再突入宇宙機のための高速風洞試験と模型表面可視化法*

鈴木宏二郎**, 綿貫 忠晴***, 久保田弘敏***

Surface Visualization Methods at High Speed Wind Tunnel Testing for Reentry Vehicle

Kojiro SUZUKI, Tadaharu WATANUKI and Hiroto KUBOTA

1. まえがき

多様化する宇宙環境利用や宇宙科学探査において、創成された新材料や探査した天体の土壌サンプルなどその成果を地上に持ち帰るための再突入宇宙機の開発は我が国の宇宙開発のキーテクノロジーのひとつである。このような宇宙機では、大気突入飛行時の機体周りの高速気流に関する理解が重要である事は言うまでもない。その際に、機体の空力特性と並んで極超音速飛行に伴う空力加熱の問題がある。空力加熱量の予測を甘くして宇宙機とそのパイロートを危険に曝す事はできないが、かと言って過大な耐熱シールドを取り付ける事は重量制限の厳しい宇宙機において受け入れられない。そこで再突入宇宙機の空力加熱率の正確な予測が必要となるが、それを難しくしている問題が2つある。ひとつは、高温衝撃層流れと機体耐熱シールドとの熱化学反応であり、もうひとつは機体表面上の境界層における乱流遷移である。

地球周回軌道からの再突入カプセル体の場合、高度が50 km 以下となると1 mあたりのレイノルズ数が 10^5 を超え機体表面の一部で乱流遷移が起こる可能性がある。一方、機速は大気突入速度からあまり減速しておらず空力加熱が厳しい領域にある。図1は乱流遷移を想定した場合の空力加熱率分布の推算例である¹⁾。鈍頭部で乱流遷移が起れば最大加熱率は淀み点ではなく遷移点直後となる可能性がある。後方のスカート部で遷移が起った場合でも、その部分の表面積が大きいだけに耐熱シールドの追加は大きな重量増となりうる。さらに、アブレーション熱防御系の場合、空力加熱による樹脂の熱分解や表面の化学反応(酸化、昇華)で発生したガスが境界層内に噴き出し、その干渉効果によって乱流遷移を促進すると言った複合作用の可能性もある²⁾。いずれにせよ機体表面で乱流遷移が起れば、壁面加熱率は大幅に増加するため、それを想定した上で耐熱シールドの設計をしなければならない。残念ながら、このような高速流における乱流遷移現象はその重要性にもかかわらずほとんど分かっていないのが現状である。まずは、現象を理解すると

図1 乱流遷移と壁面加熱率の増大

う点で乱流遷移を見る(可視化する)事から始めねばならない。

このような背景から筆者らは再突入鈍頭カプセル形状について高速風洞を用い、チャイナクレイ法と赤外線画像法による境界層乱流遷移の可視化、油膜法による表面摩擦線可視化、感温塗料による模型表面温度可視化に関する実験を行ってきた。本稿ではこれらの可視化実験とその結果を中心に紹介する。高速風洞とは言え、ここで扱うマッハ数は最大でも7であり再突入飛行体の実飛行環境をシミュレートしたものにはなっていない。あくまで「マッハ数を高くして行った場合の傾向を見る」のが目的である。今後、風洞設備も含め高エンタルピー流れにおける地上実験法のさらなる発展が望まれるところである。

2. 高速風洞における流れの可視化の問題点

高速風洞において可視化実験を行う際の問題点としてはまず:

- ・限られた視野
- ・通風開始時および終了時の衝撃流れ
- ・限られた通風時間

が挙げられる。

通常の風洞では模型支持装置と天秤による空気力の測定を第一とし、可視化実験のための設備としてはシュ

* 原稿受付 1998年1月5日

** 東京大学大学院工学系研究科 航空宇宙工学専攻

*** 正会員 東京大学大学院工学系研究科 航空宇宙工学専攻

リーレン法のための窓と光源／光学系程度であるものが多い。測定部の中にある模型への投光や撮影は全てシュリーレン窓を通して行わなければならない。従って鈍頭物体淀み点近傍や翼前縁などを視野に入れるのが困難となる。視野に入っても斜め方向からとなるため、複数の角度から画像を取得し計算機の中で合成する³⁾と言った高価なシステムとしない限り、定量評価の対象となるような精度の良い画像を得るのは難しい。模型側面の画像を撮る場合でも投光が斜めとなるために、明るさが不均一になったり、模型表面にハイライトができたり、窓からの反射光が入ったりとその調節には注意が必要である。

