

大気圏突入飛行体の空力加熱の問題

大津 広 敬
Hirotaka OTSU

理工学部機械システム工学科 准教授

Associate Professor, Department of Mechanical and Systems Engineering



1. 宇宙を飛行する飛行体の速度

みなさんは、地球の回りを飛行している人工衛星の飛行速度を知っているでしょうか？簡単な計算である程度予測することができるので、やってみましょう。人工衛星の飛行では、地球の引力（万有引力）と遠心力が釣り合うと考えると円運動の式から次の式が成り立ちます。

$$m \frac{V^2}{R} = \frac{mMG}{R^2} \quad (1)$$

ここで、 m , M , R , V はそれぞれ人工衛星の質量 [kg]，地球の質量 5.974×10^{24} [kg]，地球の中心からの距離 [m]，万有引力定数 6.673×10^{-11} [$\text{m}^3 \text{kg}^{-1} \text{s}^{-2}$] を表します。この式から次の関係が得られます。

$$V = \sqrt{\frac{MG}{R}} \quad (2)$$

この結果から、人工衛星の飛行速度は人工衛星の質量に依存しないこと、そして地球の中心からの距離によって大きく変わることが分かります。ちなみに、気象衛星ひまわりのように常に日本の上空にあるように見えるものを静止衛星といいますが、この場合、飛行速度は24時間で地球のまわりを1周するように設計されていることから、角速度 ω [rad/s] は次の値になります。

$$\omega = \frac{2\pi}{24 \times 60 \times 60} \quad (3)$$

角速度 ω と速度 V と距離 R の間には、

$$V = R \omega \quad (4)$$

の関係が成り立つので、これを (2) 式に代入すると、地球の中心からの距離 R は約 42000 [km] となります。この値から地球の半径の値 6400 [km] を引くと 35600 [km] となり、地球の表面からの距離、即ち、高度となり、静止軌道人工衛星はかなり高いところを飛んでいることが分かります。

一方、みなさんもよく知っている国際宇宙ステーション (International Space Station ; ISS) は高度 400 [km] (地球の表面から 400 [km]) を飛行しています。ちょうど瀬田キャンパスから東京までの距離と同じだけ上空にあがったくらいのところを飛行しています。これは、静止衛星に比べるとかなり地球の近くを飛行しているため、望遠鏡などを使うとみることができます。この高度 400 [km] 即ち地球中心からの距離 $R = 6800$ [km] という値を (2) 式に代入すると、飛行速度は約 7656 [m/s] となります。これは秒速なので、良く慣れている時速に変換すると約 28000 [km/h] となり、地上では考えられないくらい速い速度で飛行しています。スペースシャトルも国際宇宙ステーションに合体していろんな

物資を運んだりしていることから、同じくらいの速度で飛行していると考えていいでしょう。つまり、スペースシャトルの飛行速度は 28000 [km/h] という訳です。地球の半径を約 6400 [km] とすると、地球のまわりを約 1 時間半で飛行できることが分かります。このことから、スペースシャトルはかなり速い速度で飛行していることが分かると思います。

2. 超音速飛行と衝撃波

飛行機などの物体が空気中を飛行する場合、空気中での密度の変化が伝わる速度である音速に比べてどのくらい大きいかわかりか小さいかで現象が大きく異なります。地上での音速 c は次の式で計算することができます。

$$c = \sqrt{\gamma RT} \quad (5)$$

ここで、 γ , R , T はそれぞれ気体（空気）の比熱比、気体定数、絶対温度です。この結果から計算すると 0 [°C]、即ち 273 [K] のとき、約 330 [m/s] となります。これは、時速に直すと約 1100 [km/h] となります。例えば、新幹線やフォーミュラカーの速度が時速 300 [km/h] くらいであることを考えると、地上を走る乗り物の速度は音速よりもかなり小さいことが分かります。一方、ジャンボジェット機の時速は 800~900 [km/h] くらい、有名な戦闘機 F 14 で時速 2800 [km/h] くらいなので、音速と同じくらいか、せいぜい数倍となることが分かります。ちなみに速度を音速で割った値のことを初めて定義したオーストリア人の学者エルンスト・マッハにちなんでマッハ数といいます。このマッハ数を使って話をすると、地上を走る乗り物は、マッハ数が 1 より十分小さく、飛行機でマッハ数が 1 に近いかわ、せいぜい 3 くらいとなります。

