

# 形状記憶合金と膜面を用いた 超小型再突入回収システムに関する研究

076207 小山 将史

(指導教員 鈴木 宏二郎 教授)

Key Words: Re-Entry, Membrane Aeroshell, Deployable Structure, Shape Memory Alloy, Small Satellite

## 1. はじめに

近年、小型衛星の開発・利用が進められている一方で、小型衛星からの回収ミッションについてはほとんど研究されていない。もし、小型衛星からのペイロード回収が可能になれば、ミッションの更なる多様化が進むものと期待される。しかし、現状の輸送システムにおいて、大気圏再突入時の空力加熱が問題となる。空力加熱は機体の大きさに反比例するので、回収用の機体を小型のものとすると、加熱に耐えるのが困難になる。そこで、機体に膜面を用いて機体を軽量、大面積にすることで空力加熱を低減するという新しいコンセプトが考案されている<sup>[1]</sup>。本研究ではその応用として、小型衛星への適用を考えた、膜面と形状記憶合金 (SMA: Shape Memory Alloy) を用いた超小型再突入回収システムを提案し、そのシステムの確立を目的とする。

## 2. 概念設計

### 2.1 機体のコンセプト

機体は、外枠、膜面、ペイロードで構成され、コンタクトレンズのような形状である。この機体を極軽量再突入回収機「FEATHER (Flexible Expanded Aeroshell with Tiny payload Harness for Entry and Recovery)」と名付けた。外枠には SMA を用いた<sup>[2]</sup>。SMA は常温では小さく折りたたむことができ、加熱すると記憶してあった形状に戻る性質がある。そのため、SMA 製の外枠は空力加熱により自動展開するようになっている。膜面は ZYLON® (東洋紡(株)) 製の耐熱布でできており、その耐熱温度は約 920K である。ペイロード部は軽量化のため、剛体のカプセルにはせず、袋状の構造になっており、回収したいサンプルや搭載機器を搭載する。2.2 節で述べる手法のように、機体のスペックは外枠直径 50cm とし、総重量が 350g、搭載機器を含めたペイロード重量は 200g、膜面重量は 60g と設計された。このとき、弾道係数 ( $m/C_D \cdot S$ ) は  $1.0\text{kg/m}^2$  となる。

ミッションシナリオについては、まず、小型衛星などに機体を小さく折りたたんで収納する。FEATHER は低弾道係数の機体であるため、軌道離脱のために必要な減速量は小さく、射出は小型スラスタで済み、突入角度も 0 度でも地上まで落下する。射出された機体は、SMA フレームが空力加熱によって自動的に展開し、空気抵抗を受け減速しつつゆっくりと落下する。十分減速してから落下までの時間が長い場合、その間に機体から送信された GPS データから位置を特定し、落下地点を予想して、回収チームをあらかじめ適切な場所に派遣できる。

### 2.2 極超音速風洞試験と設計方法

FEATHER を模擬した模型を使用して東大柏の極超音速風洞で実験を行い、SMA フレームが空力加熱を受けて展開することを確認した。また、抵抗係数は 1.78 となり、理論値とよく一致した値が求まった。

機体の設計については、軌道計算と構造計算を用いて、次のように行った。機体の総重量や外枠の寸法を決定するため、最初に機体の最大直径とペイロード重量、膜面重量を決め、

軌道計算を行う。機体表面の輻射平衡温度が、膜面の最大耐熱温度の 920K を超えないような最大総重量を求め、それからペイロード+搭載機器と膜面の重量を引いて外枠に割り当てられる最大外枠重量を求める。一方で、最大総重量が求まると最大動圧がわかるので、この圧力が圧縮荷重として外枠に全てかかると仮定し、空力荷重に耐えるために必要な外枠の断面積と断面 2 次モーメントを計算する。そして、その条件を満たすような外枠の線径を求め、それから外枠の重量を計算し、それが最大外枠重量を超えないようにフィードバックをして最適な外枠の寸法を決定した。この設計方法により、機体の温度が ZYLON® の耐熱温度 920K にならないような総重量と最適な外枠の寸法を決定することができた。

## 3. 検証試験

2.2 節で行った設計法で設計した機体が、実際に空気力および空力加熱に耐えられるかを JAXA 調布大型極超音速風洞によって検証した。軌道計算で求めた最大動圧や最大加熱率よりも厳しい環境下においても、機体は破壊することなく、気流中で安定していることが確認できた。

表面温度測定については、FEATHER 模型はフレア角が非常に大きいため、展開後は機体全体がほぼ均一に加熱されていることがわかった。加熱率は頭部で  $47\text{kW/m}^2$ 、膜面で  $34\text{kW/m}^2$  となり、局所的加熱率急上昇もなく、穏やかな分布であった。この風洞実験により、機体の耐空力加熱性能が実証できた。

## 4. 詳細設計

検証試験によって得られた加熱率の結果を踏まえて、機体の詳細な設計を行った。軌道計算の結果から、加熱率は概念設計で行った結果の 60% になっており、熱的に穏やかになることがわかり、機体の安全性が上がるといえる。

ペイロードの耐熱温度は ZYLON のそれより低いため、ペイロード部では、各種膜材料を適切に積層した軽量、柔軟な熱防御材を開発する必要がある。ドライヤーの熱風照射による加熱試験から、性質の異なる断熱材を組み合わせて用いることによって、膜面の断熱性は高くなることがわかった。なお、積層の順番により断熱効果が変わるので注意が必要である。

## 5. まとめ

本研究では小型衛星への適用を考えた膜面と SMA を用いた超小型再突入回収システムを提案した。空力的な観点から、本システムは小型衛星への適用は非常に有効であり、その概念設計は確立できたといえる。今後は、実フライトに向けて、機体の詳細設計に進むべきであろう。

### <参考文献>

- [1] 山田和彦, “膜面エアロシェルを超超音速空力特性と低弾道係数型再突入システムへの応用に関する研究” 東京大学博士論文, 2004
- [2] 今村他, “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の展開実験” 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 55, No. 646, pp. 561-562, 2007.