2. 数値解析法

基礎方程式は三次元ナビエ・ストーク

ス方程式である。乱流モデルは考慮せず層流を仮定し、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取り入れ、空気の高温再突入飛行環境下での解離・電離による熱空力特性の効果を評価している。機体表面での触媒性は無しと仮定し、壁面の温度は一様とした。詳細は文献 7) を参照されたい。計算格子数は、流れ方向 1 2 1 点、機体まわりの片側半分の領域に 8 9 点、物体面に垂直な方向に 6 0 点である。代表的な表面格子分布を図 1 に示す。

3. C F D 解析結果と考察

解析に用いた H Y F L E X 再突入飛行軌道データを表 1 に示す。表は空力加熱が高くなる分離後 5 0 秒、高度 9 3 k m 地点から、最大空力加熱を受けた後の分離後 2 0 0 秒高度 3 7 k m 地点までを 5 秒間隔で区切り、高度、速度、温度、圧力、密度、マッハ数を示している。また 1 0 秒毎に、ノーズよどみ点近傍の推定表面温度及び全長基準のレイノルズ数を示す。C F D 解析はこれらの表のうち、表面温度、レイノルズ数の示されている 1 0 秒間隔毎の飛行条件について実施した。

図 2 及び図 3 に分離後時刻 9 0 秒及び 1 7 0 秒での H Y F L E X 機体上下面まわりの断面等圧線図、及びオイル・フロー図を示す。両図とも機体下面頭部よどみ点から流れが放射状に伸び、機体上面ではアンテナカバーまわりに流れの剥離、再付着領域が生じている。但し、図 2 は迎角 α がおよそ 50° 、図 3 は α が 30°

°と違いが有り、この差が、よどみ点の発生位置及びアンテナカバー付近の剥離・再付着のパターンの差となってあらわれているのが明瞭である。図4は完全気体解析での各時刻における機体表面空力加熱分布を示す。図ではよどみ点、空力加熱の最大が分離後時刻130秒前後で生じていることがわかる。図5には胴体上下対称線上の空力加熱分布をプロットする。図中のT5に対応するグラフは、分離後時刻50秒後の分布であることを示している。各図左側の胴体下面に沿う分布では時刻の増加に伴い、よどみ点空力加熱率が上昇し、分離後130秒で最大となり、その後急激に減少していく様子がわかる。一方機体上面ではアンテナカバーの突起部分で時刻とともに空力加熱のピークが大きくあらわれるようになる。このことは迎角が時刻とともに減少してゆき、それだけ流れがアンテナカバー先端部分にあたり、加熱が上昇していくことに対応する。図6にはマッハ数を横軸として、空力係数 C_L 、 C_D 、 C_M 及び圧力中心 X_{cp} をプロットしたグラフを示す。 $C_{L\text{TOTAL}}$ 及び $C_{D\text{TOTAL}}$ は C_L 、 C_D に粘性の影響による摩擦項を考慮した粘性干渉効果を加えたものである。マッハ数が高くなるにつれ粘性干渉効果が大きくあらわれるようになる。図7は実在機体と完全気体モデルによる機首方向から見た圧力線図の違いを示す。マッハ数1.3程度では大きな差となってはあらわれないが、衝撃波が実在機体解析では、電離・解離現象により機体表面に近づくことが判明する。

4. まとめ

HYFLEX熱空力特性評価のための飛行軌道に沿ったCFD解析を行い、最初のステップとしての空力特性評価については、おおむね良好な結果を得ることができた。空力加熱の評価については、温度計測データをもとに、より厳密な解析を行うため、内部熱応答FEM解析とカップリングした複合数値シミュレーションを行うことが必要となる。現在三次元FEM解析ではNWTによる並列化を行い、熱解析を進めており、より正確な全機熱空力特性解析を進めている。