高校で物理を習うと、必ず出てくるドップラー効果では、音速と音源や観測者の移動速度を使って音の周波数がどのように変化するかを計算することができます。音の伝搬と、その音源の速度の関係を示したものを図 1 と図 2 に示します。図中の中心の丸い点が音源で音波が同心円状に広がっていきます。

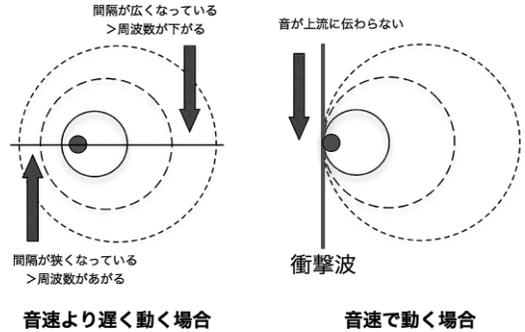


図 1 垂直衝撃波のできるしくみ

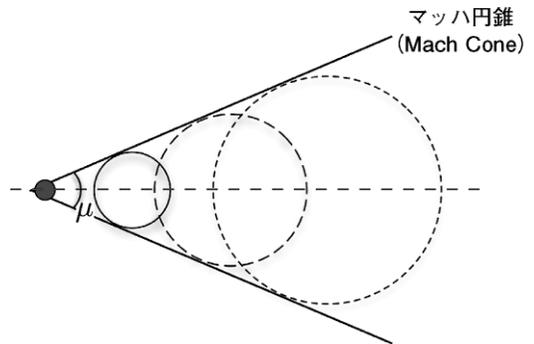


図 2 マッハ円錐の形成

このとき音源が左に動いている状態を考えます。この図から、音源が音速よりも遅い速度で動いている場合、上流側では間隔が狭くなる、即ち、周波数があがり、下流側では周波数が下がることが分かります。一方、音速で移動すると、上流側には音が伝わらない領域が形成され、その間には境界が形成されます。この境界のことを衝撃波とか Shock Wave といいます。この境界を挟んで、温度や圧力、速度などが大きく変化します。図 2 のように音源が超音速で移動している場合、衝撃波は円錐型になるため、このような衝撃波のことをマッハ円錐 (Mach Cone) とよぶことがあります。図 2 において、円錐の半頂角を μ とするとこの角度とマッハ数 M の間には次の関係があります

$$\sin \mu = \frac{1}{M} \quad (6)$$

この関係から飛行体の速度 (マッハ数) と衝撃波形状の関係を有る程度予測することができます。

3. 宇宙飛行体のまわりの流れ

図1に見られるような衝撃波のことを垂直衝撃波、図2に見られるような衝撃波のことを斜め衝撃波といいます。最初に話したスペースシャトルの飛行速度では、マッハ数は約27となります。この場合、スペースシャトルのまわりの空気の流れはどのようになるのでしょうか？しばしば映画などでは、このような宇宙から飛んでくる飛行体が火に包まれながら飛んでくる様子を見ることがあります。また、隕石も宇宙から飛んでくることを考えるとある種の飛行体と見なすことができますが、これも火に包まれて飛んでくる様子を見ることがあります。また、人工衛星は耐用年数をすぎると地球の大気圏に再突入させて燃やしてしまうなんていう話も聞いたことがあるかもしれません。では、なぜ、宇宙から飛んでくると燃えてしまうのでしょうか？その理由を考えてみましょう。前節で説明したように飛行体が超音速で飛行している場合、飛行体の周りには衝撃波が形成されます。衝撃波の前後では圧力や温度などが大きく変化しますが、その変化はマッハ数に依存します。飛行体の先端付近では図1にみられるような垂直衝撃波が発生します。垂直衝撃波の前後で圧力や温度はマッハ数 M が1に比べて十分大きい場合、マッハ数 M と比熱比 γ を使うと次の式のような関係があります。

