

HOPEの空力設計解析

山本行光^{*1)}、伊藤良三^{*2)}

CFD Design Study of HOPE-X Aerodynamic Characteristics

by

Yukimitsu YAMAMOTO^{*1)}, and Ryozo ITO^{*2)}

ABSTRACT

Numerical study of aerodynamic characteristics of new HOPE 11 model is performed. In the present study, totally about 300 CFD calculations are carried out. For subsonic, transonic and supersonic speed range, parametric multi-block Navier-Stokes analysis has been conducted from $M_\infty=0.4$ to 3.0 at angles of attack from 0 to 20 deg, with and without side slip effects. For transonic flows, sting interference effects are also investigated at $M_\infty=0.9$ and 1.1. Turbulent heating at low hypersonic speed in launching phase is predicted at low angles of attack and the numerical results are compared with AEDC HWT experiments. Basic aero- and aerothermodynamic characteristics at hypersonic re-entry phase are also investigated from $M_\infty=8$ to $M_\infty=26$ at angles of attack $\alpha=30^\circ$, 40° , and 50° , where the efficiency of control surface such as body flaps and elevon deflections is also studied.

Real gas effects are analyzed by using a 7 species chemically non-equilibrium one temperature N-S code. In order to divide contributions of chemical reactions to total aerodynamic performance, calculations using three different kind of gas models (perfect, frozen and real gas model) have been made.

Through these parametric computations, total aero- and aerothermodynamic characteristics of new HOPE 11 basic design model are evaluated.

1. まえがき

HOPE-Xはこれまでのティップフィン形式から双垂尾形態に再設計され、この設計の過程で亜／遷音速から極超音速空力特性に対する形状変更効果が260ケース程のパラメトリックなナビエ・ストークス計算により調べられ、CFDがこのような基本形状設計に有力な道具となり得ることを示した^{1), 2)}。新たな基本形状は、図1の3面図にみられるように、胴体長が1.5m短縮され、全長13.38m、主翼面積は50.22m²に設定された。またノーズ部の有効曲率半径は0.5mから0.86mへ増加し、空力加熱の低減がはかられている。主翼後退角は55°、上反角は0°、双垂尾キャント角は25°で、主翼後縁前進角は5°と設定され、双垂尾は後方にシフトされた形状が選定された。基本形状は最終的に着陸特性や極超音速空力加熱特性、遷音速空力性能、構造上の

得失等を考慮して決定され、今回の改善設計で、およそ1トンほどの重量軽減がはかられた³⁾。

本研究では、上記のように再設計された新たなHOPE 11基本形状について亜／遷音速から極超音速領域での300例以上のCFD計算を実施し、その基本空力特性を明らかにするとともに、風洞試験結果との比較検証を行った。

亜／遷／超音速空力特性に関しては、ベース・フローを含めたマルチブロック解析をマッハ数0.4から3.0の飛行条件で実施し、またステイング有／無の遷音速風試条件での計算を行い、ベース・フロー効果を詳細に調べた。

極超音速領域ではマッハ数8から26、迎角 $\alpha=30^\circ$ 、 40° 、 50° の条件で、基本特性に対するマッハ数効果を調べるとともに、エレボン及びボディフラップの舵角を変化させた舵面効き特性の検討を行った。横すべり角 $\beta=3^\circ$ にした横方向特性の計算も迎角 40° で実施した。

一方、極超音速再突入飛行に特有の高温流れによる実在気体効果に関しては、一温度モデルによる非平

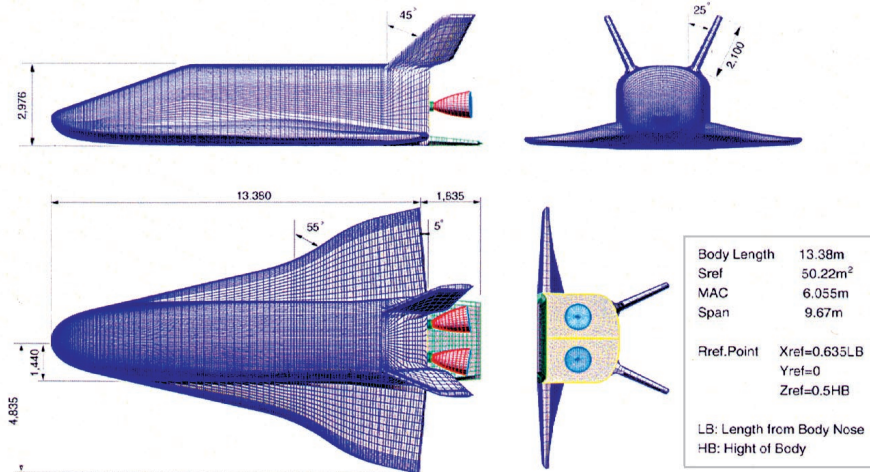


図1 HOPE11形状

平衡化学反応流コードを使用して、マッハ数8から26、迎角 $\alpha = 30^\circ, 40^\circ, 50^\circ$ の条件で、計算を行い、実在気体に特有の頭上げモーメントの発生や触媒性を含めた空力加熱への影響が調べられた。今回の解析では化学反応のみによる効果を抽出するため、同一のコードで完全気体、及び凍結流条件の解析も実施し、化学反応によらない高温現象のみによる効果と化学反応による効果を区別し、これらの関係を明らかにした。さらに、打ち上げ時のマッハ数3及び6の低迎角飛行条件で、耐熱性の低い胴体背面部の乱流遷移による加熱率の上昇も検討され、マッハ数6のケースでは、米国のAEDC極超音速風洞試験との比較・検証を通して、定量的評価を行った。

本報告では、上記の結果について詳しく紹介するとともに、CFDのHOPE空力設計解析における活用と今後の課題について述べる。

2. 数値解法

遷音速流解析では、航技研で開発されたマルチブロック構造格子対応のCFDコード⁴⁾を使用した。解法は対流項に Chakravarthy のTVDスキーム⁵⁾を適用し、乱流モデルとして Baldwin-Lomax モデルを使用した。

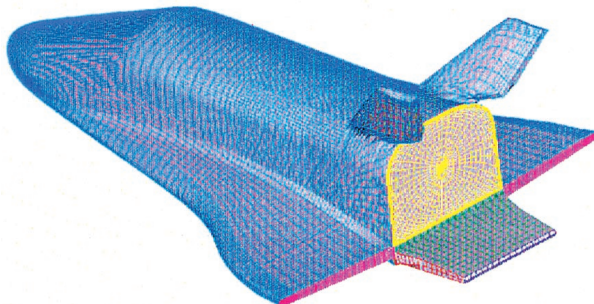


図2 HOPE11 亜/遷/超音速流解析 表面格子

一方、極超音速領域では風上差分TVD流速分離法⁶⁾を使用し、実在気体解析では、7成分一温度モデルによるFDS非平衡化学反応流コード⁷⁾を用いた。極超音

| Case No | Model | M ∞ | α (deg) | β (deg) | ReLB | Remarks |
|---------|--------|------------|----------------|---------------|----------|-----------------------------|
| 32 | HOPE11 | 0.4 | 0 | 0 | 6.23E+07 | Aerodynamic Load Estimation |
| 33 | | | 5 | | | |
| 34 | | | 10 | | | |
| 35 | | | 15 | | | |
| 36 | | | 0 | | | |
| 37 | | | 5 | | | |
| 38 | | | 10 | | | |
| 39 | | | 15 | | | |
| 40 | | | 0 | -5 | | |
| 41 | | | 5 | | | |
| 42 | | | 10 | | | |
| 43 | | | 0 | | | |
| 44 | | | 5 | | | |
| 45 | | | 10 | | | |
| 46 | | | 0 | 0 | | |
| 47 | | | 5 | | | |
| 48 | | | 10 | | | |
| 49 | | | 0 | | | |
| 50 | | | 5 | | | |
| 51 | | | 10 | | | |
| 52 | | | 0 | -5 | | |
| 53 | | | 5 | | | |
| 54 | | | 10 | | | |
| 55 | | | 0 | | | |
| 56 | | | 5 | | | |
| 57 | | | 10 | | | |
| 58 | | | 0 | 0 | | |
| 59 | | | 5 | | | |
| 60 | | | 10 | | | |
| 61 | | | 0 | | | |
| 62 | | | 5 | | | |
| 63 | | | 10 | | | |
| 64 | | | 0 | -5 | | |
| 65 | | | 5 | | | |
| 66 | | | 10 | | | |
| 67 | | | 0 | | | |
| 68 | | | 5 | | | |
| 69 | | | 10 | | | |
| 70 | | | 0 | 0 | | |
| 71 | | | 5 | | | |
| 72 | | | 15 | | | |
| 73 | | | 0 | | | |
| 74 | | | 5 | | | |
| 75 | | | 15 | | | |
| 76 | | | 0 | -5 | | |
| 77 | | | 5 | | | |
| 78 | | | 15 | | | |
| 79 | | | 0 | | | |
| 80 | | | 5 | | | |
| 81 | | | 15 | | | |
| 82 | | | 0 | 0 | | |
| 83 | | | 10 | | | |
| 84 | | | 20 | | | |
| 85 | | | 0 | | | |
| 86 | | | 10 | | | |
| 87 | | | 20 | | | |

