極超音速気流中における形状記憶合金製フレームを有する

柔構造体エアロシェルを展開実験^{*1}

Deployment Tests of Membrane Aeroshell with Shape Memory Alloy Frame in a Hypersonic Flow

今 村 宰^{*2}・石 田 智 樹^{*3}・綿 貫 忠 晴^{*3}・鈴木 宏二郎^{*2}

Osamu IMAMURA, Tomoki ISHIDA, Tadaharu WATANUKI and Kojiro SUZUKI

Key Words: Membrane Aeroshell, Aerodynamic Heating, Shape-Memory Alloy, Hypersonic, Deployable Structure

Abstract: For re-entry missions, deployable-flexible aeroshell is expected to have an advantage because it can significantly reduce the aerodynamic heating due to deceleration at relatively high altitudes thanks to its small mass and large area (i.e. low ballistic coefficient), while it can be stowed compactly during the launch phase. In this study, we propose deployable aeroshell supported by the shape memory alloy frame, which can deploy itself automatically by receiving the aerodynamic heating. The present system neither requires additional sensors nor actuators. It seems suitable for small re-entry capsule because of its simple, fault-tolerant and low-cost nature. It is experimentally demonstrated by the wind tunnel tests that a model having a membrane aeroshell with a shape memory alloy frame is smoothly deployed and kept stable in hypersonic flow.

1. は じ め に

宇宙飛翔体が軌道から再突入する際における技術的な課題として、空力加熱が挙げられる。その対策の一つとして、膜面などの柔構造体を利用した低弾道係数の再突入システムが提案されている¹⁾。機体の面積を大きくすることによって弾道係数を小さくすれば、大気密度の低い高高度から大きな空力を受け緩やかに減速することができ、空力加熱を低減することが可能である。特に膜面などの柔構造体を用いると、打ち上げ時には折りたたむことによってフェアリング内にコンパクトに収納でき、また再突入時には膜面を展開し機体面積を増やすことができるため、空力加熱に対する対策として有用なシステムであると思われる。低弾道係数のメリットは過去にも指摘されているものの、膜面を展開・保持する機構を備える必要があり、その信頼性の確保が困難なため、実現には至っていない。

本報告では、このような低弾道係数を実現する展開可能な柔構造体として、形状記憶合金をそのフレームに有するものを提案する。フレームとして形状記憶合金を用いると、常温時には容易に変形が可能でコンパクトに収納でき、一方で再突入時には折りたたまれた形状記憶合金が、再突入時の空力加熱によって熱せられ、予め記憶された形状（ここでは円形状）に変形するため、形状記憶合金が膜面の展開機構として作用する。形状記憶合金は、また温度

センサーや構造部材の役割も兼ねている。このようなシステムは、従来から提案されている展開機構に比べてシステムが容易であるため、耐故障性能、信頼性に優れ、また小型軽量化も容易である。しかしながら、形状記憶合金を膜面エアロシェルに用いた研究例は報告されていない。

以上のような観点から、形状記憶合金製のフレームを有する柔構造飛翔体のモデルを作成し、極超音速気流において同柔構造体の展開実証試験を行った²⁾。その実験概要および結果について以下に示す。

2. 実 験 概 要

実験は東京大学柏キャンパスの極超音速高エンタルピー風洞を用いて行われた。当風洞における設定マッハ数は7（圧力比による実測6.95～7.10）、本実験におけるよどみ点圧力（ノズル上流にて測定、以下同様）は 954 ± 4 kPaであり、よどみ点温度は620～850 Kである。本風洞ではマッハ7の気流を約60秒間持続することが可能である。ノズル出口は直径200 mmである。

試作した模型およびその取付け図を第1図に示す。迎角は0度で一定である。膜面エアロシェルは膜面材の中に形状記憶合金製の円形状外枠を縫い込むことで作成している。膜面には強度と難燃性を考慮してZYLON[®]（東洋紡）を用いた。使用可能な温度の上限は600℃である。外枠部分は直径1.8 mmの形状記憶合金をリング状に成型したものである。形状記憶合金はNi-Ti-Cuの合金であり、無応力状態において60℃以上で予め記憶された形状に変形するものを用いた。なお、形状記憶合金のヤング率は実測によるとジュラルミンと同程度であり²⁾、展開フレームとして