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1}(M^2-1) \quad (7)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \cdot \left(1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1}(M^2-1)\right) \quad (8)$$

ここで添字1, 2はそれぞれ衝撃波前後の値を示しています。この関係式から、マッハ数が大きくなると衝撃波の背後で温度や圧力は急激に上昇することが分かります。ちなみにマッハ27の場合、圧力で約850倍、温度で約140倍となります。大気の温度は高度によっても変化しますが、高度80 [km] くらいだと250 [K] くらいなので、約35000 [K] くらいまで上昇することが分かります。つまり、大気圏突入飛行体の先端部分は数万度という非常に高温

の空気に包まれたまま飛行することになります。この現象を空力加熱といい、大気圏突入飛行体を設計するに当たって、この厳しい空力加熱から飛行体を守ることは非常に重要な課題となっています。これだけ高温になると、空気中の酸素分子や窒素分子は化学反応により酸素原子や窒素原子に変化します。さらに電離反応を通じてイオンが形成されます。このような複雑な現象が起きるため、現在でも宇宙飛行体のまわりの流れのような非常に高いマッハ数の流れの様子を詳しく調べることは重要な研究課題となっています。

4. 流れの様子を調べるための実験装置

このような流れの様子を調べるにはどうすればいいのでしょうか？一番良いのは実際に飛行させて調べることなのですが、ロケットなどを使って飛行実験を行うためには非常にコストが掛かると、そもそも安全に飛行させるために流れの様子を調べなければならぬので、飛ばす前に流れの様子を知る必要があります。このような流れの様子を調べる方法は大きく分けて二つあります。一つは、実験による方法。もう一つはコンピュータを利用したシミュレーションです。実験ではおもに風洞とよばれる装置が用いられます。風洞とは、流路の中に人工的に適切な速度の空気の流れを作り出し、その中に小型の



図3 小型低速風洞試験の様子 (JAXA ホームページによる)

模型をいれて、その流れの様子や模型にかかる力を計測し、どのような現象が起きるかを調べる装置です（図3）。一般的に気流の速度が比較的遅い場合、上流あるいは下流に設置されたファンにより気流を作り出すことが可能であることから、あまり大きなものでなければその試験は比較的容易です。大

きなものの例としては NASA の Ames 研究所にある実機風洞で、この風洞では小型の模型ではなく、実際の機体を利用することができます（図4）。

しかし、宇宙飛行体のように速度が音速を大きく超える場合には、ファンで流れを作り出すことはできません。どうするかというと、高圧空気を用意しておいて、一気に低圧側に吹き出すことで速い流れを作り出すことになります。このような形式の風洞のことを吹き下ろし風洞といいます。このような風洞設備の概観を図5に示します。このような風洞設備では、高圧空気を用意するのは比較的簡単であるのに対し、低圧側の圧力を低いまま維持するのが困難であるため、長時間の運転はできず、概ね数十秒程度の試験時間に限られているのが現状です。また、この装置では、模型のサイズは直径約4 [cm]程度とこれだけの装置を用意しても小型のものに限定されています。図6は、超音速風洞試験による流れの可視化の例を示しています。超音速流中では、上で述べたように衝撃波が形成されます。しかし、衝撃波は直接見ることは困難なため、この写真ではシュリーレン法による可視化が行われています。この図では、飛行体のまわりに円錐状の衝撃波が形成されている様子が分かります。



