

平成 22 年 4 月 20 日現在

研究種目：若手研究(B)  
 研究期間：2007～2009  
 課題番号：19760563  
 研究課題名(和文) インフレータブル構造体を利用した新しい再突入飛行体システムの研究  
 研究課題名(英文) Research on Aerodynamic Characteristics of Reentry Vehicle System with the Inflatable Decelerator  
 研究代表者  
 大津 広敬 (OTSU HIROTAKA)  
 龍谷大学・理工学部・准教授  
 研究者番号：20313934

研究成果の概要(和文): インフレータブル構造体を利用した新しい再突入飛行体システムの有効性を評価するために、風洞実験および数値シミュレーションによる空力特性値の推定を行った。その結果、インフレータブル構造体を傾けることにより、十分な揚力および揚抗比を獲得できることが明らかとなった。また、得られた空力特性値などを用いて飛行経路解析を行った結果、最大空力加熱および最大限速度を大幅に低減できることが明らかとなった。以上の結果から、インフレータブル構造体を利用した新しい再突入飛行体システムは将来の再突入飛行体システムの安全性を大幅に向上できる可能性があることが明らかとなった。

研究成果の概要(英文): To evaluate the efficiency of the reentry vehicle system with the inflatable decelerator, we performed wind tunnel experiments and CFD analyses. The results from both wind tunnel experiments and CFD analyses indicate that the inflatable decelerator can produce a sufficient aerodynamic lift force and the lift-to-drag ratio by tilting the decelerator. The trajectory analyses with estimated aerodynamic characteristics were also performed to evaluate the efficiency of this system. The results suggest that the inflatable decelerator can reduce both the aerodynamic heating and the deceleration during the reentry flight. From both results we concluded that the reentry vehicle system with the inflatable system could be one of the most reliable candidates for the future reentry vehicle system.

交付決定額

(金額単位:円)

	直接経費	間接経費	合計
2007 年度	1,500,000	0	1,500,000
2008 年度	800,000	240,000	1,040,000
2009 年度	500,000	150,000	650,000
年度			
年度			
総計	2,800,000	390,000	3,190,000

研究分野：航空宇宙工学、流体力学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：インフレータブル構造体、再突入飛行体、高速空気力学

## 1. 研究開始当初の背景

木星などの大型惑星の探査では、その大気への突入速度が非常に速くなることから、空

力加熱が非常に厳しくなり、その加熱から機体を守るために多量の耐熱材が必要となる。一般的な耐熱材は非常に重いため、探査機の

重量のほとんどが耐熱材で占められ、惑星探査に必要な計測機器のためのペイロード重量が確保できないという問題がある。そのため、そのような惑星探査のための再突入飛行体の熱防御システムの開発には、新しい考え方に基づいた熱防御システムの設計が必要であると考えられる。一般に、空力加熱は大気密度と飛行速度の3乗に比例するため、大気密度の低いところ、すなわち高々度で飛行体を減速することができれば、空力加熱を大幅に低減することが可能となり、耐熱材の大幅な削減が可能となる。

弾道係数は飛行体の質量に比例し、抵抗係数と投影面積に反比例する。従って、弾道係数を大幅に低減するためには、投影面積を増加させるのが良いと考えられる。投影面積は、パラシュートなどのような展開可能な膜面を再突入カプセル展開することにより、投影面積を数十倍から百倍程度までに拡大することが可能である。しかしながら、パラシュートは膜面のみで形成されているため、その形状が飛行中に変形し飛行姿勢・経路が不安定になる可能性がある。そこで、形状を維持するために風船のように内部にガスを封入することで形状を維持することができるインフレーターな構造体を利用する再突入飛行体が有効であると考えられる。

## 2. 研究の目的

本研究では、インフレーター構造体を利用した再突入飛行体システムの提案を行うために、CFD解析と風洞実験により、再突入カプセルとインフレーター構造体を含む飛行体システム全体の空力特性の把握を目的とする。特に、再突入飛行時に問題となる空力加熱と減速度をどの程度低減出来るかを検討することを試みた。

## 3. 研究の方法

インフレーター構造体を利用した再突入飛行体システムはあまり今まで検討されていないことから、その空力特性の詳細はほとんど明らかになっていない。そこで、詳細に空力特性を把握するために、超音速風洞および極超音速風洞を用いた実験による計測と、数値シミュレーションによる流れ場の解析を行った。同時に、簡易的な空力特性の推定法のひとつであるニュートン流近似を用いて推定した空力特性値を用いた飛行経路解析を行うことにより、空力加熱と減速度などの飛行環境がどの程度影響を受けるかを調べた。

