

講座 宇宙探査機「はやぶさ」とプラズマ工学

3. 「はやぶさ」カプセルの地球大気再突入時におけるプラズマ現象とその周辺

山田 哲哉, 安部 隆士

宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部

(原稿受付日: 2006年4月10日)

「はやぶさ」ミッションの最終フェーズでは、小惑星のサンプルを搭載した小型カプセルが地球大気への高速再突入を行う。過酷な空力加熱環境を通過し減速された後、高度約 10 km でパラシュートを開傘・緩降下し、地上にて回収される予定である。約 12 km/s の高速で地球再突入するカプセルが曝される空力加熱環境は非常に過酷で、カプセルは内部の小惑星サンプル、搭載機器を保護しつつ地上に到達せねばならない。空力加熱環境の把握と、それから内部を保護する熱防御システムの開発は、「はやぶさ」カプセルのキーテクノロジーの一つである。本稿は、「はやぶさ」カプセルの大気圏再突入をプラズマ現象の観点から整理し、関連の話題として、空力加熱の予測技術、加熱から機体を保護する熱防御技術、およびその試験方法等を紹介するものである。

Keywords:

Hayabusa, capsule, reentry, high enthalpy flow, plasma, radiation, aerodynamic heating

1. はじめに

2005年12月、「はやぶさ」探査機は小惑星イトカワにタッチダウンし、サンプルを採取したと考えられている。採取された小惑星サンプルは、サンプルキャッチャーごと回収カプセル (Fig. 1) の中に搬送され、「はやぶさ」カプセルは、2010年に地球に帰還する予定である(執筆時現在)。およそ 12 km/s で地球近傍まで帰還した「はやぶさ」探査機は、地球からの距離にして月の軌道程度の位置まで接近した時点でカプセルを分離する。その後カプセルは約10時間の単独飛行を行なった後に、地球大気に到達し、極超音速

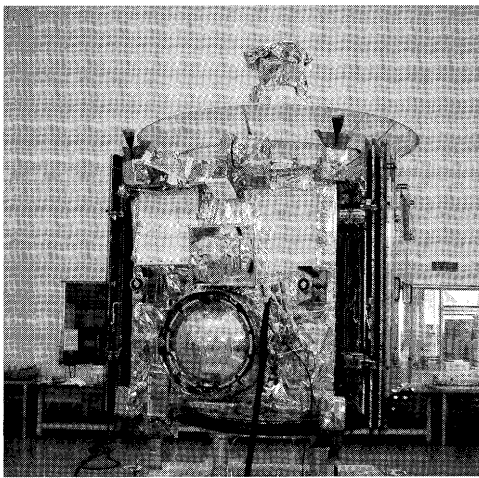


Fig. 1 「はやぶさ」探査機に搭載された回収カプセル (中央)。

で大気中を飛行落下する、いわゆる地球再突入を行なう。高温の空気に曝されて機体が加熱されるという過酷な空力加熱回廊を通過したカプセルは高度約 10 km でパラシュートカバーと呼ばれる裏ぶたを分離放出し、パラシュートの開傘による減速を行い、地上に緩降下する。開傘と同時にカプセルはビーコン信号を発信し、地上からの方探を容易にし、豪州の砂漠で回収される予定である (Fig. 2)。その後、小惑星サンプルはカプセルから取り出され、分析のために日本に持ち帰られる[1]。

再突入カプセルは、直径約 40 cm、重量 17 kg の「蓋付き中華鍋形状」をしている。ノーズは曲率半径 20 cm で、これはカプセルの高さとほぼ同じであることから、曲率中心

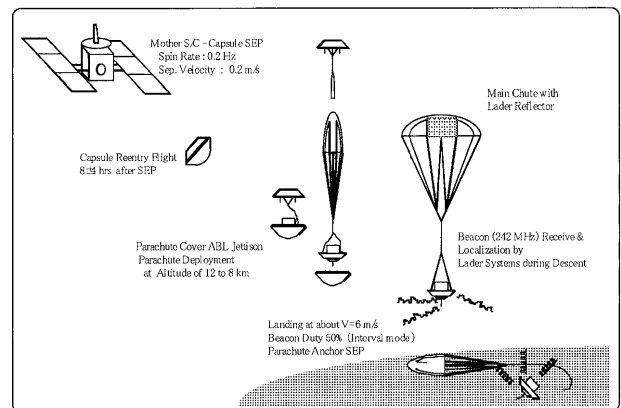


Fig. 2 「はやぶさ」カプセルの再突入シーケンス。

Plasma and the Flight Environment of the HAYABUSA Reentry Capsule
YAMADA Tetsuya and ABE Takashi
authors' e-mail: yamada.tetsuya@jaxa.jp, tabe@gd.isas.jaxa.jp

が、ちょうどカプセルの背面、すなわち重心より後ろにあり、空気力が常に姿勢を戻す側に働くという「空力安定」を確保した形状になっている。探査機に搭載した状態では、軌道上での熱制御のために、太陽光の反射率、吸収率が正確に管理されたアルミ蒸着カプトンが表面に貼られているために金色に輝いているが、実際はアブレータと呼ばれる耐熱材料(後述)で覆われているため、黒色をしている(Fig. 3)。カプセルの内部は、中心部のサンプルコンテナの周囲に搭載機器が配され、さらにその周囲に減速用パラシュートが収納されている。火工品(化学反応による燃焼圧等により機械的運動を行なう装置の総称。通常電気的にトリガされる。)の作動によって背面のパラシュートカバーが放出され、パラシュートが引き出され開傘と同時に前面のヒートシールド(熱防御材)も分離される。