超音速風洞や極超音速風洞では通風開始時と終了時に非定常衝撃流れを伴う。油膜法やチャイナクレイ法などの模型表面のパターンもその際に崩れてしまう可能性がある。従って撮影は通風中に終了しておく必要があるが、観測窓からの限られた視野では観測したい全ての角度からの画像を得るのは困難である。また、極超音速風洞では貯気槽温度が数百 K にもなり、風洞始動時の模型に対する熱負荷が大きい。表面温度の可視化を行うため熱伝導性の低いセラミックなどの材料を模型に用いた場合、熱的衝撃により模型の破損を招く事がある。これは模型の製作法に関する事で可視化法とは直接関係がないが案外このような事でも実験は手こずるものである。

高速風洞では一般に通風時間が限られているのでその範囲内で実験を終了させなければならない。油膜法のようにそのパターンに初期状態への依存性がなくなり定常状態に落ち着くまで時間がかかるものは、それを計算に入れて風洞運転計画を立てなければならない。

3. 超音速風洞における表面流れの可視化法

本節では超音速風洞における再突入カプセル体表面流れの可視化について述べる。ここで紹介する結果は全て宇宙科学研究所高速気流試験設備を用いたものである。最大マッハ数は4であり、貯気槽は常温であるため一様流静温は室温より低い。模型表面の温度は通風中に若干冷却される程度でほとんど室温に近いと考えられる。可視化実験の目的は第1節でも述べたように鈍頭カプセル形状における境界層遷移とマッハ数の関係を知る事である。

3.1 油膜法による表面摩擦力の可視化

流れが高温にならない限り、低速風洞で用いるのと同様な方法で油膜法の表面パターンを得ることができる。即ち酸化チタンをオレイン酸で溶き、必要に応じて流動パラフィンで延ばしてオイルの固さを調節する。オイルは白い液体であり、あらかじめ黒く塗装した模型表面に筆で塗付する。通風開始時の衝撃で大部分のオイルが飛散するが残ったものが表面摩擦力ベクトルに従い表面上にパターンを形成する。流れの条件やオイルの固さにもよるが、少なくとも10秒以上気流に曝さないとオイルの塗り方や通風開始の衝撃の影響が消えずパターンの解

釈で誤解する恐れがある。図2にマッハ数4.0における鈍頭円錐体の油膜法可視化例を示す。鈍頭部と円錐部の接合部下流にオイルの堆積が見られ表面摩擦力の非常に弱い領域があるのがわかる。その下流で表面摩擦力が回復しオイルが掻き出されているが、鈍頭部に比べ表面摩擦力が弱くオイルが白く残っている。なお、図中央に見える楔状のパターンは風洞中のダストの衝突によって模型に生じた傷によるものである。鈍頭部と円錐部の接合部では表面の曲率が不連続に変化しており、円錐部での遠心力の消滅が壁面上での逆圧力勾配を生み局所的な剥離・再付着を生じさせていると考えられる。同様な結果はOREX再突入飛行体の超音速風洞実験でも報告されている⁴⁾。ただし、「オイルの堆積」が常に「逆流域を伴う剥離の存在」を意味するとは言い切れず、表面摩擦が弱いためオイルの掻き出しが遅れているだけと言う可能性もある。さらに、オイルの過大な堆積は衝撃波を形成し本来の流れ場を変えてしまっている可能性もあるので注意を要する。

境界層乱流遷移は表面摩擦力の急増を伴うため油膜法のパターンにもその影響が現れる事がある。図2で円錐部後方にオイルを強く掻き出したようなパターンが見られるが、これは後述のチャイナクレイ法で遷移と判断された場所(図3参照)に近い。しかし、一般には、油膜法の結果だけから遷移を判定する事は難しい。

3.2 境界層遷移の可視化

ここではチャイナクレイ法と赤外線画像法による境界層遷移の可視化を紹介する。

(1)チャイナクレイ法

チャイナクレイ法(蒸発法)は低速風洞実験において乱流遷移を可視化する方法として一般的であるが、高速風洞でも模型温度が常温程度であれば全く同様に用いる事ができる。これは層流境界層よりも乱流境界層の方が模型表面での蒸発が速い事を利用したものである。白陶

