

H-9 CFDコードによるOREXまわりの極超音速流計算

中尾雅弘*

Hypersonic Real-gas Flow Simulations around OREX by a CFD Code

by

Masahiro NAKAO

Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.

ABSTRACT

A flowfield around the OREX is calculated by the MHI three-dimensional hypersonic real gas Navier-Stokes code, CHRIS (Computer code for Hypersonic Reentry Information Synthesis). The code is based on the Roe's upwind flux difference splitting scheme with the LU-ADI time integration method. The real gas effect is considered using the VEG (Variable Equivalent Gamma) method. Thermodynamic properties of equilibrium air are calculated by empirical curve fit method.

The flow condition is Mach number of 20 and altitude of 62 km. The flow calculation is done on the assumption of thermodynamic and chemical equilibrium. Pressure, temperature, heat transfer distributions are obtained. Results are compared with other numerical results and good agreement is observed.

1. 緒言

米国ではじまった極超音速CFDの開発は、ここ数年の間に国内でも研究機関やメーカーで各種のコードが開発されている。しかしながら、極超音速流計算コード開発において不可欠な精度検証のためのデータが、国内では非常に少ない。遷、亜音速の領域では風洞試験によって得たデータを用いることにより、容易に検証ができたが、気体の解離、電離等の現象が起こるような極超音速の領域では、地上の試験設備では試験そのものが困難である。MHIが宇宙科学研究所との共同研究で開発した極超音速流計算コードに関して、風洞試験が可能な領域での検証は進めてきたが、実在気体効果に関しては十分な検証がされていなかった。

一方、今年、純国産H-IIロケットの成功により我が国も宇宙開発へと本格的に参入したが、このH-IIの初号機には極超音速領域の再突入実験機OREXが搭載されていた。これにより国内で初めて極超音速領域の飛行試験データを取得することができた。

このたび、OREXの実験が行われたことに併せて、航空機計算空気力学シンポジウムにおいてワークショップ

が開かれた。ここでは、国内の各機関で開発されたCFDコードによってOREXの飛行条件を課題として同じ条件での計算を行いその結果を比較するというものである。

本稿ではワークショップに参加した際用いた極超音速流計算コードについて紹介するとともに、計算結果の比較とコードの計算精度向上のための課題について検討する。

2. 極超音速流計算コード

計算に用いたコードは、宇宙科学研究所との共同研究を通じて開発した3次元極超音速平衡流ナビア・ストークスコードでCHRIS(Computer code for Hypersonic Reentry Information Synthesis)と名付けている。本コードは薄層近似ナビア・ストークス方程式を基礎方程式とし、Roeの近似Riemann解法を用いて有限差分法で解いている^{1),2)}。基礎方程式を以下に示す。

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \frac{\partial H}{\partial z} = 0$$

*三菱重工業(株)

$$Q = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{pmatrix}, \quad F = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + P \\ \rho uv \\ \rho wu \\ (e+P)u \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} - q_x \end{pmatrix}$$

$$H = \begin{pmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + P \\ (e+P)w \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{zz} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{zz} - q_x \end{pmatrix}$$

$$G = \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + P \\ \rho vw \\ (e+P)v \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} - q_y \end{pmatrix}$$

ここで、 t は時間、 ρ は密度、 x, y, z は空間方向の座標、 u, v, w は各方向の速度、 e はエネルギー、 p は圧力である。また、 τ_{xx} 等は剪断応力、 q_x 等は熱流束である。

この基礎方程式を風上差分法を用いて計算する。基本的な差分式は以下のようになる。

$$Q^{n+1} - Q^n = \frac{\Delta t}{\Delta x} (F_{j+1/2} - F_{j-1/2})$$

$$F_{j+1/2} = \frac{1}{2} [F(Q_R) + F(Q_L) - |A|_{j+1/2} (Q_R - Q_L)]$$

ここで添字 n は時間ステップ、添字 j は空間方向のインデックスであり、 $j + 1/2$ は j と $j + 1$ の間の境界での値を表している。添字 L, R はそれぞれ数値流束を定義している境界の j 側、 $j + 1$ 側の値を示す。また、 F は数値流束、 A はヤコビアンマトリックスで $\partial F / \partial Q$ である。数値流束は MUSCL を用いると以下のように表される。