カプセルに関連した開発には、極超音速飛行技術、緩降下システムの技術開発等、種々ある[2]が、その高速地球再突入とそれに伴う過酷な空力加熱環境に耐える熱防御システムの開発は最重要開発課題であった。高速で地球に再突入するカプセルが曝される空力加熱環境は非常に過酷で、淀み点総加熱率は 15 MW/m^2 以上とスペースシャトルのノーズに対する場合の30倍以上に及ぶ。こうした過酷な空力加熱環境の中で、カプセルは内部の小惑星サンプル、搭載機器を保護しつつ地上に到達せねばならず、その意味で、空力加熱環境の正確な把握と、それから内部を保護する熱防御システムの開発は、「はやぶさ」カプセルのキーテクノロジーの1つである。本稿は、この大気圏再突入に関わる現象を高温空気物理の観点から整理して解説し、その後、関連の話題として、空力加熱から機体を保護する熱防御材料、およびその試験方法を紹介するものである。

2. カプセルの再突入空力加熱と飛行領域

人工衛星など重力場で運動する宇宙飛行体はニュートンの法則により、重力の支配的な天体を一焦点とした楕円軌道、もしくは双曲軌道上を運動する。太陽から離れた惑星から地球への飛行は、その重力ポテンシャルが大きいことから地球近傍での軌道速度も必然的に大きくなる。地球周回を行なう飛行体の周回軌道速度が約 7.8 km/s であるのに対して、小惑星イトカワから帰還する「はやぶさ」探査機の地球との相対軌道速度は 12 km/s 以上に及ぶ。軌道の分野では慣例的に、地球周回軌道速度を基準に、それに満たない速度を弾道軌道速度(suborbital)、さらに地球周回以上の速度を超軌道速度(superorbital)などと言っており、「はやぶさ」カプセルはまさに超軌道速度による突入である。

当然ながら、「はやぶさ」カプセルを回収するためには最終的にこの速度をゼロまで減速する必要がある。逆噴射による減速方法が容易に思いつくが、増速に要したのと同量の燃料が必要となり、たった 300 kg の衛星を打ち上げるのに百トンを超える(ほとんどが推進薬である)巨大ロケットが必要なことを考えると非現実的である。よって、そうした減速には通常大気抵抗を利用した「省エネ航法」が用いられ、宇宙飛行体の大気突入といわれている。もし大気がなければ、高度 200 km から地上に激突するまでに 100 秒かからないが、大気存在により、「はやぶさ」カプセルの場合、減速率の最大値が 50 G 程度で、突入から最初の 150 秒程度で秒速数十 m まで減速される。この減速荷重に耐え得る機体設計を行うことはもちろんであるが、大気突入飛行体の重要な技術課題として空力加熱からの熱防御があげられる。実は、「はやぶさ」カプセルの場合、惑星間遷移軌道からの直接地球再突入による速度の大きさそのものが熱防御をむずかしくしている主因である。以下に簡単に説明する。

飛行体が地球大気に再突入する際、(機体上に固定した座標系で見れば、わかりやすいが)軌道速度で大気が機体に衝突することと同等である。この際、大気の運動エネルギーが熱エネルギーに変換されて高温になり、機体を加熱する、いわゆる空力加熱現象が発生する。一般によく誤解されているのでここで断っておきたいが、空力加熱は空気と機体の「摩擦」により発生するのではない。もちろん実在気体には粘性もあり、摩擦による温度上昇が皆無というわけではないが、それはごくわずかであり、ほとんどが「流れがせき止められる」ことによる熱エネルギーへの変換によるものである。定常的な等エントロピー流れでは、流線上で総エンタルピーの保存則が成立するが、物体表面で流れが停止すれば、温度上昇として熱エネルギーになるということである。この(広義の)熱エネルギーが、気体自体の温度上昇、および気体の相変化、化学変化に寄与することになり、さらに流れ場は複雑になる。これらの変化は通常の等エントロピー的变化では達成されず、飛行体前方に強い衝撃波が形成されることによる「急速な変化」で達成されることになる。

運動エネルギーが速度 V の2乗に比例し、単位時間に前方

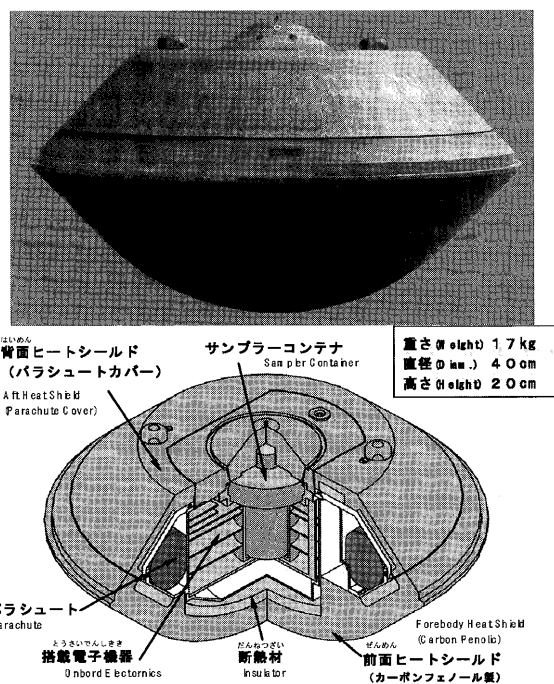


Fig. 3 「はやぶさ」カプセルの概観および内部構成模式図。

の V の長さ分の柱内の体積が機体に衝突することを考えると、空力加熱（正確には対流空力加熱）率は、速度の3乗に比例するはずである。他に空気の密度、境界層の形状に左右されるはずで、後者は機体のサイズを示す代表長さとしての先端ノーズ半径の1/2乗に反比例する。実在気体として化学反応を考慮し、各種風洞実験にデータにより修正を加えた空力加熱推算式がいくつか存在するが、その中でも Detra-Kemp-Riddell の式[4]

