

研究種目：若手研究 (B)

研究期間：2007 ～ 2008

課題番号：19760570

研究課題名 (和文) 次世代の高信頼性大気突入システム開発のための  
柔軟インフレート飛翔体の研究研究課題名 (英文) Study on flexible and inflatable vehicle  
for a reliable atmospheric entry system in next generation

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 宇宙科学研究本部 助教

研究者番号：20415904

研究成果の概要：

信頼性、安全性や汎用性の向上という点で従来システムより有利であると考えられている柔軟構造エアロシェルを有する大気突入システムについて、その実現にむけて重要な要素である柔軟構造物の高速気流中での挙動及び飛翔体としての空力特性に関して、超音速風洞試験及び数値解析によって、支配的なパラメータを抽出するなど、基礎的な知見を得ることができた。ここで得られた基礎データ及び解析手法は、近い将来、柔軟構造大気突入システムを実際のミッションに応用する際に大いに役立つと考えている。

交付額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
平成 19 年度	1,100,000	0	1,100,000
平成 20 年度	1,200,000	360,000	1,560,000
年度			
年度			
年度			
総計	2,300,000	360,000	2,660,000

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、大気突入システム、超音速流体、柔軟構造物

## 1. 研究開始当初の背景

宇宙ステーションの建設再開や月・惑星探査の要求の高まりの中、宇宙軌道から地上へと安全かつ頻繁に物資、近い将来には人を輸送できる帰還システムの構築が要求されている。現在、宇宙からの帰還システムは、米国のスペースシャトルやロシアのソユーズが運用されてはいるが、安全で頻繁に利用できるものになっていない。現存の大気突入輸送システムでは、機体は非常に高温な環境にさらされるため、それに耐える熱防御システムが必要であり、一つの欠陥が重大な事故につな

がる。そのため精密な整備が必要となり、結果的に頻度をあげることが難しくなっている。また、着陸時にパラシュート展開や逆噴射などクリティカルな操作を要求されることも信頼性を上げる観点からは改善すべき点である。将来、頻繁に地球と軌道上、さらには他の惑星まで往還するような時代のためにはこれまでの延長線上ではない輸送システムの根本的な改革が必要であり、それにむけて様々な可能性を試していくべきであると考えられる。

その有力な候補のひとつが、図 1 に示す柔軟構造大気突入システムである。

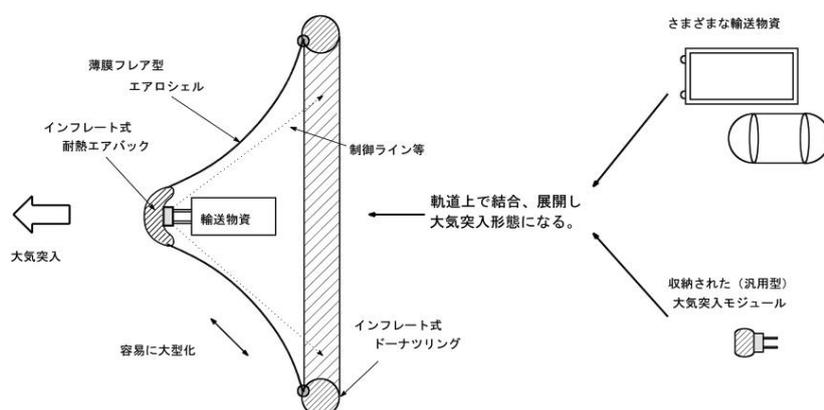


図1：柔構造体をエアロシェルとして利用した大気突入システムの概念図

このシステムの利点は軌道上で軽量かつ大型の柔軟構造物を展開し減速装置として利用することで、大気密度の薄い高高度での減速を可能にし、最大空力加熱を大幅に低減できることである。さらに、収納効率がよいという柔軟構造の特徴を生かせば、大気突入システム部をモジュール化することができるので、展開後に異常が見られれば、モジュールごと交換することも可能になる。これは軌道上でクリティカルな操作を終了するという点で信頼性の向上につながる。本システムの実現にむけて、柔軟構造飛行体の超音速流中での挙動、空力特性を正確に把握することは、重要な課題の一つである。特に、インフレート構造を含んだ柔軟飛行体が超音速で飛行したときどのような挙動を示すかに関してはほとんど明らかになっていない。そこで、本研究では、内圧で形状を維持された柔軟構造物の超音速流中で挙動を明らかにし、飛行体としての性能を把握するための知見を得ることを目的とした。柔軟構造体は、その容易に変形するという特性を生かして軌道制御が可能であると考えるが、その効果を評価するためにも、空力性能の正確な推算法は必須といえる。本研究により、柔軟構造物の超音速流の挙動や特性への理解がすすめば、大気突入システム以外にも、超音速パラシュートや惑星大気でのエアロブレーキ、エアロキャプチャシステムへの応用が期待される。