図4 大型低速風洞試験の様子（NASAのホームページによる）

より長い試験時間を必要とする試験では、気流速度は維持できないため、気流の他のパラメータ、例えばエンタルピーなどをあわせる試験もあります。

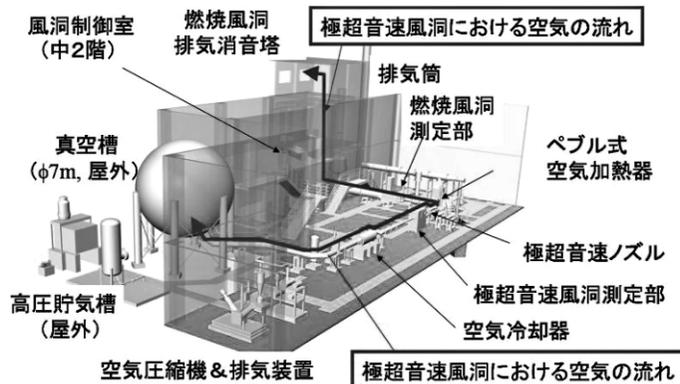


図5 極超音速風洞試験設備の外観（東京大学大学院新領域創成科学研究科ホームページによる）

そのような装置をアーク風洞といいます（図7）。この装置では、高いエンタルピーの流れを作り出すために溶接などに利用されているアーク放電技術を用いて電気エネルギーを流れのエンタルピー増加に利用することで、効率よく高いエンタルピー流れを作り出すことができます。この試験ではあまり大型の模型を利用した試験を行うことができませんが、代わりに比較的小型の模型を利用することが多いことから、気流時間を長く取ることができ、数分から数10分間の試験時間を確保することができます。また、他の風洞に比べて格段に高いエンタルピーを実現できるため、実際の再突入飛行条件に近いことから、空力加熱防御のための材料試験に広く利用されています。

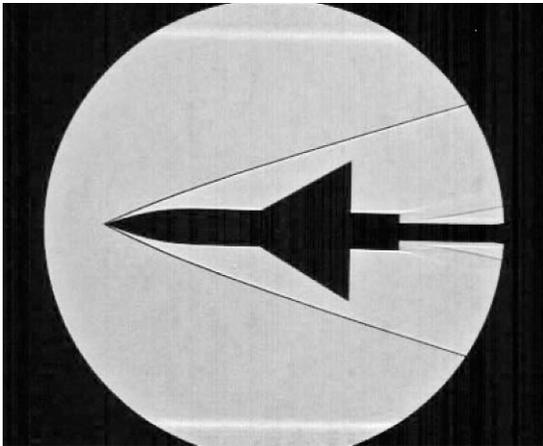


図6 超音速風洞試験による飛行体まわりの流れの可視化の様子（JAXA 宇宙科学研究本部ホームページによる）

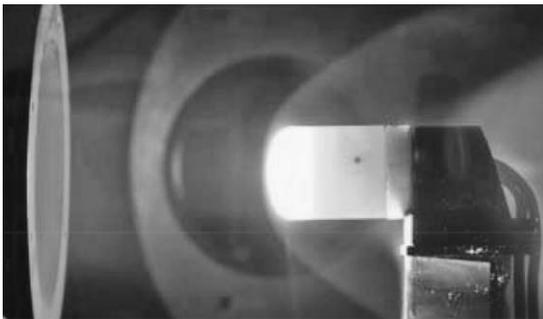


図7 アーク風洞試験の様子

5. コンピュータを利用した流れ場の再現

前節で述べたような実験による検証は、特に再突入飛行のように飛行速度が非常に速い場合は、実験条件を再現するのが困難であり、風洞試験やアーク風洞など様々装置を利用しても完全に同じ条件を作り出すことはできません。そこで、近年はコンピュータを利用した解析が進められています。このようなコンピュータを利用して流れの様子を調べる技術を数値流体解析（Computational Fluid Dynamics；CFD）とよばれており、最近ではコンピュータの性能が格段に進化していることからかなり正確に再突入飛行体まわりの流れの様子を再現できるようになってきています。

流体の方程式は「場」の方程式なので、解析をしたい対象のまわりを格子で区切り、各格子点において密度や圧力、温度など流体の方程式に表れる全ての物理量を計算し、流れ場の様子を調べます。図8に計算格子の例を示します。このように調べたい物体のまわりを必要に応じて格子に区切って解析に用います。複雑な形状の場合は、この格子生成だけでもかなりの時間を要します。