参考文献

- 1) Yamamoto, Y., and Yoshioka, M., "CFD and FEM Coupling Analysis of OREX Aerothermodynamic Flight Data." AIAA Paper 95-2087, June 1995
- 2) Yamamoto, Y., "Recent Comparisons of Aerothermodynamic Results by CFD and FEM Coupling Analysis with OREX Flight Experiments 第13回航空機計算空力シンポジウム論文集、特別企画、高エンタルピー流れ、NAL SP-29, 1996年1月 pp27-39
- 3) Y. Yamamoto and M. Yoshioka, "HYFLEX Computational Fluid Dynamics Analysis." Proceedings of 19th International Symposium on Space Technology and Sciences, Yokohama, Japan, May 15-24, 1994. Paper No. ISTS 94-d-46P
- 4) Yamamoto, Y., Wada, Y., and Yoshioka, M., "HYFLEX Computational Fluid Dynamics Analysis Part II." AIAA Paper 95-2274, June, 1995
- 5) Yamamoto, Y., Wada, Y., and Yoshioka, M., "Hypersonic CFD Analysis for the Aerothermodynamic Design of HOPE AIAA Paper 95-1770, June, 1995
- 6) 野村茂昭, 山本行光「極超音速飛翔体の熱空力的研究」日本航空宇宙学会誌, 1996年5月号 pp8-20
- 7) Yamamoto, Y., "Numerical Simulation of Hypersonic Viscous Flow for the design of H-II Orbiting Plane (HOPE): Part II" AIAA Paper 91-1390, June 1991

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 ∞	T(q)	REYNOL
50.44	93043	3932.4	194.82	0.10982	1.9637e-06	14.054	331.25	0.2382E+04
55.44	90568	3931.3	194.44	0.16758	3.0024e-06	14.064		
60.44	88167	3932.5	194.39	0.25266	4.5279e-06	14.070	372.03	0.5504E+04
65.44	85462	3932.3	195.18	0.40140	7.1645e-06	14.041		
70.44	82701	3933.3	200.23	0.63898	1.1117e-05	13.866	436.11	0.1318E+05
75.44	79731	3935.0	205.60	1.0408	1.7635e-05	13.690		
80.44	76564	3919.2	211.21	1.7277	2.8497e-05	13.452	535.14	0.3218E+05
85.44	73156	3919.2	217.03	2.9395	4.7183e-05	13.271		
90.44	69822	3918.8	223.44	4.8786	7.6064e-05	13.078	637.08	0.8192E+05
95.44	66198	3907.4	231.41	8.3127	0.00012514	12.813		
100.44	62632	3895.9	238.28	13.821	0.00020206	12.590	762.32	0.2052E+06
105.44	58836	3875.8	244.76	23.396	0.00033301	12.358		
110.44	55103	3840.6	252.61	38.690	0.00053357	12.054	951.641	0.5096E+06
115.44	51329	3792.8	260.41	63.371	0.00084775	11.724		
120.44	47963	3690.1	262.82	97.676	0.0012947	11.354	1196.30	0.1151E+07
125.44	44919	3532.7	260.42	144.33	0.0019308	10.920		
130.44	42502	3348.5	258.14	197.50	0.0026653	10.396	1449.70	0.2181E+07
135.44	40771	3143.2	255.32	247.87	0.0033820	9.8126		
140.44	39575	2947.5	252.63	290.48	0.0040057	9.2506	1572.03	0.2936E+07
145.44	38993	2787.5	251.46	314.03	0.0043505	8.7687		
150.44	38670	2650.4	250.95	327.94	0.0045526	8.3458	1548.73	0.3016E+07
155.44	38329	2538.9	250.31	343.40	0.0047792	8.0048		
160.44	38075	2436.6	249.77	355.44	0.0049574	7.6906	1513.78	0.3031E+07
165.44	37856	2346.4	249.25	366.14	0.0051175	7.4138		
170.44	37625	2259.3	248.60	377.78	0.0052938	7.1480	1461.35	0.3013E+07
175.44	37487	2169.9	248.20	384.97	0.0054034	6.8707		
180.44	37411	2093.1	247.98	388.97	0.0054643	6.6302	1406.01	0.2886E+07
185.44	37310	2012.6	247.66	394.33	0.0055468	6.3794		
190.44	37173	1939.1	247.21	401.74	0.0056612	6.1521	1356.50	0.2778E+07
195.44	37243	1857.2	247.50	397.88	0.0056005	5.8889		
200.44	37175	1800.1	247.31	401.55	0.0056562	5.7098	1309.89	0.2575E+07