$$(Q_L)_{j+1/2} = Q_j + \frac{s}{4} [(1-ks)\Delta_x + (1+ks)\Delta_x]_j$$

$$(Q_R)_{j+1/2} = Q_{j+1} - \frac{s}{4} [(1-ks)\Delta_x + (1+ks)\Delta_x]_{j+1}$$

$$\Delta_x = Q_{j+1} - Q_j$$

$$\Delta_x = Q_j - Q_{j-1}$$

ここで k は空間精度を定義するパラメータで -1 で 2 次精度の風上差分、 $1/3$ で風上側にバイアスした 3 次精度となる。本稿の計算では -1 を用いている。また、 s は流束制限関数でここでは Van Albada の制限関数を用いている。Van Albada の制限関数は以下のよ

うに示される。

$$s = \frac{2\Delta_x \Delta_x + \epsilon}{(\Delta_x)^2 + (\Delta_x)^2 + \epsilon}$$

ここで、 ϵ は数値計算上、 s が 0 となることを避けるための 0 でない小さな数である。

気体の解離、電離等の実在気体効果は VEG (Variable Equivalent Gamma) 法を用いて計算に導入している。また、平衡状態の物理量は Tannehill らの曲線近似^{9,5)}を用いて計算している。VEG 法は、比熱比を流れ場の物理量 (密度、圧力等) の関数と仮定することにより、気体の解離、電離等の現象を計算に導入する方法である。すなわち、圧力と密度、内部エネルギーについて実在気体に対しても完全気体と同じような関係式が成り立つとすると以下のようになる。

$$p = p(\gamma - 1)e_i$$

ここで、 e_i は内部エネルギーで、 γ は比熱比である。また、 γ は密度と内部エネルギーから以下のような曲線近似で求める。

$$\begin{aligned} \gamma = & a_1 + a_2 Y + a_3 Z + a_4 Y Z + a_5 Y^2 \\ & + a_6 Z^2 + a_7 Y^2 Z + a_8 Y Z^2 + a_9 Y^3 + a_{10} Z^3 \\ & + (a_{11} + a_{12} Y + a_{13} Z + a_{14} Y Z + a_{15} Y^2 \\ & + a_{16} Z^2 + a_{17} Y^2 Z + a_{18} Y Z^2 + a_{19} Y^3 + a_{20} Z^3) \\ & / [1 \pm \exp(a_{20} + a_{21} Y + a_{22} Z + a_{23} Y Z)] \end{aligned}$$

$$Y = \log_{10} \left(\frac{p}{p_0} \right)$$

$$Z = \log_{10} \left(\frac{e_i}{RT_0} \right)$$

ここで、添字 0 は標準気体の値であり、 $a_1 \sim a_{24}$ は曲線近似の係数で数値データの表として与えられている。

上記のように仮定した γ は実際の比熱比とは異なるため、音速等の値に関しても、曲線近似で計算する必要がある。前述の比熱比 γ と音速の関係は以下のようになる。

$$a = \left(e_i \left[(\gamma - 1) \left[\gamma + \left(\frac{\partial \gamma}{\partial \ln e_i} \right) \right] + \left(\frac{\partial \gamma}{\partial \ln p} \right) \right] \right)^{1/2}$$

これらの式を用いて前述の風上差分法を構築するこ

とで、実在気体効果を入れた計算が可能となる。

なお、時間積分としては、陰解法であるLU-ADI法¹⁾を用いている。また時間ステップには局所時間刻みを用いて計算の効率化を図っている。

3. 計算格子

ワークショップの課題として出されたOREXの形状を図1に示す。形状は軸対称で計算条件は迎角 0° であるので軸対称計算をすればよいことになるが、ここでは3次元コードを用いて計算を行っている。また、OREXは図1に示すように後方が切れた形状となっているが、極超音速流であることより最大径より後方は円筒を接続して計算した。計算にあたってはまず広い領域に格子を生成して初期計算を実施し、その結果を基に再度格子を生成しなおした。図2に初期格子の形状を示す。格子点数は物体に沿う方向に60点、物体から離れる方向に51点、物体を囲む方向に8点の計約2万4千点である。初期計算により衝撃波の位置を捉えた後、格子の境界を衝撃波の位置より1.5倍程度前方まで格子を作成すると、前方の境界は物体半径の約5%の距離となった。最終計算に用いた格子を図3に示す。なお、空力加熱率計算で問題となる表面格子の細かさについてはセルレイノルズ数で約10程度としている。