## 4. 研究成果

### (1) 飛行経路解析による揚力の効果の推定

再突入飛行中にうける空力加熱の低減には、弾道係数を下げることが有効であることを評価するために、ニュートン流近似により求めた空力特性値を用いて飛行経路解析を行った。機体形状の概略を図1に示す。

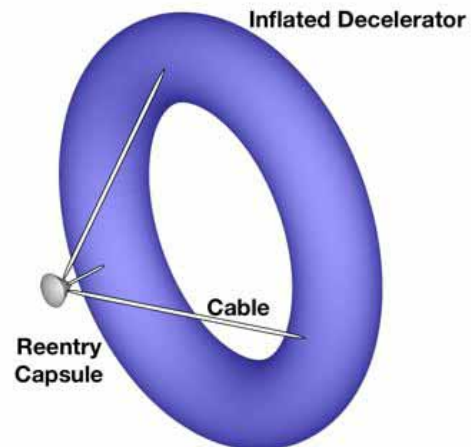


図1 インフレーター構造体を用いた再突入飛行体システムの概略図

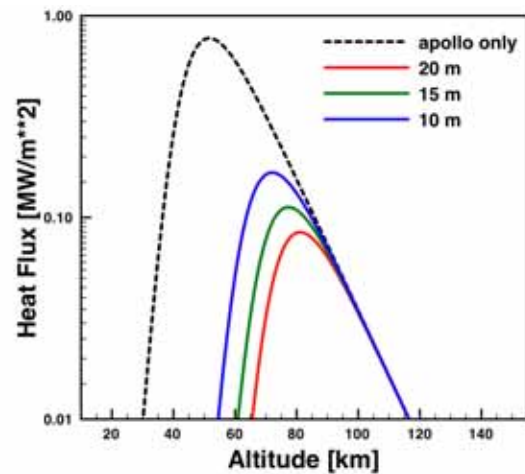


図2 飛行経路に沿ったよどみ点における加熱率の変化

カプセルの形状および重量はアポロ再突入カプセルを想定し、インフレーター構造体の形状としては、断面直径と外円直径の比を4に固定し、外円直径を10~20[m]まで変化させて、その影響を調べた。初期飛行経路角を3度としてLEOからの飛行経路の計算を行い、再突入飛行時の空力加熱の履歴を調べた。その結果を図2に示す。この結果から、インフレーター構造体を利用することにより、カプセルよどみ点における加熱率の最大値を概ね1桁程度に低減できることがわかる。

