

再突入飛行体まわりの空力加熱の CFD解析と実験

山本行光（航技研）

CFD Analysis and Experiment of Aerothermodynamic Heating around Re-entry Vehicle

by

Yukimitsu YAMAMOTO

National Aerospace Laboratory

Abstract

Recent comparisons of hypersonic CFD analysis with hypersonic wind tunnel experiments, including NAL M10 HWT ONERA S4MA HWT, Calspan's shock tunnel and Caltech T-5 high enthalpy shock tunnel, are introduced. Also, hypersonic re-entry flight analysis, such as OREX and HYFLEX are made. Through these studies, aerothermodynamic heating characteristics of re-entry vehicle are investigated in detail.

1. はじめに

再突入飛行体まわりの極超音速飛行時の空力加熱は、マージンの少ない領域での再突入飛行体の最適な空力設計において、その飛行の成立性をも左右する重要な研究要素の一つである。このため空力加熱の正確な評価法の確立は、実験的にも理論的にも重要な課題であり、航技研では、これまでに数多くの極超音速風洞試験、及び対応CFD解析を実施し、空力加熱解析の精度の検討を行ってきた¹⁾。この間にも完全気体レベルの極超音速風洞試験では、航技研の赤外線カメラによる温度測定を利用した空力加熱評価手法の精度が、風洞の大型化とともに、大幅に向上し²⁾、また衝撃風洞では米国のカルSPAN社の薄膜ゲージによる空力加熱試験が、HOPEの熱空力特性評価において、ここ数年来実施され³⁾、実験精度も大きく向上した。

一方、実在気体空力加熱の試験として、ドイツDLRのHEG、米国カルテック T-5等の高エンタルピ衝撃風洞⁴⁾、さらにはフランスのオーク加熱型衝撃風洞F4によるHYFLEX模型の空力加熱試験も行われている⁵⁾。また我国では軌道再突入実験OREX、極超音速飛行実験HYFLEXが成功し、実飛行データが得られている^{7)・8)}。このようにここ4、5年の間に、実験環境が大きく変化し、完全気体、

及び実在気体レベルでの利用可能な空力加熱測定データが豊富に供されるようになった。本報告では、上記のうちのいくつかについて、最近実施されたCFD解析計算結果の比較検証例について紹介し、その検討結果について報告し、今後の課題について考察したい。

2. 解析と比較検証

(1) HOPE簡易模型赤外線温度計測による空力加熱試験対応解析

航技研マッハ数10の大型極超音速風洞システムを用いて、赤外線温度測定法により、HOPE簡易形状模型の空力加熱試験を実施している。形状は図1に見られるように胴体に主翼後退角 5.5° のダブルデルタ形態の翼が取り付けられており、キंक位置から外側の主翼は一定の翼断面形が用いられている。模型長は480mmである。計算はマッハ数10.05、総温1110K、総圧3MPaの条件で行われた。図2に胴体中心線及び後部断面における迎角 20° での比較結果を示す。定量的にも良好な一致が得られているが、頭部よどみ点空力加熱は実験値がやや計算値を上回る。なお、計算値のよどみ点空力加熱は 0.215MW/m^2 で、よどみ点ノーズ曲率半径と同一の球の半径を仮定したFay-Riddelleの推算値は0.2

05MW/m²である。現在、主翼前縁に沿う空力加熱分布については、IRカメラの解像度、スリットレスポンス特性、熱伝導効果を含めた誤差評価を行っている⁹⁾。

また、同様な極超風試により平板模型の空力加熱試験がONERAと共同して行われている。図3はCFD解析による迎角35°での平板に沿う等圧力線図、及び風上側表面空力加熱分布を示す。大迎角では衝撃波干渉もタイプVIと異なって複雑となり、空力加熱のピークも局所的に極めて高くなっている。この衝撃波パターンは実験的にも確認され、現在、詳細な比較を進めている。

(2) HOPE極超音速風試、及び高エンタルピー衝撃風試対応解析

ONERA極超風試

HOPE06形状についてONERA S4MAマッハ数10極超風洞を使用して、赤外線温度測定システムによる空力加熱試験が行われた。風上側胴体中心線上に沿う空力加熱分布の比較を図4(a)にまた主翼平面形ダブルデルタ翼キック位置に近い断面での分布比較を図4(b)に示す。IR計測による実験値は、計算値よりも低くあらわれているのが特徴である。