4. 計算結果と検討

ワークショップの課題として与えられた計算条件は以下の通りである。

- ・ 一様流速度：6374 m/s
- ・ 一様流圧力：17.26 Pa
- ・ 一様流温度：251.0 K
- ・ 壁面温度：1500.0 K

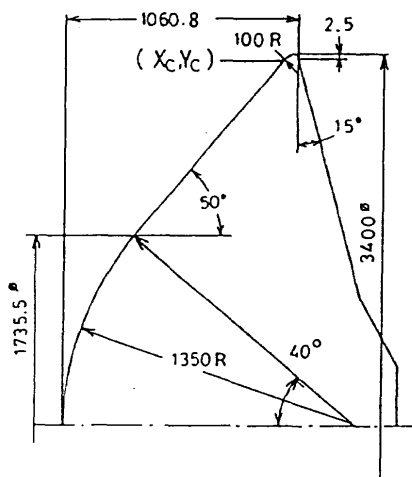


図1 OREX形状

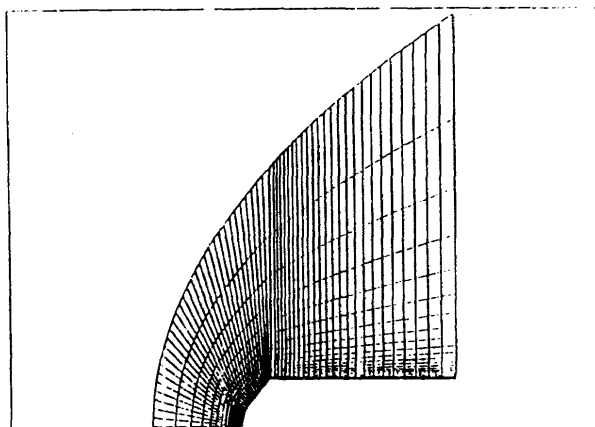


図2 初期格子

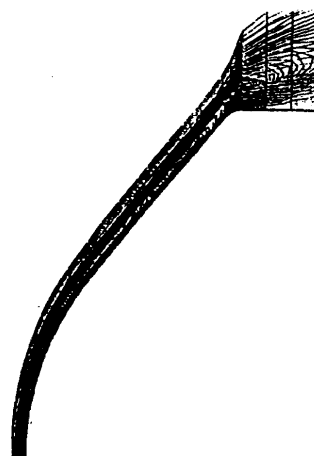


図3 最終格子と初期計算
圧力分布

課題の中の部門としては平衡流計算部門に参加した。計算は航技研のVP-2600を用いた。計算時間は約1時間である。図4-1に計算で求めたOREXまわりの圧力分布を示す。また図4-2に温度分布を示す。最高温度に関しては、ワークショップで紹介された他の計算例⁶⁾による値も約5900Kで、ほぼ同等の結果が得られているが、圧力の最大値 ($P_{max}/\rho U_\infty^2$) は0.99と他の結果(約0.96)に比べてやや高くなっている。図5-1に表面に沿った圧力の分布を示す。横軸は中心軸に垂直な方向の座標で最大半径を1としている。図5

