

科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 27 年 6 月 16 日現在

機関番号：34316

研究種目：基盤研究(C)

研究期間：2012～2014

課題番号：24560979

研究課題名(和文)揚力を積極的に利用するインフレータブル構造体を用いた革新的再突入飛行体の研究

研究課題名(英文)Development of Reentry Vehicle with Inflatable Structure using Aerodynamic Force

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

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 4,200,000円

研究成果の概要(和文)：本研究では、揚力を利用したインフレータブル構造体を用いた革新的再突入飛行体の開発のための空力環境の予測をCFD解析および風洞実験により行った。その結果、極超音速領域では、構造体の形状をトーラス型にした場合、衝撃波干渉を避けるように、後流がトーラス型の内側に収まるように形状を決定することができれば安定となることが明らかとなった。超音速、遷音速、亜音速領域では、トーラス型となっていれば、姿勢が安定することが明らかとなった。

研究成果の概要(英文)：In this study, we investigated the aerodynamic characteristics of the reentry vehicle with the inflatable structure using the lift force by using CFD analyses and wind tunnel experiments. The numerical and experimental results suggest that in the case of the torus shape if the dimension of the inflatable structure is designed so that the wake flow of the reentry vehicle is located inside the torus to avoid the shock-shock interactions the attitude of the inflatable structure connected to the reentry vehicle by the cables is stable in the hypersonic flow regime. Additionally, in the case of the supersonic, transonic, and subsonic flow regime, the attitude was not so sensitive to the dimension of the inflatable structure.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：再突入飛行体 衝撃波 バルーン

1. 研究開始当初の背景

木星などの大型惑星の探査では、その大気への飛行速度が非常に速くなることから、非常に厳しい空力加熱に晒される。その空力加熱から探査機を守るために、多量の耐熱材が必要となり、その結果、惑星探査に必要なペイロードを確保できないという問題がある。そのため、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、空力加熱に「耐える」のではなく、空力加熱を「避ける」という発想に基づいた再突入飛行体システムの検討が必要である。それを実現できるシステムの一つとして、膜面で構成されたトーラス形状をガス圧で形状保持が可能で、カプセル内部に収納可能なインフレータブル構造体を利用した再突入飛行体システムが有望であると考えられている。

インフレータブル構造体を用いた飛行体は、様々な形状のものが国内外で提案されているが、本研究で注目しているトーラス型のもは、他の多くの低弾道係数飛行体によく用いられる、膜面のみから構成される飛行体と比べて容易に形状を安定させることができ、収納しやすいという特徴を備えている。

飛行経路解析によると、アポロ突入カプセルに、半径 20m 程度のインフレータブル構造体を取り付けることにより、地球周回軌道からの再突入時に受ける最大空力加熱率を 1 桁程度低減できるが、大気圏飛行中に受ける最大減速度に到達する高度は大幅に上昇しているものの、最大減速度そのものを緩和することは実現できていない。しかしながら、国内外で検討されているインフレータブル構造体を利用した飛行体は、空力加熱低減に着目したものが多く、減速度低減を目的としたものは提案されていない。

2. 研究の目的

本研究では、揚力を積極的に制御して利用することにより、ピッチ、ロール、ヨー方向の制御が可能な、インフレータブル構造体を用いた新しい再突入飛行体の概念検討を行う。具体的には、揚力を積極的に利用し、飛行中の姿勢制御を可能とするためには、どのような形状が良いのかを明らかにするために、数値流体シミュレーションと風洞実験により得られる空力特性値を用いて、飛行力学シミュレーションを行い、インフレータブル構造体の最適形状を見いだすことを目指す。

3. 研究の方法

揚力を利用したインフレータブル構造体を用いた革新的再突入飛行体を提案するために、複雑形状の解析が可能な非構造格子を用いた数値流体シミュレーションと超音速お

よび極超音速風洞を用いた実験により、空力特性を取得する。特にインフレータブル構造体の姿勢安定性に注目して研究を行った。

4. 研究成果

4 - 1 極超音速風洞実験

実験は JAXA 極超音速風洞にて実施した。試験模型概略図を図 1 に、形状パラメータを Table 1 に示す。試験模型は再突入飛行体を模擬した先端の半球部とバルート部からなり、先端部を取り付けているスティングに 1.5 の 3~4 本のステンレス製のワイヤーで接続されている。試験模型の内部構造を図 2 に示す。外装部は、構造強度および熱に耐えるためにザイロンにより作成され、内部はシリコン製のフィルムから作成されている。本試験模型では空気が漏れることを防ぐために内部に空気を封入するためのシリコンチューブを細くしたため、内部圧をはかることができなかつたことから、定量的に内圧などを測ることができなかつたが、通風前には、測定部が減圧されるため気密部分にある程度の空気を封入しておくこと、膨張し剛性を保つことができる。