このことから、インフレーターブル構造体を利用することは、空力加熱低減に有効であることがわかる。

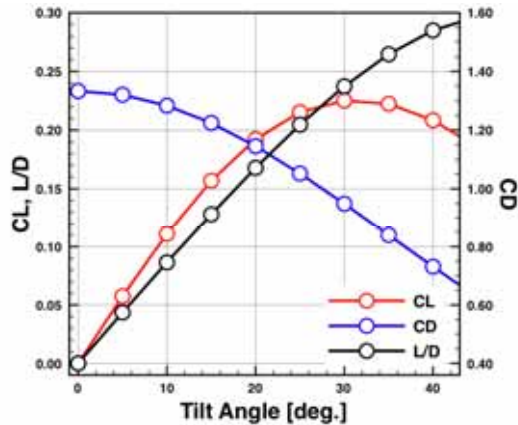


図 3 インフレーターブル構造体を傾ける角度と空力特性値の関係

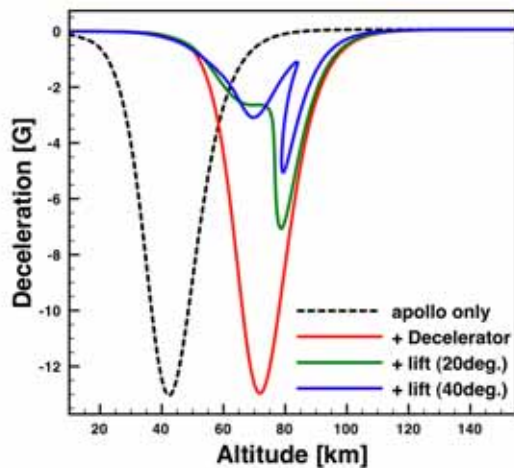


図 4 インフレーターブル構造体形状と減速度の関係

しかし、インフレーターブル構造体を用いることにより弾道係数を下げるだけでは、再突入飛行時における減速度低減はできない。一般に、減速度を低減するには揚力を利用する必要がある。そこで、カプセルとインフレーターブル構造体を結合しているケーブルの長さを不等長とすることにより、インフレーターブル構造体を傾けることで、飛行体のまわりの流れを上下方向に非対称性を作り出し、揚力を発生できると考え、ニュートン流近似による空力特性値の推定を行った。その結果を図 3 に、その値を用いて飛行経路解析を行った結果を図 4 に示す。図 3 から、インフレーターブル構造体を傾けることにより、最大で揚抗比が 0.3 程度まで増加し、また、傾ける角度を調整することにより揚抗比を制御できることがわかる。また、図 4 から揚力を利用することにより、最大減速度を 3 分の 1 くら

いまで低減できていることがわかる。

以上の結果から、インフレーターブル構造体を用いることにより、再突入飛行時の空力加熱や減速度などの飛行環境を大幅に改善できる可能性があることが明らかとなった。

## (2) 風洞実験および CFD 解析による空力特性評価

### 風洞実験

インフレーターブル構造体を用いた再突入飛行体システムの空力特性を明らかにするために、風洞実験と CFD 解析を行った。風洞実験は、東京大学大学院新領域創成科学研究科先端エネルギー工学専攻に設置されている極超音速風洞と、宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所に設置されている超音速風洞を用いて行われた。超音速風洞試験に用いられた試験模型を図 5 に示す。

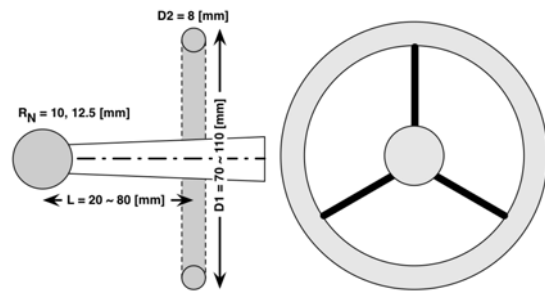


図 5 超音速風洞に用いた試験模型(上)と概略図(下)

この試験模型は、再突入カプセルを模擬した球の部分と、インフレーターブル構造体の形状を模擬したリングから構成されており、そのリングと球の部分は 3 本のロッドで結合されている。このロッドの長さを変えることにより、リングと球の距離およびリングの角度を調整することができる。試験気流のマッハ数は 3 である。



図 6 模型周りの流れの様子 L=20mm(上), L=50mm(下)

図 6 に試験模型まわりの流れの様子を示す。リング直径が 80mm、リングの傾斜角が 20 度のケースである。このとき、リングが球に近い場合(L=20mm)、先端から発生した衝撃波がリング内部を通過し、背後で衝撃波と膨張波の複雑な干渉を起こしている様子がわかる。一方、リングが球から比較的離れている場合(L=50mm)は、リングの前方で衝撃波干渉が起きている。この場合、リング表面で圧力や加熱率の急激な増加が引き起こされる可能性がある。

この模型を用いて得られた揚抗比と模型形状の関係を図 7 に示す。このケースでは、リング直径が 80 mm であるが、他のケースでも同様の傾向が見られた。この図から、揚抗比は、ニュートン流近似で予測されたものと同様傾向を示しており、リングを傾ける角度に比例して揚抗比が増加していることがわかる。また、その傾向は、リングと球との距離 L や、球の直径を変えてもそれほど大きく変化しないことがわかる。

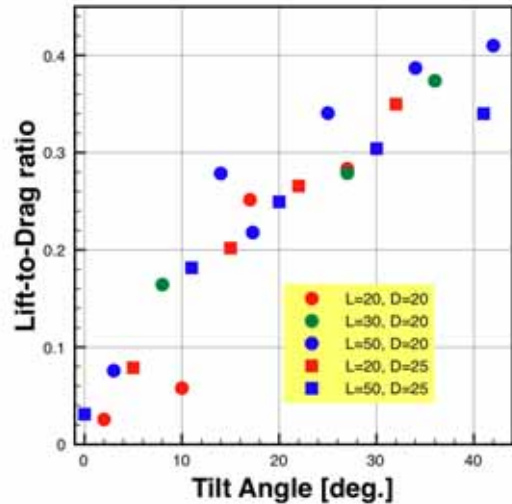


図 7 揚抗比とリングを傾ける角度の関係 (D<sub>r</sub>=80mm)