カルスパン衝撃風試

カルスパン衝撃風試が、HOPE06形状について行われた。この実験では図5(a)に示される断面において薄膜熱伝達ゲージによる空力加熱分布が比較された。マッハ数は5.44、迎角は35°である。計算による分布結果を図5(b)に示す。現在、実験データは規定により公表できないが、実験はほぼ、CFD計算結果に一致する。

T-5 高エンタルピー衝撃風洞

ノーズ半径16mmの半球円柱胴体と主翼を模擬した後退角55°、前縁曲率半径12mm斜め円柱から構成される簡易形状模型とHOPE06形状模型についてT-5高エンタルピー衝撃風試が実施された。対応計算は一温度モデルによる実在気体NSコードを使用し、非触媒、完全触媒の2条件の計算を行った。ここでは、試験の中でも最も高いエンタルピー条件での計算結果について示す。流れの条件は表1に示す。

	密度 (kg/m ³)	温度 (K)	流速 (m/s)	定みエンタルピー (MJ/kg)
簡易形状 (迎角0°)	0.00776	2459	5542	21.75
HOPE06 (迎角35°)	0.00841	2292	5428	20.72

表 1

空力加熱分布の計算結果を図6に示す。図は各断面における加熱の最高値をプロットしたものである。空力加熱計算にあたっては300Kの等温壁条件を仮定している。触媒効果による空力加熱の上昇は両形状とも頭部のよどみ点領域に現れる。主翼前縁に沿う分布では、簡易形状模型、翼つけねの再圧縮部で触媒壁効果が現れるが、HOPE06形状ではほぼ同一の分布となりその差が認められない。実験値は上記と同様、規定により公表できないが、簡易形状模型については、ほぼ一致する結果が得られた。大迎角のHOPE06形状については実験値は主翼前縁の広範囲にわたり高い空力加熱を示すが、計算は主翼外側においてのみ高いピークを示す。主翼の胴体よりの部分を除いては、定量的にも良好な一致が得られた。

(3) OREX、HYFLEX実飛行解析

OREX

OREXについてはCFD-FEMカップリング解析により、再突入飛行中の耐熱材表面温度時間変化の解析はほぼ完了し¹⁰⁾、飛行結果と良好な一致が得られた。この表面温度データをを使用して、VSL法との比較が行われている¹¹⁾。よどみ点空力加熱の飛行時間に伴う変化を図7に示す。7化学種24反応モデルによるNSコードでは非触媒性を仮定しているため、飛行解析結果よりもよどみ点空力加熱が低くあらわれている。これに対しVSL法では有限触媒性の影響を取り入れたため、より厳密なよどみ点空力加熱の変化を模擬している。今後、実飛行解析では耐熱材の触媒効果の影響を見積もることが重要である。

HYFLEX

HYFLEXについては表面温度計測データが図8に示される位置で取得された。CFD解析は、完全及び実在気体解析を10秒間隔の飛行軌道に沿い、分離後時刻50秒、高度93kmから200秒、高度37kmまでの計算を実施した。

よどみ点空力加熱の飛行時刻による変化を図9に示す。完全気体計算値は、ほぼ Detra Kemp Riddelle らの理論値に一致している。これに対して実在気体では、最高空力加熱が生じる130秒前後で、加熱が4割ほど減少する。フィン外側の番号42番での空力加熱の時間変化による比較を図10に示す。ほぼ一致した傾向を見せるが、飛行結果は130秒以降でもなお加熱が上昇し続けている。これは乱流遷移が主な原因と考えられる。他の計測点でも同様な傾向をとる。図11に、FEM解析によるHYFLEX耐熱材表面の飛行軌道に沿った温度変化を示す。よどみ点での最高値は1400K程度となり、飛行計測値とほぼ一致する。

3. まとめ

現在進められている実飛行実験を含む種々の空力加熱計測結果と対応CFD解析結果との比較検討を行った。その結果、空力加熱評価に関してはなお各種計測法によるデータの誤差、異なる風洞間での対応風試、及びワークショップ等を含めたCFD解析を実施して、より信頼性のあるデータを提供できるようにすることが重要と考えられる。また実飛行解析では、乱流遷移、及び表面触媒性の同定の問題が今後残された課題となろう。