## 2. 研究の目的

本研究の目的は、内圧で形状を維持する柔構造体の超音速環境下における挙動と空力特性の把握することである。そのためには、柔軟構造物と流体の干渉現象を明らか

にする必要がある。大気突入時、機体は希薄→極超音速→超音速→遷音速→低速領域と広範囲な流体環境を経験する。その中でも極超音速～超音速時～遷音速域での正確な空力特性の把握は軌道を制御する上で非常に重要である。しかし、柔構造物と流体はともに強い非線形である上、それらが複雑に干渉する。本研究では、数値解析や超音速風洞実験において、単純な形状に対して、高速流体と柔構造体の連成現象に関し基礎的な知見、理解を得る。具体的には、柔軟構造体の変形や運動、発生する空気力、一樣流条件や内圧と形状の関係などについてパラメトリックなスタディを行う。さらに、ここでは、基礎的な研究にとどまらず、そこで得られた知見に基づき、ガス充填機構を有する柔軟インフレート構造飛行体を試作し、展開機構の開発、展開挙動の観察を行い、それを気球や観測ロケットを利用した「柔軟構造飛行性能試験フライト試験」の機体設計に反映させていく。

## 3. 研究の方法

### (1) 超音速風洞試験

本実験では、図2、図3に示す模型を使用した。スティングの先端に球状のインフレーター構造をとりつけ、外部からガスを供給することにより膨張させる。インフレーター構造部は、気密を保つためのポリエチレンフィルムの袋を、荷重を受け持つためのテトロン布で包んだ多層膜構造となっている。ガスは、固定用の金属円板の中を通過し、淀み点方向と周方向3カ所からインフレーター内部へ供給される。

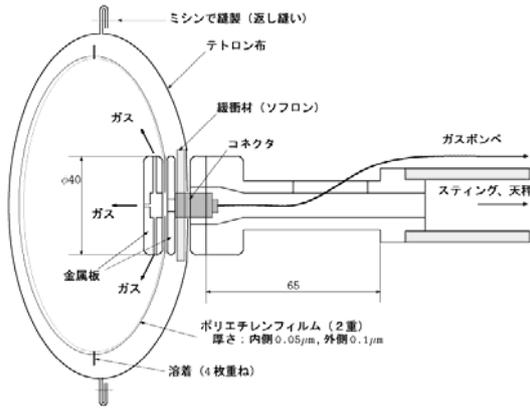


図 2：本試験に用いた実験模型の概要図



図 3：スティングに取り付けられた実験模型

実験は JAXA 宇宙科学研究本部の高速気流総合試験設備の超音速風洞を用い、主流マッハ数 3.0 で行った。図 4 に本試験でのガス供給系の概略図を示す。ガスポンベ、レギュレータ、絞り弁、三方弁、真空ポンプ及び圧力計が測定部外部に設置され、外部からインフレーターブル模型内部の圧力を真空から数気圧まで制御することができる。本試験では、絞り弁を調節することにより、通風中に真空から一定の割合で模型内部の圧力を上昇させることで、内圧に対する模型の変形や抵抗係数の変化を測定した。空気力は内装天秤で、模型の様子はシュリーレン法による流れ場の可視化と高速ビデオで観察した。