— 2 にワークショップで紹介された他の計算例を示すが、圧力分布の形状はほぼ同じである。図 5-3 は表面の空力加熱率分布を表したものである。図 5-4 のワークショップで紹介された他の計算例と比較すると全体的に振動がみられる。計算スキームのパラメータ等を修正し、さらに計算を進めたところ図 5-5 のようになった。振動成分は減ったが分布としてはまだ改良の余地が有りそうである。図 6-1 はよどみ点流線に沿う温度分布を示している。また、図 6-2 はよどみ点流線に沿う気体の成分分布を示している。解離気体の成分計算は計算結果を用いて成分計算用のプログラム²⁾で実施した。この成分計算用プログラムでは、 O_2 , N_2 , O , NO , N , NO^+ , e , N^+ , O^+ , Ar , Ar^+ の 11 成分を計算することができる。図 6-3 にワークショップで紹介された他の計算例の結果を示す。温度分布はほぼ同等であるが、成分分布に関しては N_2 の解離が他の結果と比較してやや大きく出ている。図 7-1 に OREX の Cone 部と肩の接合点から垂直方向に延ばした直線上における電子密度分布を示す。図 7-2 にワークショップで紹介された他の計算結果を示すが、この分布はほぼ一致している。

以上の結果より全般的な圧力分布等は合っているが、空力加熱率分布等、ワークショップで紹介された他の例と異なっているところも明らかになった。特に空力加熱は表面の格子粗さや、人工粘性の大きさを決める計算スキームのパラメータによって、差異が生じることが考えられるため、今後この点に関してはさらに検討が必要である。

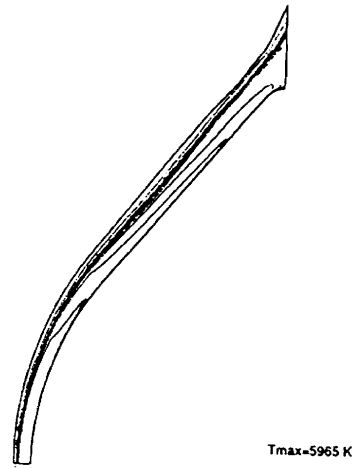


図 4-2 空間温度分布

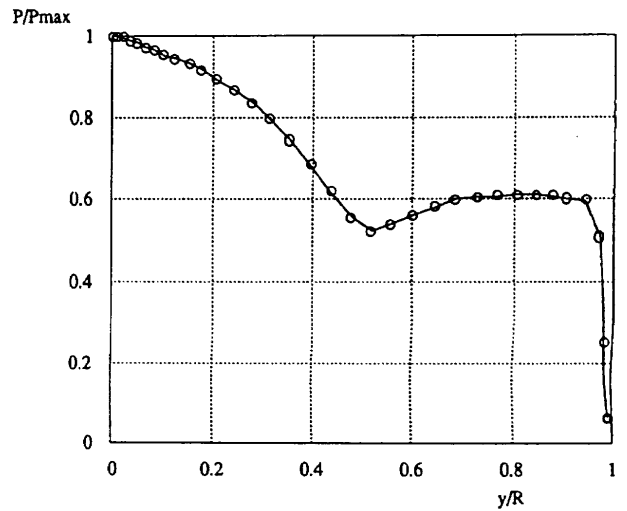


図 5-1 表面圧力分布

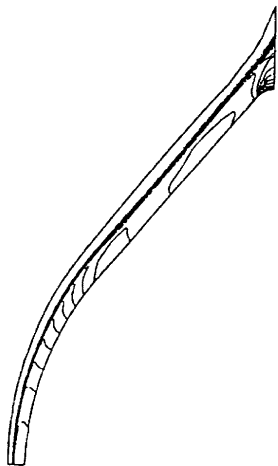


図 4-1 空間圧力分布

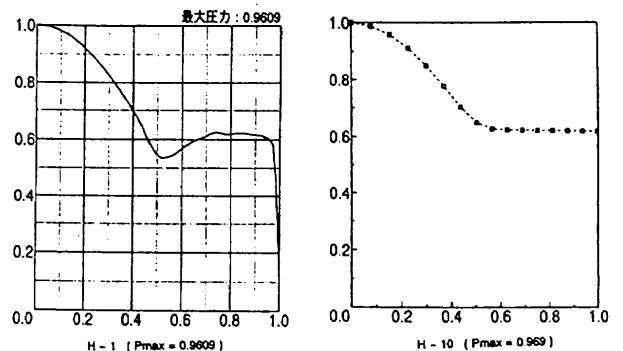


図 5-2 表面圧力分布
(他の計算例⁶⁾)