表1 HOPE11 亜/遷/超音速設計解析計算ケース

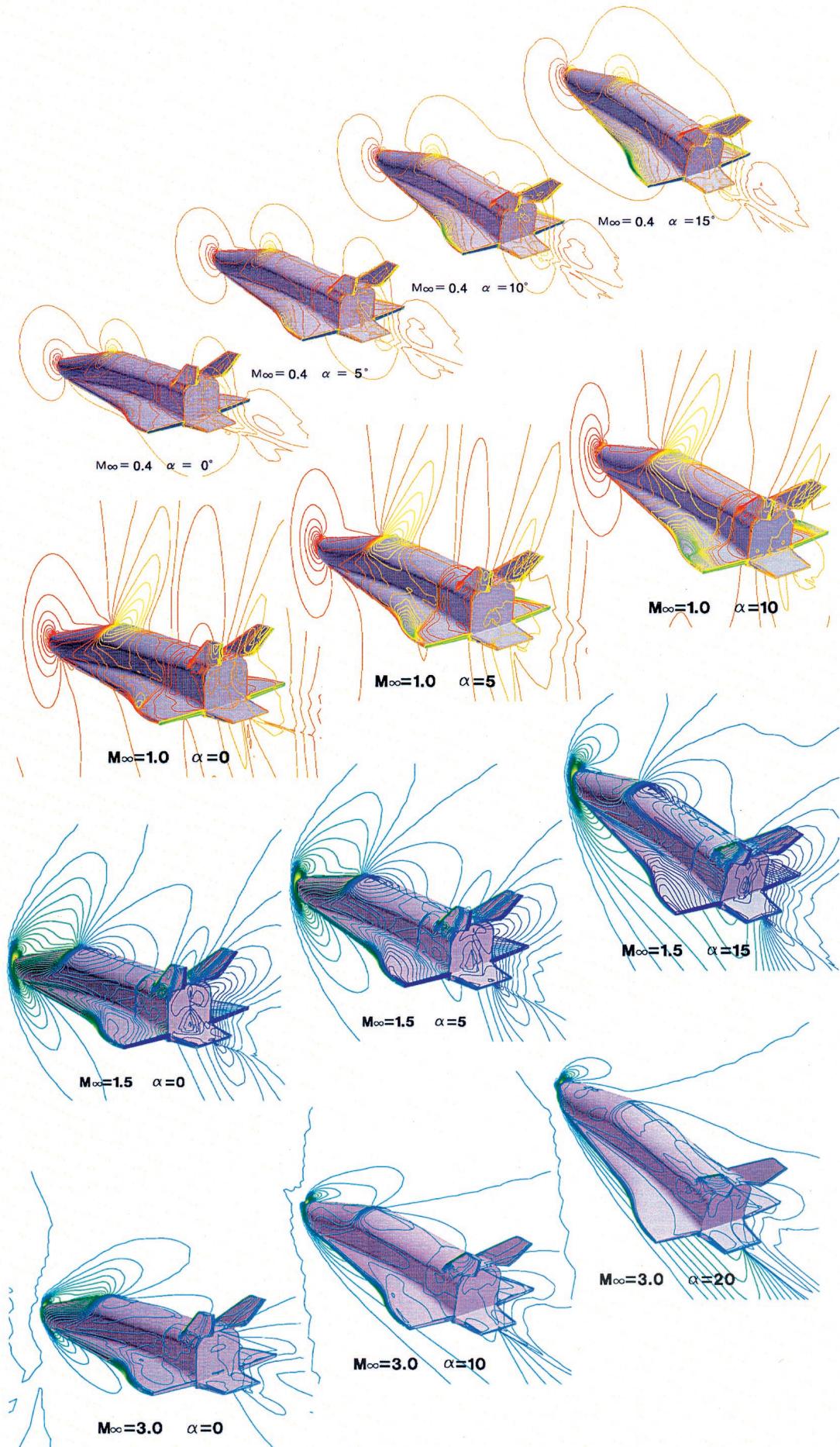


図3 HOPE11 亜/遷/超音速圧力線図

| Case No | Model | Condition | Scale | M_∞ | Re_∞ (MAC base) | P_∞ (Pa) | T_∞ (K) | α (deg) | β (deg) | Remarks |
|---------|------------------------------|-----------------|-------|------------|------------------------|-----------------|----------------|----------------|---------------|---|
| 1 | HOPE11 with Sting Support | Wind Tunnel | 2.70% | 0.9 | 3.62E+06 | 8.87E+04 | 248 | -5 | 0 | |
| 2 | | | | | | | | 0 | | |
| 3 | | | | | | | | 5 | | |
| 4 | | | | | | | | 10 | | |
| 5 | | | | | | | | -5 | | |
| 6 | HOPE11 without Sting Support | Wind Tunnel | 2.70% | 0.9 | 3.62E+06 | 8.87E+04 | 248 | 0 | 5 | Side Slip Effects |
| 7 | | | | | | | | 5 | | |
| 8 | | | | | | | | 10 | | |
| 9 | | | | | | | | 0 | | |
| 10 | | | | | | | | 5 | | |
| 11 | HOPE11 with Sting Support | Re-Entry Flight | 100% | 0.9 | 2.50E+07 | 1.38E+04 | 217 | 0 | 0 | No Sting Effect with Reynolds Number Change |
| 12 | | | | | | | | 5 | | |
| 13 | | | | | | | | 10 | | |
| 14 | | | | | | | | 0 | | |
| 15 | | | | | | | | 5 | | |
| 16 | HOPE11 without Sting Support | Wind Tunnel | 2.70% | 1.1 | 4.08E+06 | 7.94E+04 | 232 | -5 | 0 | |
| 17 | | | | | | | | 0 | | |
| 18 | | | | | | | | 5 | | |
| 19 | | | | | | | | 10 | | |
| 20 | | | | | | | | -5 | | |
| 21 | HOPE11 with Sting Support | Wind Tunnel | 2.70% | 1.1 | 4.08E+06 | 7.94E+04 | 232 | 0 | 5 | Side Slip Effects |
| 22 | | | | | | | | 5 | | |
| 23 | | | | | | | | 10 | | |
| 24 | | | | | | | | -5 | | |
| 25 | | | | | | | | 0 | | |
| 26 | HOPE11 without Sting Support | Wind Tunnel | 2.70% | 1.1 | 4.08E+06 | 7.94E+04 | 232 | 0 | 0 | No Sting Effects |
| 27 | | | | | | | | 5 | | |
| 28 | | | | | | | | 10 | | |
| 29 | | | | | | | | 0 | | |
| 30 | | | | | | | | 5 | | |
| 31 | HOPE11 with Sting Support | Re-Entry Flight | 100% | 0.9 | 1.74E+07 | 1.38E+04 | 217 | 0 | 0 | No Sting Effect with Reynolds Number Change |
| 32 | | | | | | | | 5 | | |

表2 HOPE11遷音速風洞試験対応
ステイング干渉効果計算ケース

速流解析で用いた計算格子点数は主流方向ノーズからベース部端面まで100点、機体軸周方向周りは96点である。機体面から垂直方向には60点とした。亜／遷／超音速流解析では、機体まわりの格子の他にベースフロー領域の空間格子が付け加えられる。遷音速流解析で用いられたベース面を含む表面格子を図2に示す。

3. 結果と検討

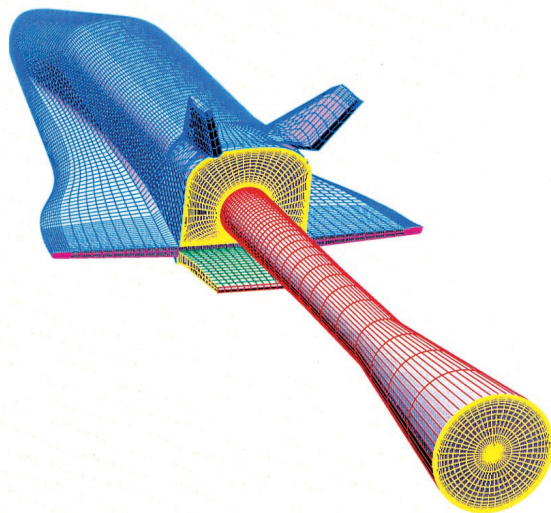


図4 ステイング付きHOPE11モデル表面格子

3-1. 亜／遷／超音速流解析

本解析における計算ケースを表1に示す。マッハ数は 0.4 から 3.0、迎角は0°から20°の範囲で計算を実施した。レイノルズ数は実機想定飛行条件のものである。また、横滑り角を5°に設定して横方向特性の検討も行った。マッハ数 0.4, 1.0, 1.5, 3.0 での圧力線図を図3に示す。一方、遷音速風洞試験におけるステイング干渉効果を調べるため、表2に示す風洞対応計算も実施された。計算は 2.7%スケールモデルでのステイング有／無の効果、及びこれに対応する全機モデルでの評価を、マッハ数 0.9, 1.1、迎角 -5°、0°、5°、10°の範囲で行った。ステイング有の場合の表面格子、及び $M_\infty = 0.9$ 、 $\alpha = 5^\circ$ での圧力線図を図4、図5に示す。