参考文献

- 1) 山本行光「超高速飛行体の空力加熱：CFDと風洞試験」第10回航空機計算空気力学シンポジウム論文集、NAL SP-19、1992年12月
- 2) 吉沢昭、井上安敏、山本行光、駒徹郎「IRサーモグラフィによる空力加熱分布の定量測定」第34回飛行機シンポジウム講演集 1996年10月
- 3) HOPE06形状カルスパン衝撃風試資料、三菱重工株式会社
- 4) 「06HOPE高エンタルピー衝撃風洞試験(その1)成果報告書」平成7年6月川崎重工株式会社
- 5) 「06HOPE高エンタルピー衝撃風洞試験(その2)成果報告書」平成7年11月川崎重工株式会社
- 6) 穂積弘一「ONERA F-4 HYFLEX高エンタルピー風試資料」私信
- 7) NAL/NASDA HOPE研究共同チーム HOPE/OREXワークショップ講演論文集 航技研特別資料 SP-24 1994年9月

- 8) 航空宇宙技術研究所/宇宙開発事業団 HYFLEX/HOPE-Symposium 講演前刷集 1996年7月
- 9) NAL/NASDA共同研究「空力加熱測定法の研究」成果報告書 1996年6月
- 10) Yukimitsu Yamamoto "Recent Comparisons of Aerothermodynamic Results by CFD and FEM Coupling Analysis with OREX Flight Experiment" 第13回航空機計算空気力学シンポジウム論文集、特別企画「高エンタルピー流れ企画セッション及びワークショップ」航技研特別資料 SP-29、1996年1月
- 11) R. N. Gupta, J. N. Moss and J. M. Price "Assessment of Thermochemical Nonequilibrium and Slip Effects for Orbital Reentry Experiment(OREX)" AIAA Paper 96-1859, June, 1996