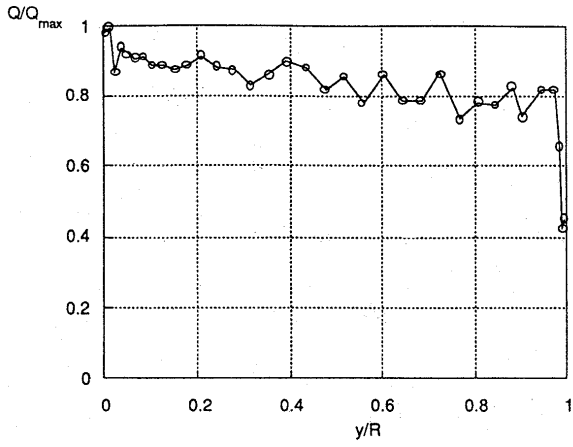


図 5-3 空力加熱率分布

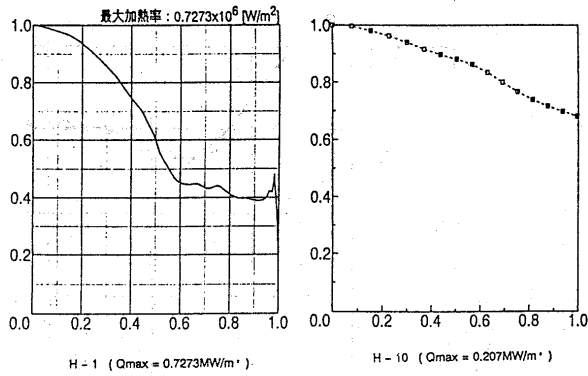


図 5-4 空力加熱率分布
(他の計算例⁶⁾)

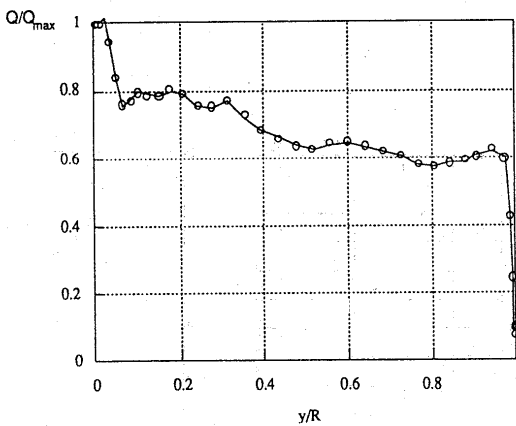


図 5-5 空力加熱率分布
(再計算)

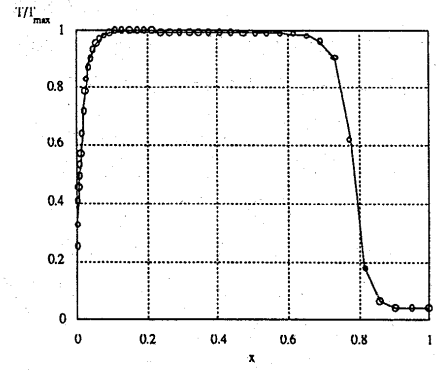
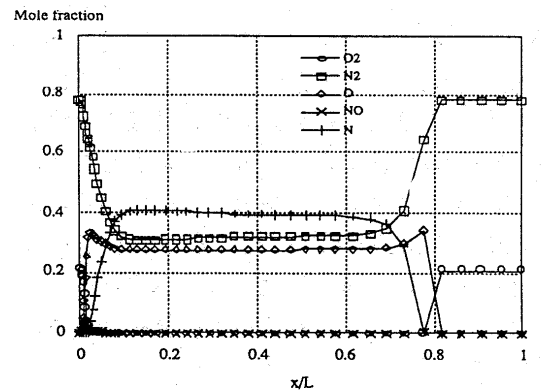


