

科学研究費助成事業（科学研究費補助金）研究成果報告書

平成 25 年 6 月 24 日現在

機関番号：82645

研究種目：若手研究（B）

研究期間：2010 ～ 2012

課題番号：22760628

研究課題名（和文）柔軟インフレータブル構造の形状変形を積極的に利用した大気突入機の研究

研究課題名（英文）Research on a shape variable atmospheric-entry vehicle using a flexible aeroshell

研究代表者

山田和彦（YAMADA KAZUHIKO）

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 助教

研究者番号：20415904

研究成果の概要（和文）：

飛行中に形状が変化する新しいタイプの大気圏突入機についての研究を行った。小型の模型を使った風洞試験を実施し、超音速流中での一様流条件と形状変形や空気力の関係についてのデータ、及び、基礎的な知見を得た。そして、その結果を基に、飛行条件に応じて自動的に形状を変化する飛行体を提案し、火星探査機への応用を想定した軌道シミュレーションを行い、エアロキャプチャ*による火星周回軌道への投入の可能性を示した。

*エアロキャプチャ：惑星大気を利用して探査機を減速させることで、惑星間軌道から惑星周回軌道へ探査機の軌道を変更する技術。

研究成果の概要（英文）：

This research focuses on a new atmospheric-entry vehicle which can vary its shape using a flexible aeroshell. In this research, supersonic and hypersonic wind tunnel tests were carried out using scale models of the shape-variable vehicle in order to investigate the relation between a uniform flow condition, an inflating pressure, a vehicle's shape and an aerodynamic force. On the basis of the results of the wind tunnel tests, a passive and automatic shape-varying atmospheric-entry vehicle was proposed for the Martian exploration. It is proved that its potential to travel the Martian orbit using the aerocapture* technique by the trajectory simulation.

*Aerocapture : a technique to decelerate a spacecraft using the aerodynamic drag in a planet's atmosphere in order to bring the spacecraft in an elliptical orbit of a planet from a interplanetary trajectory.

交付決定額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2010 年度	1,200,000	360,000	1,560,000
2011 年度	1,000,000	300,000	1,300,000
2012 年度	800,000	240,000	1,040,000
年度			
年度			
総計	3,000,000	900,000	3,900,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：航空宇宙流体工学

1. 研究開始当初の背景

柔軟エアロシェルは、その軽量性、収納性のよさから、大気突入機に適用すれば、機体の弾道係数を下げ、効率よく空気力を利用できることから、その概念は古くから提案されており、エアロアシスト技術、惑星プローブなどへの応用が検討されてきた。しかし、現在に至るまで、技術的な困難さもあり、実際のミッションに利用された例はないが、近年の柔軟材料の性能向上や高頻度の宇宙輸送の要求により、この技術が再び注目されている。現在、世界各国の機関(JAXA, NASA, ESA等)で、再突入回収システムや火星探査など惑星探査ミッションを目指し、実用化にむけた研究開発が積極的に進められている。

ただし、これらの計画で想定される機体は、柔軟エアロシェルの収納性、軽量性に注目してはいるが、エアロシェルを展開後に硬化させるなどしており、単に展開可能なエアロシェルという位置づけであり、柔軟エアロシェルの特徴である柔軟性は収納時のみ活用するだけで、飛行中に形状変形はないものとして設計されている。しかし、柔軟エアロシェルの容易に形状を変形させることができるという利点を飛行中にも積極的に利用することができれば、自在に空力係数を制御する、もしくは、気流条件によって自動的に空力特性を補正できる新しい飛行体を実現する可能性があると考えている。そこで、本研究では、形状変形を積極的に活用することで、柔軟エアロシェルを有する大気突入システムのさらなる可能性、応用範囲を検討する。

2. 研究の目的

本研究では、柔軟エアロシェルの形状変形が容易であるという特性を利用した新しい大気圏突入機概念を提案し、その機体の基本的な特性を風洞試験で実験的に調べて、その結果をもとにミッションへの応用検討を行い、その可能性を示すことを目的とする。