図2 鈍頭円錐の油膜法による可視化例

図3 チャイナクレイ法によるパターンとその解釈

土(カオリン)を灯油で溶き予め黒く塗っておいた模型にスプレーで塗付した後、通風を開始する。通風開始の衝撃により表面の灯油は液滴となって飛散するが、残った灯油は表面に薄く層を形成する。拡散の激しい乱流境界層の部分は灯油の乾燥が早く、中に含まれる陶土が白く浮き出てくる。乾燥していない部分は模型の黒い地肌が見えるため、黒い部分を層流域、白い部分を乱流域、その境界を遷移と判定する。図3に図2と同一条件でのチャイナクレイ法による可視化結果とその解釈を示す。

まず、高速風洞におけるチャイナクレイ法の妥当性を確認するため行った表面ピトー圧トラバース法との結果の比較について紹介する。表面ピトー圧法⁵⁾とは図4のように径の細い(境界層厚さより細いもの)ピトー管を表面に接触させた状態で流れ方向にトラバースし、その変化から遷移領域を求める方法である。ピトー管は表面に常に接しているので測定場所の表面からの高さは常に一定である。下流にトラバースすると相対的に境界層底部のピトー圧を測定する事になるため、その値は次第に下がっていく。遷移が起ると図のように速度分布が変化するためピトー圧が上昇する。遷移が完了すると下流方向に乱流境界層が厚みを増すに従いピトー圧は再び減少する。図4において、ピトー圧の極小を遷移開始、極大を遷移完了と判断している。ここでは図3のチャイナクレイ写真に示された半頂角45度の鈍頭円錐における結果を示す⁶⁾。マッハ数は4.0、底面直径でとった主流レイノルズ数は 2.4×10^6 である。この模型には第1節でも触れたようにアブレーションによる表面からの噴き出しを模擬するため淀み点領域に細孔が分布しており、そこから噴き出しを与える事ができるようになっている。図5に表面ピトー圧法とチャイナクレイ法から得られた遷

図4 表面ピトー圧法と境界層遷移の判定⁵⁾ 図5 チャイナクレイ法と表面ピトー圧法による境界層遷移位置の比較⁶⁾

移位置の比較を示す。横軸は主流流束に対する噴き出しの強さである、噴き出しによって境界層遷移が促進されその位置が前進するのがわかる。チャイナクレイ法による遷移位置は、表面ピトー圧法によって求められる遷移領域(図中の斜線領域)の中に入っており両者の結果に矛盾がない事がわかる。しかし、チャイナクレイ法が遷移領域のどの部分を捉えて図3のような境界線を形成するのかはわかっていない。

図6(a)-(c)に半頂角11度の鈍頭円錐のマッハ数1.5, 2.0, 3.0における可視化結果を示す⁷⁾。迎角は0度で、模型底面直径でとった主流レイノルズ数は $1.5 \sim 3.0 \times 10^6$ である。マッハ数が大きくなる程、遷移位置が後退しており、「マッハ数が高くなるほど遷移しにくくなる」と言う一般則⁸⁾とも一致している。なお、マッハ数3.0(図6(c))において見られる孤立した楔上のパターンは風洞中のタスト衝突による模型の傷から生じた乱れである。模型は迎角0度の軸対称であるが遷移位置は軸対称ではなく、周方向に波形のパターンを形成する事がある。この場合、マッハ1.5以上では楔状の領域が周方向に並ぶ。楔の間隔はマッハ数が高くなる程大きくなる。

図6 鈍頭円錐体における乱流遷移とマッハ数の影響
(チャイナクレイ法による可視化)⁷⁾

白い乾燥領域が出始める部分を遷移開始とし、全周が白くなる位置を遷移完了と考えると図の結果は、「マッハ数が大きいと遷移完了までに距離がかかる」と読み取れる。

チャイナクレイ法は専用の実験模型や特殊な光学系を必要としないため、高速風洞においても便利な境界層遷移可視化法ではあるが実際の適用において以下のような問題点がある。

- ・高速風洞では測定部を閉じてから通風開始までに時間がかかる事があるため、その間に灯油が乾燥してしまわないよう注意する。また、油膜法と同様、通風終了時の衝撃で表面のパターンが崩れてしまうので、画像の取得は通風中に済ませる必要がある。

- ・一般にマッハ数が高くなると遷移開始から遷移完了までの距離がかかるようになり遷移を領域で捉える必要性が出てくる。チャイナクレイ法では灯油の未乾燥領域と乾燥領域の2者しか区別ができないため、その境界が遷移領域のどの部分に相当しているのかが不明である。