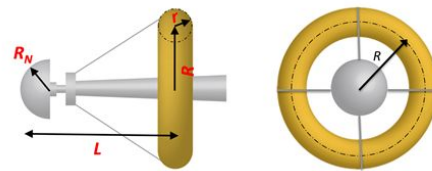


図 1 風洞試験模型概略図

Table 1 試験模型形状パラメータ

R_N [mm]	L [mm]	$r - R$ [mm]
20	140 ~ 170	15 - 58.5
30	140 ~ 170	10 - 66.5

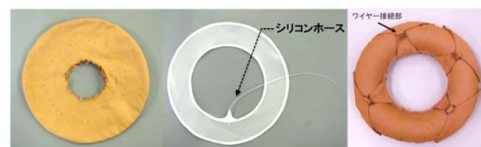


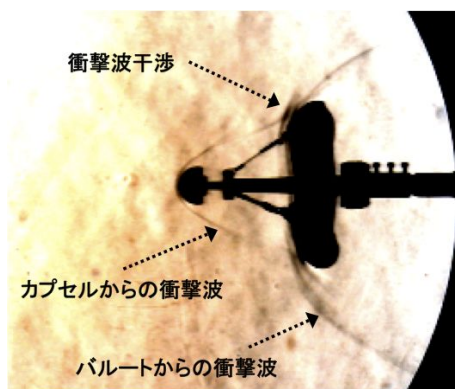
図 2 バルート部分の内部構造

通風条件はマッハ 10 として姿勢安定性のみ観測する試験を行った。図 3 に通風中のシュリーレン写真を示す。上図は大きな振動が起きたケースで、下図は振動が抑えられたケースである。上図では、先端部から発生した衝撃波とバルート部から発生した衝撃波がバ

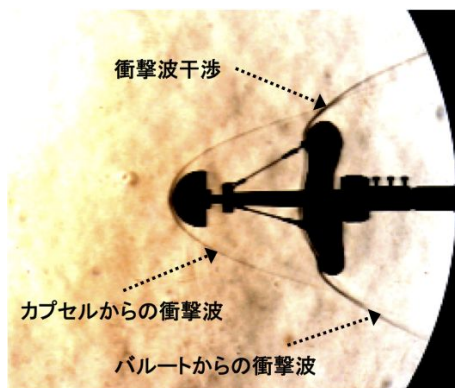
バルート表面近傍で干渉を起こしていることがわかる。衝撃波干渉が起きた領域では圧力が局所的に増加するため、バルート表面において局所的に圧力の高い領域が形成されていることが予想される。その結果、バルートの変形が起きていることが予想される。衝撃波干渉によるバルート表面の局所的な圧力上昇については別途実施した CFD 解析でも同様の傾向が確認されている。

一方、振動が抑えられた下図では、上図と同様に衝撃波干渉は起きているものの、バルートから離れた箇所で起きていることがわかる。この部分で衝撃波干渉が起きてても、バルート表面における局所的な急激な圧力上昇は抑えられるため、バルートの変形はあまり起きなかったため、結果として、振動が抑えられたのではないかと考えられる。

以上の結果から、バルートの振動現象は、衝撃波干渉に伴う局所的な圧力上昇によってバルートにかかる力が非定常に変化したことと、局所的な圧力上昇によってバルートに局所的な力がかかり変形したこととの2つの原因が考えられる。



激しい振動が起きたケース



振動が起きなかったケース

図3 通風中のシュリーレン写真
(上:RN=20[mm], L=140[mm], r-R=15 - 58.5[mm], 下:RN=30[mm], L=170[mm], r-R=10 - 66.5[mm])

4 - 2 超音速風洞実験

上記の2つの原因のうちどちらが支配的であるかを調べるために超音速風洞による実験を行った。実験は宇宙科学研究所超音速風洞を用いて行った。本試験では、模型のサイズに制限があるため、極超音速風洞と同じようなインフレータブル構造の模型を作成することができなかったため、バルート部は剛体とし、ケーブルのみを柔軟性を備えたものとして試験を行った。