Table.1

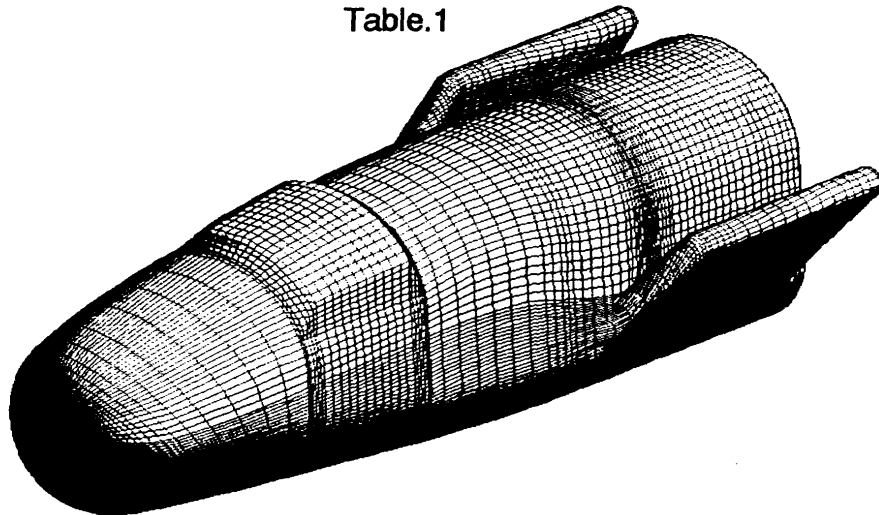
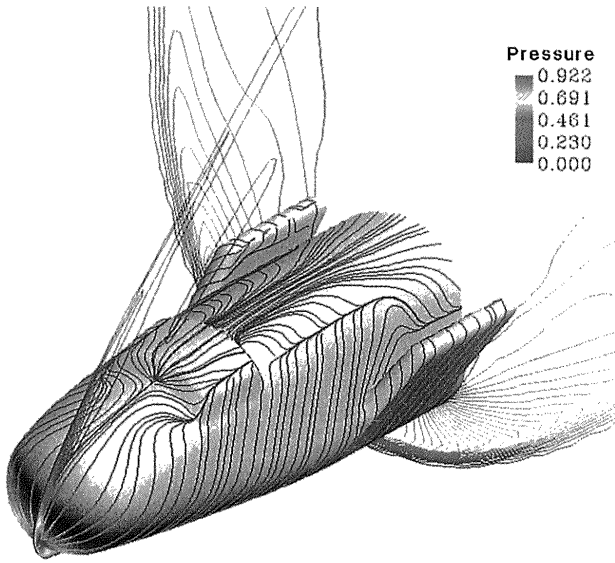
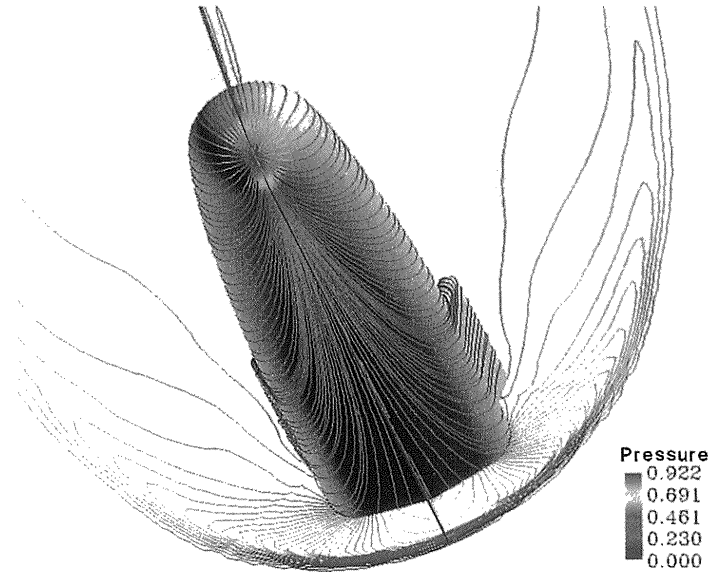