縦3分力特性に対する風試モデルでのステイング干渉効果、及び全機モデルの計算結果を図6に示す。ステイング有のケースが最も高い抵抗値を示すが、ステイングがベース面にあたる部分の圧力の寄与を算定しなかったことが、この原因である。また、実機飛行条件での結果は2.7%風試モデルに比べて、ベース抵抗が大きくなり、その分、抵抗値が下がっていくことが分かる。ステイング無の風試モデルの計算結果と風洞試験結果⁸⁾との比較を図7に示す。マッハ数0.9でCDの値は実験値より高く、マッハ数1.1では比較的良好な一致を示している。この原因については今後詳細な検討を行ってゆきたい。

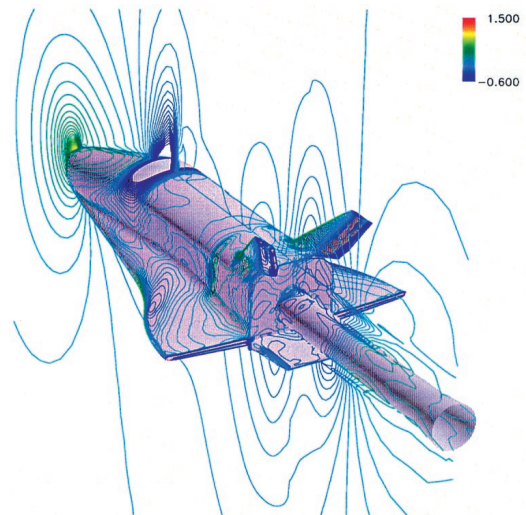


図5 ステイング付きHOPE11モデル圧力線図 ($M_\infty = 0.9$ 、 $\alpha = 5^\circ$ 、 $Re_\infty = 3.62 \times 10^6$)