- ・チャイナクレイ法では、乱流境界層領域のみならず、境界層の薄い前縁部でも乾燥が速い。鈍頭カプセル形状

の場合、図3のように鈍頭部の全面が白くなってしまいうので、乱流遷移の判定が行えるのはその下流部のみとなる。

- ・チャイナクレイ法は層流と乱流での灯油乾燥速度の差を利用したものであるが、同時に灯油は表面摩擦力によって表面上を流されている。流されながら乾燥して残ったパターンが遷移の解釈を難しくする事がある。

- ・灯油が乾燥して残った陶土は模型表面にラフネスを与え、本来の遷移位置を変えてしまう恐れがある。

図6では遷移位置が比較的明確に示されていたが、一般に高速風洞ではチャイナクレイのパターンが不鮮明となり遷移の判定が困難になる傾向がある。図7は半頂角10度の球頭円錐のマッハ2における結果例であるが、遷移と判定される境界線が2種類見えている。遷移が2度に分けて段階的に起るとは考えにくくどちらかが誤った表示と言う事になる。その判定は他の方法との比較によるしかない。この場合、後述の赤外線画像法との比較により上流側の境界が遷移であると判定された⁹⁾。下流側の線は、通風開始時に表面を灯油が流れた跡と考えられている。このようなパターンは高速風洞におけるチャイナクレイ法にしばしば見られ、その解釈に悩まされる。模型表面上に剥離領域がある場合、油膜法と同様に灯油が堆積するため乾燥が起りにくい。そのため剥離域が層流か乱流かの判定は困難である。さらに堆積した灯油が通風中に液滴となり模型表面を移動し、表面のパターンを崩し遷移の解釈を困難にする事もあるので注意を要する。また、模型上に衝撃波ができている場合、衝撃波に伴う温度や圧力の変化が表面の乾燥にどのように影響するかについても考慮するべきであろう。

(2)赤外線画像法

層流境界層と乱流境界層の差は、模型壁面に対する熱流束の差にも表われる。貯気槽を加熱していない風洞の場合、模型周りの流れの静温は模型表面温度より低くなり模型を冷却する。乱流領域では模型の冷却が層流領域より激しくなるため、遷移領域を境にその下流では模型表面温度が急激に下がる事になる。従って、模型表面温

Boundary Line 1
(Line of Transition)

Boundary Line 2

図7 チャイナクレイ法に現れた2重模様⁹⁾

度分布がわかれば遷移位置を知る事ができる^{9,10)}。赤外線ビデオカメラは、物体からの放射輝度を測定する事で物体表面の温度分布を画像として取得する事ができる。赤外線画像法による可視化は非接触であり、チャイナクレイ法のように模型表面に何かを塗付する必要もないため流れ場を乱す事がない。問題点としては:

- ・赤外線ビデオカメラが高価なシステムである事,
- ・測定部の窓を赤外線透過性のものと交換する必要がある事,
- ・遷移による表面温度の差を顕著にするためには樹脂やセラミックなど熱伝導性の悪い材料で模型を作る必要がある事,

などが挙げられる。例として図8(a)に半頂角10度の球頭円錐のマッハ2.5における赤外線画像を示す^{9,10)}。模型底面の直径でとった主流レイノルズ数は 2.5×10^6 である。模型は樹脂(DELFIN)で作られている。図8(b)にはある周位置での母線に沿った温度分布も示されている。鈍頭部から円錐部を下流に行くに従い表面温度が緩やかに上昇しているが、これは境界層が厚くなり層流冷却率が下がって行くためである。円錐部中央付近で表面温度が低下しているのは、乱流遷移により表面冷却率が増加したためであり、この部分が乱流遷移と考えられる。このように赤外線画像法では遷移が領域として捉えられる。図8(c)にチャイナクレイ法による結果を示す。迎角0度の軸対称形状のため周方向にパターンの自由度があるが、遷移の位置に関しては、チャイナクレイ法と赤外線画像法との差は殆どない。なお、チャイナクレイ法の方が赤外線画像法よりわずかに上流側で遷移を示す事があるが、これは塗付した灯油と陶土が模型表面に対しラフネスとして働いたためと考えられている。赤外線画像法は高速風洞試験で一般に用いられるステンレス製模型に対しても有効である。ただし、ステンレス製模型では樹脂製模型に比べ内部への熱伝導が良いため表面温度が均一化され遷移による差が出にくく、赤外線画像での遷移位置はややばやける傾向にある。なお、チャイナクレイに関しては表面温度が下がりやすい樹脂模型より、表面温度が下がりにくく蒸発がより活発なステンレス模型の方が鮮明なパターンを与えるようである⁹⁾。