図9および10に、現在運用中の小惑星探査機はやぶさの再突入カプセルが飛行中に最も厳しい空力加熱を受けると予想されている条件である速度11.6

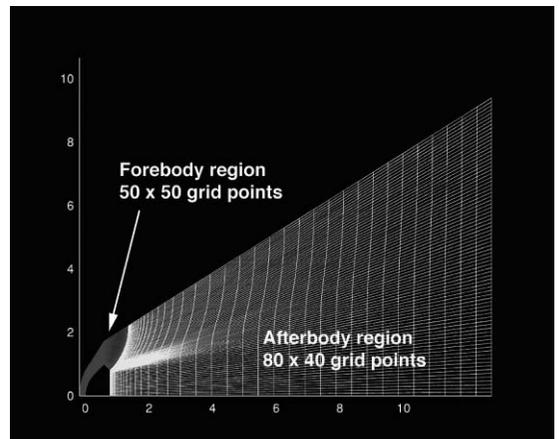


図8 CFD 解析における計算格子の例

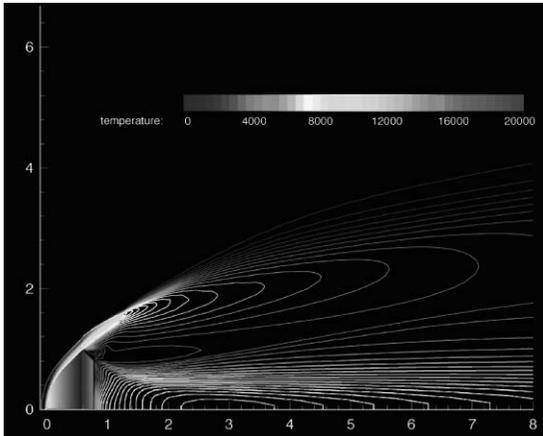


図 9 はやぶさ再突入カプセルまわりの CFD 解析による温度分布



図 11 スペースシャトルの飛行の様子

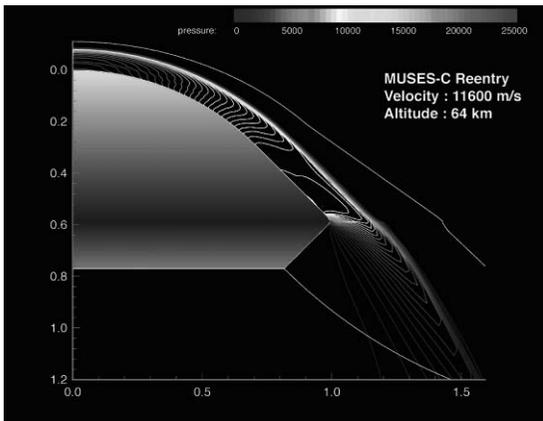


図 10 はやぶさ再突入カプセルまわりの CFD 解析による圧力分布

[km/s]、高度 64 [km] で地球の大気圏を飛行しているときのカプセルのまわりの流れ場の解析結果の温度分布と圧力分布を示します。この解析では化学反応などの現実に近いモデルを組み込んで解析が行われています。コンピュータを用いた解析では好きなように条件を設定することができるので、近年では広く用いられており、宇宙飛行体の設計／開発には広く用いられている技術です。このような解析を行うことで、実際に飛行させる前に、飛行体のどの部分の温度が高くなるか、また、圧力がどの程度の値になるのかなど、流れの様子を詳細に調べること

ができます。また、このような CFD 解析の結果を実際の飛行により計測されたデータを詳細に比較することで、解析に用いられたさまざまなモデルの検証は現在でも行われています。その意味では、まだまだ発展途上の技術といえるかもしれません。

6. どのようにして空力加熱から守るか？

今までの述べてきたことは、再突入飛行体のまわりでどのようなことが起きているのか？また、その現象をどのようにして調べるかでした。では、どのようにして飛行体を厳しい空力加熱から守るのでしょうか？具体的な例としてスペースシャトルを例に考えてみます。

スペースシャトルは、図 11 に示すように大きな翼がついているのが特徴です。また、表面は飛行機が金属製であるのに対し、スペースシャトルでは、セラミック製のパネルで覆われています。また、その内部は断熱材が入っており、機体内部に熱をいれないような工夫がなされています。