$$q_{CNT} = \frac{110.35}{\sqrt{R_n}} \sqrt{\frac{\rho}{\rho_s}} \left(\frac{V}{V_0}\right)^{3.15} \cdot \left(\frac{h_s - h_w}{h_s - h_{w0}}\right) \text{ [MW/m}^2\text{]}$$

R_n : Nose Radius [m], ρ_s : Air Density at the Sea Level, V_0 : 7.925[km/s],

h : Enthalpy at stagnation (s), cold (0)/hot wall.

は、軌道から決まる速度(V)、大気密度(ρ)を用いて対流空力加熱を見積もることができるため、後述の連続流領域の空力加熱を推算する上では、設計上非常に有用である。その後は、後節で紹介するような詳細なCFD(計算流体力学)等が威力を発揮する。

空力加熱は、単位面積あたり、単位時間に流入するエネルギー量の次元を有し、 W/m^2 等の単位で表現される。Fig. 4に、カプセルの再突入時における空力加熱率、飛行動圧の時間履歴を示す。スペースシャトルのノーズで 500 kW/m^2 に対して、「はやぶさ」カプセルの場合、 15 MW/m^2 以上と30倍厳しくなる。さらに、スペースシャトルの周回軌道速度と異なり、軌道速度が電離エネルギーを越えるため、電離が進み、輻射加熱も無視できなくなる。これは、高速突入、大きな突入角、高弾道係数(抵抗係数と質量の比で慣性力に対する空気力の効き具合を示すパラメータ)、小ノーズ半径の効果がすべて空力加熱を高くする側に働くためである。なお、宇宙の関係では、ロケットノズル内の加熱率が(燃焼条件、ノズル内の場所等によるが)やはり 10 MW/m^2 以上である。こちらの場合は気流エンタルピーではなく、圧力が高いことにより加熱率が高くなっている。ちなみに、使い捨てガスライターの炎で熱流束センサーを炙ると約 50 kW/m^2 という値になるので、「はやぶさ」はこの

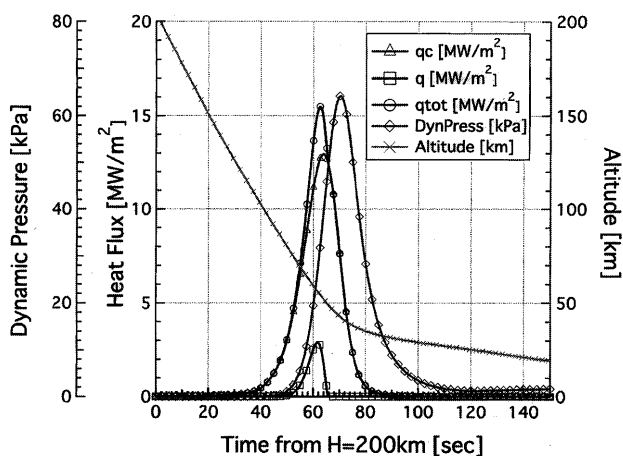


Fig. 4 再突入飛行における空力加熱、速度の時間履歴。

300倍以上である。こうした高加熱率をもつ現象は核融合等を除いては地上では希有な現象であろう。それだけに、この空力加熱を予測し、機体を保護することの技術的な大切さ、むずかしさが想像されるであろう。

さて、実際の流れは非常に複雑な非平衡反応性流れである。さらに、地球大気の上層から地上まで、「大気中を高速飛行する飛行体のまわりの流れ場」であるため、流れの特性が極めて広範囲に変化する。こうした「流れ」の特性は、空気力として飛行運動自体に影響を与える他、当然、空力加熱に大きな影響を与える。一般に、大気中の高速飛行体まわりの流れを表現するパラメータとして、マッハ数(飛行速度の音速に対する比)やレイノルズ数、クヌーセン数(平均自由行程の代表長に対する比)などが挙げられる。加えて、高速であるという事実、すなわち運動エネルギー、エンタルピーの大きさ自体が流れを特徴づけることになる(Fig. 5)。

特に空力加熱が開始されるのは高度100 km以下であり、特にその大きさが問題となってくるのは、「はやぶさ」カプセルの場合、高度80 kmから40 km、時間にして約40秒程度であり、この間に周囲の空気は高温プラズマとなる。マッハ数が5以上の流れを便宜的に極超音速流といっている。非常に粗い表現をすると、極超音速、特にマッハ5、6以上になってしまえば、前方に誘起される衝撃波の形状、カプセルに働く空気力に対するマッハ数の影響がほとんどなくなり、極超音速近似という1カテゴリにまとめられ議論されることが多くなる。空力加熱、機体まわりのプラズマの舞台となるのは、極超音速領域のみに限られる。

