

令和 6 年 5 月 29 日現在

機関番号：34316

研究種目：基盤研究(C)（一般）

研究期間：2019～2023

課題番号：19K04847

研究課題名（和文）柔軟性構造体を利用した再突入飛行体の変形メカニズムの解明と空力特性への影響評価

研究課題名（英文）Effect of Deformation of the Inflatable Deceleration Device for Reentry Vehicles on the Aerodynamic Characteristics

研究代表者

大津 広敬（Otsu, Hirotaka）

龍谷大学・先端理工学部・教授

研究者番号：20313934

交付決定額（研究期間全体）：（直接経費） 3,300,000円

研究成果の概要（和文）：本研究では、高速気流中における柔軟構造再突入飛行体の空力特性を明らかにするために、風洞実験と数値流体解析を実施した。風洞実験では、柔軟構造に伴う空気力による変形を考慮するために光造形方式の3Dプリンタを用いて剛性を調整可能な試験模型の作成方法を確立し風洞実験に適用した。その結果、超音速・遷音速領域にて剛性に応じて変形する模型を作成することができた。上記の実験結果を再現するために数値流体解析を実施した。解析には、変形後の形状を模擬した解析と簡易的な流体構造連成解析を実施し、定性的に風洞実験結果を再現する解析を実施することができた。

研究成果の学術的意義や社会的意義

本研究により将来の安全な再突入飛行を実現可能な柔軟構造再突入飛行体の空力特性を明らかにするために必要な実験模型作成手法と解析手法をある程度確立することができた。実験模型作成手法は剛性を調整可能で、かつ、形状を高精度に再現可能であることから、様々な風洞試験模型の作成に応用可能である。また、柔軟性を考慮した模型の変形の様子を再現するために実施した流体構造連成解析により変形の様子と空力特性を定性的に再現することができた。これらの成果は、安全な再突入飛行体を設計することに役立つと考えられる。

研究成果の概要（英文）：In this study, wind tunnel experiments and numerical fluid dynamics analyses were conducted to clarify the aerodynamic characteristics of a reentry vehicle with a flexible structure in high-speed air flows. In the wind tunnel tests, a fabrication method of a test model with adjustable stiffness was established using an optical 3D printer in order to take into account the aerodynamic deformation of the flexible structure, and was applied to the wind tunnel tests. As a result, we succeeded in creating a model that deforms according to the stiffness in the supersonic and transonic regions. Numerical fluid analysis was performed to reproduce the above experimental results. The analysis was performed by simulating the shape of the model after deformation and a simple fluid-structure coupled analysis, and was able to qualitatively reproduce the wind tunnel test results.

研究分野：大気圏再突入飛行体

キーワード：再突入飛行体 風洞実験 数値流体解析 3Dプリンタ

様式 C-19、F-19-1 (共通)

1. 研究開始当初の背景

惑星探査には、その惑星大気への再突入飛行による大気や惑星表面の直接観測が有効である。木星などの大型惑星への再突入飛行時には、飛行速度が非常に速くなることから再突入飛行体は厳しい空力加熱に晒される。その空力加熱から飛行体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が検討されてきた。この検討に基づく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により展開・形状保持が可能で、使用前には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検討されている。

このシステムでは、再突入カプセルにインフレータブル構造体を組み合わせることにより、大きい割に軽量の構造とすることができるため、飛行体システムの質量を抗力係数と投影面積で割った値で定義される弾道係数が通常の再突入カプセルにくらべて一桁程度小さくなることとなり、高高度で減速することが可能となる。過去に代表者が実施した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を 10 分の 1 程度にまで低減し、また、その構造体を傾けることにより揚力を発生させて、大気圏飛行中に受ける最大減速度を軽減できることが明らかとなった。これは、インフレータブル構造体を利用した再突入飛行体は、空気をうまく利用できる再突入飛行体であることを示している。

上記の検討においては、簡単のため、インフレータブル構造体を剛体と仮定している。しかし、インフレータブル構造体は、柔軟な膜面と内部に封入されたガスによって構成されるため、柔軟性を持つことになる。再突入飛行では、飛行速度と大気密度が飛行中に大きく変化するため、飛行体まわりに形成される衝撃波形状と構造体表面の圧力分布が大きく変化し、構造体の変形する可能性がある。したがって、再突入飛行中にインフレータブル構造体の変形するのか、また、変形するとしたらどのように変形するのかが不明であることが、本システム実現のための大きな課題である。

2. 研究の目的

上記を踏まえて、本研究の目的は、再突入飛行中にインフレータブル構造体がどのように変形するのか、また、その変形によって空力特性がどの程度変化するかを明らかにすることである。特に、変形の様子を風洞実験で観測し、その変形の様子を数値流体解析により再現することを通して、変形モデルを確立することである。