Fig.1 HYFLEX Surface Grid

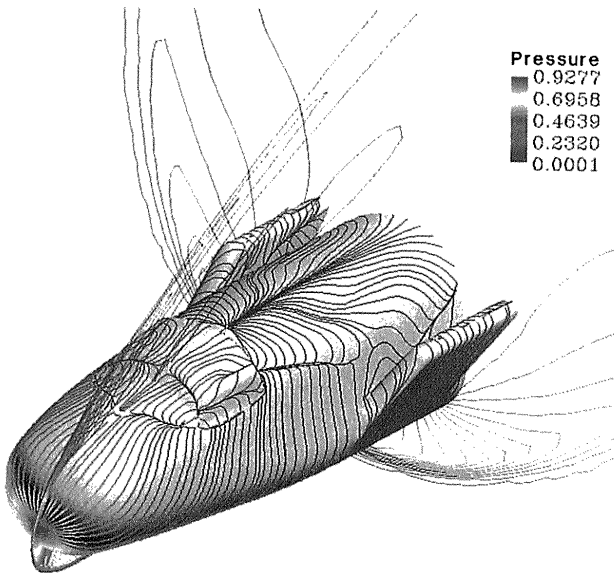


HYFLEX OIL FLOW and PRESSURE CONTOUR
 Flight Time=90sec Altitude=69.8km
 $U_{\infty}=3918.8\text{m/sec}$ $T_{\infty}=223.44\text{K}$
 $P_{\infty}=4.8786\text{Pa}$ $M_{\infty}=13.078$
 $T_{\text{wall}}=637.08\text{K}$ $Re=0.8192\text{E}+05$

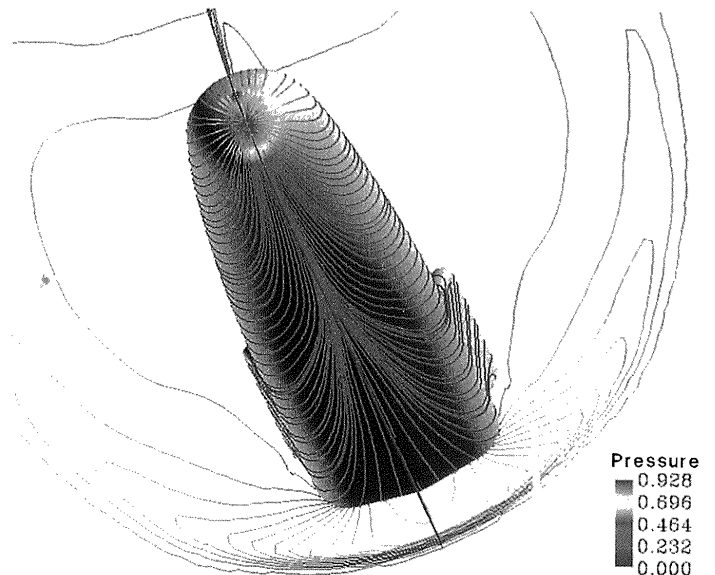


HYFLEX OIL FLOW and PRESSURE CONTOUR
 Flight Time=90sec Altitude=69.8km
 $U_{\infty}=3918.8\text{m/sec}$ $T_{\infty}=223.44\text{K}$
 $P_{\infty}=4.8786\text{Pa}$ $M_{\infty}=13.078$
 $T_{\text{wall}}=637.08\text{K}$ $Re=0.8192\text{E}+05$