一般的に空力加熱は、飛行している高度における大気の密度 ρ と飛行速度 V を使うと、 ρV^3 に比例した熱を受けることが知られています。地球の大気は高度が大きくなるにつれて指数関数的に減少しますので、なるべく高度の高いところで減速することができれば、厳しい空力加熱を受けずに済みます。

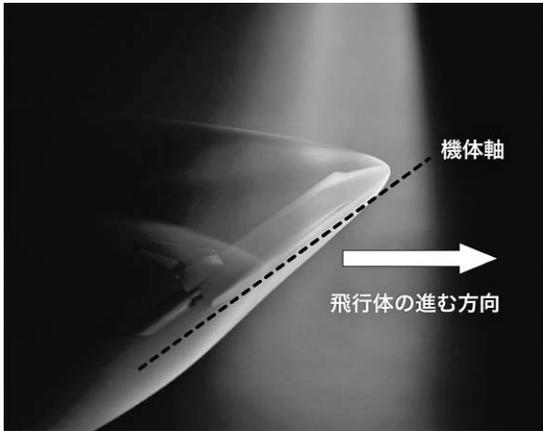


図 12 再突入飛行時のスペースシャトルの姿勢

つまり、高度の低いところでは既に十分減速していれば良い訳です。このことから、スペースシャトルは地上付近では、狙った場所に帰ってくるように翼の揚力を利用して飛行しますが、高度の高いところでは、翼はおもに減速装置として利用されます。図 12 に示すようにスペースシャトルは、高高度では迎え角（進行方向と飛行体の機軸のなす角）を大きく取り、まるで凧のように上向きに傾けてできるだけ多くの空気力を減速方向、即ち抗力に利用しています。

このような工夫により、機体表面の温度を下げる事ができたため、セラミック製のパネルで耐えることができます。

しかし、戦闘機のように尖った部分があると、その尖った部分に熱が集中してしまうため、大気圏突入飛行体は全体に丸みをおびた形状をとっています。スペースシャトルのノーズ部分や翼の前縁を見ると、ずいぶん太く、丸みを帯びていることが分かります。これは、熱の集中を抑えるためです。

このような工夫をしても耐熱パネルは空力加熱により劣化してしまうため、飛行するたびに交換／点検する必要があります。この点検は機体全体にわたって行われるため非常に時間がかかります。そのため、スペースシャトルを頻繁に飛行させることができません。これは、普通の飛行機は燃料補給が終わ



図 13 アポロ再突入カプセル

るとすぐに飛行できるのとは大きく異なります。これが、再使用型宇宙往還機をなかなか実現できない理由のひとつとされています。

アポロ計画の際に用いられた再突入飛行カプセルはスペースシャトルよりも格段に厳しい飛行条件で飛行するため、このようなセラミック製のタイルでは空力加熱に耐えられないことから、アブレターとよばれる耐熱材が用いられています。アブレターは炭素系樹脂のものが多く使われています。図 13 にアポロ再突入カプセルの図を示します。アポロに用いられたアブレターは熱を受けると熱分解がすすみ、ガスを放出します。このガスで機体を包むことで加熱から守り、同時に熱分解の際に多くの熱を消費することで機体内部への熱伝達を抑えています。そのため、このアブレターは再使用不可能で、毎回新しいアブレターを用意しなければなりません。このアブレターは、再使用しなくても良い惑星探査ミッションのための再突入カプセルに広く利用されており、スペースシャトルの後継機である ORION でもこの技術が再び利用される予定です。ちなみに、実際に飛行したアポロ再突入カプセルはアメリカのワシントン DC にあるスミソニア

ン博物館で本物を見ることができ、カプセルの表面が熱により劣化している様子を見ることができず。

以上のことから、宇宙飛行体の熱防御システムの重要性と宇宙飛行体が如何に厳しい条件で飛行しているかが分かるかと思ひます。

7. 宇宙飛行体のための新しい熱防御システム

将来の再使用型宇宙往還機を実現するためには、いかに空力加熱から飛行体を守るかが重要な鍵を握っているかが分かるかと思ひます。上であげたものは現在の技術で、おもに空力加熱を前もって予測し、それに対処するという手法です。将来の熱防御システムでは、積極的に空力加熱を抑える工夫が求められます。そのような将来の再使用型宇宙輸送機への応用を考慮した新しい耐熱技術を紹介したいと思ひます。