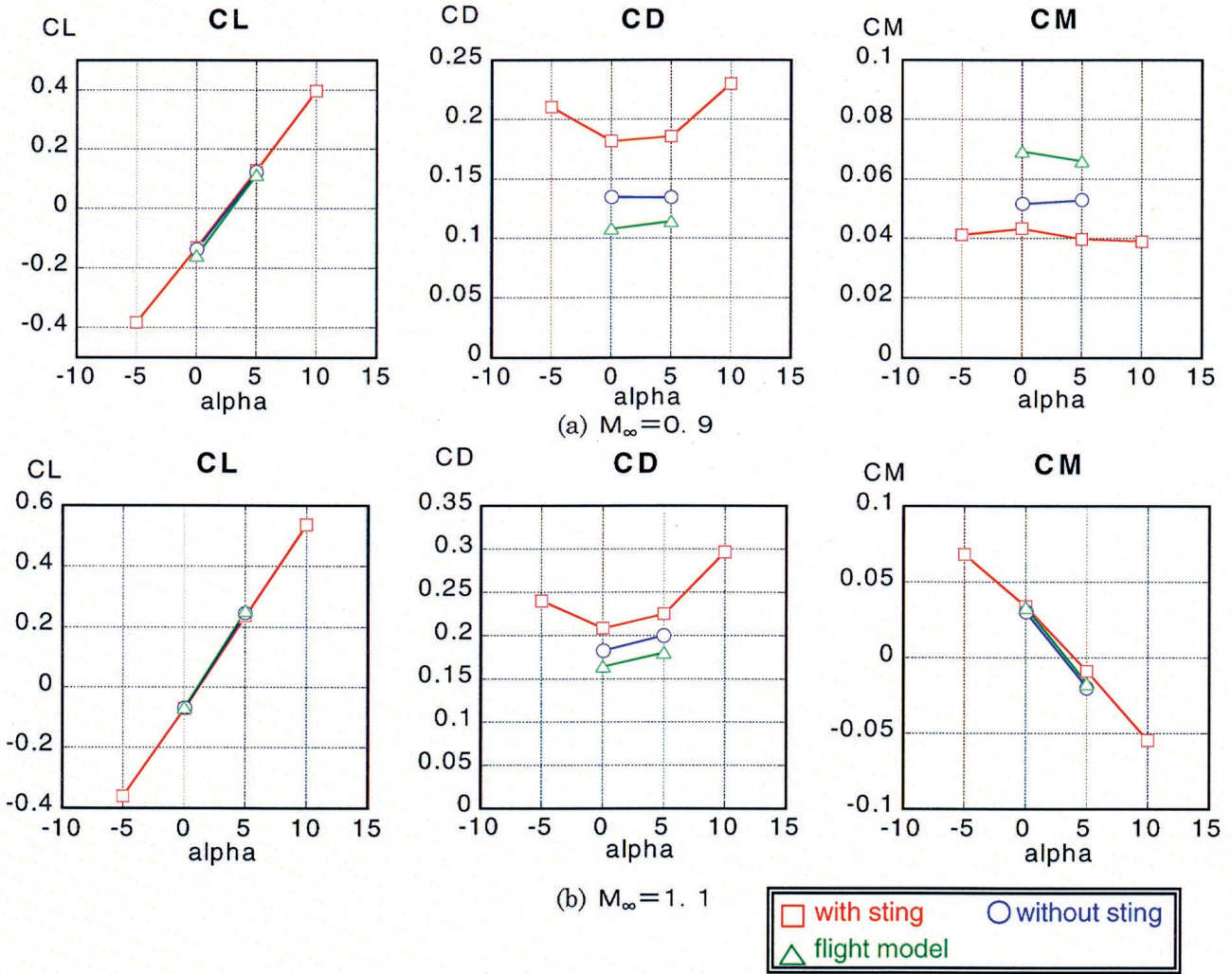


図6 HOPE11 遷音速流スティング干渉効果による縦3分力特性の変化

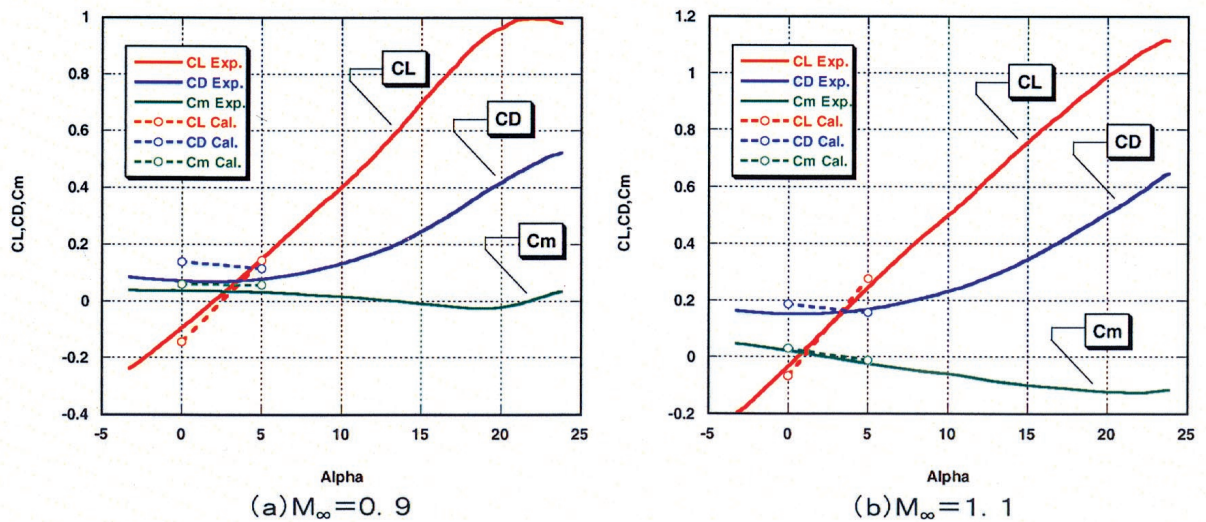


図7 HOPE11 遷音速風洞試験結果との比較

| Case No | 機体形状 | Mach No. | α (deg) | β (deg) | δe (deg) | δbf (deg) | P_{∞} (Pa) | T_{∞} (K) | T_{wall} (K) | Scale | Remarks | |
|---------|--------|----------|----------------|---------------|------------------|-------------------|-------------------|------------------|----------------|---|--|---|
| 1 | 11HOPE | 3 | 10 | 5 | 0 | 0 | 994.3 | 288.8 | 1366 | 1 | Perfect Gas Model Side Slip Effects | |
| 2 | | | 25 | | | | | | | | | |
| 3 | | 5.97 | 20 | 3 | | | 460 | 58.1 | 300 | 0.036 | | |
| 4 | | | 30 | | | | | | | | | |
| 5 | | | 40 | | | | | | | | | |
| 6 | | 9.94 | 30 | 0 | | | 99 | 50.3 | 300 | 0.028 | | |
| 7 | | | 40 | | | | | | | | | |
| 8 | | | 50 | | | | | | | | | |
| 15 | 11HOPE | 10 | 40 | 0 | 0 | 58.9 | 51.1 | 300 | 0.028 | Perfect Gas Model Mach No. Effects at $\alpha=30^\circ$, 40° , 50° with and without Side Slip | | |
| 16 | | | 26 | | | | | | | | 3 | |
| 17 | | | | | | | | | | | 0 | |
| 18 | | 3 | | | | | | | | | | |
| 19 | | 8 | 30 | 0 | 79.55 | 270.7 | 1366 | 1 | | | | |
| 20 | | | 40 | | | | | | | | | |
| 21 | | | 50 | | | | | | | | | |
| 22 | | 10 | 30 | 0 | 36.73 | 257.6 | 1366 | 1 | | | | |
| 23 | | | 40 | | | | | | | | | |
| 24 | | | 50 | | | | | | | | | |
| 25 | | 15 | 30 | 0 | 11.49 | 234.3 | 1366 | 1 | | | | |
| 26 | | | 40 | | | | | | | | | |
| 27 | | | 50 | | | | | | | | | |
| 28 | | 20 | 30 | 0 | 4.007 | 214.9 | 1366 | 1 | | | | |
| 29 | | | 40 | | | | | | | | | |
| 30 | | | 50 | | | | | | | | | |
| 31 | | 26 | 30 | 0 | 0.944 | 197.4 | 1366 | 1 | | | | |
| 32 | | | 50 | | | | | | | | | |
| 33 | | | 8 | | 40 | 3 | 79.55 | 270.7 | 1366 | | 1 | |
| 34 | | 10 | 36.73 | 257.6 | | | | | | | | |
| 35 | | 15 | 11.49 | 234.3 | | | | | | | | |
| 36 | | 20 | 4.007 | 214.9 | | | | | | | | |
| 37 | | 11HOPE | 8 | 30 | 0 | 0 | 79.55 | 270.7 | 1366 | | 1 | Real Gas Model frozen and chemical non-equilibrium computation |
| 38 | | | | 40 | | | | | | | | |
| 39 | | | | 50 | | | | | | | | |
| 40 | | | 10 | 30 | 0 | 0 | 36.73 | 257.6 | 1366 | | 1 | |
| 41 | | | | 40 | | | | | | | | |
| 42 | | | | 50 | | | | | | | | |
| 43 | | | 15 | 30 | 0 | 0 | 11.49 | 234.3 | 1366 | | 1 | |
| 44 | | | | 40 | | | | | | | | |
| 45 | | | | 50 | | | | | | | | |
| 46 | | | 20 | 30 | 0 | 0 | 4.007 | 214.9 | 1366 | | 1 | |
| 47 | | | | 40 | | | | | | | | |
| 48 | | | | 50 | | | | | | | | |
| 49 | | | 26 | 30 | 0 | 0 | 0.944 | 197.4 | 1366 | | 1 | |
| 50 | | | | 40 | | | | | | | | |
| 51 | 50 | | | | | | | | | | | |
| 57 | 11HOPE | 8 | 40 | 0 | 0 | -20 | 79.55 | 270.7 | 1366 | 1 | Perfect Gas Model Mach No. Effects with body flap and elevon deflection at $\alpha=40^\circ$ | |
| 58 | | | | | | 10 | 10 | 36.73 | | | | 257.6 |
| 59 | | | | | | 10 | -20 | 36.73 | | | | 257.6 |
| 60 | | 10 | 10 | 11.49 | 234.3 | | | | | | | |
| 61 | | 15 | -20 | 11.49 | 234.3 | | | | | | | |
| 62 | | | 10 | 10 | 4.007 | 214.9 | | | | | | |
| 63 | | | 20 | -20 | 4.007 | 214.9 | | | | | | |
| 64 | | 10 | | 10 | 0.944 | 197.4 | | | | | | |
| 65 | | 26 | | -20 | 0.944 | 197.4 | | | | | | |
| 66 | | | 10 | 10 | 79.55 | 270.7 | | | | | | |
| 67 | | | 8 | 0 | 79.55 | 270.7 | | | | | | |
| 68 | | 10 | -35 | 36.73 | 257.6 | | | | | | | |
| 69 | | | 10 | -35 | 36.73 | 257.6 | | | | | | |
| 70 | | | 10 | -35 | 11.49 | 234.3 | | | | | | |
| 71 | | 15 | -35 | 11.49 | 234.3 | | | | | | | |
| 72 | | | 10 | -35 | 4.007 | 214.9 | | | | | | |
| 73 | | | 20 | -35 | 4.007 | 214.9 | | | | | | |
| 74 | | 10 | | -35 | 0.944 | 197.4 | | | | | | |
| 75 | | 26 | | -35 | 0.944 | 197.4 | | | | | | |
| 76 | 10 | | 10 | 0.944 | 197.4 | | | | | | | |

表3 HOPE11極超音速流計算ケース

| | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
|-----|--------|--------|-----|---|-----|------|-------|--------|-------|-----|--|-----|-------|-------|-------|-----|------|--|--|
| 85 | 11HOPE | 8 | 50 | 0 | 0 | -20 | 79.55 | 270.7 | 1366 | 1 | Perfect Gas Model Mach No. Effects with body flap and elevon deflection at $\alpha=50^\circ$ | | | | | | | | |
| 86 | | | | | | | | | | | | 10 | | | | | | | |
| 87 | | 10 | | | | | | | | | | -20 | 36.73 | 257.6 | | | | | |
| 88 | | | | | | | | | | | | 10 | | | | | | | |
| 89 | | 15 | | | | | | | | | | -20 | 11.49 | 234.3 | | | | | |
| 90 | | | | | | | | | | | | 10 | | | | | | | |
| 91 | | 20 | | | | | | | | | | -20 | 4.007 | 214.9 | | | | | |
| 92 | | | | | | | | | | | | 10 | | | | | | | |
| 93 | | 26 | | | | | | | | | | -20 | 0.944 | 197.4 | | | | | |
| 94 | | | | | | | | | | | | 10 | | | | | | | |
| 95 | | 8 | | | | | | | | | | -35 | 0 | 79.55 | 270.7 | | | | |
| 96 | | | | | | | | | | | | 10 | | | | | | | |
| 97 | | 10 | | | | | | | | | | -35 | | 36.73 | 257.6 | | | | |
| 98 | | | | | | | | | | | | 10 | | | | | | | |
| 99 | 15 | | | | -35 | | 11.49 | 234.3 | | | | | | | | | | | |
| 100 | | | | | 10 | | | | | | | | | | | | | | |
| 101 | 20 | | | | -35 | | 4.007 | 214.9 | | | | | | | | | | | |
| 102 | | | | | 10 | | | | | | | | | | | | | | |
| 103 | 26 | | | | -35 | | 0.944 | 197.4 | | | | | | | | | | | |
| 104 | | | | | 10 | | | | | | | | | | | | | | |
| 105 | 11HOPE | 8 | 30 | 0 | 0 | -20 | 79.55 | 270.7 | 1366 | 1 | Perfect Gas Model Mach No. Effects with body flap and elevon deflection at $\alpha=30^\circ$ | | | | | | | | |
| 106 | | | | | | | | | | | | 10 | | | | | | | |
| 107 | | 10 | | | | | | | | | | -20 | 36.73 | 257.6 | | | | | |
| 108 | | | | | | | | | | | | 10 | | | | | | | |
| 109 | | 15 | | | | | | | | | | -20 | 11.49 | 234.3 | | | | | |
| 110 | | | | | | | | | | | | 10 | | | | | | | |
| 111 | | 20 | | | | | | | | | | -20 | 4.007 | 214.9 | | | | | |
| 112 | | | | | | | | | | | | 10 | | | | | | | |
| 113 | | 26 | | | | | | | | | | -20 | 0.944 | 197.4 | | | | | |
| 114 | | | | | | | | | | | | 10 | | | | | | | |
| 115 | | 8 | | | | | | | | | | -35 | 0 | 79.55 | 270.7 | | | | |
| 116 | | | | | | | | | | | | 10 | | | | | | | |
| 117 | | 10 | | | | | | | | | | -35 | | 36.73 | 257.6 | | | | |
| 118 | | | | | | | | | | | | 10 | | | | | | | |
| 119 | 15 | | | | -35 | | 11.49 | 234.3 | | | | | | | | | | | |
| 120 | | | | | 10 | | | | | | | | | | | | | | |
| 121 | 20 | | | | -35 | | 4.007 | 214.9 | | | | | | | | | | | |
| 122 | | | | | 10 | | | | | | | | | | | | | | |
| 123 | 26 | | | | -35 | | 0.944 | 197.4 | | | | | | | | | | | |
| 124 | | | | | 10 | | | | | | | | | | | | | | |
| 125 | 11HOPE | 8 | 40 | 0 | 0 | -10 | 79.55 | 270.7 | 1366 | 1 | Additional body flap and elevon deflection effects | | | | | | | | |
| 126 | | 10 | | | | | | | | | | | 36.73 | 257.6 | | | | | |
| 127 | | 15 | | | | | | | | | | | 11.49 | 234.3 | | | | | |
| 128 | | 20 | | | | | | | | | | | 4.007 | 214.9 | | | | | |
| 129 | | 26 | | | | | | | | | | | 0.944 | 197.4 | | | | | |
| 130 | | 8 | | | | | | | | | | -10 | 0 | 79.55 | 270.7 | | | | |
| 131 | | 10 | | | | | | | | | | | | 36.73 | 257.6 | | | | |
| 132 | | 15 | | | | | | | | | | | | 11.49 | 234.3 | | | | |
| 133 | | 20 | | | | | | | | | | | | 4.007 | 214.9 | | | | |
| 134 | | 26 | | | | | | | | | | | | 0.944 | 197.4 | | | | |
| 154 | | 11HOPE | | | | 5.91 | 0 | 0 | | | | 0 | 0 | 248 | 59.1 | 300 | 0.04 | Perfect Gas Model launching phase analysis | |
| 155 | | | | | | | | 10 | | | | | | | | | | | |
| 156 | | | | | | | 20 | 0 | | | | | | | | | | | |
| 157 | | | | | | | -20 | | | | | | | | | | | | |
| 158 | 5.98 | | 0 | | | | | 1158 | 58 | | | | | | | | | | |
| 159 | | | -20 | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 160 | 3.07 | | 0 | | | | | 1542.5 | 224.8 | 600 | 1 | | | | | | | | |
| 161 | | | -20 | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 162 | | | 0 | | | | | | | 400 | | | | | | | | | |
| 163 | | | | | | | | | | 800 | | | | | | | | | |
| 164 | | | | | | | | | | 600 | | | | | | | | | |
| 165 | | | -20 | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 166 | | | 0 | | | | | | | 400 | | | | | | | | | |
| 167 | | | | | | | | | 800 | | | | | | | | | | |