4. 極超音速風洞における表面温度の可視化法

極超音速風洞では気流の淀み点温度が高く、模型表面を高温に加熱するのでチャイナクレイ法は使う事ができない。表面温度の空間および時間変化を測定する事ができれば壁面加熱率を求め、それから遷移を判定できる。表面温度は熱電対をあらかじめ模型に取り付けければ測定可能であるが、測定位置は離散的であり空間分解能は低い。前節で紹介した赤外線ビデオカメラを用いれば空間分解能の優れた表面温度分布データを画像として得る事ができるが、必要器材の点で大がかりなものとなってしまう。ここでは、より簡単な感温塗料を用いた表面温度

(a) 赤外線画像

(b) 母線上表面温度分布

(c) チャイナクレイ法によるパターン

図8 赤外線画像法による表面温度の可視化例^{9,10)}

の可視化法とその結果について紹介する¹¹⁾。

蛍光分子から出る光の放射強度は温度が高くなると弱くなりいわゆる消光現象を示す。感温塗料法はこの熱的消光現象を利用して温度を計測するものである。感温塗料を塗った物体に紫外線を照射し、励起された蛍光分子からの放射強度を測定する。放射光は可視光であるためその強度はフィルターで紫外光をカットした上でCCDカメラに画像データとして記録される。赤外線画像と異なり、取得するのは可視光であるため風洞の測定部は通常のシュリーレン窓でよく、センサーも一般的なCCDカメラが使えると言う利点を持つ。ただし、模型表面への感温塗料の塗付が必要である。

摂氏20~80度の低温では塗料として有機物質が有効であるが、極超音速風洞のように模型が高温となる場合

は色素が熱で分解しないよう無機物質を使う必要がある。なかでも phosphor は繰り返しの加熱サイクルに対する応答が安定している事、模型表面に薄くコーティングできる事から推奨されている¹¹⁾。phosphor はその種類によって特性が異なるが、測定温度範囲での温度感度が最大になるよう選択する。温度とのキャリブレーションは相対放射強度に対して行われる。相対放射強度とは、測定温度 T での放射強度 $I(T)$ と参照温度 T_r での放射強度 $I(T_r)$ との比 $I(T)/I(T_r)$ である。参照温度は通風前の状態という意味で常温とする事が多い。相対放射強度を用いる事により紫外線照射の非一様性や塗料コーティングの不均一性を結果から排除する事ができる。図 9 にキャリブレーションの結果例¹¹⁾を示す。用いた塗料は $La_2O_3:Eu$ である。図は繰り返し実験の結果がプロットされており、480~550 K の温度範囲において 5 K 程度の精度で温度が繰り返し測定可能である事がわかる。それ以下の温度になると放射強度の温度に対する感度が落ち測定にばらつきが出やすくなる。結果の精度は CCD カメラの精度にも依存しており、勿論できるだけ高ビット数の CCD カメラを用いるのが望ましい。

以下に東京大学工学系研究科の極超音速風洞で行った実験結果例¹¹⁾を示す。主流マッハ数は 7.0、模型底面の直径でとった主流レイノルズ数は 4×10^5 、淀み点温度は 770 K である。模型は壁面温度を上げるため熱伝導性の悪いセラミックを用いている。図 10 に半頂角 20 度の円錐模型にトリッピングワイヤを巻いた時の模型表面からの CCD 画像を示す。トリッピングワイヤ下流で放射光(赤色)が弱くなっているのがわかる。これはワイヤ下流で乱流遷移が起り、壁面加熱率の急上昇とともに壁面温度も上がったためである。表面温度分布から壁面加熱率分布への変換は、近似的には、半無限長スラブを仮定

図 9 感温塗料 ($La_2O_3:Eu$) の温度較正結果例¹¹⁾

し壁から垂直方向に非定常 1 次元熱伝導方程式を解く事でなされる。図 11 にトリッピングワイヤ下流での壁面加熱率分布を示す。トリッピングワイヤがない場合と比較すると、ワイヤ下流で乱流遷移が起り加熱率が上昇して約 7 mm 後方でピークに達しているのがわかる。しかし実際の模型内部の熱伝導は複雑であり、温度から加熱率への変換に際して内部熱伝導モデルによる誤差を生じる可能性もあるので、定量的な評価の際には注意を要する。