電磁力による流れ場の制御

図 14 に再突入飛行体のまわりにおける磁場を印加する前と後の圧力分布を示す等圧線とそこに作用する電磁力、磁場、誘導電流を示します。前にも書いたように、超音速で飛行している飛行体のまわりには衝撃波が形成され、その背後では非常に高温になります。高温になると、空気中の酸素分子や窒素

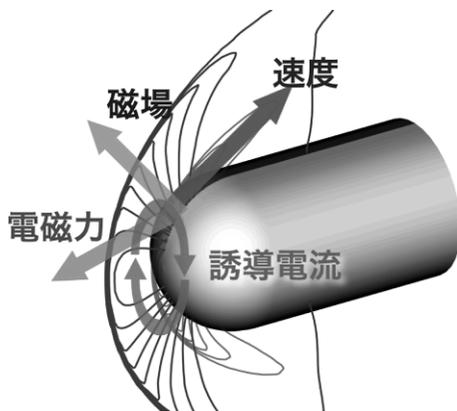


図 14 電磁力による再突入飛行体まわりの流れ場制御の模式図

分子は解離反応により酸素原子や窒素原子になります。さらに高温になると電離反応が起き、飛行体のまわりには多くの電子が生成されます。そのような状態を一般にプラズマといいます。プラズマは電気を流しやすい性質を持っています。そこに磁場をかけると電流が流れ、電磁力が発生します。この電磁力は流れの方向とおおむね反対方向に働くため、衝撃波を前方に押し出す効果があることから、圧力分布に大きな変化をもたらす、抗力を増やす効果が得られます。これは、スペースシャトルが大きな翼を利用して高高度で減速をしようとするのと同じ考え方に基づくものです。この技術が実現すると、電磁力を利用して飛行体にかかる空力力を自由に制御することが可能となります。電磁力は、得られる磁場の強さによって変化するので、磁場を変えることで仮想的に翼の大きさや形状を変化させることができます。つまり、必要なときだけ翼を大きくしたりすることが可能となる訳です。そのため、将来の宇宙飛行体に应用可能な技術として注目されています。