表3 続

3-2. 極超音速熱空力特性及び実在気体効果解析

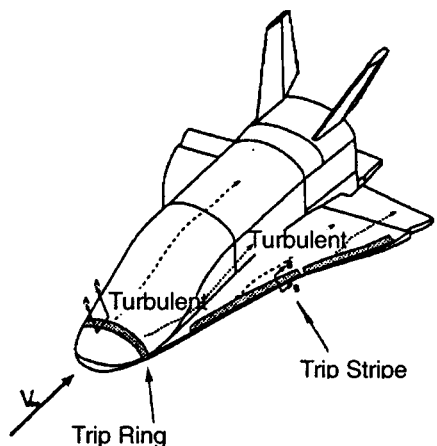
極超音速流計算ケースを表3に示す。ケース番号1から8は横方向特性を調べるためのもので、ケース3から後半はAEDC極超風試条件に対応する。ケース番号15, 16はマッハ数10のNAL極超風試条件に合わせ、風試結果との比較検証を目的としている。再突入飛行条件でのマッハ数効果はケース番号17から36のケースで解析され、マッハ数は、8, 10, 15, 20及び26に設定された。迎角は30°から50°で、迎角40°では横滑り角3°での非対称計算も実施された。ケース番号37から51は実在気体効果解析のための計算ケースで、おのこのケースについて実在気体、凍結流、及び完全気体モデルの計算が行われた。

ケース番号52から26は、迎角40°におけるボディフラップ及びエレボン舵面効果を見る計算ケースで、ボディフラップ舵角は-20°、+10°、エレボン舵角は-35°および+10°に設定されている。ここで+の記号は舵角下げ、-は舵面上げの方向を示している。同様な舵面効

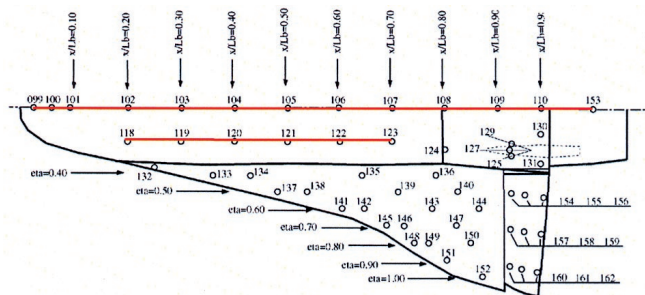
果解析は迎角 $\alpha=50^\circ$ (ケース番号85から104)及び迎角 $\alpha=30^\circ$ (ケース番号105から124)でも実施された。一方、-10°のボディフラップ上げとエレボン上げの中間の舵角についても、それぞれ迎角40°で追加計算が行われた。

打上フェーズにおける極超音速空力加熱解析はケース番号154から159で、AEDC風洞試験と比較検証するための計算である。マッハ数5.91では迎角-20°、0°、及び20°で層流加熱解析が、マッハ数5.98では乱流遷移加熱解析が行われた。これらのケースでは、胴体背面や主翼上面の熱防護材の耐熱限界値が低いため、大迎角再突入飛行とは異なる観点から、その熱設計において十分な配慮が必要とされ、精度の高い予測が望まれる。

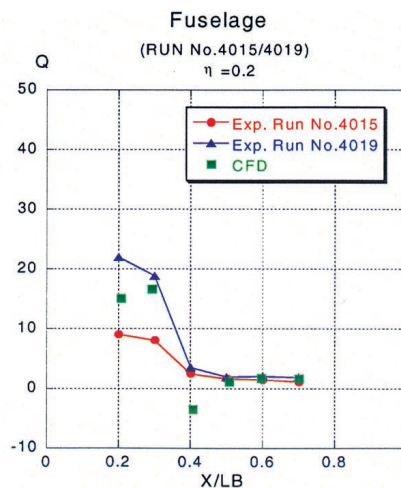
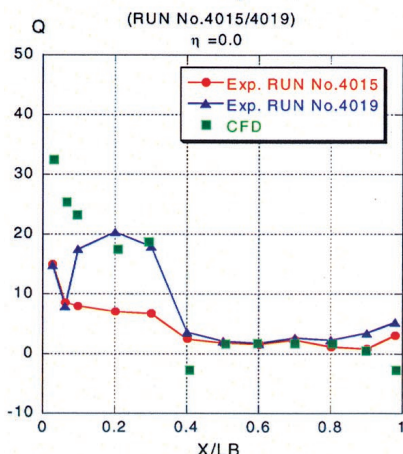
ケース番号160から167はマッハ数3の超音速流のケースであるが、空力加熱評価という目的から、極超音速流計算ケースに一括してまとめた。このケースでは、乱流加熱に与える機体表面温度の影響が調べられた。



(a)HOPE11 4%モデル乱流遷移デバイス配置 Fuselage



(b)HOPE11 機体上面空力加熱計測点位置



(c)胴体背面乱流遷移空力加熱分布比較

Minf=5.98 Alpha=0deg Re=8.8968x10⁶/L 4% scale model L=0.535m

図8 HOPE11 乱流遷移空力加熱分布のAEDC風洞試験結果との比較

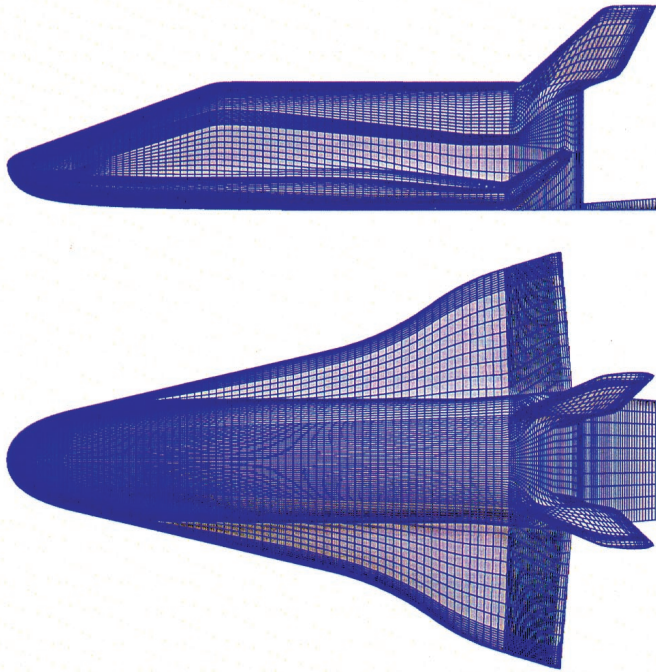


図9 エレボン 35°上げHOPE11表面格子

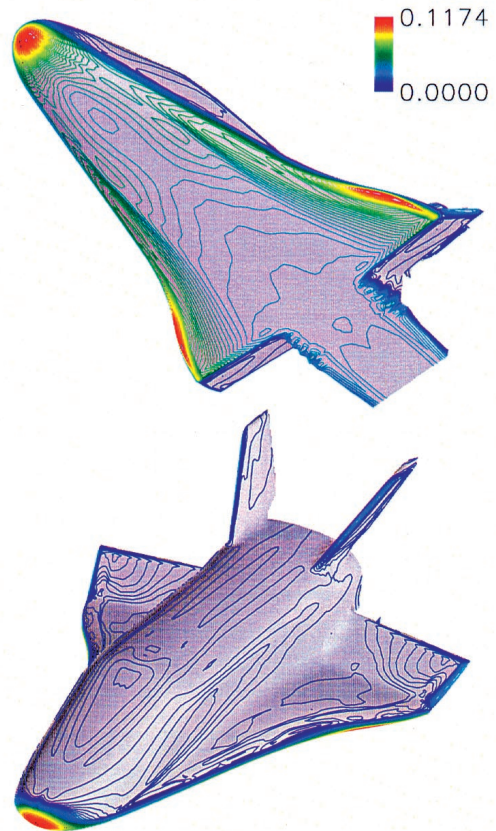


図10 HOPE11 エレボン 35°上げ圧力線図
($M_\infty=10.0, \alpha=40^\circ$)