ここでは、形状可変型エアロシェルとして、図1に示す剛体カプセルの周囲にドーナツ状のインフレーター構造を直接取り付けられたタイプの飛行体(アタッチドバリユート型)を想定し、火星探査ミッション(エアロキャプチャによる惑星周回軌道投入ミッション)への応用を検討する。このタイプの飛行体は、大気圏突入時にエアロシェル内部の圧力を適切に設定すれば、気流条件に応じて、自動的にエアロシェル形状が変形し、それにともない空気力も自動的に変化させること

ができる。この特性を正確に理解し、適切に利用できれば、能動的な制御を必要とせずとも空気力を利用し、適切な軌道に投入できる新しい大気圏突入機が実現できると考えている。

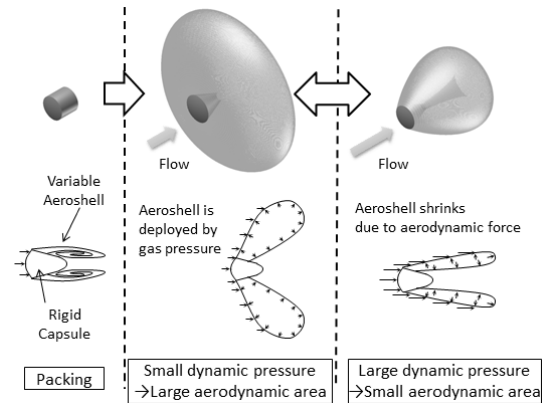


図1：本研究で研究対象とするアタッチドバリユート型の形状可変柔軟エアロシェルを有する大気突入機概念図

3. 研究の方法

(1) 超音速風洞試験

図2に示す小型のスケールモデルを作成し、それを用いて超音速風洞試験を実施した。模型は、中央部に、直径30mmの剛体カプセルがあり、その周囲にドーナツ状のインフレーター構造がとりつけられている。剛体カプセルは後方からスティングで支持され、スティングの中からカプセル背面に配管が接続されており、その配管を介して、インフレーター構造体の中にガスを供給することができる。インフレーター構造体は、直径12cmの円板状の皮膜を重ね合わせて、その縁を縫製及び接着剤で張り合わせて作成した。皮膜は2層構造で、内層に気密を保つための厚さ0.3mmのシリコンゴムシート、外層には、内圧に耐えるための強度層としてZYLON紡績糸織物を使用した。

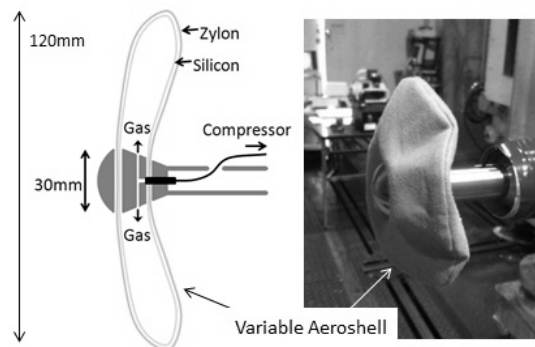


図2：形状可変エアロシェルの風洞試験用模型の概念図と写真

本試験では、形状可変型エアロシェル模型の風洞試験方法を確立し、その上で、一様流条件（マッハ数や一様流動圧）、インフレーター部内圧、エアロシェル形状、及び、空気力の関係についてデータを取得し、その詳細な理解を目指す。本試験は JAXA 宇宙科学研究所所有の高速気流総合試験設備、60cm×60cm の超音速風洞で実施された。

2) 極超音速風洞試験

前述の超音速風洞試験では、実際の気圏突入環境と比較して、低マッハ数かつ高動圧の環境であるので、より実環境に近い高マッハ数、低動圧の環境を模擬できる極超音速風洞試験を実施し、超音速風洞試験で得られた結果と比較した。極超音速風洞試験に用いた模型、及び、試験セットアップは、超音速風洞試験と同様である。なお、本試験は、JAXA 調布のφ1.27 極超音速風洞で実施した。