気流マッハ数が4のケースについて CFD 解析を行った結果、RN=12.5 [mm], R = 48 [mm], r = 6 [mm], L = 87.5 [mm]のときにバルート表面近傍において強い衝撃波干渉が起きることが予測されたため、その模型サイズについて、傾斜角を変えて試験を行った。また、この模型サイズにおいては、空気力によるバルート変形の効果のある程度再現するために、複数の変形した形状の模型を用意した。変形したバルート形状の試験模型を図4に示す。変形については半径Rに対して10%の振幅を持ち、周期的に変化すると仮定して2~4周期変化するような模型を作成した。また、形状を正確に再現するためにすべての試験模型は3次元プリンタを用いて作成した。材料はABS樹脂である。

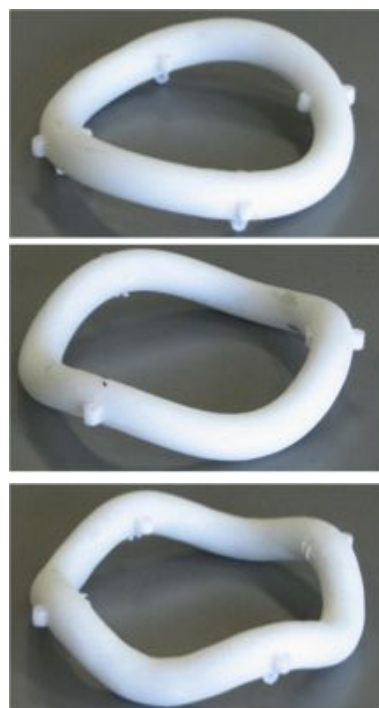


図4 変形を考慮したバルート模型
(上から順に周期2, 3, 4)

シュリーレン写真を図5に示す。衝撃波干渉が起きるようなサイズの試験模型では、超音速風洞実験でも振動が起きることを確認し

た(図5)。このバルート形状および位置関係の場合は、バルートの変形の考慮にかかわらず振動現象が見られたことから、バルート半径 R に対して 10% 程度の変形は、振動現象に大きな影響を与えないことが予想される。

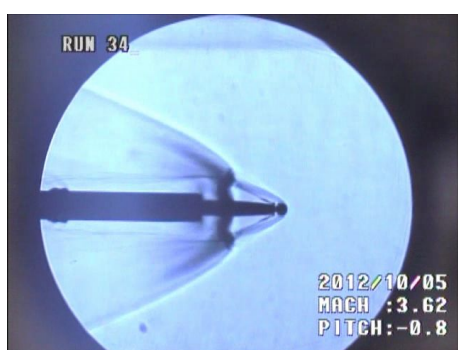
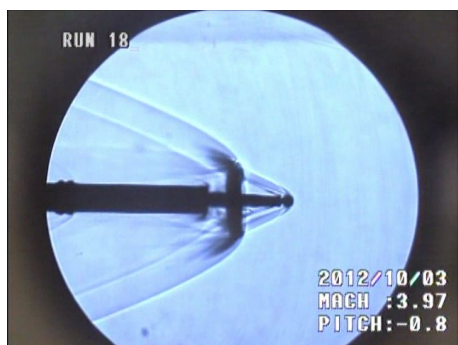


図5 衝撃波干渉の様子
($R=48$ [mm], $r=6$ [mm], $L=87.5$ [mm])
上: 変形なし 下: 変形あり)

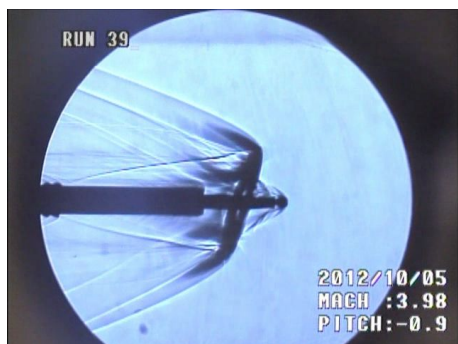
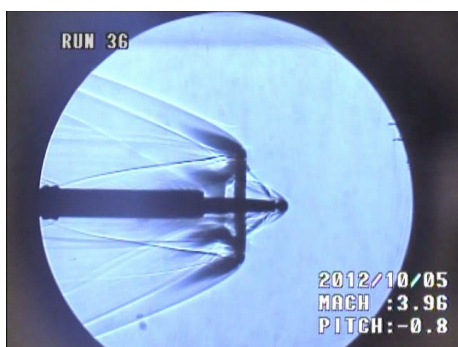


図6 衝撃波干渉の様子
($R=80$ [mm], $r=7$ [mm], $L=67.5$ [mm])
傾斜角 =0 [deg.] (上), 20 [deg.] (下)