高度100 kmでの平均自由行程は10 cm程度であり、「はやぶさ」の直径40 cmを考えると、直径程度では気体粒子の衝突頻度は少なく、衝撃層は直径の数倍程度広がり、地上の超音速機の前方などにみられる衝撃層とは非常に異なる様相を呈す。高高度の飛行ではそもそも大気が希薄になるゆえ、カプセルの大きさにとって音速で定義したマッハ数だけで議論することに意味がなくなってくる。カプセルの最大空力加熱は、大気密度の高度勾配や、機体の弾道係数(空気抵抗に対する慣性力、すなわち重量の比)により

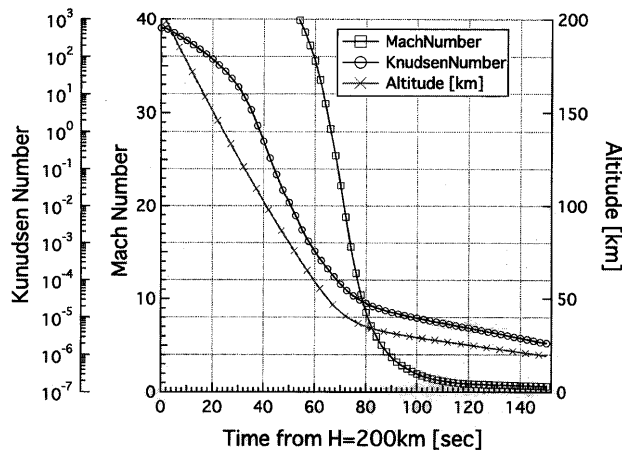


Fig. 5 カプセルの飛行領域。(注: 高度80 km以上の音速は連続流領域でないためにプロットしていない)

変化するが、「はやぶさ」カプセルの場合、高度約 60 km 程度でその最大がおこる。ここでの平均自由行程は 100 μm 程度であり、地上近傍でのそれが 0.1 μm オーダであることを考えると非常に希薄な流れである。

カプセル前面には衝撃波が誘起され、その前後で気流の圧力は上昇し、カプセル表面における最大衝撃圧は 0.7 気圧程度である。つまり、ほぼ大気圧プラズマが発生しているといえる。高速道路で時速 100 km で走る自動車から手を出した際に受ける動圧が、千分の 5 気圧であることを考えると 100 倍以上大きい値である。

以上のようにカプセルの飛行領域は気体力学的には非常に広い範囲である。こうした飛行環境下において飛行環境を予測することは、それぞれの領域の特性を考慮したモデル化を行いつつ進めていくところにむずかしさがある。

3. 「はやぶさ」の熱防御システム

カプセルの遭遇する空力加熱環境が非常に過酷であることは先述したとおりである。この空力加熱から機体を守る熱防御には種々の方法があるが、「はやぶさ」ではアブレーション熱防御法がとられている。

空力加熱からの熱防御方法は、機体への加熱率、加熱時間によって適切な方法が選択される。スペースシャトルなどの有翼飛翔体は高高度で減速されるため、加熱時間は十数分と比較的長いものの、加熱率自体は小さい。よってセラミックタイル等、比較的高温まで耐える軽量材料によって表面を覆えば、加熱によってタイル自体が高温になり、ステファン・ボルツマンの法則に従う平衡輻射状態が成立し、加熱がキャンセルされることになる。一方、「はやぶさ」カプセルの場合のような高加熱環境では輻射平衡温度が材料の耐熱温度を越えてしまうため、もはやこの方法は使えない。高加熱環境下における熱防御法として唯一の解であるアブレーション法は、アブレートと呼ばれる耐熱機能を持たせた各種の繊維強化型プラスチックを用いる。アブレートの中でも、特に炭化アブレートとして分類されるものは、高加熱を受けると樹脂が熱分解を起こし、表面に強固な炭化層を形成する。固体炭素は通常、固体から液体状態を経ず直接に気体へと相変化（昇華）するため、耐熱温度が高いとともに、炭化層自体が強固であるため、外表面の破壊や機体形状の変化が少なくなるという利点がある。さらに発生する熱分解ガスは、吸熱反応により母材の冷却に寄与するとともに、ポーラス材となった表面の炭化層を通過して表面に噴出し、そこに境界層を形成して、外部の高温気体との間においてバッファのような役割を果たし、表面の温度勾配を緩やかにして加熱が低減されるしくみである。

「はやぶさ」カプセルで用いられているアブレートはカーボンフェノール（炭素繊維強化型フェノール樹脂）であり、母材の比重 1.4 弱が、全炭化によりその 80% 程度の比重になる。空力加熱に曝されている際の衝撃層内部の気流温度は 1 万度を越えるが、アブレート表面温度は 3,000°C 程度である。（カプセル表面上の場所にもよるが）厚さ 3 cm 強のアブレートの裏面の温度は、パラシュートの開傘時で