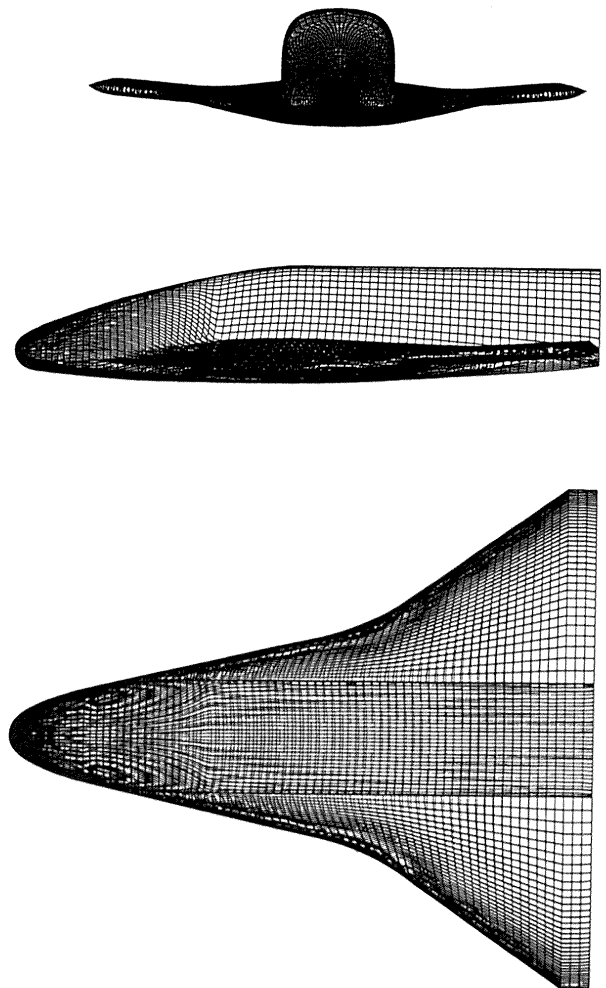


図1 NAL極超風試HOPE簡易形状模型表面格子

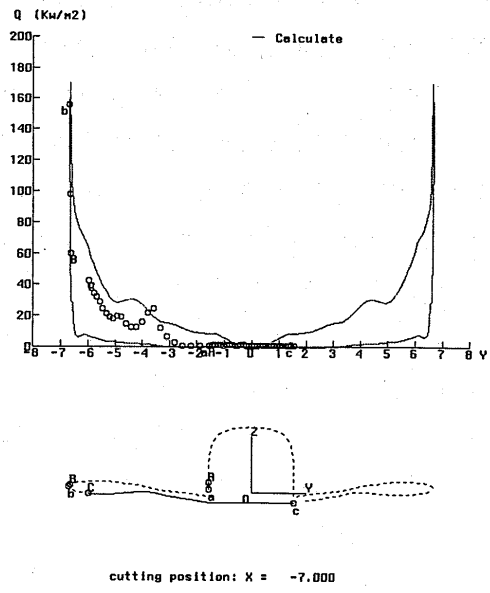
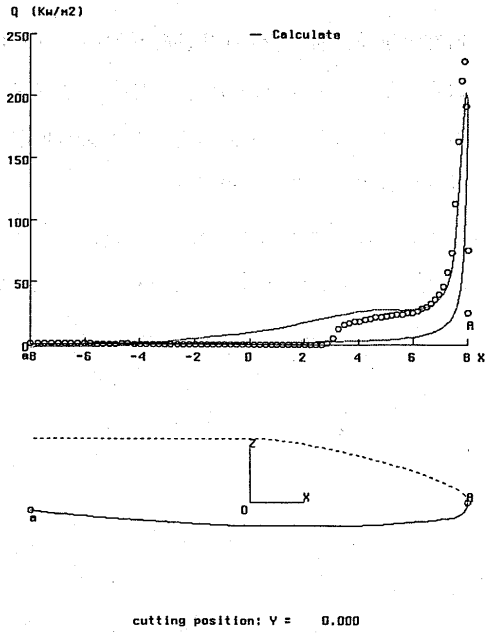