^{*1} © 2007 日本航空宇宙学会

平成19年5月18日原稿受理

^{*2} 東京大学大学院新領域創成科学研究科

^{*3} 東京大学大学院工学系研究科

第 1 図 試作した模型とその取付け図

十分な剛性を有している。第 1 図に示されるように、模型は展開時に比べて約半分の大きさに折りたたむことが可能であった。

3. 実験結果

上記の模型を極超音速気流中に投入した際の応答を第 2 図に示す。第 2 図 (b) (c) のシュリーレン写真および直接写真においては、写真左側が気流上流となっている。模型は通風を開始してから 20 秒後に気流内に射出投入されており、およそ 23.2 秒後に気流中央に到達する (第 2 図の [1])。第 2 図から気流内に投入後、5 秒程度かけて膜面が展開している様子がわかる。また膜面の展開とともに衝撃波の形状も変化していることがわかる。第 2 図 (a) において抵抗係数 (主流動圧と膜面展開時の前方投影面積で無次元化) は膜面の展開に伴って増加し ([2], [3]), 展開後は一定の値に落ち着く ([3], [4])。本システムにおいては膜面が時間をかけて展開するため、パラシュートなどに見られる開傘衝撃のような急激な抵抗係数の増加は確認されなかった。このように膜面展開時に過度の衝撃が生じないことは、本システムの利点であると言える。また膜面展開後も風洞が停止するまで模型形状、抵抗係数ともに安定していた。

第 2 図 (a) には、膜面を取り除いて行った実験の結果も合わせて示してある。抵抗係数の定義は膜面がある場合と同じである。この図から膜面を含めた飛翔体全体の抵抗は、膜面がない場合のおよそ 10 倍であり、再突入時に高高度から大きな空気抵抗を受けて減速し、空力加熱を低減することができると思われる。

このような機体では、膜面にかかる空気力をフレームの圧縮力として支えるため、その圧縮力に耐えうるフレームの断面直径が必要である¹⁾。実機への適応のため機体の大型

第 2 図 展開の様子

(a) 抵抗係数, (b) シュリーレン写真, (c) 直接写真

化を考える場合、フレームが構造材として十分な強度を持つことが必要であるが、それに伴うフレームの重量増加が、低弾道係数飛行というメリットを損なわないように、十分な検討をする必要がある。

4. まとめ

形状記憶合金製のフレームを有する柔構造飛翔体のモデルを作成し、極超音速気流中において同柔構造体の展開実証試験を行った。飛翔体のモデルは極超音速気流中に投入後 5 秒程度をかけて展開し、その展開に応じて衝撃波の形状の変化や抵抗係数の増加が確認された。本システムはゆっくりと展開するため開傘衝撃を避けることが可能であり、展開後の形状も安定していた。以上より、形状記憶合金を用いた柔構造飛翔体は、簡易な構造であるゆえに展開信頼性の高い機能を有し、かつ相転移温度以下に冷却されるまで展開状態を保持できるため、低弾道係数飛行による空力加熱の低減が期待される。

本研究の一部は日本学術振興会科学研究費補助金基盤研究 (B) No. 17360408 の支援を受けて行われた。また形状記憶合金の成型に関し、東京大学大学院新領域創成科学研究科の武田 (展) 研究室および同研究室の白石伸夫氏にご協力いただいた。ここに記して謝意を表する。

参考文献

- 1) 山田一彦, 鈴木宏二郎: 柔構造周りの超音速流れと膜面エアロシェル宇宙輸送機, *ながれ*, 24 (2005), pp. 265-272.
- 2) 石田智樹: 形状記憶合金製展開フレームを有する柔構造エアロシェルの極超音速空力特性に関する研究, 東京大学修士論文, 2006.