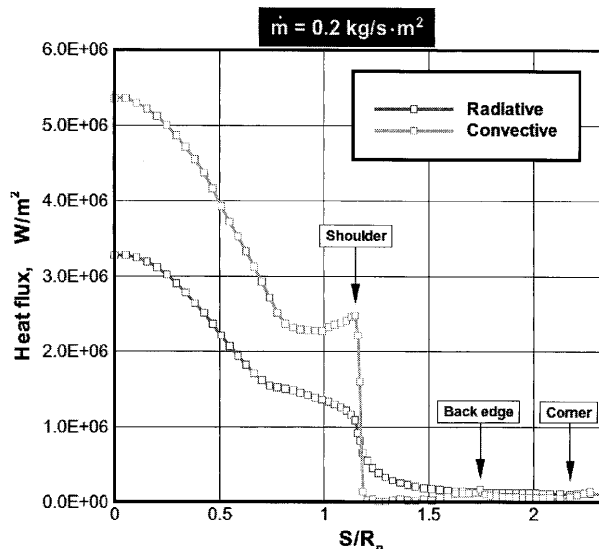


Fig. 6 カプセル回りの空力加熱分布（実効入力分）。

50°C 程度である。

耐熱材料とそれを固定する構造等を合わせ、その機能の意味からヒートシールドと呼んでいる。アブレートヒートシールドは、空力加熱に耐えるという耐熱性に加え、小惑星サンプルや搭載機器を守るため、内部への熱伝導を抑制せねばならない。また、もちろん空力荷重に耐える構造でなければならない。軽いヒートシールド、すなわちアブレート密度が小さく熱容量が小さくとも断熱性に優れば、最終温度は高くとも、その温度に上がるまでに時間がかかると、それまでに空力加熱回廊を通過して開傘してしまえばよいという設計が成り立つ。また、逆に熱容量で稼ぐ場合も考えられる。アブレートという耐熱材料をヒートシールドという熱防御システムまでインテグレートするには種々の設計手腕の振るいどころがある [3]。

まずは、空力加熱の正確な予測。またそれに基づいたヒートシールドの設計である。「はやぶさ」の場合は、種々の解析や実験より、前面加熱率を 1 とすると、背面は 15% 程度を越えないと見積もられており (Fig. 6)、前面ヒートシールドは高加熱率、高荷重に耐えられるよう、アルミプレートで裏あてされたアブレートを配し、背面ヒートシールド（パラシュートカバー）には、わずかに 7 mm のアブレート裏面に綿状態のインシュレータを配した軽構造としている。背面はパラシュート開傘時に放出するという観点からも軽いものが有利だったわけである。こうした設計が妥当であるかどうかは、アブレートの解析、設計はもちろんであるが、空力加熱をいかに正しく予測したかに依存する部分も大きい。

4. 空力加熱の予測技術

カプセルの遭遇する空力加熱環境が非常に過酷であり、空力加熱環境を通過するカプセルの熱防御システムの設計には、空力加熱の正確な予測技術というのが不可欠であることは先述したとおりである。よってここでは、空力加熱の正確な予測技術に関して簡単に言及したい。

2節では空力加熱推算式なるものを示したが、実際にはそれだけでは心もとない。その主な理由は、やはり先述したが、再突入飛翔体が、非常に広範囲に渡る流体力学的な流れの領域を飛翔するという点である。もちろん、気流速度、密度等、種々の支配的なパラメータを変化させつつ実験した結果に基づく実験式であるから、「無難」な回答を出すはずだし、結果的には実際そうであった。しかしながら、加熱環境を正確に予測し、その予測精度が保証されることで、加熱率の不確実性に起因するマージンとして確保すべき熱防御系の重量を小さくできる。12 km/s という超軌道速度での直接突入は初めての経験であり、衝撃層内での熱的、化学的非平衡を取り扱う数値解析が広範囲に実行された。現実には、加熱環境を予測する数値解析モデル、すなわち CFD モデルや輻射モデルには少なからず不確実性が残存し、これに対するマージンを確保した安全設計を余儀なくされた状態であり、次回、次々回のミッションのためにも、技術は磨かれ進歩し続けている[5-7]。

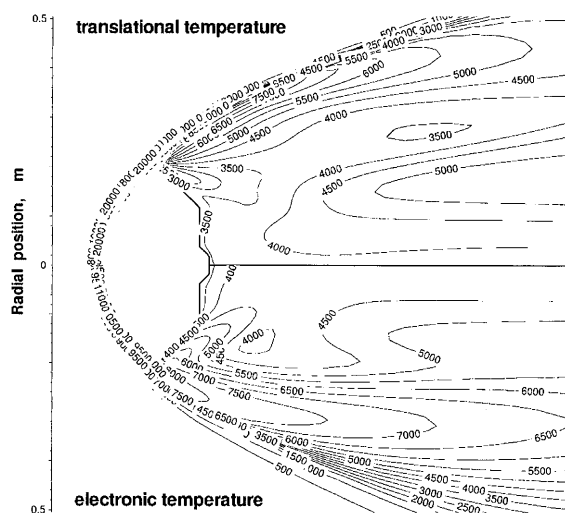
地球周回軌道からの突入の場合、突入速度は8 km/s程度以下であり、この程度の気流中における衝撃波背後では電離はさほど起こらず、主として分子の内部モードの緩和や解離過程が衝撃層内の熱的・化学的な振る舞いを決定する。しかしながら、惑星間遷移軌道からの直接突入のように軌道速度が大きくなった場合の空力加熱を数値解析により予測するには、非平衡反応性高温気体力学と真っ向から取り組まねばならなくなる。もともと地球大気は「空気」であるから、化学反応性や組成を考慮すると、大局的・近似的には $N_2 + O_2$ の混合と考えても差し支えなさそうである。しかし、これが空力加熱を解析する際の高温下になると、11種 (N_2 , O_2 , N , O , NO , NO^+ , e^- , N^+ , O^+ , N_2^+ , O_2^+) の化学種を考慮したモデルが最低必要と言われている。さらに最近では熱防御すべきアプレータからのアプレーション生成物が流れに沿って下流に到達し、温度が下がった後流において再結合すると同時に、結合熱を噴出、輻射加熱の増大が発生するということが騒がれ出した。「はやぶさ」カプセルの開発も終盤に差し迫ったところであった。輻射加熱は、飛行速度が速くなるほど、特に電離エネルギーのしきい値を超えるエネルギーを供給する軌道速度になると指数関数的に増大する。背面の加熱率は前面に比べて低いと設計しているカプセルにとっては、見過ごせない話であった。そこで、アプレーション生成物たる8化学種 (C, C_2 , C_3 , CO_2 , CO , CN , CO^+ , C^+) を加えた19種の反応を解くことも行われた。これらの組み合わせで考慮すべき化学反応式は35にも及ぶ。未知数の数は、温度4 (並進、回転、振動、電子励起)、密度19、全密度、2次元速度(2)の合計26であり、質量保存式(20)、運動量保存則(2)、エネルギー保存則(4)により、解を求めることになる[8]。