図 15, 16, 17 は、この技術を利用することにより実際に飛行経路や加速度、空力加熱がどの程度変化するかを調べた研究結果です¹⁾。飛行条件は、低周

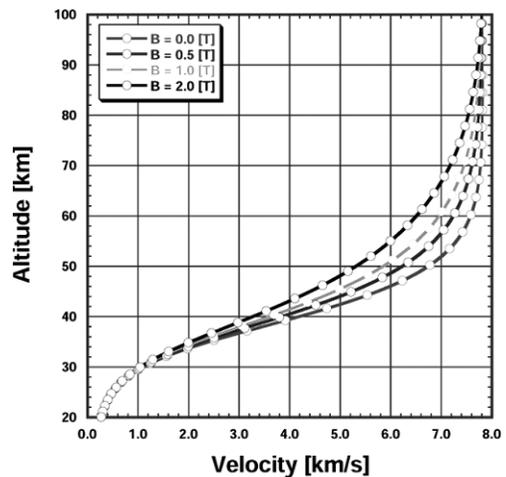


図 15 電磁力による再突入飛行体の空力制御が飛行速度に与える影響

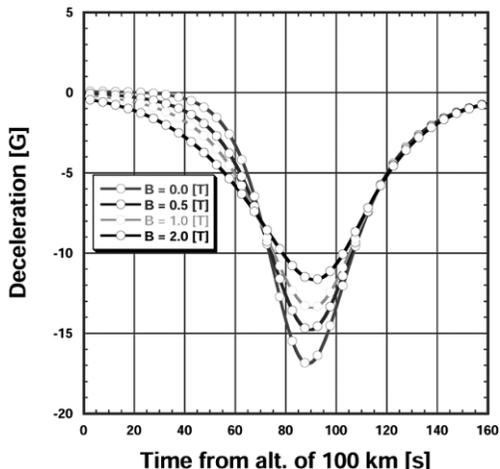


図 16 電磁力による再突入飛行体の空気力制御が飛行速度に与える影響

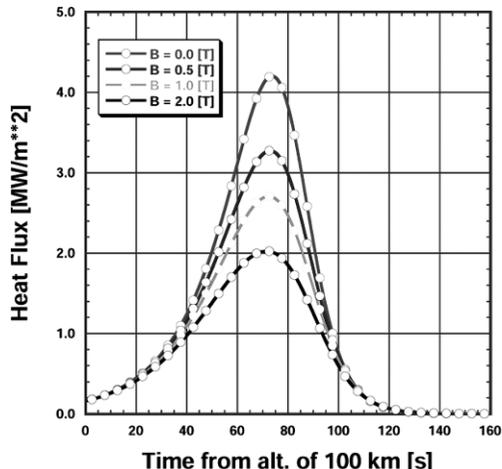


図 17 電磁力が再突入飛行カプセルのよどみ点における加熱率に与える影響

回軌道 (Lower Earth Orbit ; LEO) から質量 30 [kg] の再突入飛行カプセルを再突入させた場合に、速度や高度、加速度 (減速度) がどのように変化したかを磁場の強さを変えて解析を行ったものです。この解析では、再突入飛行カプセルまわりの流れ場の CFD 解析とカプセルの運動方程式を同時に解くことで飛行経路などを調べています。

図 15 は飛行中の速度と高度の関係を示したものです。この結果をみると、2 [T] 程度の磁場をかけると、磁場がない場合には、高度 60 [km] くらいから減速を始めるのに対し、高度 80 [km] くらいから減速を始めていることが分かります。これは、電磁力により飛行体にかかる空気力が増加し、高高度で減速が可能となっていることを示しています。図 16 は、高度 100 [km] からの再突入飛行カプセルの飛行中の加速度の時間履歴を示したものです。磁場をかけていない場合には、かなり高度が下がってから減速が始まるため、加速度が非常に大きく、約 90 秒後あたりで最大で約 17 [G] かかっているのに対し、磁場 2 [T] をかけた場合では、12 [G] 程度と、約 30 % の低減を実現しています。これは、実際に人を乗せる場合や、搭載機器のことを考えると本技術が有効であることが分かります。

図 17 は高度 100 [km] からの再突入飛行カプセルの先端における加熱率の時間履歴を示したものです。この図から、磁場をかけることにより、加熱率を最大で半分くらいまでに抑えることが可能となることが分かります。

これらの結果から、本技術が再突入飛行カプセルの安全な再突入飛行や熱防御に有効であると考えられています。

このような技術の検証には、実際に実験による検証も必要です。ドイツの航空宇宙研究所や JAXA ではアーク風洞実験による検証が行われており²⁾、磁場をかけることにより流れの様子が大きく変化し、抗力が増大することや飛行体への加熱の低減が確認されています。

本技術の研究は、日本やドイツだけでなくアメリカなどでも盛んに行われており、近い将来、このような技術が主流になる日がくるかもしれません。

8. まとめ

本稿では、大気圏再突入飛行体の飛行条件と、そのような飛行体の設計に重要な空力加熱の問題を紹介し、どのようにして加熱から機体を守るのか現在の技術と将来の技術のひとつとして、電磁力を利用

した熱防御システムについて簡単に紹介しました。
これからは、龍谷大学から将来の宇宙輸送システムの開発に貢献できるような技術を提案できるように、研究を進めていきたいと考えています。

参考文献

1) Otsu, H., Matsuda, A., Abe, T., and Konigorski, D.,

“Feasibility Study on the Flight Demonstration for a reentry vehicle with the Magnetic Flow Control System,” AIAA Paper 2006-3566, Jun. 2006.

2) Matsuda, A., Kawamura, M., Takizawa, Y., Otsu, H., Konigorski, D., Sato, S., and Abe, T., “Experimental Investigation of the Hall Effect for the Interaction between the Weakly-Ionized Plasma Flow and Magnetic Body,” AIAA Paper 2007-1437, Jan. 2007.