Fig.2



HYFLEX OIL FLOW and PRESSURE CONTOUR
 Flight Time=170sec Altitude=37.6km
 $U_{\infty}=2259.3\text{m/sec}$ $T_{\infty}=248.6\text{K}$
 $P_{\infty}=377.78\text{Pa}$ $M_{\infty}=7.148$
 $T_{\text{wall}}=1461.35\text{K}$ $Re=0.3013\text{E}+07$



HYFLEX OIL FLOW and PRESSURE CONTOUR
 Flight Time=170sec Altitude=37.6km
 $U_{\infty}=2259.3\text{m/sec}$ $T_{\infty}=248.6\text{K}$
 $P_{\infty}=377.78\text{Pa}$ $M_{\infty}=7.148$
 $T_{\text{wall}}=1461.35\text{K}$ $Re=0.3013\text{E}+07$

Fig.3

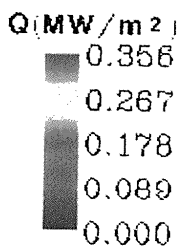
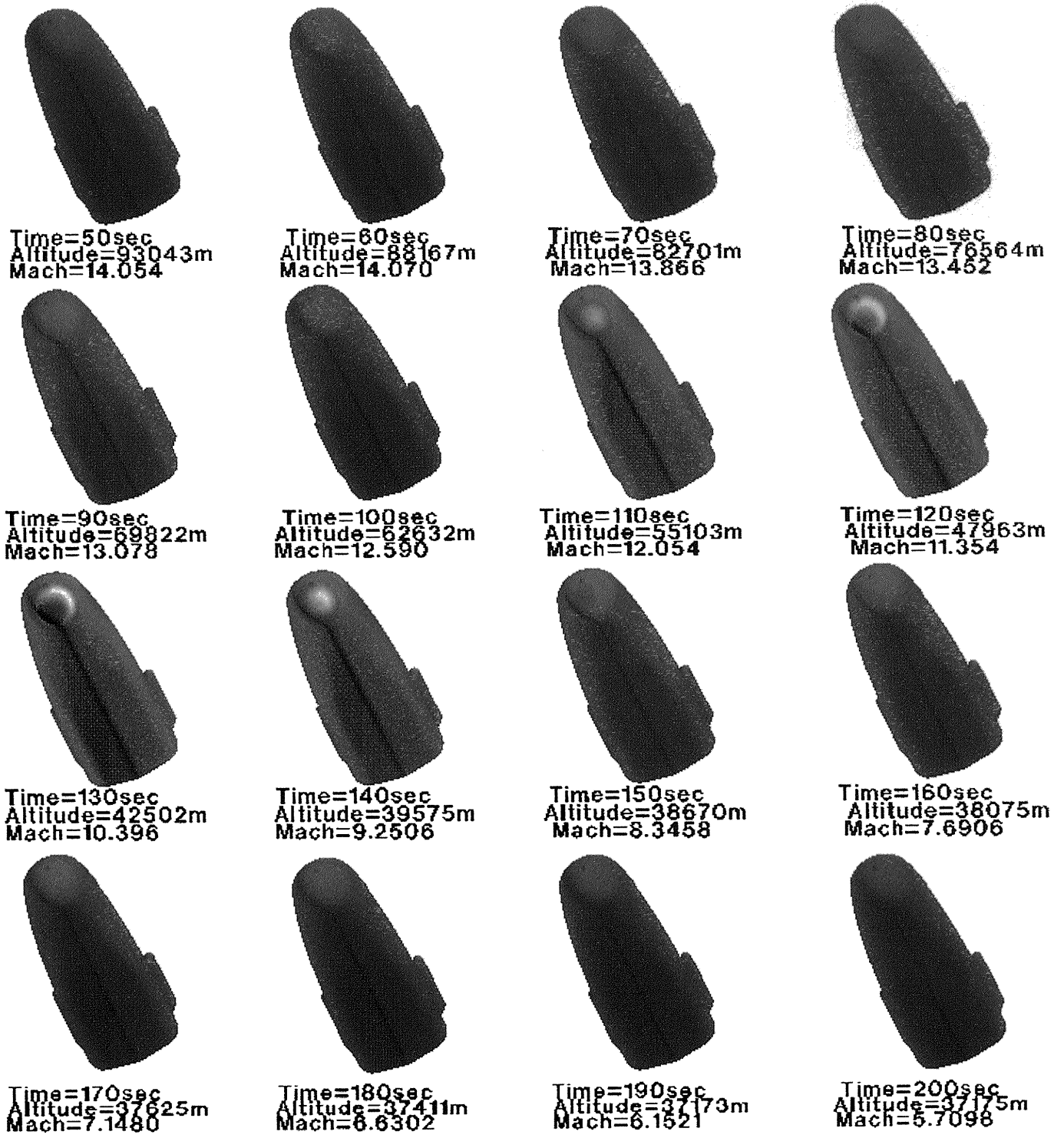