実は化学反応だけでなく、緩和時間と「温度」の問題もある。軌道速度12 km/sをもつ粒子が衝撃層1 cmを通過するのに要す時間は1 μs 程度オーダーである。この時間は非常に微妙なところであり、分子の回転エネルギーが緩和する時間よりは長い、振動エネルギーが緩和するには短い。すなわち衝撃層内では粒子の持つエネルギーは、流体力学的な

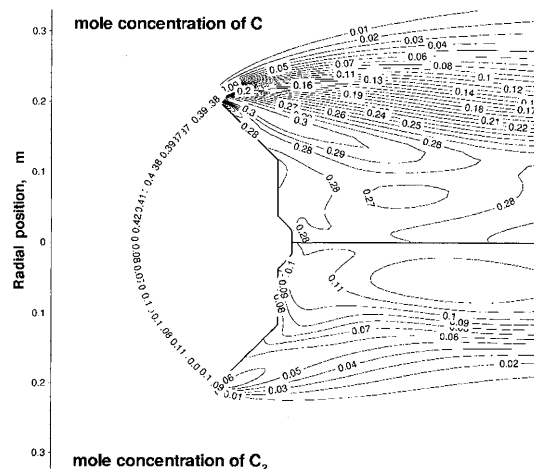
流れの時定数に一部がついていけず、温度非平衡状態となる。緩和時間の違いから、並進・回転温度を1つに、電子・振動温度をもう1つにした2温度モデルの解析が行われてきたが、その後、電子温度を別にした3温度モデル、また、化学種ごとに振動温度緩和時間を考えるとといった、さらなる多温度モデルも導入されている。もちろんモデルは複雑なほど研究者の意欲を誘うが、そうしたモデルを縦横無尽に使いこなすためにはそれ相当のデータベースが必要である。

輻射加熱については、各化学種のエネルギー準位間の遷移確率を導入し、その化学種数密度、温度状態等を用いて直接に輻射スペクトルを計算、模擬する輻射解析コードが有効に利用された。特に超軌道からの突入に対応して、既存の NEQAIR[9] など輻射コードの範囲を超え、紫外領域に加え、各種データの更新された SPRADIAN コードも開発された[10]。

Fig.7には、カプセルまわりの流れ場解析の一例として、



(A) 並進温度分布(温度単位:K)



(B) CおよびC₂の数密度分布(各化学種中の構成比)

Fig.7 カプセル回りの流れ場の解析。(A)並進温度分布(温度単位:K)(B)CおよびC₂の数密度分布(各化学種中の構成比)

並進温度分布と電子温度分布および、C、C₂の数密度分布を示す。カプセル前面衝撃層内には2万度に至る高温領域も形成されている。また、圧力が大気圧程度であるため、温度ほどには電離度は大きくないが、数%程度の電離度を有すプラズマである。クーロン衝突断面積が中性粒子の100倍以上になることを考えると、この電離度は反応に対して影響を与えるに十分支配的である。

温度が高くなるにつれて、回転・振動モードの緩和と解離が連成し、内部モードの励起準位に対する占有確率は非ボルツマン分布となり、分布関数が緩和と解離に強い影響を及ぼしてくることがわかってきた。そこで、計算機が進化した昨今では、現象論的なLandau-Teller型の緩和モデル[11]や、Arrhenius型の化学反応モデルでは限界があるとして、分子の回転・振動準位を個別に考慮し、準位間の遷移および各準位からの解離を考慮した状態遷移解析を行なおうとする試みも見られている。そうして分子動力学まで適用されているのが、今日の数値解析技術の最先端である。これらのモデルを最も複雑にした組み合わせでは、最新の計算機をもってしても手に余るものとなろう。

本講座は、これら関連の成果のすべてを比較して議論する場ではないので、ここでは紹介するだけに留めたが、まさに百花繚乱、どれが真実かは神のみぞ知るといった感を与えてしまったかもしれない。こと数値解析技術に関しては、「はやぶさ」が飛行している今日すらもさらに進化し続けている。これらの検証は宇宙でしかできないが、しかし同時に宇宙が成果の見せ場である。宇宙でしかわからないから、宇宙で実験するのであって、地上ですべて模擬できれば宇宙でやる必要がなくなってしまう。このあたりのむずかしさは、同じ研究者として核融合の研究者にはわかっていただけないのではないかと期待している。