3) 火星エアロキャプチャへの応用検討

本研究では、形状可変型エアロシェルの応用の一つとして火星へのエアロキャプチャミッションを想定した。エアロキャプチャとは、惑星大気を利用して探査機を減速させることで、惑星間軌道から惑星周回軌道へ探査機の軌道を変更する技術である。図3に火星エアロキャプチャミッションの概念図を示す。エアロキャプチャによる惑星周回軌道への投入は、原理的には有用性が示されているものの、大気密度の不確かさや高精度な軌道決定が必要なことから、これまで実際のミッションに適用された例はない。しかし、形状可変エアロシェルを利用すれば、それらの不確かさを形状変形に伴う空気力の変化により自動的に補正し、その実現性を高めることができると考えている。ここでは、風洞試験の結果を踏まえて、形状可変エアロシェルを有する飛行体の空力特性をモデル化して、軌道シミュレーションを行い、火星エアロキャプチャの実現可能性について議論する。

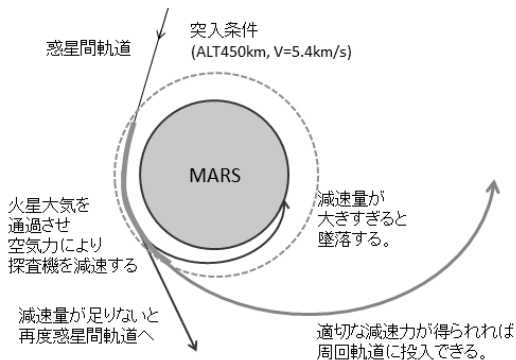


図3：火星エアロキャプチャミッションの概念図

4. 研究成果

(1) 超音速風洞試験の結果

図4にノミナルケースとして実施した、一様流動圧56kPa、マッハ数3.0の結果を示す。横軸は、インフレーター部の内圧で、縦軸は、頭部カプセルの正面投影面積を基準面積とした抵抗係数を示す。試験は全部で7回行い、そのすべてをプロットした。この結果より、試験の再現性は良好であり、特性を議論するには十分な精度があると言える。インフレーター部の内圧を、完全に真空中に引いた状態では、抵抗係数は1.5程度であり、そこから内部圧力をあげていくと、インフレーター構造体が膨張し、それに伴い、ほぼ内圧に比例して抵抗係数は上昇する。内部圧力が150kPaを超えたあたりから、抵抗係数の上昇率が減り始め、200kPaを超えるとほぼ一定値をとる。なお、抵抗係数の最小値と最大値の比は、約9倍となった。

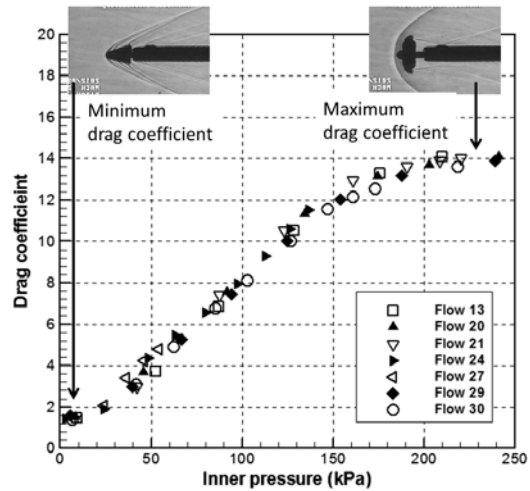


図4：超音速風洞試験で得たノミナル条件におけるインフレーター内圧と抵抗係数の関係

次に、一様流動圧が空力特性に与える影響について調べた。マッハ数3.0と固定し、一様流動圧を43kPa、56kPa、69kPaと変化させた。図5（左）は、横軸がインフレーター内圧、縦軸が抵抗係数（基準面積は、カプセル面積）である。動圧によって、内圧に対する抵抗係数の上昇率が変化することがわかる。同じ内圧の場合には、動圧が大きいほうが、インフレーター構造体の膨張度合いが小さくなり、抵抗係数は小さくなる。図5（右）は、図5（左）のデータを、横軸をインフレーター内圧 (P_{in}) と一様流動圧 (q) の比で整理しなおしたものである。この結果から、これら一様流動圧の異なる3ケースについても、インフレーター内圧と動圧の比と抵抗係数の関係は、ほぼ一本の曲線上に乗ること