図2 赤外線温度計測システムによる空力加熱断面分布の比較 ($M_\infty=10.0, \alpha=20^\circ$)

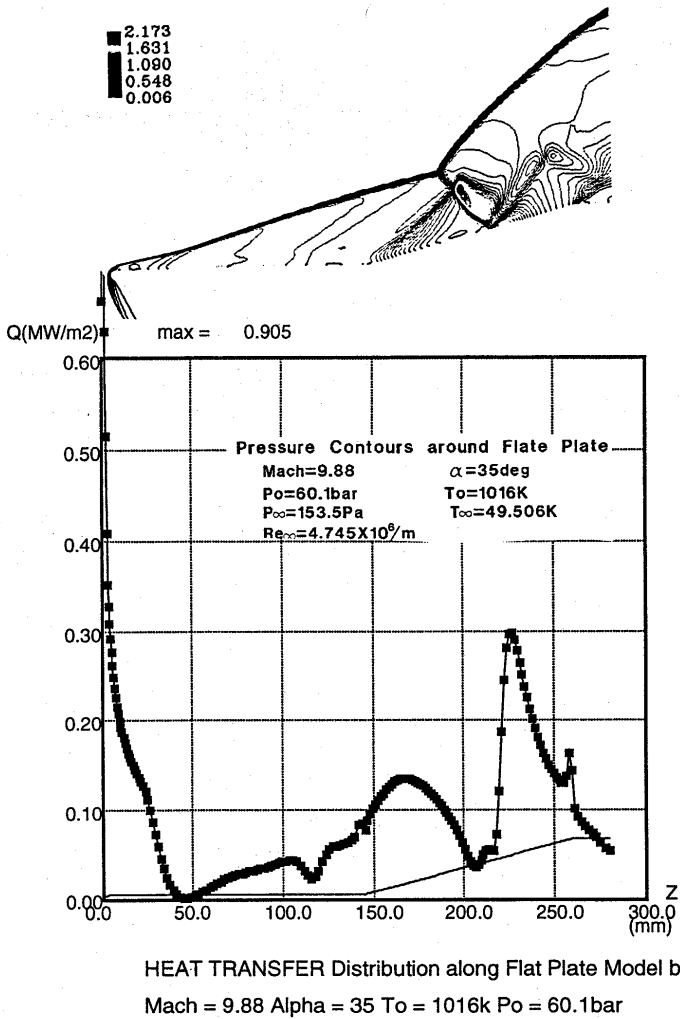
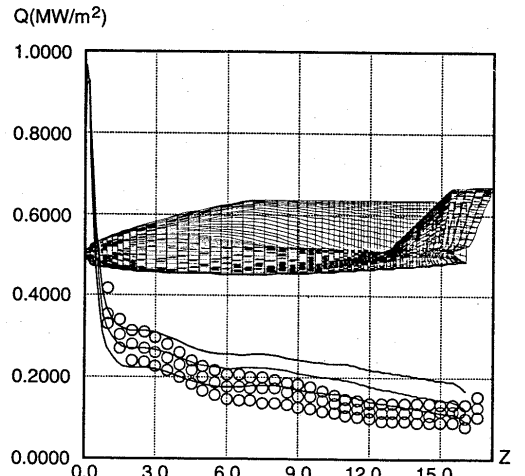
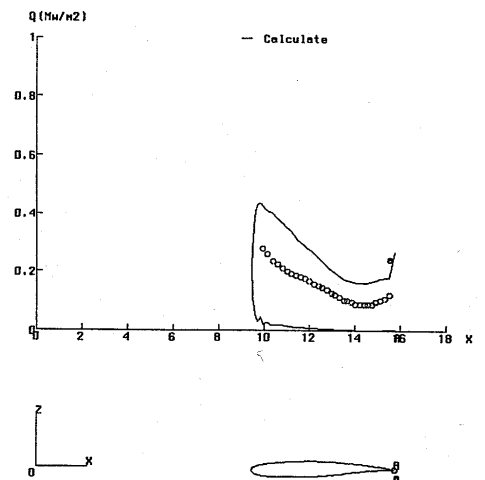


