

審査の結果の要旨

氏 名 山田 和彦

修士（工学）山田 和彦 提出の論文は、「膜面エアロシエルの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」と題し、本文6章および付録5項から成っている。

宇宙環境利用や科学探査など人類の宇宙における活動を発展させていくためには、地球周回軌道と地上とを結ぶ高信頼性かつ低コストの宇宙輸送システムを確立することが必須である。そのための最も重要な課題として、大気圏再突入時の熱防御システムが挙げられる。従来の研究開発では、空力加熱は不可避なものとして、熱防御性能の向上に力点が置かれていた。しかし、低コストと高信頼性への要求を考えると、空力加熱そのものを低減させるための対策も必要であると言える。空力加熱を低減させる最も確実な方法は、機体の空気抵抗発生面積を大きくし、小さな弾道係数で大気圏再突入することである。軽量かつ大面積の膜面構造を機体に収納し、大気圏再突入前にエアロシエルとして展開すれば、打ち上げや軌道上作業の妨げとなることなく低弾道係数での再突入が実現できる。このような低弾道係数型再突入機は、従来の再突入機に比べ、空力加熱が低減し、熱防御システムへの要求が大幅に緩和されるため、信頼性とコストの点で宇宙輸送システムに革新をもたらす可能性がある。しかし、超音速気流中での膜面の変形や耐飛行環境性、発生する空気力などの特性については明らかになっておらず、また、それらを予測する解析手法も確立していないため、実機への適用を検討する際の障害となっていた。

このような背景から筆者は膜面エアロシエルに着目し、超音速風洞を用いてその特性を実験的に解明する一方、新たに膜面構造解析モデルを構築し、流体解析と連成させることで、膜面エアロシエルの性能解析手法の開発に成功している。さらに、開発した手法を低弾道係数型再突入飛行体の検討に適用し、宇宙輸送システムとしての利点を明らかにしている。本論文は、将来型宇宙輸送システムを含む高速飛行体空力形状への膜面構造の応用に関し、有用な知見をもたらすものである。

第1章は序論で、宇宙輸送システムにおける問題点を指摘し、それに対する解決策として膜面エアロシエルを利用した低弾道係数型再突入システムを提案している。さらに、膜面エアロシエルに関するこれまでの研究を概観し、本論文の目的と意義を明確にしている。

第2章では、膜面エアロシエルの変形と空力特性を解明するために行われた超音速風洞実験とその結果について述べられている。実験模型として六角錐台形状のフレア型膜面エアロシエルを有する鈍頭カプセルを用い、膜面材料、一様流動圧、迎角などを変化させて、膜面の変形観察や空気力測定などを行っている。実験結果から、フレア型の膜面エアロシエルは安定して空気力を発生すること、膜面の変形に関し、 $(\text{基準長さ} \times \text{一様流動圧}) / (\text{膜の厚さ} \times \text{膜の弾性係数})$ で定義される無次元量が支配的なパラメータとなること、を見い出している。さらに、膜面の変形による抵抗係数の低下や、迎角に対する空

力係数の感度が鈍く、特に抵抗係数は迎角にほとんど依存しないこと、など膜面エアロシェル特有の現象を明らかにしている。

第3章では、流体解析と連成させるための膜面解析モデルの構築とその検証について述べている。筆者は、定式化の簡潔さ、計算コスト、拡張性の観点から多粒子系膜モデルを採用し、その改良を行っている。このモデルは、せん断力に相当するバネを考慮したため等方性が改善されていること、曲げ剛性を考慮して膜面厚さの効果や皺の発生が捉えられること、粒子配置の自由度が高く任意形状への適用が容易であること、などの優れた特長を有している。

第4章では、第3章で構築した多粒子系膜モデルと流体解析の連成方法を述べ、第2章における実験結果との比較を行うことで、その妥当性を検証している。流体解析手法として、ニュートン流近似とナビエ・ストークス方程式の数値解析とを比較し、前者は膜面上の圧力分布の予測精度は劣るものの、膜面変形に関してよい推算を与え、初期設計段階では有用な方法であると述べている。後者による連成解析では膜面変形と空気力ともに実験結果と定性的かつ定量的により一致を得ている。ただし、実験結果の評価においては、風洞始動時の衝撃荷重や変形の時間遅れなどを考慮して、膜面の有効弾性係数を正しく見積ることが重要であると指摘している。さらに、フレア型のエアロシェルの場合、膜面の応力は本体との接合部付近で最大となるため、その部分での破断に注意すべきであることなど、数値解析の援用により、実験だけからでは知ることの困難な特性についても明らかにしている。

第5章では、膜面エアロシェルを垂直離着陸型の再使用宇宙輸送システムへ応用することについて詳細な検討が行われている。軌道計算と重量推算を組み合わせた膜面エアロシェルのサイジング法について述べ、このシステムでは、空力加熱が低減されて再使用性の良い金属系熱防御材が使用可能となり、かつ、機体の全体重量を低減させることができることを示している。さらに、第4章で開発した膜面構造とナビエ・ストークス方程式による流体連成解析を再突入軌道に沿って行い、既存の耐熱織物材料で強度的にも再突入環境に耐え得ることを明らかにし、ここで提案する膜面エアロシェルを有する飛行体は、既存の膜面技術で十分実現可能であると結論づけている。

第6章は結論であり、本研究で得られた知見をまとめている。

付録は5項から成り、再突入軌道計算の定式化、流体解析で用いた移動格子法の検証、軸対称ナビエ・ストークス方程式、矩形膜面模型を用いた超音速風洞実験とその結果、高亜音速での耐空性検証のために行われた気球からの落下カプセル飛行実験とその結果、に関する説明がなされている。

以上要するに、本論文は、超音速気流中における膜面エアロシェルの変形と発生する空気力に関する特性を実験的に明らかにするとともに、膜面構造と流体の連成解析法を構築し、さらに、それを用いて、膜面エアロシェルを再突入飛行体へ応用することについて詳細な検討を行ったものであり、膜面構造を持つ飛行体の超音速空力特性とその数値解析法に新しい知見をもたらすとともに、将来型宇宙輸送システムにおける膜面エアロシェルを利用した低弾道係数型再突入機の利点を示した点で、航空宇宙工学上貢献するところが大きい。

よって、本論文は博士（工学）の学位請求論文として合格と認められる。