一方、衝撃波干渉が起きないくらい大きなサイズの試験模型を用いて、宇宙機先端から発生する衝撃波がバルートの内側を通過するように設定すると、揚力を発生するようにバルートに傾斜角を与えても振動現象は起きなかった(図6)。これは、衝撃波干渉がバルートによって発生する空気力に影響を与えないためであると考えられる。

この2つの風洞実験結果から、少なくとも超音速領域では、バルートの振動現象原因はバルート表面近傍で起きる衝撃波干渉が支配的であることが予想され、バルートの振動を抑制するためには、宇宙機先端から発生する衝撃波がバルートの内側を通過することができるくらい大きな形状を採用することが必要であることが明らかとなった。

4 - 3 遷音速風洞実験

より速度の遅い領域での傾向を調べるためにJAXA相模原キャンパスの遷音速風洞を用い、通風時の風洞内の流れの様子をシュリーレン法によって可視化、観察し、風洞内の天秤により力を測定した。気流条件としてマッハ数は遷音速領域の為 0.3 ~ 1.3 と設定し、マッハ数を通風中に 1.3 から 0.3 まで連続的に減少させて、実際の飛行環境に近い条件での検証を行った。その結果、バルートの挙動については、円型はバルートの半径、形状変化に関わらず姿勢は安定したこれは、遷音速領域では強い衝撃波干渉に伴う局所的な圧力上昇が見られなかったためであると考えられる。

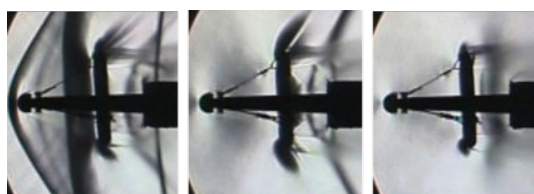


図7 試験模型まわりの衝撃波の様子
(マッハ数 1.3~0.3)

以上の研究結果から、バルートの姿勢安定性を確保するためには、断面形状は円形とし、極超音速領域でバルート表面近傍での衝撃波干渉を避けるように十分大きな半径とした形状を設計すればよいということが明らかとなった。

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)

OTSU, Hirotaka, TAKAMA, Yoshiki:
"On the Stability of Pitching Motion of Reentry Vehicle with the Tilted Toroidal Ballute" 28th International Symposium on Shock Waves. Springer Berlin Heidelberg, 2012. p. 681-686.
査読有
<http://www.springer.com/us/book/9783642256875>

[学会発表](計 8 件)

吉岡寛友, 大津広敬: "超音速および遷音速領域での再突入飛行体におけるバルートの性能評価に関する研究", 第58回宇宙科学技術連合講演会, 2014年11月12日~14日. 長崎ブリックホール

Hiroto Yoshioka and Hirotaka Otsu: "Hypersonic Wind Tunnel Testing for Investigation of the Attitude of the Ballute", 21st International Shock Interaction Symposium, Riga, Latvia, August 3-8, 2014.

Hirotaka Otsu and Takashi Abe: "Effect of the Shock Interaction on the Attitude Stability of the Toroidal Ballute for Reentry Vehicle" 29th International Symposium on Shock Waves, Madison, U.S.A., July 14-19, 2013.

Hiroto Yoshioka: "Wind Tunnel Experiment of Aerodynamic Characteristics of Reentry Vehicle and the Toroidal Ballute Connected by the Flexible Cables" 29th International Symposium on Space Technology and Science, 2013-s-06-o-2, Nagoya, Japan, June 2-9, 2013.

Toshiaki Shima: "Numerical Analysis of Aerodynamics Characteristics of Reentry Vehicle and Toroidal Ballute Connected by the Flexible Cables", 29th International Symposium on Space Technology and Science, 2013-s-05-o-2, Nagoya, Japan, June 2-9, 2013.

大津広敬: "極超音速流中におけるインフレータブル構造を備えたバルートの姿勢安定性に関する研究" 平成24年度宇宙航行の力学シンポジウム. 2012年12月13日~14日. 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所

上嶋健二、大津広敬: "インフレータブル構造を用いたトーラス型バルートの姿勢の安定性評価に関する研究" 第56回宇宙科学技術連合講演会. 2012年11月20日~22日. 別府ビーコンプラザ

Hirotaka Otsu: "Effect of Shape Variation on the Aerodynamic Characteristics of the Reentry Vehicle with a Toroidal Ballute" 20th International Shock Interaction Symposium, August 20-24, 2012, Yasuragi Hasseludden, Stockholm, Sweden

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