がわかる。これから、インフレーター構造体を有する飛翔体の変形形状や空力特性は、今回試験を実施した範囲内であれば、インフレーター内圧と動圧の比で整理することが有効であることが確認された。

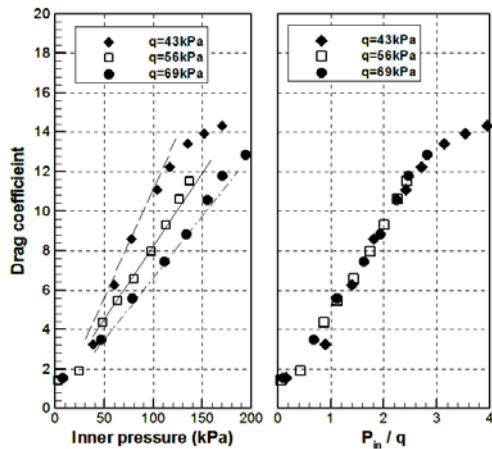


図5：一様流動圧が内圧と抵抗係数の関係に与える影響についての結果（左：横軸は内圧、右：横軸に内圧と動圧の比を取った結果）

次に、マッハ数の影響について調べる。①マッハ数 2.0、動圧 56kPa、②マッハ数 3.0、動圧 56kPa、③マッハ数 3.0、動圧 43kPa、④マッハ数 4.0、43kPa の4ケースについて試験を行った。それらすべてのケースにおける、インフレーター内圧と動圧の比と抵抗係数の関係を図6に示した。この結果から、今回パラメータを振った範囲では、マッハ数が抵抗係数に与える影響はほとんどないことがわかる。図6の左上にマッハ数 2.0 とマッハ数 4.0 の場合の流れ場の様子を示すが、衝撃波角に多少の変化があるが、ひとつの単純な弓形衝撃波が発生する流れ場に大きな変化はなく、そのため、抵抗係数も変化しないと考えられる。

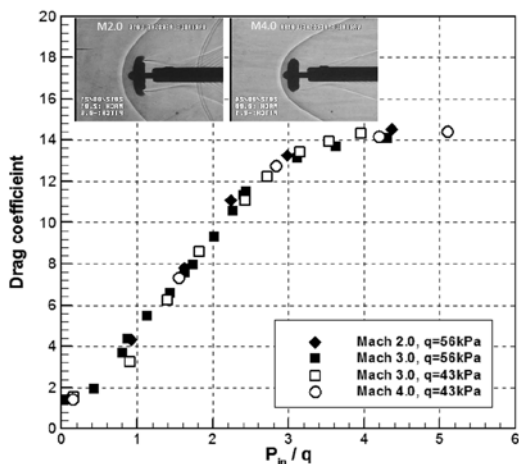


図6：マッハ数が内圧動圧比と抵抗係数の関係に与える影響について

(2) 極超音速風洞試験の結果

実際の大気圏突入ミッション（ここでは、火星エアロキャプチャミッションを想定）での気流条件により近い条件（高マッハ数、低動圧）を再現できる試験装置として極超音速風洞を利用した風洞試験を実施した。本試験では、気流条件はマッハ数 9.56、一様流動圧 5.0kPa に固定した。使用した模型や試験セットアップは、超音速風洞試験と同様である。