Fig.4 Heat Transfer Contours along HYFLEX Flight Trajectory

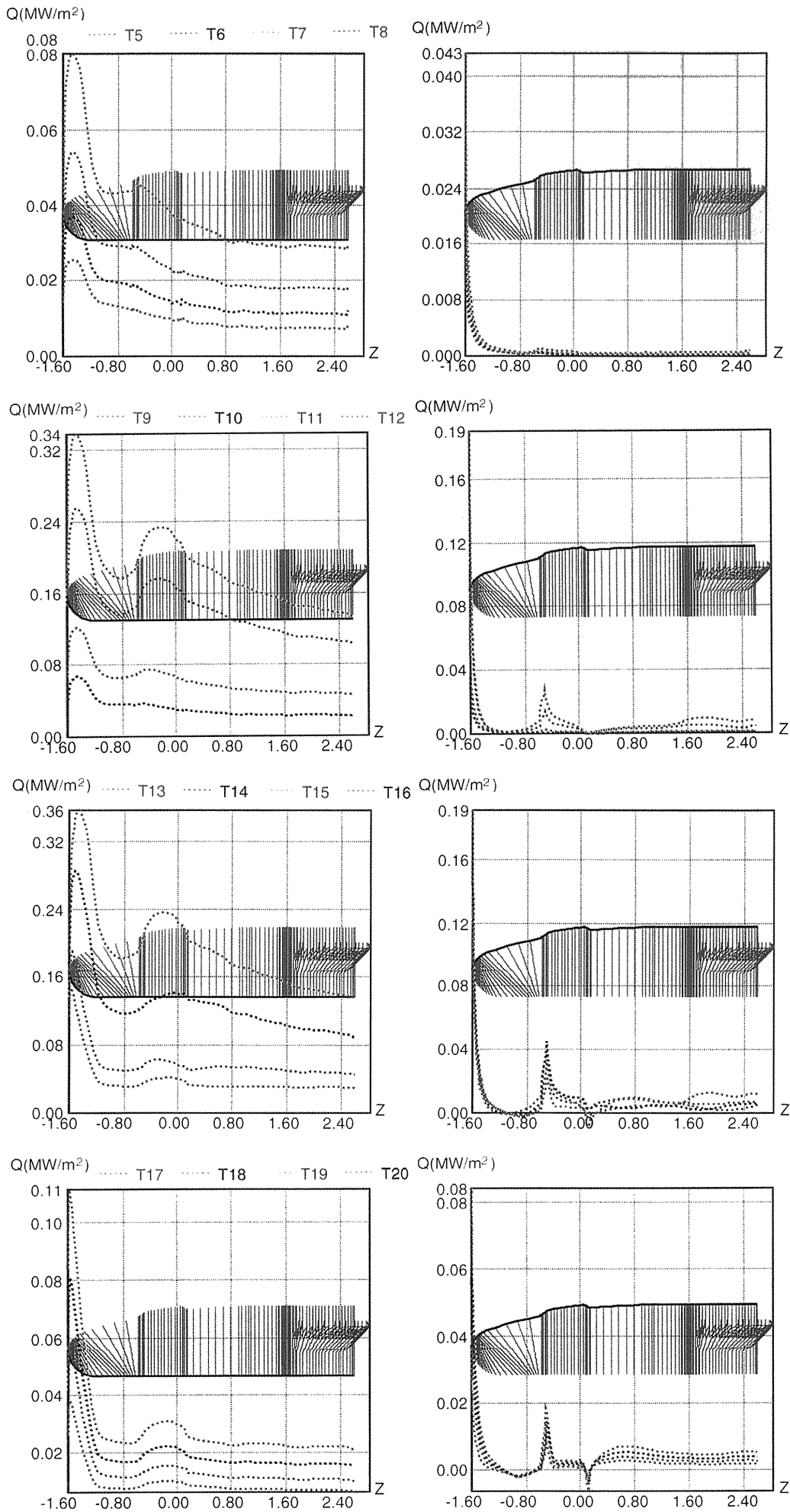


Fig.5 Heat Transfer Distributions along the Symmetry Line of the HYFLEX Fuselage at Each Trajectory Point