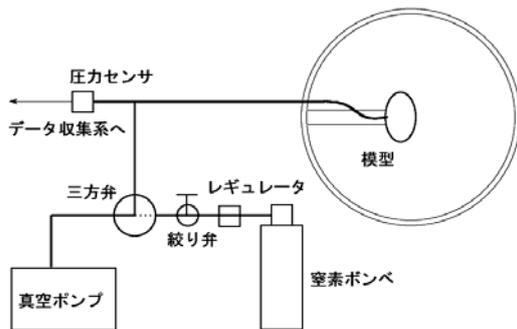
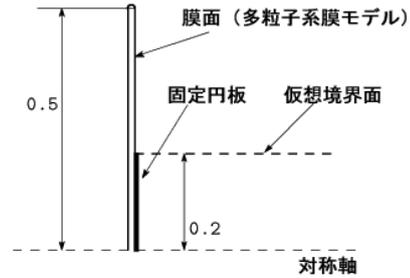


図 4：本実験でのガス供給系の概略図

## (2) 数値解析

本研究では、風洞試験模型を単純理想化したモデルを解析対象とする。解析対象は、図 8 (上) に示すような軸対称形状とし、固定された円板の前面に、円形の膜面を 2 枚重ねて球状インフレーターブル構造体を模擬する。インフレーターブル構造体内部に圧力をかけると、図 8 (下) のように固定円板の位置は変化せず、インフレーターブル部が膨張する。

### 初期状態



### 展開状態

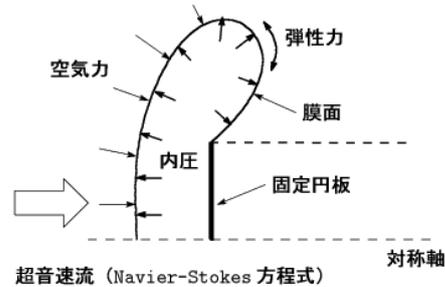


図 5：数値解析モデル（上：初期状態，下：変形後）

膜面の運動解析は多粒子系膜モデルを用いた。これは、膜面を多数の粒子で構成されると仮定し、それぞれの粒子に対して運動方程式を導出し、それを時間発展的に解き、膜面の運動を解析する手法である。今回は、膜面に働く力は、空気力、内部の圧力と膜面の弾性力としたので、支配方程式は、無次元化した運動方程式として下記のように与えられる。 $F_E$  は膜面の弾性力、 $F_A$  は空気力、 $F_P$  は内圧による力ベクトルを表し、 $r$  は各粒子の位置ベクトルを示す。

$$\frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} = C_{EI} (\vec{F}_E + C_{AE} \vec{F}_A + C_{PE} \vec{F}_P)$$

$$C_{EI} = \frac{E}{\rho_m V_\infty^2}, C_{AE} = \frac{L \rho_\infty V_\infty^2}{Eh}, C_{PE} = \frac{LP}{Eh}$$

( $E$ : 膜面の弾性係数,  $h$ : 膜面の厚さ,  $\rho_m$ : 膜面の密度,  $\rho_\infty$ : 一様流密度,  $V_\infty$ : 一様流速度,  $L$ : 代表長さ(0.1m),  $P$ : 内圧)

この式から、膜面の運動は3つの無次元数  $C_{EI}$  (弾性力と慣性力の比),  $C_{AE}$  (空気力と弾性力の比),  $C_{PE}$  (内圧と弾性力の比) によって表わされることがわかる。本試験では、膜面の材料は同じであるので、現象は  $C_{AE}$  と  $C_{PE}$  の比、つまり、動圧と内圧の比によって整理できることがわかる。一方、超音速流れは非定常軸対称 Navier-Stokes 方程式を、時間方向は1次精度オイラー陽解法、空間方向は有限体積的に離散化し、対流項は Yee's 対称 TVD スキーム、粘性項は2次精度中心差分によって評価することにより解析する。本解析では、膜面の変形に伴う計算格子の変形を正しく解析するために、座標変換によって現れるヤコビアンやメトリックスは時間方向の変化も考慮して評価しているので、保存則は時間方向も含めて完全に満たされている。

本解析では、これらの流れ場計算と膜面の運動解析を 1step 毎に交互に行うことによって時間発展的に、流れ場、膜面の運動を同時に解析する。交互に計算を行う際に、流れ場の計算から膜面解析には膜面上の圧力分布を、膜面解析から流れ場解析に膜面の形状を受け渡し、次のステップの計算に反映させる。この手法は、将来的に膜面の振動など非定常な現象を扱い場合も解析が可能であるが、本研究では定常解のみに注目する。