3. 研究の方法

本研究では、再突入飛行中の様々な飛行条件における飛行体周りの衝撃波形状と衝撃波によって作られる圧力分布を明らかにし、それを元に、インフレータブル構造体の変形モデルを構築することである。このモデルを用いて飛行中の変形を予測し、変形による揚力・抗力などの空力特性への影響を明らかにすることを目指す。そのために、数値シミュレーションと風洞実験を行った。風洞実験では、柔軟性を備え、かつ、高い荷重に対して壊れない模型を作成するために光造形 3D プリンタ Form3 を用いて作成した。解析には JAXA によって開発された流体解析コード FaSTAR および ANSYS AIM を用いた。ANSYS AIM は 1-Way FSI (Fluid Structure Interaction) による解析が可能な流体解析コードである。

4. 研究成果

(1) 風洞実験によるインフレータブル構造体の変形の様子の観測

風洞実験は、ISAS/JAXA 所有の超音速・遷音速風洞試験装置を用いて実施した。本風洞試験装置を用いた場合、模型にかかる最大荷重は 760N 程度である。そのため、この荷重がかかっても壊れずにある程度の変形が起きる程度の剛性を備えた試験模型を作成する必要がある。3D プリンタ Form3 では様々な材料を利用することが可能であるが、上記の荷重と模型の大きさを考慮した結果、Flexible 80A という材料を用いて試験模型を作成した。インフレータブル構造体の形状は断面が円の正六角形および八角形トーラス形状を設定し、トーラスの中心部半径が 50mm、断面の直径が 20mm である。断面を中空にすることにより断面 2 次モーメント I の値が減少する

ことを利用すると、材料のヤング率 E と断面 2 次モーメント I の積で表される模型の剛性を調整することができる。本実験では、断面内部の直径を 8mm から 14mm の範囲で調整すると剛性を最大 75%程度まで低下させて実験を行った。図 1 にマッハ 3 で実験を行った際の八角形形状インフレータブル模型の変形の様子を示す。本実験では、再突入カプセルを模擬した球を先端に取り付け、その背後に八角形の頂点 4 箇所に 4 本のステンレスワイヤーを用いてインフレータブル模型を取り付けている。そのため、本模型は 4 箇所固定位置があることになる。この結果から、断面のくり抜きの割合が増えるにつれて変形量が大きくなる様子を確認することができる。変形量は断面が円の梁に等分布荷重をかけた場合の変形量と比較したところ、定性的によく一致することを確認した。したがって、最大変形量の予測は、簡単な理論式である程度推定できることが明らかとなった。この結果から、模型の剛性と変形の様子を風洞実験で観測できる試験方法をある程度確立できた。

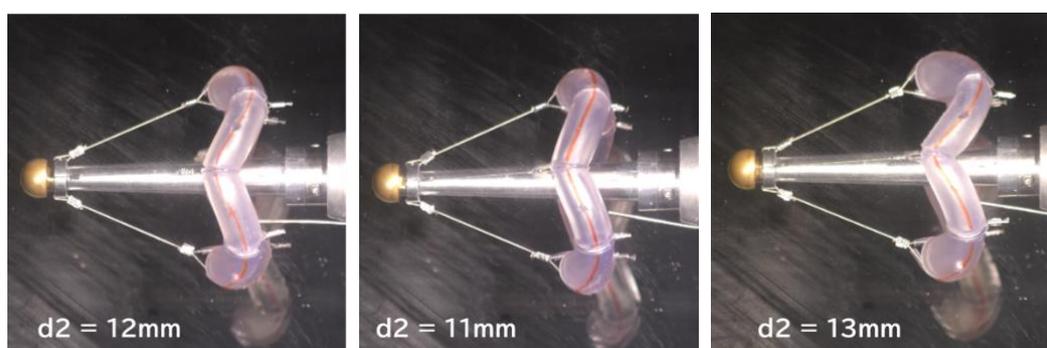


図 1 : マッハ 3 におけるインフレータブル模型の変形の様子
(左 : くり抜き直径 12mm, 中 : 13mm, 右 : 14mm)

(2) 数値シミュレーションによるインフレータブル構造体の変形の再現

変形の様子を再現するために流体構造連成解析 (Fluid Structure Interaction: FSI) を実施した。本研究では、まず流体解析を実施し、その解析結果によって得られたインフレータブル構造体表面の圧力分布を構造解析に適用し、変形量の推定を行った。このように流体解析結果を構造解析に適用し、その後、変形後に改めて流体解析を行わないものを 1-way FSI という。一方、変形後の形状変化を流体解析にフィードバックするものを 2-way FSI という。本研究では、衝撃波を伴う圧縮性流体解析と構造解析を連携できるものとして ANSYS AIM を採用し解析を実施した。形状には風洞実験と同様に六角形と八角形のインフレータブル構造体を設定した。六角形の場合の圧力分布と変形量分布を図 2 に示す。この結果から、各頂点付近で若干の圧力上昇がみられるものの、変形する前のインフレータブル構造体の表面の圧力分布は概ね一様であることがわかる。変形量は六角形の全ての頂点で固定条件を課した場合と、3 箇所固定した場合の変形量分布を示した。変形量は、6 箇所固定した場合は、3 箇所固定した場合に比べて大幅に変形量を抑制できていることがわかる。変形量の値は等分布荷重をかけた梁の変形理論で推定すると、両端固定と両端支持の間の値で概ね評価できることも明らかとなった。しかしながら、本解析は、1-way FSI であり、定量的な変形量の評価には、変形後の形状をもとに解析を実施し、変形量が収束するまで解析を実施できる 2-way FSI による解析が必要である。