図7（左）に超音速風洞試験の結果に、極超音速風洞試験の結果を加えたグラフを示す。横軸は内圧、縦軸は剛体半球カプセルの正面投影面積を基準にした抵抗係数である。超音速風洞試験での結果に対して、極超音速風洞試験は低動圧環境であるため、少ない内圧で柔軟エアロシェルが膨張し、抵抗係数が大きくなることがわかる。この結果を、超音速風洞試験時と同様に、横軸を内圧動圧比として整理したグラフが図7（右）である。内圧動圧比が2以上のときは、超音速風洞試験と極超音速風洞試験の結果がほぼ重なることがわかる。この領域では、模型の抵抗係数は、内圧動圧比で整理することができる。ただし、内圧動圧比が小さい領域では、極超音速風洞試験の結果は、超音速風洞結果と必ずしも一致しない。この原因として、模型の変形に対して支配的なパラメータが異なることが考えられる。図8に極超音速風洞試験と超音速風洞試験時の模型の様子を示す。内圧が大きいときは、内圧が形状決定の支配的なパラメータになるため、低動圧環境である極超音速風洞試験と高動圧環境である超音速風洞試験における模型の形状、及び、流れ場に大きな差異はない。しかし、内圧が小さく場合になると、高動圧環境である超音速風洞試験では、動圧が形状を決める支配的なパラメータとなり、エアロシェルは小さく折りたたまれるが、低動圧環境である極超音速風洞試験時は、エアロシェルの材料の剛性の影響が顕著に表れ、内圧が小さくてもエアロシェルの膨張形状がある程度維持されてしまう。その違いが、空気力の違いに現れたものと考えられる。

超音速風洞試験で実施した範囲においては、可変エアロシェルの形状や空気力は、内圧動圧比が支配的であることが実験的に示すことができたが、動圧、内圧が小さい領域においては、膜面の剛性も無視できないことが極超音速風洞試験の結果から明らかになった。膜面の材料特性が空気力や形状変形に与える効果については、今後の課題として、その影響を明らかにしていきたいと考えている。

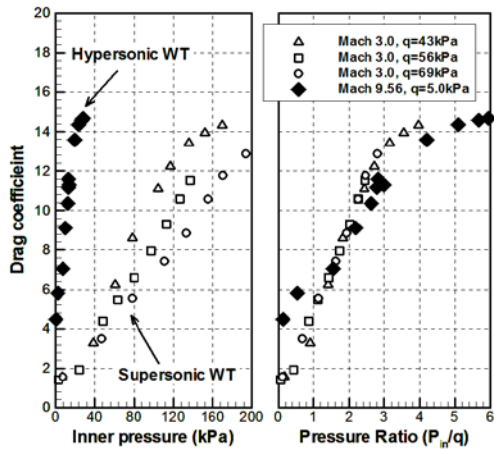


図7：形状可変エアロシエルの内圧と空気力の関係についての極超音速風洞試験と超音速風洞試験結果の比較

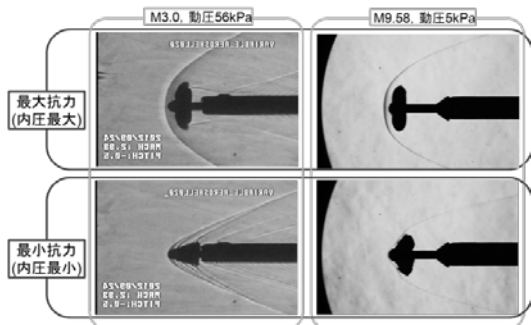


図8：内圧、動圧の大小による可変エアロシエルの変形形状への影響

(3) 軌道解析による火星エアロキャプチャへの応用検討

形状可変エアロシエルを利用し自動的に空気力を補正できる大気圏突入機に関して、風洞試験で得られた「抵抗係数と P_{in}/q_0 との関係」をモデル化し、火星エアロキャプチャミッションへの有効性を検討する。

本研究で想定する火星エアロキャプチャミッションは、図3に示すように、惑星間軌道から進入した探査機（高度450kmにおいて速度5,398m/s）は、ある突入角で大気圏へ突入して減速された後、大気圏を脱出する。遠火点において近火点上昇マヌーバを行い、軌道投入が完了する。大気圏突入の際、突入角が浅すぎると減速が不十分で軌道投入が行えず、逆に突入角が深すぎると地上へ落下する。大気圏突入後の遠火点が高度450km～100000km ($30R_M$) の範囲内であればエアロキャプチャ成功とし、遠火点がこの範囲に収まるような初期突入角の範囲が広いほどエアロキャプチャの成立性が高いことになる。火星大気モデルはMARS1974を参照する。MARS1974の3つのプロファイルの大気密度の上限と下限モデルに対して、1つの機体形