5. 再突入飛行環境模擬装置と耐熱材料加熱試験

最後の節では、カプセル回りのプラズマ現象から若干横道に反れるかもしれないが、耐熱材料とその試験法に関して言及したい。耐熱材料の開発は、地上において再突入の飛行環境を模擬して高エンタルピ気流を発生する装置に

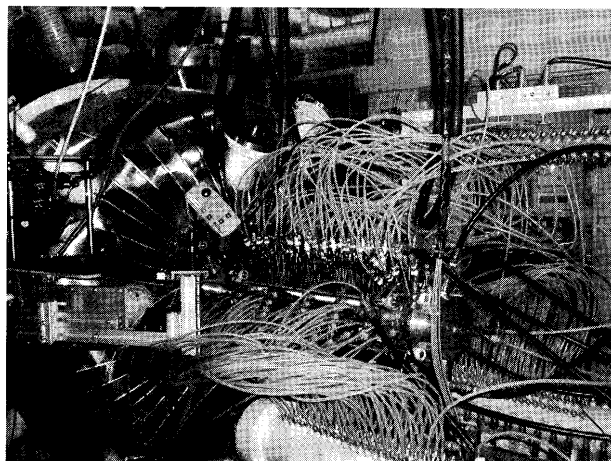


Fig. 8 アーク加熱ヒータの模式図。

よって耐熱材料試験を行ない、耐熱性能を取得しつつ、また解析により実飛行環境での熱的振る舞いを予測しつつ開発が行われた。

アーク加熱風洞は、アーク放電によって作動ガスを高エンタルピ化して、ノズルにより試験室に噴射し、耐熱材料の開発試験を行なう再突入飛行環境模擬装置である[12]。JAXA宇宙科学研究本部のアーク風洞に装備されたセグメント型アークヒータは長さ約1m、外径約10cm、内径25mmのコンストリクタと呼ばれる筒状体の両側に正負の電極それぞれ配置された構造になっている(Fig.8)。この両端の電極間でアーク放電が起こり、コンストリクタ内筒にアークプラズマが生成されることになる。このコンストリクタは80枚弱のドーナツ状の独立した銅製ディスクからなっており、間にFRPを配して電氣的にそれぞれ絶縁されているとともに、さらに作動中のディスクの溶融を防止するために純水(10μS/cm程度)により独立に冷却されている。ここでディスクを電氣的に絶縁するのは、内部に生成されるプラズマの電位に対して周囲のディスクの電位を近づけることで、プラズマを安定化させるためである。生成されたアークプラズマは、プラズマになることで導電性を維持して、電源からの電力をジュール加熱を介して熱エネルギーという形で吸収し、高エンタルピ化されていく。地球再突入の場合は、作動ガスとして空気をを用いるが、空気の場合で、電流450A、電圧1500V、電力約700kWの通常作動から最大1MWまでの作動が可能である。実際に投入した電力から、冷却水が持ち去った散逸熱分を差し引くことで、ガスの質量流量を用いて気流の比エンタルピが求められ、通常作動では15~20MJ/kg程度である。ここで達成

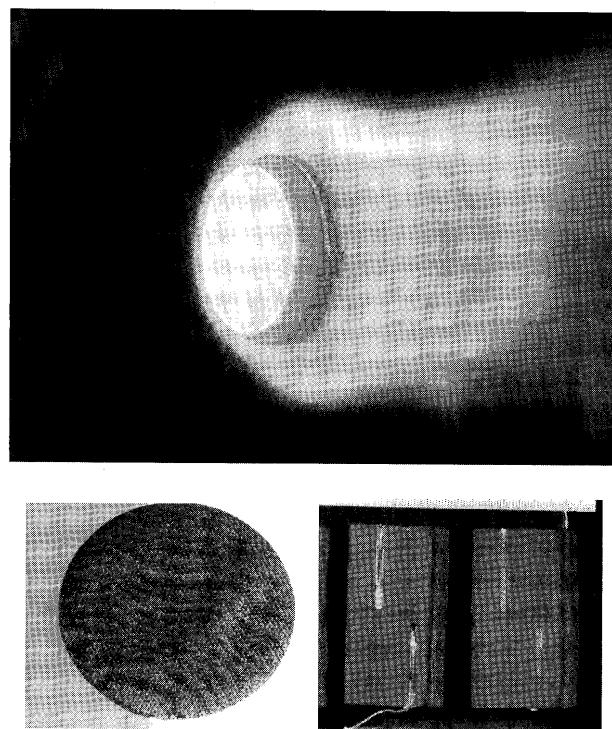


Fig. 9 アーク加熱試験の様子と試験後の供試体。(加熱面および熱電対孔が見える切断写真)。

されるエンタルピは、「はやぶさ」カプセルの最大空力加熱時のエンタルピ (~40 MJ/kg) に比して足りないため、エンタルピの違いが耐熱材料にもたらす影響を認識し、数値解析等を橋渡しとして、実験データに基づき、数値解析の不確定性を埋めつつ、飛行環境における耐熱材料の熱的振る舞いを外挿予測して設計を行なっていくことになる。