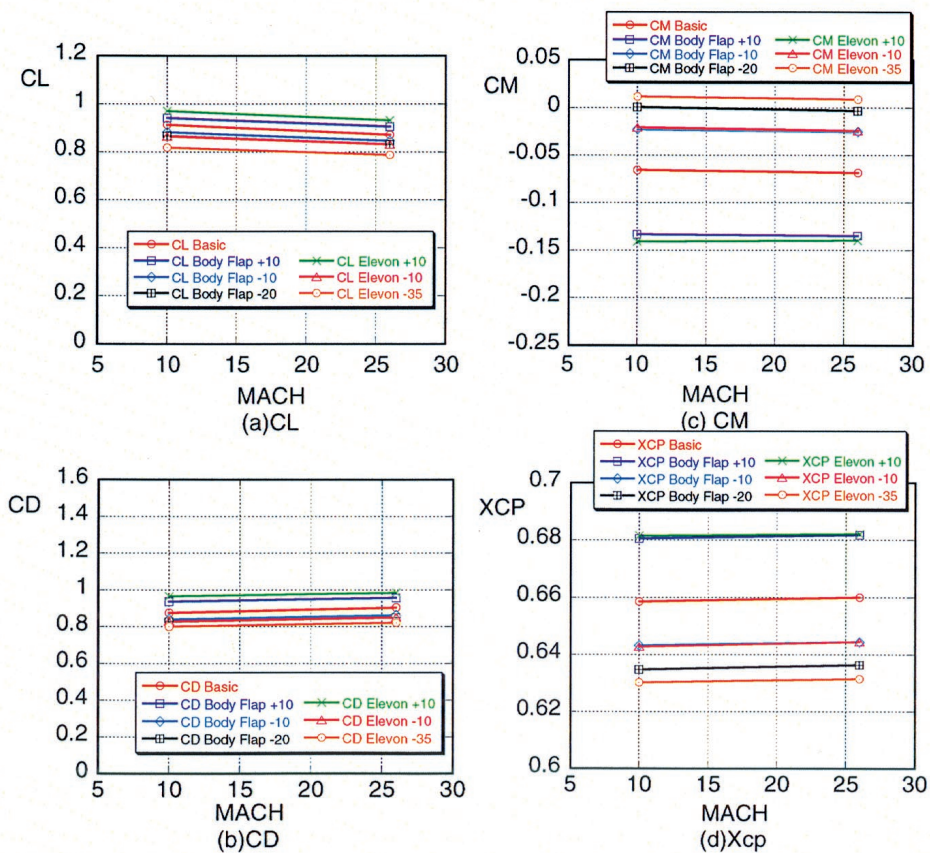


図11 HOPE11 縦空力特性に与えるエレボン及びボディフラップ操舵効果
($M_\infty=10, 26, \alpha=40^\circ$)

3-2-1. HOPE打上フェーズ低迎角乱流加熱解析

HOPEの打上フェーズにおいては、マッハ数3から6にかけて動圧が高く、低迎角における飛行となることから、胴体背面や主翼上面の耐熱性の低い熱防護材領域での乱流遷移加熱の評価が重要である。

このため乱流遷移加熱試験が米国のAEDC極超音速風洞で、マッハ数 5.98 の条件で行われた⁹⁾。AEDCの試験では、4%スケールモデルが用いられ、乱流遷移を起こさせるため図8(a)にみられるように、機首全部及び主翼前線にトリッピングデバイスが取り付けられた。機体背面での計測点配置を図8(b)に、胴体背面での加熱率分布の比較結果を図8(c)に示す。Baldwin Lomax モデルを用いた乱流計算は定量的に良好な一致を示した。

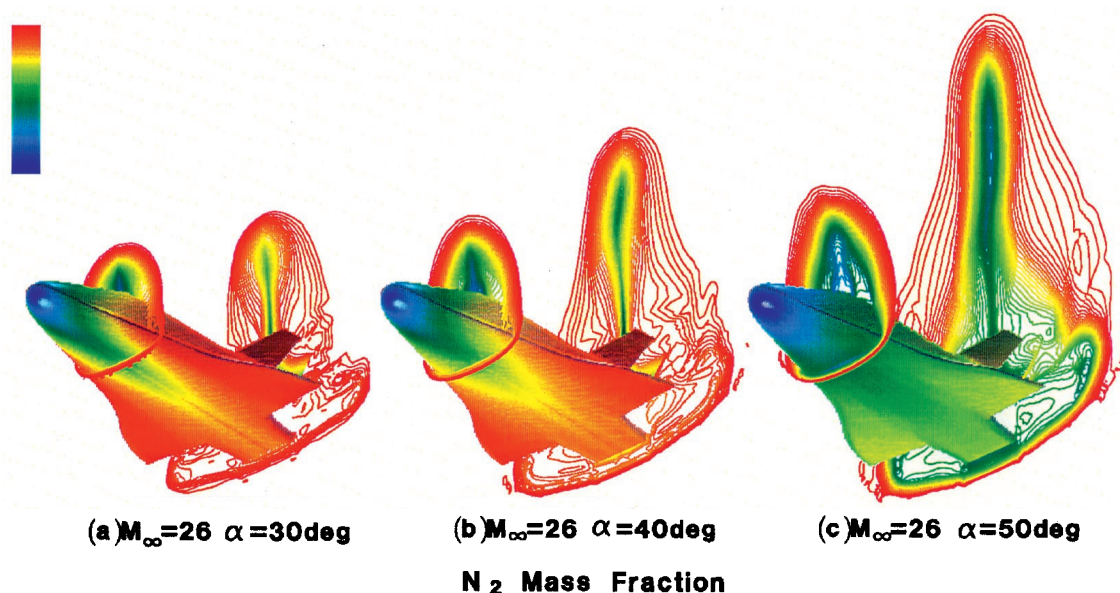
3-2-2. HOPE11再突入飛行フェーズ熱空力特性解析

マッハ数10を越えるHOPEの再突入飛行条件では、体系的な風洞試験が困難なことから、この飛行特性解析にCFDが重要な役割を果たす。最初に完全気体コードにより、マッハ数効果を迎角 30°, 40°, 50°の条件で調べた。マッハ数は 8, 10, 15, 20, 26 に設定し、マッハ数の増加とともに、CLはわずかながら減少し、CDはマッハ数 26 でやや増加する傾向がとらえられた。空力加熱分布は各迎角でマッハ数によらず相似となるが、加熱量そのものの値はマッハ数の増加につれて、増えてゆく¹⁰⁾。

一方、大迎角飛行では、機体を安定に保つための縦トリム能力の確保が重要である。このため、エレボン及びボディフラップ操舵を行うことにより、姿勢を保持することになるが、この際の舵面効きの評価が精度よく行われることが大切である。ここではマッハ数 10, 26, 迎角 $\alpha = 30^\circ, 40^\circ, 50^\circ$ の条件で、エレボン及びボディフラップの様々な舵角に対して計算を実施した。図9は、エレボンを 35°上げた際のHOPE11表面格子を示す。舵面まわりの流れを精度良くとらえるため、舵面領域の主流方向格子点数をエレボンとボディフラップをまわりを中心として 50 点増加している。マッハ数 10, 迎角 40°でのエレボン 35°上げの圧力線図を図10に示す。図11は迎角 40°での縦空力特性に与える舵面操舵効果を示す。図11(c)からは、ボディフラップ及びエレボン 10°下げの効果は、それぞれ、ほぼ同等の頭下げモーメントを発生することがわかる。また大迎角のため舵面上げは舵面下げに比較して、効果が減少する。