状・軌道条件を設定して軌道計算し、共にエアロキャプチャが成功すれば、エアロキャプチャ可能な突入角が存在すると言える。ここでは、下記の3つのタイプの大気圏突入機を想定してシミュレーションを行った。

- ①従来型の大気圏突入機
CD=1.0で一定、弾道係数 60kg/m^2
- ②低弾道係数型大気圏突入機
CD=16.0で一定、弾道係数 3.75kg/m^2
- ③形状可変型大気圏突入機
動圧内圧比(PR)に応じてCDは1.0(PR=0.4)から16.0(PR=4.0)まで変化させる。内圧は100Paに固定。

図9に①、②のタイプの抵抗係数固定の大気圏突入機でエアロキャプチャミッションを試みた場合の結果を示す。横軸の突入角度、縦軸に大気を通して減速した後の遠火点の高度をとったグラフを示す。①、②のそれぞれのケースに対して、それぞれ大気密度が上限の場合と下限の場合の結果を示している。①の従来型の大気圏突入機の場合、エアロキャプチャを成功させるためには、突入角度を20.7度程度に設定する必要がある。ただし、どの突入角度に設定しても密度上限、下限の共にエアロキャプチャが成功する場合がなく、従来型の大気圏突入機では、大気密度の不確実性のためにエアロキャプチャを成功できる解が存在しない。また、②の低弾道係数の場合は、従来型の大気圏突入機に比べて突入角が浅くする必要はない。この場合も大気密度の上限、下限の両者でもともにエアロキャプチャを成功することができる突入角は存在しない。低弾道係数の大気圏突入機の場合は、密度の分散が大きい高高度で減速が行われるため、むしろエアロキャプチャを成功させることはより困難になる。

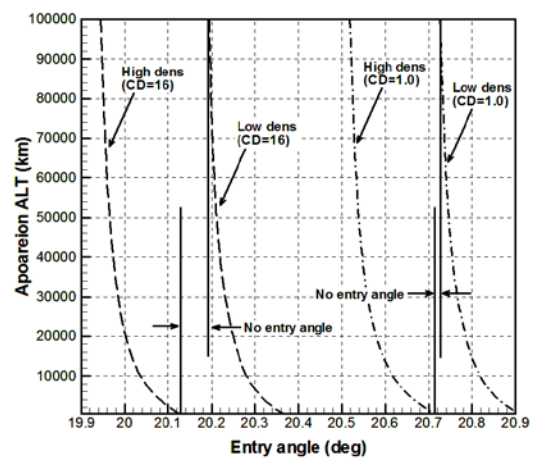


図9：抵抗係数固定型の大気圏突入機で火星エアロキャプチャを試みた場合の突入角と遠火点高度の関係

一方、③で設定した形状可変型エアロシェルを有する大気圏突入機の場合の結果を図10に示す。この場合は、密度上限モデルの場合、突入角度 19.96 度～20.54 度で、密度下限モデルの場合は、突入角度 20.20 度～20.75 度でエアロキャプチャが成功し、抵抗係数固定型に比べ突入角度が大きく取れることがわかる。また、突入角度 20.20 度～20.54 度にとれば、大気密度がどのような場合でもエアロキャプチャに成功できる。