#### 4. 研究成果

図6にマッハ数3.0、貯気槽圧力250kPa(動圧43kPa)の気流中の球状模型の様子とシュリーレン法によって可視化した模型周りの流れ場を示す。最上段(a)は通風直後の内圧が真空の状態である。このときは、空気力により皮膜がスティンギングに押しつけられている。2段目(b)、3段目(c)、4段目(d)に順に内圧が大きくなっている。1段目の(a)の状態から、内圧をあげていくと、2段目(b)に示すように、インフレータブル構造部の周囲部分が膨張しスティンギングに押しつけられていた皮膜が起き上がってくる。3段目(c)の状態では、淀み点部も空気力に対抗できるようになり、インフレータブル構造部全体が膨張している。さらに圧力をあげると4段目(d)のように次第に模型は球形に近づいていく。また、図6の右のシュリーレン写真の変化からわかるように模型の変形にともなって、流れ場が変化するのが確認できる。模型が膨張し、模型の直径が大きくなるのに従って、衝撃波の形状、位置が変化する。なお、通風中、模型は大きな振動を発生することなく安定して形状を保っていた。

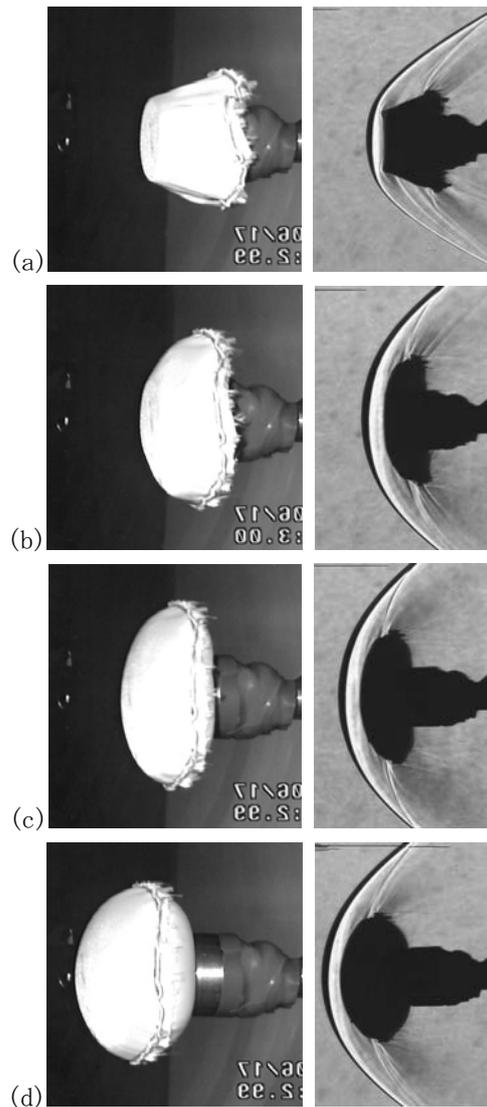


図6：通風中の模型(左)とシュリーレン法による模型周りの流れ場の可視化写真(右)(最上段から内圧が真空、80kPa、120kPa、250kPaの場合)(マッハ数3.0、動圧43kPa)

次に、インフレータブル内圧と抵抗係数の関係について述べる。図7にマッハ数3.0の気流中における内圧と動圧( $q$ )の比と抵抗係数の関係を示す。抵抗係数の算出に用いた代表面積はインフレータブル構造部を完全に潰して平面にしたときの面積(半径50mmの円=78.5cm<sup>2</sup>)とした。図7では、動圧が43kPa、52kPa、60kPaの3ケースについて比較している。インフレータブル内圧が大きくなり内圧動圧比が1になるあたりで、模型は図6の(b)のように周辺部が膨張を開始し、抵抗係数が増加する。内圧動圧比が3程度で抵抗係数は最大値をとる。そのときは図4(c)のよう扁平な球状になっており、正面投影面積が最も大きくなっていると考えられる。その後インフレータブル内圧が大きくなると、

図6(d)のようにより球に近くなっていくため、徐々に抵抗係数が減少する。また、図7より抵抗係数は、一様流動圧を変化させても、内圧動圧比で整理することによって、同じ曲線上に乗ることがわかる。