#### CFD 解析

図 6 に示したように、球とリングの距離によって流れの様子、特に、衝撃波干渉の様子が大きく異なることから、得られる空気力にも大きな影響が現れると予想される。そこで、特に、球とリングとの距離が空気力に与える影響を評価するために、リングが傾いていない場合のケースについて CFD 解析を行った。図 8 に計算に用いた計算格子を示す。

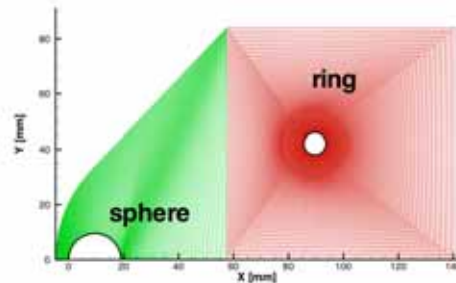


図 8 計算格子

流れ場は軸対称流れを仮定し、計算格子は、球の周りの部分とリングの部分別々に格子を作成し、二つを結合したものを同時に解くことにより、流れ場の様子を調べた。図に物体周りのマッハ数分布を示す。この図から球とリングが十分離れているとき(L = 70mm)、球から発生した衝撃波背後の流れの中にリングのまわりの流れが形成され、大きな衝撃波干渉の様子は見られない。一方、リングが球に比較的近くにある場合(L=30mm)、球から発生した衝撃波とリングから発生した衝撃波が干渉している様子が見られる。これにより、リング表面において圧力上昇が起きると

考えられる。

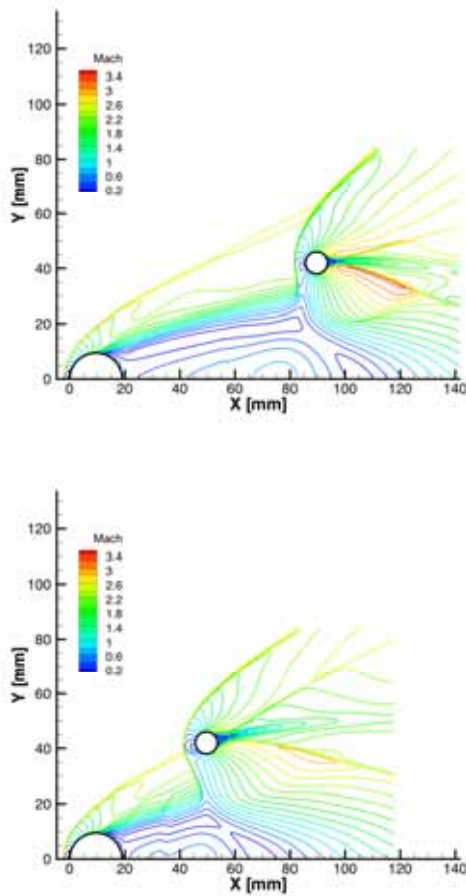


図 9 飛行体周りのマッハ数分布:L=70mm(上), L=30mm(下)

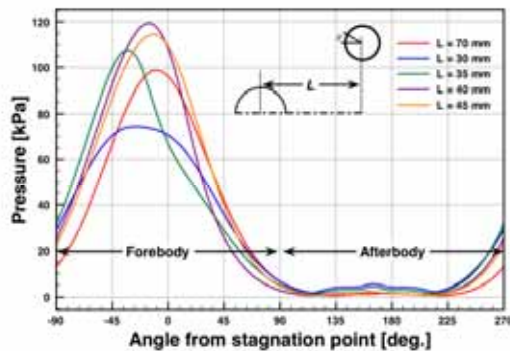


図 10 リング表面の圧力分布

図 10 にリング表面の圧力分布を示す。この図から、球とリングの距離によって圧力分布に大きな変化がみられ、特に  $L=40\text{mm}$  の時にリングのよどみ点において、圧力が最大となっていることがわかる。このことから、リングと球との距離が飛行体の空力特性に影響を及ぼすことが予想される。