ここで提案した形状可変型エアロシェルは動圧が大きいと抵抗係数が小さくなり、動圧が小さいと抵抗係数が大きくなるという特徴を持っている。そのため、大気密度が大きいとエアロシェルが小さくなり自動的に抵抗力が減り、逆に大気密度が小さいとエアロシェルが大きく膨張し自動的に抵抗力を増えるため、大気密度の不確実性を吸収できる。図11に、ここで想定した形状可変型エアロシェルを有する大気圏突入機が火星大気を通過しているときの減速度履歴を示す。突入角は 19.8 度～20.8 度に設定している。この結果より、時刻 300～500 秒あたりに減速度が一定になるような特徴的な減速度履歴を示す。これは、突入角が大きすぎて、大気密度の濃い低高度まで突入してしまった場合には、動圧に応じて自動的にエアロシェルの形状が変形して、必要以上の抗力を発生しないようになっている効果である。この効果によって、大気密度の不確実性や突入角度の感度を吸収することによって、エアロキャプチャ成功の確率を有意に引き上げることができることがわかった。つまり、形状可変型エアロシェルを利用することにより従来型の大気圏突入機では困難だったエアロキャプチャによる惑星周回軌道投入が実現できる可能性が示せたと言える。

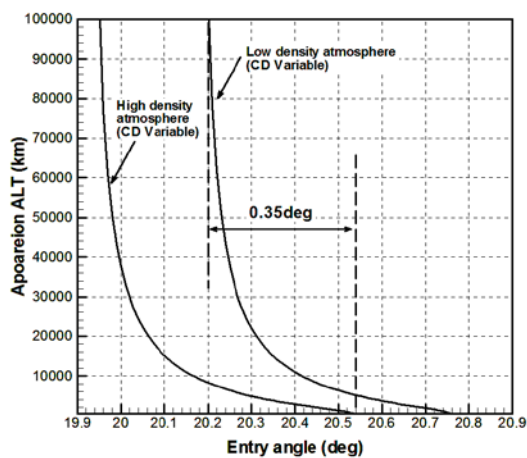


図10：形状可変型エアロシェルを有する大気圏突入機で火星エアロキャプチャを試みた場合の突入角と遠火点高度の関係

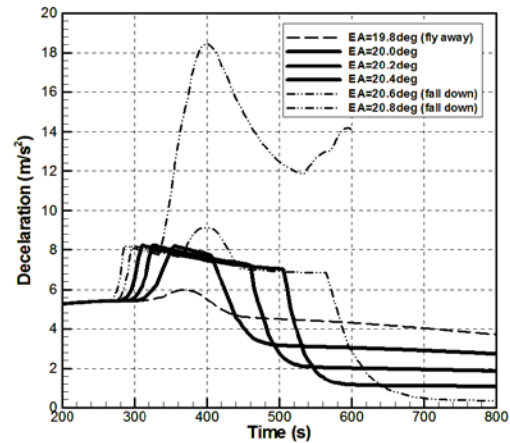


図11：形状可変エアロシェルを有する大気圏突入機の火星大気を通過する際の減速度の時間履歴

5. 主な発表論文等

〔学会発表〕(計7件)

①谷繁樹林「大気圏突入用可変型柔軟エアロシェルの超音速風洞試験について」、平成24年度衝撃波シンポジウム、2013年3月13日、福岡・北九州

②谷繁樹林「柔軟構造可変型エアロシェルによる火星エアロキャプチャの検討及び風試結果について」、平成24年度宇宙航行の力学シンポジウム、2012年12月14日、神奈川・相模原

③谷繁樹林「可変型柔軟エアロシェルを用いた火星キャプチャに関する研究」、第56回宇宙科学技術連合講演会、2012年11月22日、大分・別府

④谷繁樹林「柔軟構造飛行体の火星探査への応用に関する研究」、日本航空宇宙学会第43期年会講演会、2012年4月12日、東京

⑤ Kazuhiko Yamada "Structural Strength of Flare-type Membrane Aeroshell Supported by Inflatable Torus against Aerodynamic Force", 28th ISTS, 2012/6/10, Okinawa

⑥園田拓也「インフレータブルトールスで支持された柔軟エアロシェルの低速風洞を用いた構造強度試験」、平成22年度宇宙航行の力学シンポジウム、2010年12月17日、相模原

⑦山田和彦「展開型柔軟構造飛行体による火星大気圏内飛行型探査機の概念検討」、第54回宇宙科学技術連合講演会、2010年11月19日、静岡

6. 研究組織

(1) 研究代表者

山田和彦 (YAMADA KAZUHIKO)

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構

宇宙科学研究所 助教

研究者番号：20415904