図3 N A L 極超風試対応平板模型空力加熱分布と圧力線図の C F D 結果 ($M_\infty=10.0, \alpha=35^\circ$)

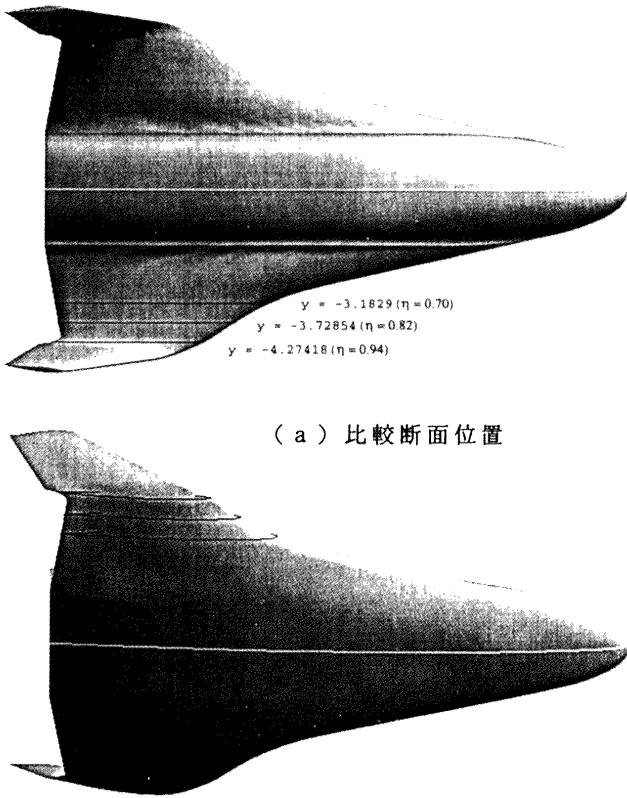
— hopeone1040 Numerical ○ hopeone1040 Experiment
 — hopeone1030 Numerical ○ hopeone1035 Experiment
 ○ hopeone1030 Experiment



(a) 胴体中心線
 図4 HOPE 06 形状 ONERA S4MA 極超 I R 風試空力加熱分布比較 ($M_\infty=10.0$)