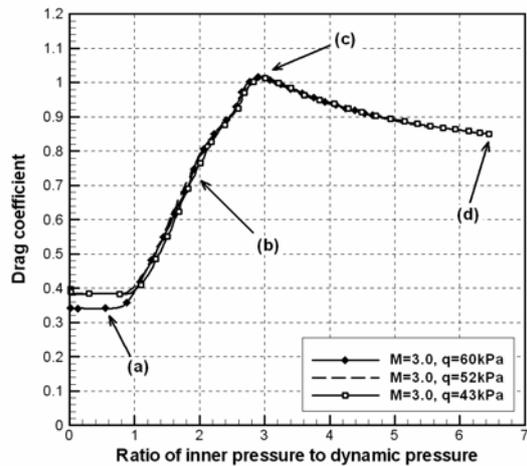


図7：球状インフレータブル模型の内圧動圧比と抵抗係数の関係（一様流動圧の影響）

次に数値解析の結果を示す。図8に、内圧と動圧の比を、1.4~6.0まで、変化させたときのインフレータブル構造の形状の変化の様子を示す。内圧動圧比が2.1より小さい時は、淀み点部分は固定円板に張り付いており、その周りが徐々に膨らんでくる様子が見られる。内圧が動圧の2倍を超えるあたりから、淀み点部が前方へ移動し始め、内圧動圧比が3.0あたりでインフレータブルの正面投影面積が最大になり、その後には淀み点部がさらに前方へ移動し、球に近い形に変形していく。図6と比較しても、定性的には、実験結果を再現できているといえる。

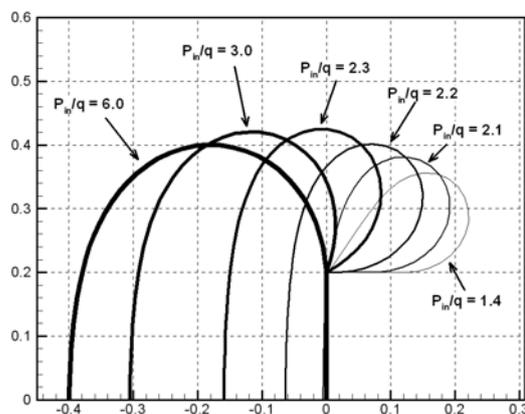


図8：内圧動圧比と膜面の形状変形の関係（数値解析結果）

図9に内圧と抵抗係数の関係について実験結果と数値解析結果を比較した結果を示す。真空から内圧を上げていくと抵抗係数が0.3程度から1.0程度まで抵抗係数が上昇し、その後ならかに減少していく傾向は実験結果と解析結果で一致している。数値解析結果で特徴的なのは、圧力90kPa付近で抵抗係数が急激に上昇している点である。ここは、淀み点部が固定円板から離れ始める領域であり、圧力の変化に対し、形状変形、体積の増加が敏感であるところである。ただし、風洞実験では、この特徴は捉えられていない。また、圧力が大きい場合に実験結果の抵抗係数が数値解析結果より大きくなるのは、縫い目の影響が無視できないためである。縫い目により正面投影面積が若干増加すること、また、その位置で流れ場が剥離することが抵抗係数の絶対値に影響を与えていると思われる。これらのことより、抵抗係数について定量的に議論するには、実験方法、数値解析ともにまだ、改善の余地が残っているといえるが、本研究において、超音速流中でのインフレータブル構造体の基本的な挙動及び特性については理解できたと考える。今後は、実験手法、数値解析法の改良を検討するとともに、ここで確立した手法やデータを用いて、インフレータブル構造体を大気突入用の減速装置として利用した場合のシステム検討を併せて進めていきたい。

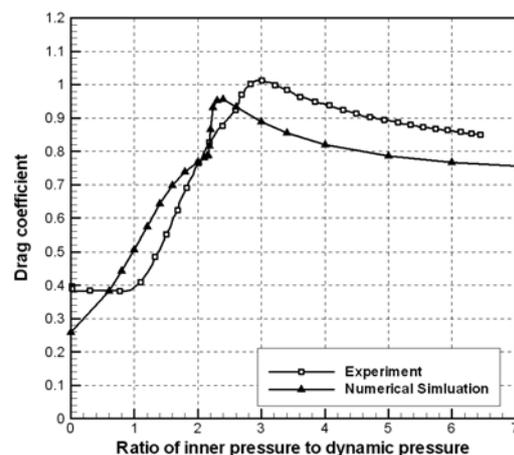


図9：内圧と抵抗係数の関係（数値解析と実験結果の比較、マッハ数3.0）

最後に、本研究では、上記の基礎研究と平行して、図10に示す直径1.25mのインフレータブルフレームを有するフレア型エアロシェルを有する実験機を開発した。その開発の中で、真空槽内での展開試験や空気力に対する構造強度試験などを実施し、実機への応