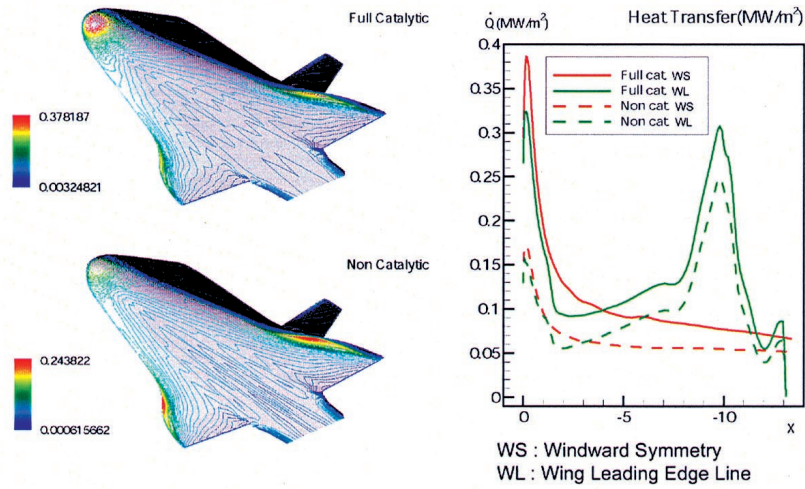
3-2-3. 実在気体効果解析

実在気体効果は高マッハ数において、空力加熱及びピッチングモーメントに影響を及ぼすため、その正確な解析は空力設計上、非常に重要となる¹¹⁾。ここでは一温度、7成分非平衡化学反応流ナビエ・ストークス・コードを用いて、マッハ数 8, 10, 15, 20, 26, 迎角 $\alpha = 30^\circ, 40^\circ, 50^\circ$ での一連の計算を実施した。機体表面は非触媒壁を仮定した。図12にマッハ数 26 での窒素分子(N₂)の質量分率分布を示す。ノーズ部分では2万度にも達する高温のため窒素分子が解離し、窒素原子となるため、

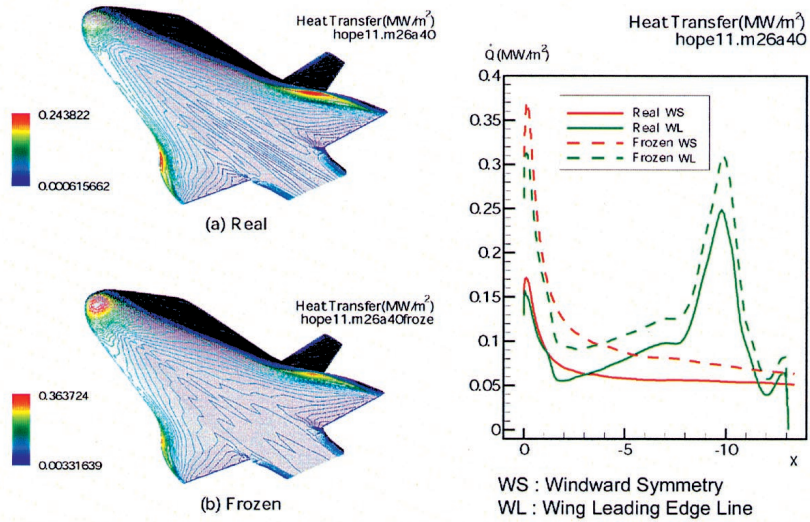


HOPE11 REAL GAS FLOW ANALYSIS

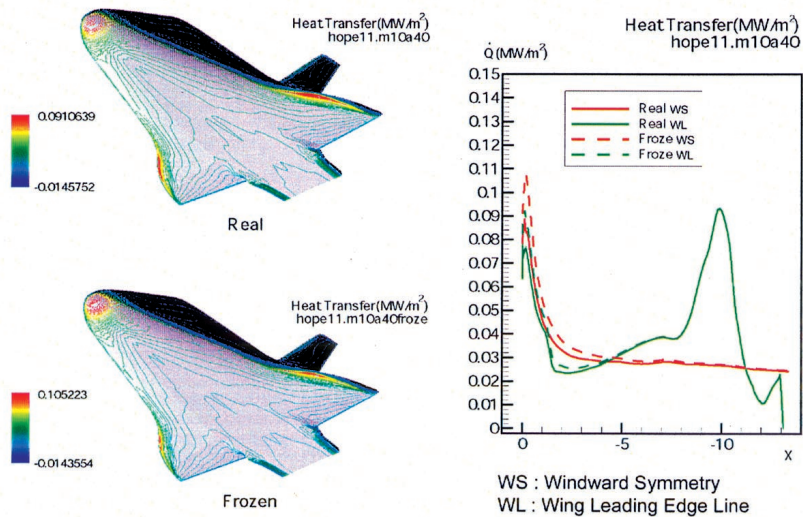
図12 HOPE11実在気体効果解析による窒素分子の質量分率



(a) 非触媒性及び完全触媒壁条件加熱率分布比較 ($M\infty = 26, \alpha = 40^\circ$)



(b) 実在気体 (非触媒性) 及び凍結流モデル加熱率分布比較 ($M\infty = 26, \alpha = 40^\circ$)



(c) 実在気体 (非触媒性) 及び凍結流モデル加熱率分布比較 ($M\infty = 10, \alpha = 40^\circ$)

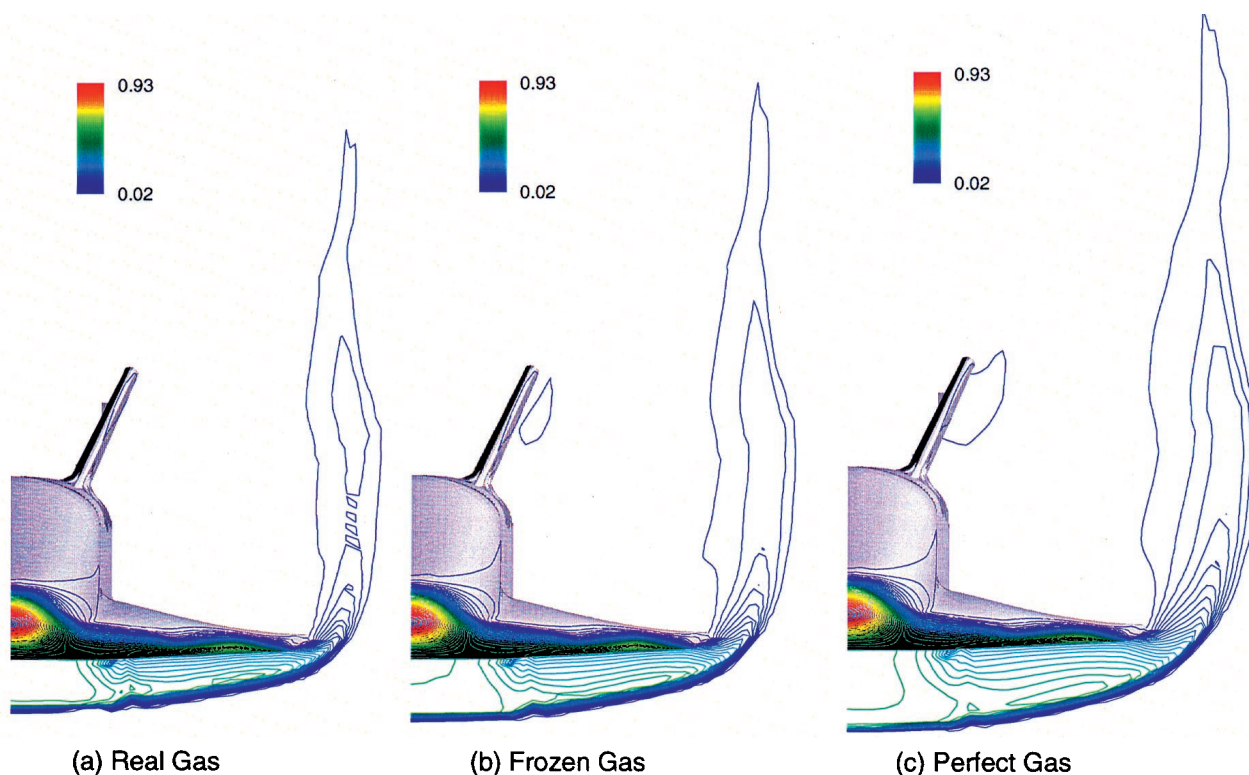


図14 実在/凍結/完全気体モデルによる衝撃波形状の変化($M_\infty=26$, $\alpha=40^\circ$ 、断面圧力線図)

質量分率が大きく低減している。ノーズ部より下流では、原子が分子に戻る再結合反応が起こるため、窒素分子(N_2)の質量分率は一様流の値に回復してゆく。ここで注意すべき点は、衝撃波干渉が生じる主翼前縁の領域で、窒素分子が比較的多く、解離が進んでいないことである。この現象は以下に述べる完全触媒壁条件での空力加熱の上昇と密接な関連を有する。

空力加熱分布に与える完全触媒壁の効果はマッハ数 8, 10, 15, 20, 26, 迎角 40° での条件で調べられた。触媒壁の影響はマッハ数 15 以上から現れ、ノーズ部において、完全気体計算と同程度の加熱率の上昇を引き起こす。図13(a)にマッハ数 26 における風上側胴体対称線及び主翼前縁の最大局所加熱を含む格子線に沿う加熱率分布の比較を示す。ノーズ部では再結合反応により、完全触媒壁条件での結果は大幅な加熱率の上昇を引き起こしている。