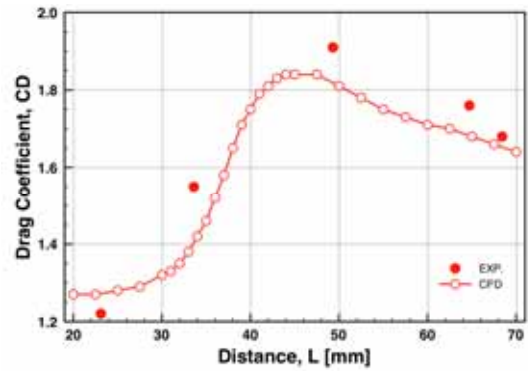


図 11 球とリングの距離と抗力係数の関係

CFD から得られた抗力係数と実験によって得られた抗力係数を比較したものを図 11 に示す。この図から、抗力係数は、距離が十分小さいとき、低い値をとり、その後距離の増加に伴って、急激に増加し、 $L=45\text{mm}$  付近で最大値をとることが分かる。これは、衝撃波干渉に伴う圧力上昇が原因であると考えられる。 $L=50\text{mm}$  を超えたあたりからは、距離の増加とともに、抗力係数は緩やかに減少していく。また、この傾向は CFD でもほぼ良好に再現できている。このことから、CFD 解析でもある程度の精度でインフレータブル構造体を用いた再突入飛行体の空力特性を予測できると考えられる。

以上の結果から、インフレータブル構造体を用いた再突入飛行体システムは、インフレータブル構造体を傾けることにより、再突入飛行時の飛行環境、特に、空力加熱と減速度を大幅に低減できる可能性があることが明らかとなった。風洞実験結果から、インフレータブル構造体を傾けることにより、最大で揚抗比 0.4 程度を達成できることが明らかとなった。また、CFD により抗力係数などの空力特性値をある程度の精度で予測できることも明らかとなった。

## 5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

〔雑誌論文〕(計 1 件)

H. Otsu, "Effect of the Shock Interaction on the Aerodynamic Characteristics of Reentry Vehicle System with Tilted Trailing Toroidal Ballute," Proceedings of 26<sup>th</sup> International Symposium on Rarefied Gas Dynamics, Paper No. 26140, July 2008.  
査読有

〔学会発表〕(計 8 件)

H. Otsu, "Numerical and Experimental Investigation of Aerodynamic Characteristics of the Tilted Toroidal Ballute," 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2009-7410, October 22, 2009, Bremen, Germany.

大津 広敬, 「バルートを用いたエアロアシストシステムの空力性能」第 53 回宇宙科学技術連合講演会, 2G03 (2009 年 9 月 10 日), 京都大学

H. Otsu, "Wind Tunnel Experiments of the Reentry Vehicle System with the Trailing Toroidal Ballute," 27<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Science, ISTS 2009-e-19, July 10, 2009. つくば国際会議場

H. Otsu, W. Enya, G. Ichikawa, T. Irikado, and T. Abe, "Investigation of Aerodynamic Characteristics of the Tilted Toroidal Ballute System," 47th Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2009-0729, January 5-8, 2009, Orlando, Florida, USA.

大津 広敬, 塩谷 渉, 安部隆士「揚力を発生するバルートの空力特性に関する実験的研究」第 52 回宇宙科学技術連合講演会, 1E13 (2008 年 11 月 5 日), 淡路夢舞台国際会議場

H. Otsu, "Aerodynamic Characteristics of the Reentry Vehicle System with the Lifting Toroidal Ballute," 26<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Science, ISTS 2008-e-12, June 1-8, 2008, Hamamatsu, Japan.

H. Otsu, "Effect of Lift on the Reentry Vehicle System with the Trailing Toroidal Ballute," 46th Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2008-0234, January 7-10, 2008, Reno, NV, USA.

大津 広敬, 「インフレータブル構造体を利用した再突入飛行体の飛行経路解析」第 51 回宇宙科学技術連合講演会, 2K16 (2007 年 10 月 29 日-30 日), 札幌コンベンションセンター

(2)研究分担者

(3)連携研究者

## 6. 研究組織

### (1)研究代表者

大津 広敬 (OTSU HIROTAKA)  
龍谷大学・理工学部・准教授  
研究者番号: 20313934