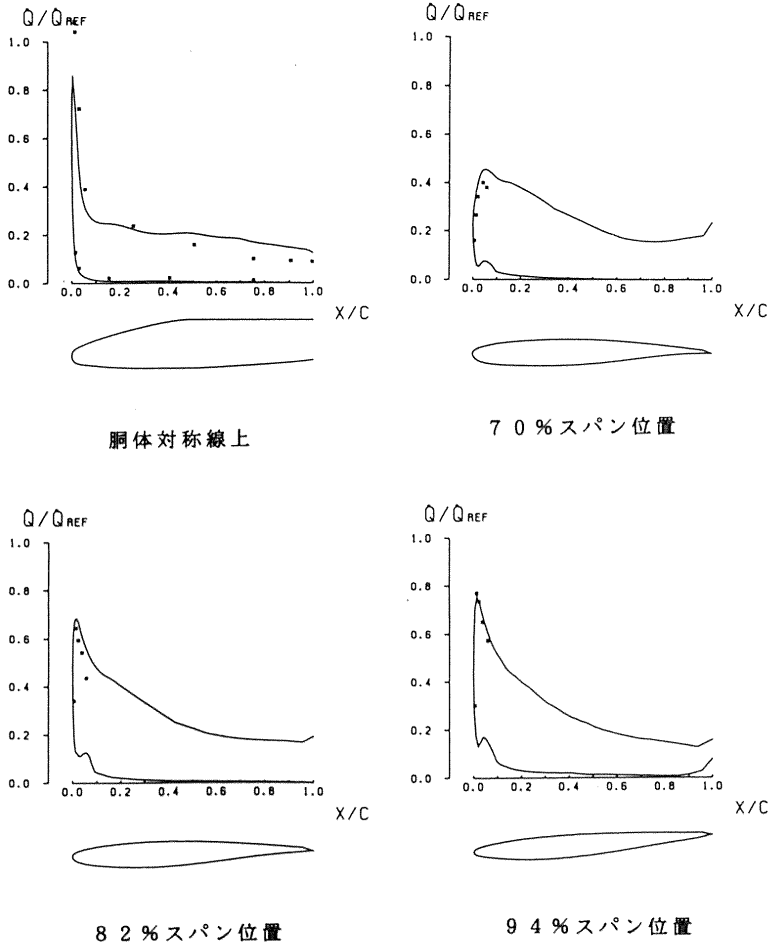


(b) 中心から 3.05m 離れた主翼断面位置

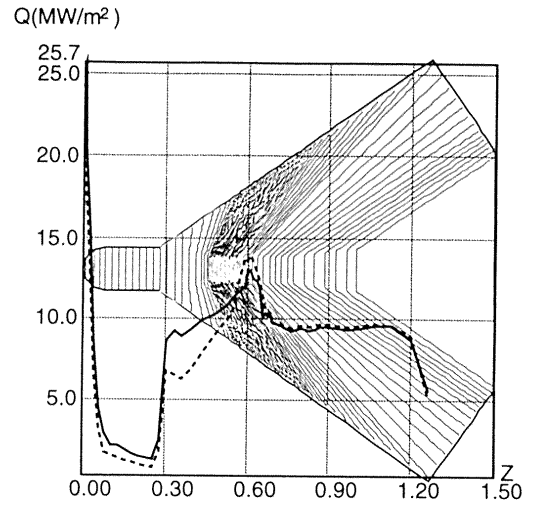


(a) 比較断面位置

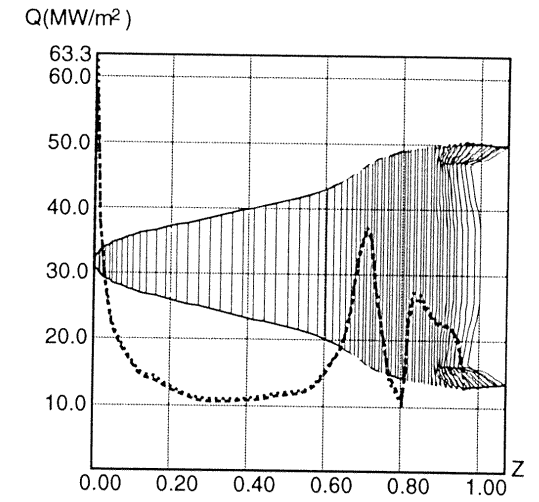
図5 カルスパン衝撃風洞条件
対応CFD計算空力加熱分布



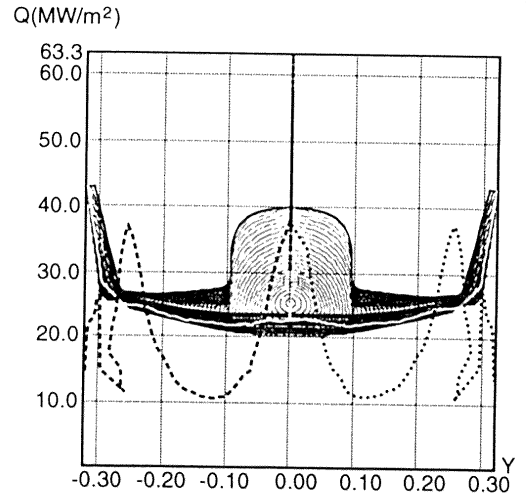
(b) 断面空力加熱分布



a) 簡易形状



..... Catalytic --- Non-Catalytic



b) HOPE 06 形状

図6 T-5 高エンタルピー衝撃風洞試対応
CFD計算断面内最大空力加熱分布

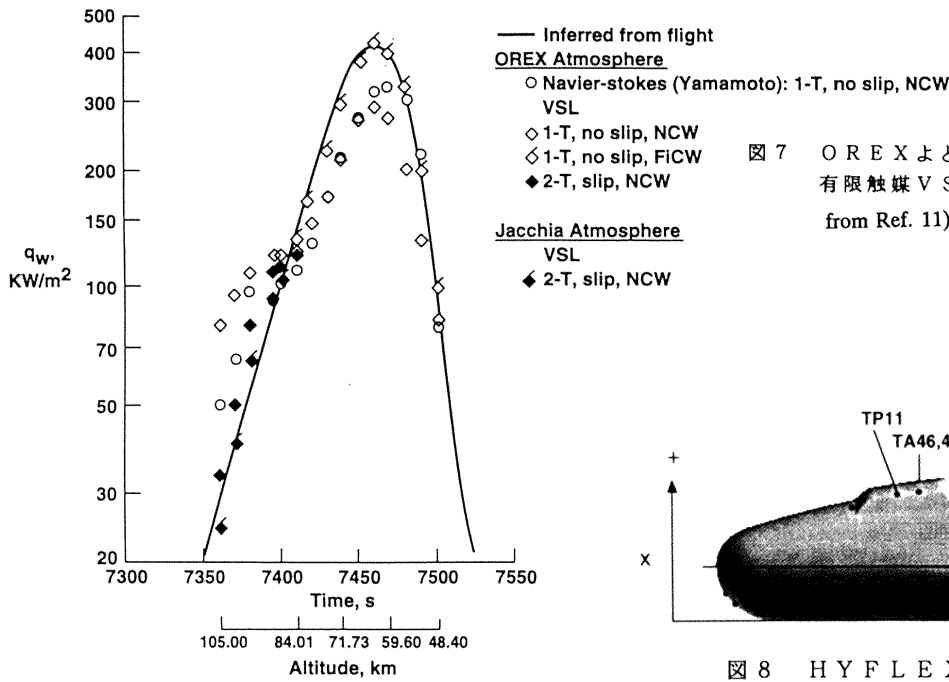


図 7 OREX よどみ点空力加熱の飛行時間に伴う変化；有限触媒 V S L 法との比較 from Ref. 11)