アーク加熱気流は超音速ノズルによって4~6 km/sの速度で真空タンク内に噴射される。アプレータ等の耐熱材料は、風洞のサイズに合わせ、直径数cm程度の大きさの供試体として高温ジェットの中に射出される (Fig. 9) ことで加熱試験に供される。気流加熱率、気流衝撃圧を計測して加熱環境を把握した後は、パイロメータ (放射温度計) による表面温度特性、供試体内部に挿入した熱電対による内部温度履歴等を取得するとともに、加熱後の表面後退量を測定し、断熱性、耐損耗性などの耐熱性能を評価する。「はやぶさ」アプレータの場合、軌道上では1~2 mmの表面損耗量と見積もられている。

6. おわりに

2010年6月のある真夜中、豪州の砂漠に焼け焦げた「はやぶさ」カプセルが、待ち受けた人々の歓声の中をゆっくりと降下してくる。中には小惑星イトカワのサンプルが搭載されているはずである。カプセルはゆっくりと砂上に着地し、その上にパラシュートがふわりと覆いかぶさる。長い間待ち望んだ「はやぶさ」ミッション無事完了の瞬間である。この黒い中華鍋のような再突入カプセルは、ほんの15分前には過酷な空力加熱環境を通過してきたはずである。その証拠がこの焼け焦げた表面のヒートシールドであり、熱分解したカーボンフェノリックの香りである。高速で地球に再突入するカプセルが曝される空力加熱環境は非常に過酷で、カプセルは内部の小惑星サンプル、搭載機器を保護しつつ地上に到達せねばならなかった。空力加熱環境の把握と、それから内部を保護する熱防御システムの開発は、「はやぶさ」カプセルのキーテクノロジーであり、設計の考え方の妥当性、開発が正しかったことをこのカプセルが実証してくれたのである。飽くまで未来のことであるが、それを願う次第である。

「はやぶさ」カプセルの大気圏再突入をプラズマ現象の観点から整理し、関連の話題として、空力加熱の予測技術、

また加熱から機体を保護する熱防御材料、およびその試験方法等を紹介した。12 km/sを超える超軌道速度で再突入した飛翔体まわりのプラズマの解析技術、試験開発技術は、「はやぶさ」という具体的なミッションが設定されたことによって、飛躍的に進歩したと感じている。超軌道速度からの再突入という、一見特異な環境が与えられた時、それを達成する技術を磨く過程において、知見が蓄積され、学問が深化したことを具体的に感じられた機会であった。それは過去形でなく、現在進行形でもある。こうした知見を今後、さらに深化させ、惑星科学に貢献していきたいものであり、本稿が核融合分野で研究を進めていらっしゃる研究者の方々の中に何かしら留まるものを与えられれば幸いである。

7. 謝辞

ここで述べたカプセルの設計に用いた解析や検証については、宇宙研内外の多くの研究者の積極的な協力によって行われた。本稿では、「はやぶさ」カプセルの熱空力、プラズマ空気力学に関連した研究成果を利用させていただいている現JAXA総合技術本部の藤田和央氏には特に感謝の意を表したい。

参考文献

- [1] MUSES-C 飛翔実験計画書 (宇宙科学研究所, 2000).
- [2] Y. Inatani ed. ISAS Report SP-17, Institute of Space and Astronautical Science/ JAXA, March, 2003.
- [3] T. Yamada *et al.*, ACTA Astronautica **51**, 63, 2002.
- [4] R.W. Detra, N.H. Kemp and F. R. Riddell, JET PROPULSION, Dec. 1957, p. 1256.
- [5] K. Fujita and T. Abe *et al.*, AIAA 2000-2588.
- [6] T. Suzuki, M. Furudate and K. Sawada, Thermophysics and Heat Transfer **16**, 94 (2002).
- [7] H. Ohtsu, K. Suzuki, K. Fujita and T. Abe, AIAA 99-3463, June, 1999.
- [8] 藤田和央, 大津広敬, 山田哲哉, 安部隆士: "MUSES-C カプセル全機周りに放射加熱環境の工学的評価," 日本航空宇宙学会誌 **51**, 419 (2003).
- [9] K. Fujita and T. Abe, ISAS Report SP-17 (2003).
- [10] C. Park, Nonequilibrium Air Radiation (NEQAIR) Program: User's Manual, NASA TM-86707 (1985).
- [11] Chul Park, *Nonequilibrium Hypersonic Aerothermodynamics* (John Wiley & Sons Inc., 1990).
- [12] T. Yamada and Y. Inatani, 26 IEPC, p.1362, 26th IEPC, Oct. 17-21, 1999.



やま だ てつ や
山田 哲哉

宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部宇宙輸送工学研究系助手。経歴：1993年東京大学大学院工学系研究科・航空学専攻博士課程修了。博士(工学)。学術振興会特別奨励研究員を経て、同年10月文部科学省・宇宙科学研究所に入所、現在に至る。主な研究分野は、高温空気力学、高温気流のレーザー診断、再突入飛翔体の熱防御等であり、EX-PRESS, USERS, はやぶさカプセルの研究開発(特に再突入飛行と熱防御システム)に従事してきた。最近では、惑星突入プローブを提案している。趣味は、音楽鑑賞と水泳。



あ べ たか し
安部 隆士

宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部宇宙輸送工学研究系教授。宇宙空間から惑星大気に突入する宇宙機に関連した高温・希薄・非平衡気体力学を主な研究分野とする。我が国において90年代半ば以降開始された惑星大気に突入した後回収される宇宙機の主な研究開発に係わってきた。ISAS (JAXA) (旧宇宙科学研究所) に移籍する以前は、慣性核融合関連の研究に従事。