一方、主翼前縁部では、触媒壁条件での加熱率は非触媒壁条件に比較して 20%程の上昇である。これは図12にみられるように主翼前縁部では解離した原子が少なく、その分再結合による寄与がノーズ部分に比べて減少することによると考えられる。図13(b)には実在気体(非触媒壁)及び凍結流モデルでの同様なマッハ数 26での加熱率の比較を示す。図13(a)図との比較から、完全触媒壁条件での加熱率と凍結流条件での加熱率は、やや前者が後者を上回るものの、ほぼ同等な加熱

率分布となることが分かる。図13(c)は、マッハ数 10 における実在気体(非触媒壁)と凍結流モデルによる加熱率分布の比較である。主翼前縁部では加熱率はほぼ一致し、ノーズ部でやや凍結流モデルの結果が高い値を示すが、実在気体効果の影響はほぼ消失していることが判明する。

最後に、実在気体、凍結流、完全気体モデルによる空力特性の変化について述べる。凍結流の結果は、実在気体計算コードで化学反応が生じないとした計算によるものである。図14に実在/凍結流/完全気体モデルによるHOPE11ベース断面での衝撃波形状の変化を断面圧力線図で示した。完全気体モデルが最も衝撃波層の厚みが大きく、凍結流、実在気体モデルの順に厚みが減少してゆく。空力特性の変化を圧力中心位置(X_{cp})及びピッチングモーメント係数(C_m)でみたものを図15に示す。横軸はマッハ数で、迎角 30° , 40° , 50° の結果がプロットされている。図からマッハ数 10 以下では気体モデルによる空力特性の変化は生じず、マッハ数 10 以上の領域で、マッハ数の増加とともに、実在気体効果が顕著になってゆく様子が明らかである。迎角 30° 及び 40° では化学反応を含まない高温空気のみによる影響が化学反応による影響と同程度であることが判明する。しかしながら迎角 50° では化学反応による影響が空力特性の変化に支配的な要素となっている。このことは図12の窒素分子の質量分率分布で迎角 50° の

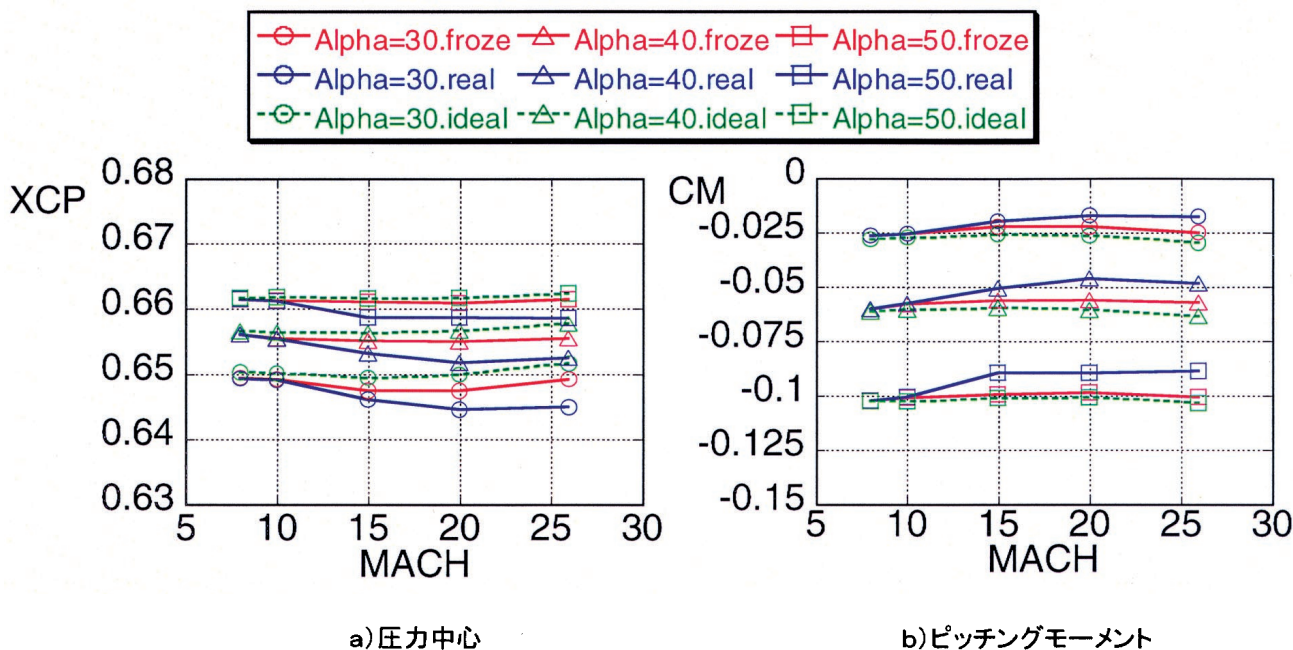


図15 実在／凍結流／完全気体モデルによる圧力中心及びピッチングモーメントの変化

果が迎角 30°及び 40°の結果とは異なり機体全体にわたって窒素分子が減少したままで、再結合が進んでいないことと関連づけられる。

4. まとめ

新たに改善設計が行われたHOPE11基本形状に対する亜音速から極超音速領域までの体系的な CFD ナビエ・ストークス空力特性解析を実施した。亜／遷／超音速領域ではマルチブロック格子を用いたベース・フローを含めたパラメトリック設計計算を実施した。これと併行して、遷音速風洞スティング干渉効果を調べるため、風洞試験対応計算を実施し、CFDの空力特性予測精度の検証を行った。その結果、抗力特性については詳細な検討の余地を残すことが判明した。今後、HOPE 高速飛行実証試験での飛行特性解析を通じて本課題を解明してゆく予定である。

極超音速領域では、マッハ数8から26の間で、完全気体コードにより、マッハ数効果、及びエレボン・ボディフラップ等の舵面効き効果を調べるとともに、打上時の乱流遷移加熱解析を行い、米国のAEDC風洞試験結果と良好な一致を示した。一方、実在気体効果に関しては、一温度モデルによる非平衡化学反応流解析を実施し、化学反応のみによる影響をとらえるため、同一のコードで完全及び凍結流条件の計算も実施した。その結果、実在気体効果はマッハ数15以上であらわれ、空力加熱分布は、図には示さなかったが、完全気体と凍結流でほぼ同一となることから、化学反応による分子の

解離吸熱反応が、実在気体効果における非触媒壁条件での空力加熱の減少に支配的であることが判明した。また、空力特性に関しては、化学反応を含まない空気の高温度効果と化学反応による効果が、それぞれ、ほぼ同程度に影響を及ぼすことが判明した。

一方、化学反応における表面触媒性の空力加熱分布に与える影響を調べるため、完全触媒／非触媒壁条件での計算を行い、両条件での空力加熱分布の違いとその特性を明らかにした。

今回のHOPE11基本形状に対するナビエ・ストークスCFD解析を通じて、CFD が風洞試験とともに有用な設計ツールであることが実証され、数値風洞としての実用化がはかられたと考える。

参考文献

- 1) Y. Yamamoto and R. Ito, "Parametric CFD Study for modified HOPE-X Configurations." Preprint paper, ISTS 2000-e-04, 22nd ISTS Symposium, 2000, Morioka, Japan.
- 2) 山本行光、伊藤良三「HOPE-X 改善形状まわりの CFD 空力設計解析」航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム'99 論文集、NAL SP-44, pp.167-173, 1999 年 12 月
- 3) S. Ishimoto, et. Al., "Modification of HOPE-X Aerodynamics Configuration", Preprint paper, ISTS 2000-e-42, 22nd ISTS Symposium, May 28-June 4, 2000, Morioka, Japan

- 4) 橘、高梨、「複雑な形状の航空機まわりの流れの数値シミュレーション」、NAL SP-10、 pp.195-199、1989.
- 5) Chakravarthy, S. R., “The Versatility and Reliability of Euler Solvers Based on High Accuracy TVD Formulations”, AIAA paper 86-0243, 1986.
- 6) Y. Yamamoto, “Numerical Simulation of Hypersonic Viscous Flow for the Design of H-II Orbiting Plane (HOPE) part II”, AIAA paper 91-1390, June 24-26, 1991, Honolulu, Hawaii
- 7) Y. WADA, et al “Hypersonic Non equilibrium Flow Computation around Space Vehicles” Proc. of the 17th ISTS, Vol. 1 Tokyo, 1990
- 8) 川崎重工業株式会社、「往還技術試験機 詳細風洞試験(そのイ)11HOPE 遷超音速・力風試 成果報告会資料」、2000.
- 9) 三菱重工業株式会社「宇宙往還技術試験機」詳細風洞試験(そのア)11HOPE 極超音速・熱風試成果報告会資料」平成 12 年 7 月
- 10) Y. Yamamoto, “Numerical Aerodynamic Design Study of HOPE11 model at Super/Hypersonic Flight Range”, Preprint paper ISTS 2000-e-44, 22nd ISTS Symposium, May28 – June 4, 2000, Morioka, Japan
- 11) 山本行光「スペースシャトル及び HYFLEX まわりの高温実在気体解析」航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム'98 論文集、NAL SP-41, pp107-116, 1999 年 2 月