用を見据えた開発を進めてきた。なお、本機は、気球からの自由落下フライト試験に使用する予定であり、本研究は机上や実験室内の研究にとどまらず、実験の開発までも見据えた研究につながっていくと期待している。



図 9：気球からのフライト試験のために開発した模型

## 5. 主な発表論文等

〔学会発表〕(計 11 件)

①山田 和彦, 木村祐介, 加藤優佳, 牧野 仁, 安部 隆士, 林光一「インフレータブル構造を有する超音速減速装置に関する研究」, 第 41 回流体力学講演会, 調布, 2009 年 6 月 19 日 (予定)

②木村祐介, 林光一, 山田和彦, 安部隆士, 秋田大輔, 牧野仁, 小山将史, 鈴木宏二郎, 「柔軟構造大気突入機用インフレータブルフレームの開発試験」, 平成 20 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 2008 年, 12 月 4 日

③木村祐介, 山田和彦, 秋田大輔, 安部隆士, 林光一, 牧野仁, 「大気突入用インフレータブルエアロシェルに関する研究」, 第 52 回宇宙科学技術連合講演会, 淡路島, 2008 年, 11 月 7 日

④山田和彦, 木村祐介, 牧野仁, 安部隆士, 林光一, 「超音速流中におけるインフレータブル構造体の挙動及び空力特性に関する研究」, 第 52 回宇宙科学技術連合講演会, 淡路島, 2008 年, 11 月 5 日

⑤山田和彦, 秋田大輔, 安部隆士, 鈴木宏二郎, 小山将史, 本間直彦, 前原義明, 湯田盛人, 今村幸, 綿貫忠晴, 木村祐介, 林光一, 牧野仁, 「大気球を用いた小型インフレータブル飛翔体の展開及び飛翔実験」, 平成 20 年度大気球シンポジウム, 相模原, 2008 年, 9 月 25 日

⑥山田和彦, 秋田大輔, 安部隆士, 鈴木宏二郎, 小山将史, 今村 幸, 木村祐介, 林光一, 「柔

軟構造エアロシェルによる低弾道係数型大気突入システムに関する研究」, 日本機化学会 2008 年度年次大会, 横浜, 2008 年, 8 月 4 日

⑦Yusuke Kimura, Kazuhiko Yamada, Daisuke Akita, Takashi Abe, Kojiro Suzuki, Osamu Imamura, Masashi Koyama, and A. Koichi Hayashi, "Study on Low-ballistic-coefficient Atmospheric-entry Technology using Flexible Aeroshell" 26th International Symposium on Space Technology and Science, Hamamatsu, 2008/06/03, ISTS-2008-g-18

⑧木村祐介, 山田和彦, 秋田大輔, 安部隆士, 林 光一, 「インフレータブルエアロシェルを利用した再突入システムに関する研究」, 第 39 期日本航空宇宙学会年会, 三鷹, 2008 年, 4 月 4 日

⑨山田和彦, 秋田大輔, 安部隆士, 木村祐介, 林 光一, 鈴木宏二郎, 「フレア型柔軟構造大気突入機の空力特性に関する実験的研究」, 第 39 期日本航空宇宙学会年会, 三鷹, 2008 年, 4 月 4 日

⑩山田和彦, 秋田大輔, 安部隆士, 鈴木宏二郎, 今村 幸, 小山将史, 木村祐介, 林 光一, 「柔軟エアロシェルを利用した低弾道係数大気突入システムに関する研究」, 平成 19 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 2007 年, 12 月 18 日

⑪山田和彦, 秋田大輔, 安部隆士, 鈴木宏二郎, 今村幸, 林光一, 「柔軟構造大気突入システムの研究」, 第 51 回宇宙科学技術連合講演会, 札幌, 2007 年, 10 月 29 日

## 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  
宇宙科学研究本部  
宇宙輸送工学研究系 助教  
研究者番号：20415904