図 6-1 よどみ点流線に沿う温度分



物体面から計算領域外側までの距離 = 0.0743m

図 6-2 よどみ点流線に沿う成分分

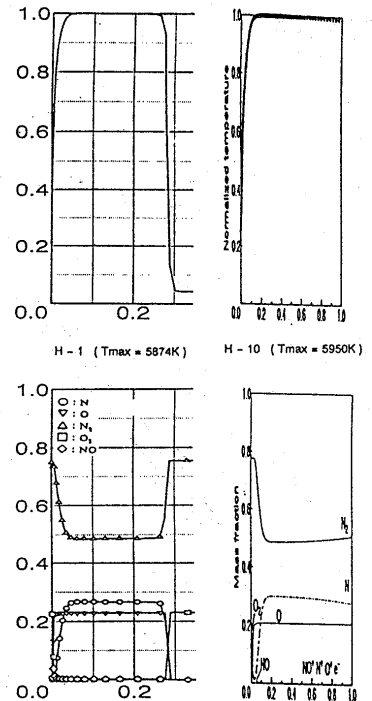


図 6-3 よどみ点流線に沿う温度および成分分布 (他の計算例⁶⁾)

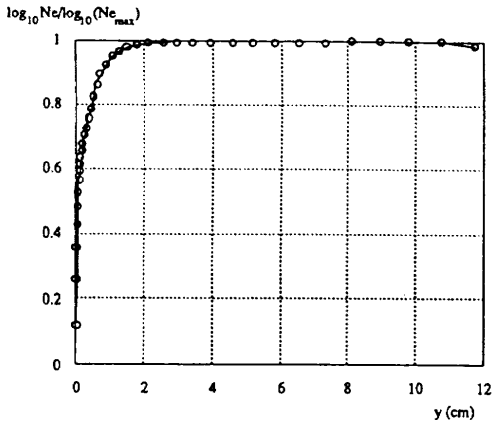


図7-1 電子密度分布

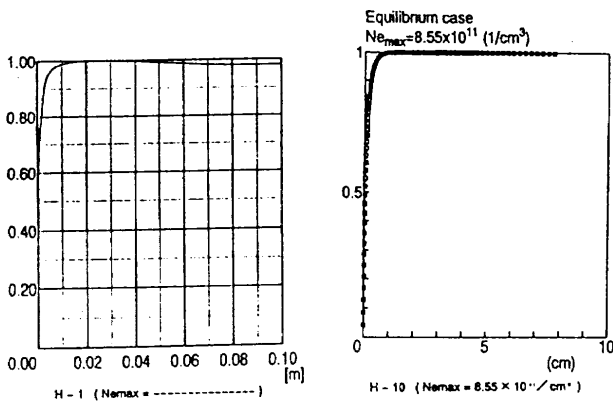


図7-2 電子密度分布
(他の計算例⁶⁾)

5. まとめと今後の課題

当社が宇宙科学研究所と共同で開発したCFDコードを用いてOREXまわりの極超音速流の計算を実施した。計算結果は、概ね他の計算結果と合っていたが、空力加熱率の分布等の推算精度に関しては、今後、OREXの実験データとも比較し、さらに検討加える予定である。なお、本計算コードは航技研との共同研究を通して並列化を進めており、実用化を目指した高効率化も同時に進めている。

6. 謝辞

本計算においては航技研コンピュータVP-2600を使用

したが、これにあたっては、航技研側のご好意により、NAL-MHIの並列化に関する共同研究の一環としての利用を許可頂いた。

7. 参考文献

- 1) 中尾, 藤井; 空力設計ツールとしての極超音速流計算コードの開発, 第9回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, 航空宇宙技術研究所, SP-16, 1991.
- 2) 中尾, 藤井; 空力設計ツールとしての極超音速流計算コードの開発(その2), 第10回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, 航空宇宙技術研究所, SP-19, 1992.
- 3) Nakao, M. and Fujii, K., "Code Development for Hypersonic Real-gas Flow Simulations Toward the Design of Space Vehilces," 4th ISCFD, 1991.
- 4) Srinivasan, S., Tannehill, J. C. and Weilmuenster, K. J., "Simplified Curve Fits for the Thermodynamic Properties of Equilibrium Air," NASA RP1181, 1987.
- 5) Srinivasan, S. and Tannehill, J. C., "Simplified Curve Fits for the Transport Properties of Equilibrium Air," NASA CR178411, 1987.
- 6) 第12回 航空機計算空気力学シンポジウム 特別企画「極超音速流のワークショップ」計算結果出力 1994年6月.