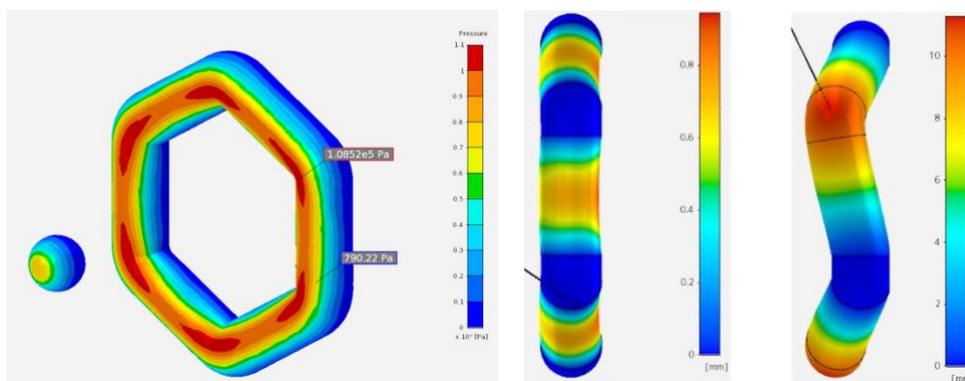


図 2 : 模型表面の圧力分布 (左) と変形量分布 (左 : 6 箇所固定、右 : 3 箇所固定)

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計2件（うち査読付論文 2件/うち国際共著 0件/うちオープンアクセス 2件）

1. 著者名 Hiroataka OTSU, Shinichiro MEKATA, Tomoya FUKUMOTO, Yuya OSHIO	4. 巻 1
2. 論文標題 Fluid-Structure Interaction Simulation for Estimating the Deformation of the Ballutes for Re-entry Vehicles in Supersonic Regime	5. 発行年 2023年
3. 雑誌名 Journal of Evolving Space Activities	6. 最初と最後の頁 -
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.57350/jesa.13	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスとしている（また、その予定である）	国際共著 -

1. 著者名 Hiroataka OTSU, Tomoya FUKUMOTO, Shinichiro MEKATA and Yuya OSHIO	4. 巻 1
2. 論文標題 Ex- perimental Investigation of Deformation of the Ballutes for Re-entry Vehicles in Supersonic Regime	5. 発行年 2023年
3. 雑誌名 Journal of Evolving Space Activities	6. 最初と最後の頁 -
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.57350/jesa.28	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスとしている（また、その予定である）	国際共著 -

〔学会発表〕 計9件（うち招待講演 0件/うち国際学会 2件）

1. 発表者名 大津 広敬, 永澤 昌也, 目片 慎一郎, 辻本 凌我, 大塩 裕哉
2. 発表標題 3Dプリンタを用いた風洞実験模型製作と超音速風洞実験への適用
3. 学会等名 令和4年度 宇宙航行の力学シンポジウム
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 Hiroataka OTSU, Tomoya FUKUMOTO, Shinichiro MEKATA and Yuya OSHIO
2. 発表標題 Fluid-Structure Interaction Simulation for Estimating the Deformation of the Ballutes for Re-entry Vehicles in Supersonic Regime
3. 学会等名 33rd International Symposium on Space Technology and Science（国際学会）
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 Hiroataka OTSU, Tomoya FUKUMOTO, Shinichiro MEKATA and Yuya OSHIO
2. 発表標題 Experimental Investigation of Deformation of the Ballutes for Re-entry Vehicles in Supersonic Regime
3. 学会等名 33rd International Symposium on Space Technology and Science (国際学会)
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 福本 智也, 目片慎一郎, 大津 広敬, 大塩裕哉
2. 発表標題 超音速風洞を用いた柔軟性を備えたバルートの変形量計測
3. 学会等名 令和3年度 宇宙航行の力学シンポジウム
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 大津広敬
2. 発表標題 流体構造連成解析を用いた様々な平面形状のバルートの変形量評価
3. 学会等名 令和2年度宇宙航行の力学シンポジウム
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 大津広敬・福本智也
2. 発表標題 様々な平面形状のバルートの空力特性に関する数値流体解析
3. 学会等名 第34回数値流体力学シンポジウム
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 大津 広敬
2. 発表標題 流体構造連成解析を用いたバルートの変形量評価
3. 学会等名 令和元年度 宇宙航行の力学シンポジウム
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 大津 広敬, 吉村 勇人
2. 発表標題 大気圏再突入飛行体のためのバルートの流体構造連成解析に関する研究
3. 学会等名 第33回数値流体力学シンポジウム
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 吉村 勇人, 大津 広敬
2. 発表標題 インフレータブルバルートの柔軟性が空力特性に与える影響
3. 学会等名 第63回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2019年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

-

6. 研究組織	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
---------	---------------------------	-----------------------	----

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8 . 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国	相手方研究機関
---------	---------