感温塗料による表面温度可視化の問題点としては：

- ・通風中の壁面加熱および気流中のダストなどにより塗料コーティングが損傷し結果に誤差を生ずる事、
- ・このことは空力加熱の観点から重要である淀み点領域で顕著な事、
- ・限られた風洞測定部窓から淀み点を視野に入れるのが困難である事、
- ・紫外線光の入射角が大きくなると放射強度が減り精度が落ちるため、風洞測定部窓を通して入射光とカメラ視野の両方の配置をうまく調整する必要がある事、

通風前

Tripping Wire

通風開始後 (18 sec)

図 10 トリッピングワイヤによる円錐上境界層の乱流遷移 (感温塗料による可視化画像)¹¹⁾

図11 トリップワイヤによる円錐上境界層の乱流遷移
(図10を画像処理して求めた壁面加熱率分布)¹¹⁾

などが挙げられる。また、図11に見られたような結果のノイズを取り除くための画像処理方法なども今後の課題であろう。

5. おわりに

本稿では、再突入宇宙機の熱空力環境の予測という観点から現在最も頭を痛めている「高速流での境界層遷移」の問題に対し、高速風洞を用いてどのような可視化法が使えるか筆者らの経験を中心に紹介した。これらの手法はどれも流れ場の現象を比較的ストレートに見ているものと思われるが、「流れの何を見た事になったのか」について詳細な議論をしようとするとな案外あやふやな所があるのに気づく。油膜法やチャイナクレイ法などは一種の気液二相流であるから、ここでひとつ近年発達が著しい数値流体力学 (CFD) の力を借りて「可視化法のダ

イナミクス」を見直してみるのはどうだろうか。

本稿をまとめるにあたり、赤外線画像法については東京大学工学系研究科航空宇宙工学専攻博士課程大学院生の松浦一哲君、表面ピトー圧法とチャイナクレイ法の比較に関しては同修士課程の大坪武史君、感温塗料については同じく安田篤君の研究成果に負う所が大きい。ここに感謝の意を表する。

参考文献

- 1) 鈴木宏二郎, 安部隆士: 再突入回収カプセル体衝撃層の熱空力環境に対する乱流遷移の影響, 平成4年度宇宙航行の力学シンポジウム (1992) pp. 50-55
- 2) Park, C.: Injection-Induced Turbulence in Stagnation-Point Boundary Layers, AIAA J., Vol. 22, No. 2 (1984) pp. 219-225
- 3) 吉澤昭, 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) pp. 121-124
- 4) 野田順一, 楯篤志, 渡辺光則, 浜本滋, 原亘利, 吉永崇: カプセル形状の軌道再突入実験機模型の前面に表れるリング模様, 第28回流体力学講演会講演集 (1996) pp. 253-256
- 5) 石田洋治, 野口正芳: 可視化法および表面ピトー圧法による遷移点測定と理論値との比較, 流れの可視化, Vol. 6, No. 20 (1986) pp. 73-81
- 6) 大坪武史, 安世濬, 鈴木宏二郎, 本郷素行, 安部隆士: 表面噴き出しのある鈍頭物体の超音速における乱流遷移の実験的研究, 第29回流体力学講演会講演集 (1997) pp. 269-272
- 7) Suzuki, K. and Abe, T.: Experimental Studies on Boundary-Layer Transition on a Reentry Vehicle at Transonic and Supersonic Speeds, ISAS Report No. 659 (1995)
- 8) Anderson Jr., J. D.: Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics, McGraw-Hill (1989) pp. 271-280
- 9) 松浦一哲: 超音速流中における軸対称物体の境界層遷移可視化, 東京大学修士論文 (1994)
- 10) 松浦一哲, 鈴木宏二郎, 本郷素行, 安部隆士: 超音速流中での軸対称物体の境界層遷移可視化, 第26回流体力学講演会講演集 (1994) pp. 255-258
- 11) 安田篤, 坂越中, 綿貫忠晴, 久保田弘敏: 感温塗料を用いた極超音速流中での熱伝達率の測定, 第29回流体力学講演会講演集 (1997) pp. 9-12

(a) 赤外線画像

(c) チャイナクレイ法によるパターン

(b) 母線上表面温度分布

口絵 7 赤外線画像法による表面温度の可視化例

(口絵 7 東京大学 鈴木宏二郎)(本文 110 頁参照)

(a) CABIN を用いた仮想の街の体験

(b) 実画像を用いた建物の地震応答解析の可視化

口絵 8 東京大学インテリジェント・モデリング・ラボラトリー

(口絵 8 東京大学 小木哲朗)(本文 149 頁参照)