

## 論文題目

# 空力加熱-内部伝熱連成解析による

## 内部耐熱システムの検討

学生証番号 47146072 氏名 脇田 祥成  
(指導教員 鈴木 宏二郎 教授)

Key Words : Thermal Protection System , Hypersonic Flight , Numerical Analysis , Design

極超音速で飛行する機体は機体前方の空気が圧縮されることにより厳しい空力加熱にさらされる<sup>[1]</sup>。特に加熱が厳しいのは前縁部やノーズ部分である。飛行体がミッションを無事完了するためには飛行中機体を空力加熱から守るためのシステムが必要であり、その総称をTPS (Thermal Protection System) と呼ぶ。TPSには①機体への流入熱を小さくする②機体の断熱性能自体を向上させる、という2つが挙げられる。しかし前者は飛行体の形状の変更を伴うため、低抵抗などの空力特性上の要求から必ずしも対策可能とは限らない。一方、近年熱電変換技術の発展が目覚しく、高温域(400~1000[°C])で使用可能な熱電素子材料の開発が進められている。地上では発電の廃熱から電気を生み出すシステムなどへの適用<sup>[2]</sup>などが検討されており、TPSでも利用できる可能性がある。そこで本研究では耐熱性能向上によるアプローチを念頭に置き、極超音速機前縁部TPSの設計検討を3つの指針(①材料は全て再使用可能な金属製②機体の外側形状を変更しない③機体の内部構造及び内部デバイス(既存技術)を考慮)を元に行うこと、及び将来実現を期待される再使用型TPSの新しい形を提案することを目的とする。

問題設定としてJAXAの極超音速プロジェクト<sup>[3]</sup>(機体全長30[m])を参考に一様流マッハ数5.0、飛行時間7500秒、高度30kmの飛行条件を設定した。機体全長と揚抗比の減衰率の関係<sup>[4]</sup>を考慮し揚抗比の減衰が約20%となるように前縁半径を5[cm]とした。この場合輻射平衡温度は1500[°C]以上となりアブレタなどの使い捨て材料を用いない限り機体は熱的に耐えることができない。そこで今回前縁部TPSとして前縁部の断面が2次元形状とみなせることから内部構造が「外側板」「柱」「内側板」の3つからなる空洞部分を設けた二重殻構造を提案した。内部構造各部分の材料には「外側板」に耐熱温度、熱拡散率が大きい銅合金、「柱」に熱拡散率が小さいTi合金、SUS, Ni合金、「内側板」に航空機の材料でよく用いられているAl合金を用いることとし、内部表面に熱電モジュールを設置した場合を想定し計算を行った。

熱電モジュールなしの場合「柱」の設置した位置によって温度分布が大きく変化した。計算結果は各部分で材料の耐熱温度を下回っておりTPSの熱的な成立性は示された。結果から二重殻構造の伝熱傾向として2つ(①後方からの輻射流出②空洞部分の輻射伝熱)が考えられる。この2つの伝熱形態が合わさり「柱」が中央に設置した場合の温度分布は最も小さくなった。

熱電モジュールありの場合温度が全体的に高くなり耐熱性能は悪くなった。主な原因として空洞部分の輻射率の違いが考えられる。モジュール有りの場合、なしの場合に比べ空洞部分の輻射率が約5倍程度大きいので、輻射による「柱」、「内側板」からの放熱量が大きくなる。そのため熱電モジュールを用いる際には高温側に低輻射率コーティングを施すことが有用であるという知見を得た。また、今回の計算結果では熱電モジュールによる発電量は大きくはなく、モジュール設置位置が適当でなかったと考えられる。素子の発電効率は高温部と低温部の温度差( $T_{TEH}-T_{TEL}$ )に比例するため温度勾配が大きな箇所に設置することが適当である。周方向、動径方向の温度勾配は「柱」の付け根及び「柱」の内部の温度勾配が特に大きい。そのため熱電モジュールを表面に貼り付けるのではなく金属板内部に熱電モジュール層を作り、組み込むことができればより発電量を高めることができると考えられる。

本研究では極超音速機前縁部TPSとして二重殻構造TPSは今回の条件では熱的に成立すること、金属板の内部に組み込むことのできる熱電モジュールが開発されればTPSの耐熱性能が向上される可能性があること熱電モジュールをTPSに用いる際は高温側に低輻射率コーティングが有用であることを知見として得た。

[1]David E. Glass, 15th AIAA Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference

[2]梶川ら, ” 新版 熱電変換システム技術総覧”, REALIZE Science&Engineering, (2004)

[3]宇宙航空開発研究機構, ISSN1349-113X, JAXA-SP-06-025

[4] Marcus A. Lobbia, Doctor thesis, University of Tokyo (2004)