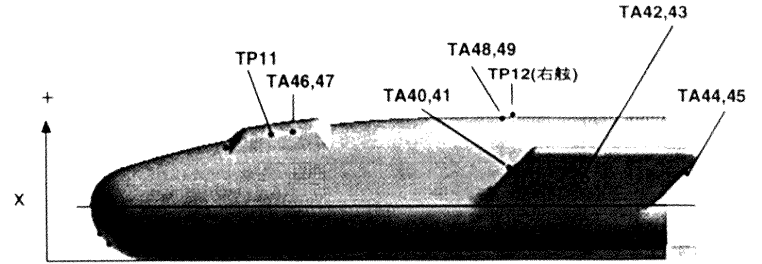


図 8 HYFLEX 飛行実験 表面温度計測位置

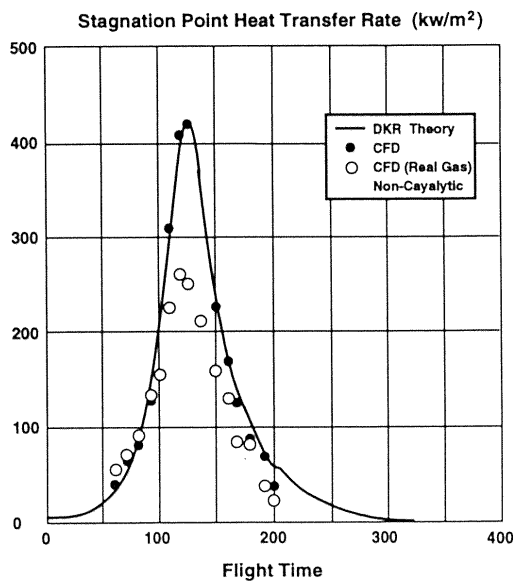


図 9 HYFLEX 飛行軌道に沿った完全及び実在気体よどみ点空力加熱 C F D 計算値

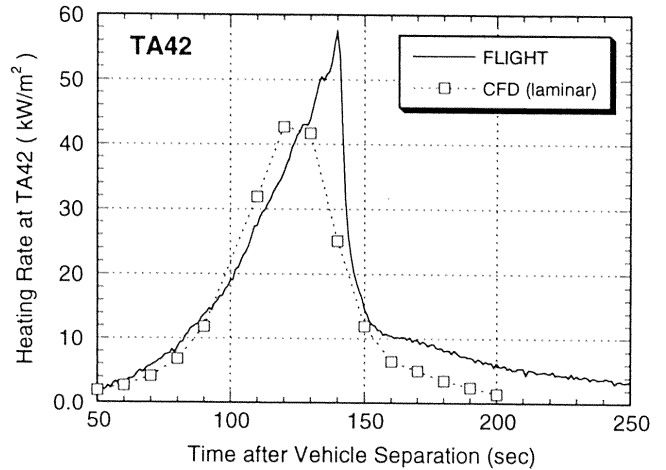


図 1 0 HYFLEX フィン外側表面計測点番号 4 2 での空力加熱の C F D 解析と飛行実験値の比較

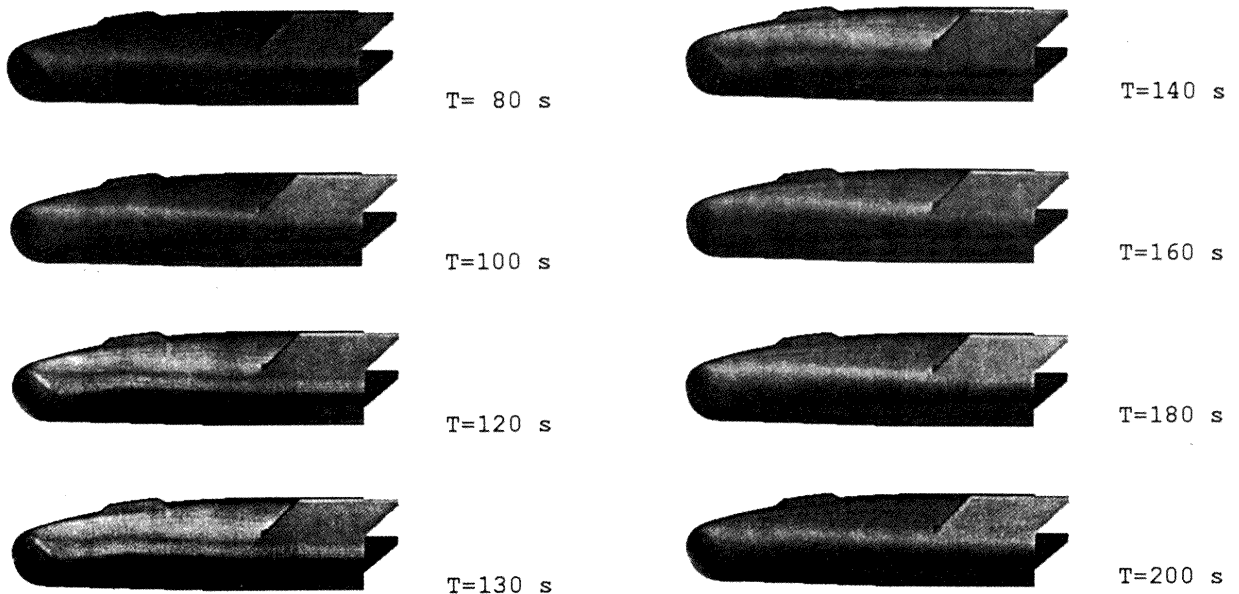
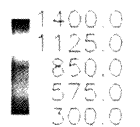


図 1 1 三次元 F E M 解析による HYFLEX 耐熱材表面温度変化