

膜面は動圧に適応的に変形できるので、このとき抗力係数が効率的に低下するような変形がなされればよい。また本システムは重量を余分に増加させる危険性も低い。これは生物が想定外の環境に適応できるような特徴から着想を得たシステムであり、「動的な」生物模倣をエアロキャプチャの設計に適用するものである。機体そのものが柔軟・軽量で、加熱回避と Corridor 拡大の多機能を有し、センサ・CPU・アクチュエータが無く本能的（非知的）であり、シンプルな構造を有するため故障リスクが低く、膜面自体がソフトでありハードでもある、などという点が生物とのアナロジーである。本研究の目的は次の 2 点である。1) SA-AEA が無制御剛体エアロキャプチャよりも空力加熱および Corridor において優れることを示す。2) システムの成立性を検討するために、想定するモデルが最大限発揮できる性能を求め、制約条件、設計変数の指標を求める。

論文の構成としては、第 1 章は序論であり、上記の詳細を説明している。第 2 章は本研究の問題設定に関して述べている。ミッションの設定、火星大気モデル、惑星間飛行解析モデル、火星大気圏内の飛行解析モデル、エアロキャプチャ後の軌道調整方法、SA-AEA の機体モデル、最適化問題の設定、重量推算方法など、本研究で想定するエアロキャプチャミッション全般に関するモデル化を行なっている。要約すると、ミッションとしてはオービターを高度 300km の火星周回軌道に投入することである。火星大気は想定通りの場合とダスト発生時の場合を考慮する。機体モデルは、数多くの利点を有する軸対称型薄膜と膨張式フレームで構成されるモデルを用いる。目的関数は、淀み点加熱率の最大値の最小化、Corridor の最大化、構造重量の最小化などが考慮され、拘束条件は膨張式フレームの破壊条件、膜面の破断条件が考慮される。設計変数は機体の各部サイズや膜材料の剛性率とする。第 3 章は計算モデルに関して述べている。変形を導入することにより、空力・構造・軌道・重量が密接に関わる複雑系となり、また評価項目も多岐に渡るため、多分野多目的の設計問題となる。そこでこれらを相互に干渉させたシステム解析による性能評価が必要になるので、その統合的解析モデルの提案を行なっている。具体的には、飛行軌道の各点で空力構造解析を行うことは非現実的であるので、変形形状が動圧と膜材の剛性と設計変数値によって定まるとし、複数の初期解を用いて空力構造特性の応答曲面モデルを近似し、最適化計算時にはその近似値を用いることとした。空力構造連成解析については多粒子系膜モデルを用いる。空力解析モデルとしては、極超音速域を飛行することに着目してニュートン流を用いる。理論解との比較によって膜構造モデルの検証を、また極超音速風洞実験データや CFD 解析結果と比較して空力構造連成解析の妥当性を検証している。応答曲面モデルとしては Kriging 法を、最適化手法としては多目的 GA を用いる。更に、Kriging 法による応答曲面近似精度についてもその妥当性を検証している。第 4 章は結果、第 5 章は結論である。本研究の結果の要約は次の通りである。

柔軟・軽量な膜面を用いることで、飛行中に能動的な姿勢制御を行うこと無く、無制御でありながらも、空力特性一定の無制御剛体エアロキャプチャよりも、空力加熱回避性能および大気密度分散・突入角誤差に対するロバスト性能（Corridor を拡張できること）に関して優れることが示された。これにより、本研究が提案する SA-AEA の有効性が示された。具体的には、最大加熱率と Corridor とはトレードオフとなるが、多目的最適化の結果、パレート面を無制御剛体エアロキャプチャの場合よりも最良方向へと前進させることができた。無制御剛体エアロキャプチャ衛星と能動的制御の無い SA-AEA とを比べたときに、同じ程度の最大加熱率を受けるならば SA-AEA の方が Corridor は 9~12%程度広くなり、一方、同じ程度の Corridor を達成できるのであれば SA-AEA の方が最大加熱率を 20~40%程度低く抑えられることが示された。した

がって、エアロキャプチャの最適設計に対して「動的な」生物模倣の適用を行うことができたと言える。逆に、これまでに適用例が少なかった「動的な」生物模倣の一例として SA-AEA を提案することができた。更に、解集団の特性や制約条件などを検証した。具体的には、1) 設計変数の自由度としては、ヤング率が最も低く、次いでフレア角、エアロシェル半径の順であった。本解析で用いたモデルの場合、初期弾道係数が $15\sim 30\text{kg/m}^2$ 程度、ヤング率が 10^6Pa オーダーの範囲で解が分布する。2) 全ての解に関して、ヤング率はある最適値を持つが、これは、剛性が大きすぎる場合は変形しないため無制御剛体のように振る舞い、一方、剛性が小さすぎる場合は、空気力の影響が顕著になっても抗力係数変化の感度が鈍るような空力特性であるため無制御剛体のように振る舞うためである。3) 温度環境については、得られた解のほとんどは、淀み点輻射平衡温度が 1000degC 程度以下となり、軽量で管理の容易な金属 TPS を選択することができる。またエアロシェルが耐えるべき温度としては、フレーム部は $650\sim 1100\text{degC}$ 程度まで、膜面フレア部は $400\sim 800\text{degC}$ 程度までである。4) 膜面強度については、歪は最大で $60\sim 80\%$ 程度発生し、これより大きな破断歪をもつ膜材が必要とされる。発生する歪を制約条件とした場合、歪の許容値を厳しくするほどパレート解は後退する。5) 構造重量に関する目的関数や制約条件を考慮しない場合、エアロキャプチャの重量メリットを侵す解が含まれてしまう。重量を目的関数および制約条件に含めた最適化の結果、代表的な解では、Conventional Aerobraking と比較すると 10.5% 程度の重量メリットを持つ。したがって、柔軟構造特有の構造重量がエアロキャプチャの重量メリットを侵すことはないことが示された。初期重量をより小さくした場合、加熱率最小化を重点化させる解はエアロシェル系およびガス系重量比率が過大に、Corridor 最大化を重点化させる解は TPS 重量比率が過大になるため、パレート面の両端部が削り取られるような分布となる。6) 得られた解の条件に近い特性を持つ既存材料としては、シリコンゴムが挙げられるが、ゴム類の使用可能温度は 300degC 程度までであり、また高温下では弾性率が変化することから耐熱性の観点から成立性は高くはない。それ以外の材料候補として、シリコンゴムと同程度の弾性率を有し、かつ、 $-193\sim 1000\text{degC}$ までの極環境下でも性質を変えずに粘弾性を保つようなカーボンナノチューブが開発されている。この素材は、ヤング率・最大歪・温度に関して本研究で得られたパレート解を満足させるものであり、また、材料分野の発展は日進月歩であるため、今後の研究開発の発展が待たれる。