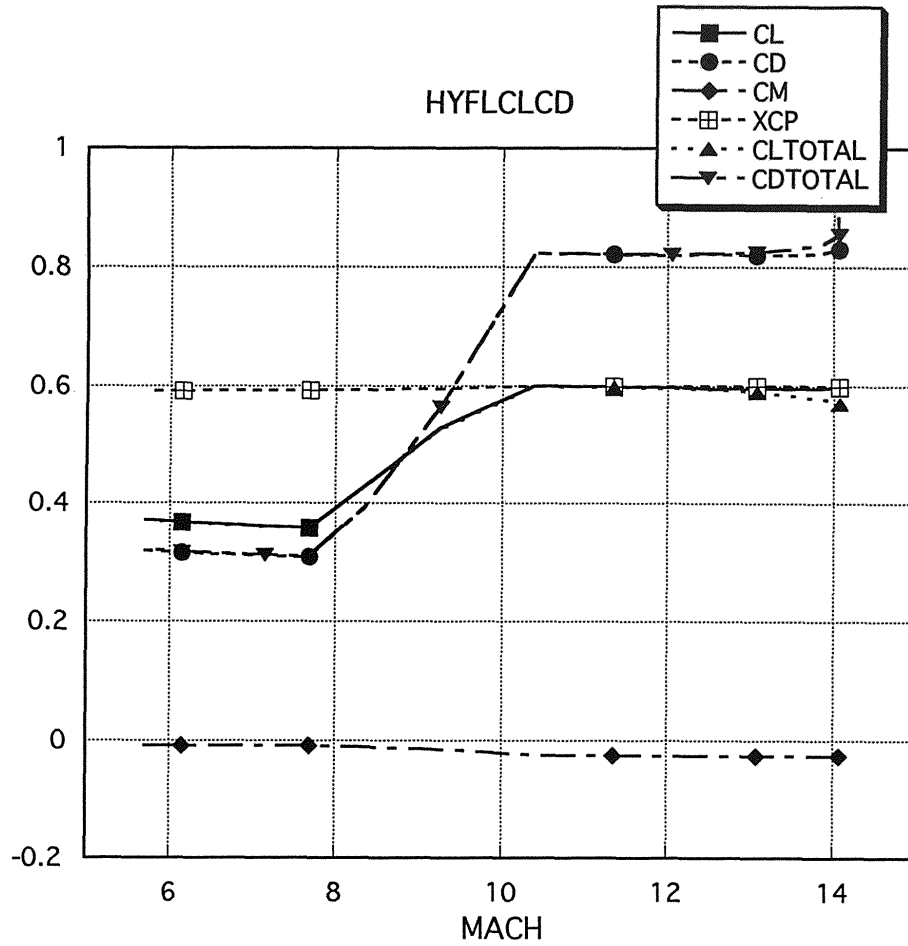


Fig.6 Aerodynamic Coefficients

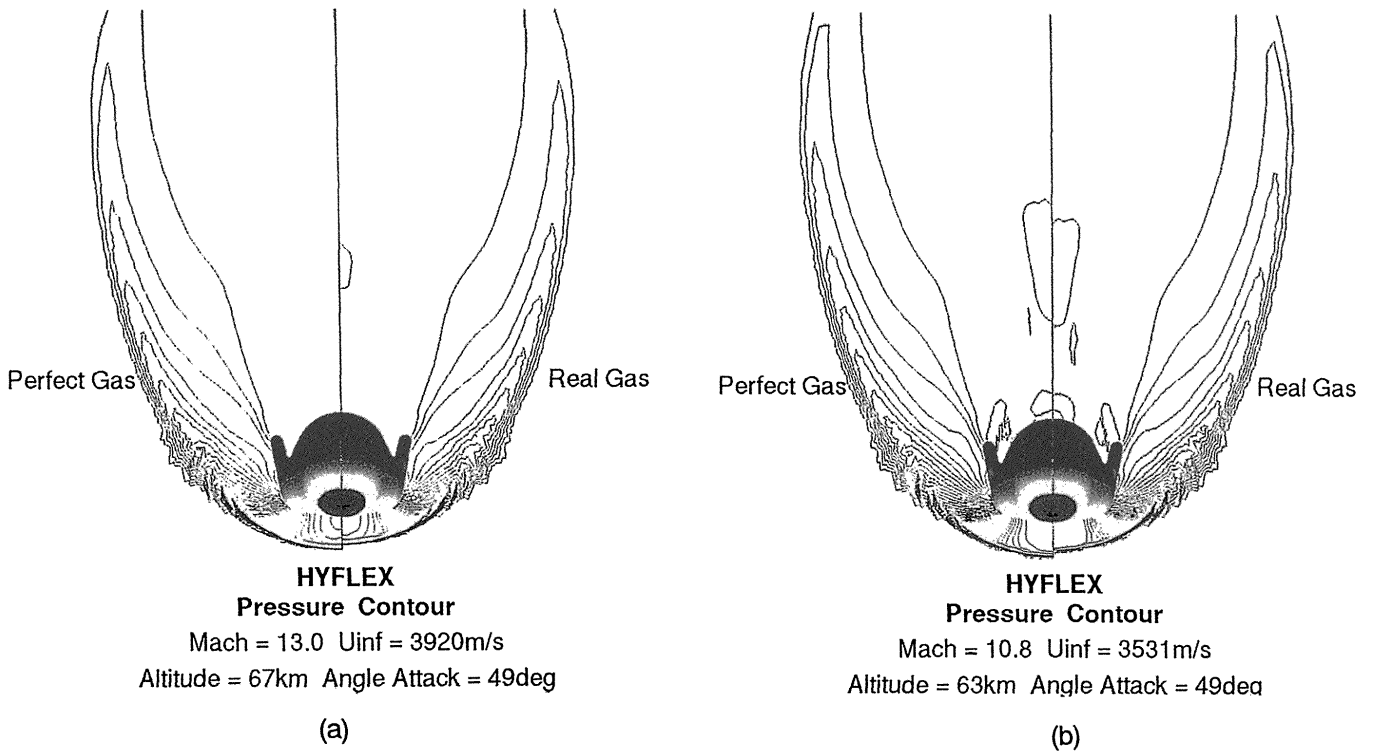


Fig.7 Comparisons of Pressure Contours between Real Gas and Perfect Gas Computations