

# 火星エアロキャプチャに用いるエアロシェルの 最適設計法に関する研究

47176084 村上遼太郎

(指導教員 藤田 和央 客員教授)

Key Words : Aerocapture, Aeroshell, L/D, Optimal Solutions

## 1. はじめに

2030 年代に実施が提案されている国際協働有人火星探査では、火星軌道への物資の軌道投入をエアロキャプチャという技術を用いて行うことが現在検討されている。<sup>1)</sup>エアロキャプチャは惑星大気の抵抗を利用して一気に減速し、空力誘導と言われる軌道修正方法で目的の軌道へ投入する方法である。ミッションのスコープは目的に応じて変化するため、多様なスコープに応じてエアロシェルの最適設計を行うことが求められている。そこで本研究では、設計パラメータの変化が最適解に与える影響を調査すること、およびその重みを適切に設定することでミッションスコープに応じた最適解を開発する手法を獲得することを目的に研究を行った。

## 2. エアロシェルの設計方針とモデル

カプセルの空力設計にあたり最も大きな制約として、エアロキャプチャ後に行うマヌーバの速度増分  $\Delta V$  をできるだけ少なく (100 m/s 以下が理想) する必要がある。

火星大気圏飛行中の揚抗比 (L/D) を固定した場合は、エアロキャプチャ可能な上限線と下限線との間がほとんどないため、L/D は可変にする必要がある。L/D を 0.2 を中心に 0.1~0.3 の値で可変とするとコリドー (回廊) ができる。ただし、L/D が小さくなると飛行経路角に対する感度が高くなり、L/D が大きくなると  $\Delta V$  が 100 m/s に近づいてしまうので注意が必要である。<sup>2)</sup>

エアロシェルモデルは最も基本的なスフィアコーンカプセル形状を想定する。独立な寸法パラメータは 6 つあり、鈍頭半径  $R_n$ 、半頂角  $\theta_c$ 、

肩部半径  $R_s$ 、背面の半頂角 (後退角)  $\theta_r$ 、代表直径  $D_{ref}$ 、底面直径  $Dbtm$  である。これらの値が決まると全長  $H_{ref}$  が決まる。 $H_{ref}$  は従属なパラメータである。

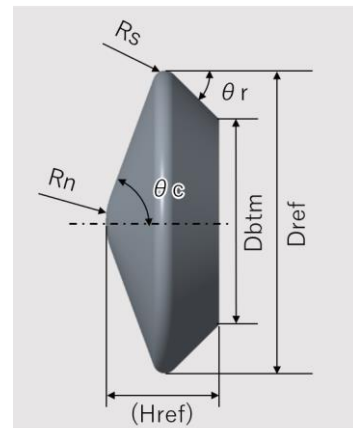


図 1 エアロシェルモデル

## 3. 最適化概要

本研究は互いにトレードオフの関係にある評価関数を含む複数の評価関数を持つ多目的最適化問題である。また、GA では集合による探索を行うことができるため、解の候補を一度に求めることができる。以上の理由で最適化手法には GA を用いることにした。

計算に当たって、以下のように拘束条件を定めた。

■ L/D	0.2
■ 全重量	1000 kg
■ 容積	3.0 m <sup>3</sup>
■ インシュレータ厚み	10 mm
■ 外板厚み	10 mm

また評価項目は以下の通りとする。

- ペイロード比
- 重心位置
- 重心が半径方向に+2%移動時の L/D 変化
- 重心が半径方向に-2%移動時の L/D 変化
- 重心が機軸方向に+10%移動時の L/D 変化
- 重心が機軸方向に-10%移動時の L/D 変化
- 肩部損耗時の L/D 変化

評価は 3 種類の計算により諸量を求めて行った。まず風洞試験によって検証された数値計算法(修正ニュートニアン法)でエアロシエルの空力係数を取得し、これを用いて軌道解析を行う。軌道を決定したらその軌道に沿う加熱率等の値を用いてアブレータ解析を行い、アブレータと呼ばれる耐熱材の重量を推定する。これらの計算の結果から評価を行い、GA における選択に反映させる。

#### 4. GA による最適化

本研究で用いた手法ではパレート保存戦略と並列選択およびシェアリング法を併用した。3)パレート保存戦略とは得られたパレート解を全て保存し次世代へ残す方法、並列選択とは考慮している全ての評価関数による選択を行う方法、シェアリング法とは形状の類似度に応じて適度を下げる方法である。これらを併用することで初期収束を防ぎつつ多様性を維持することが期待できる。

GA のパラメータは 5 つあり、本研究では個体数 25, 世代数 100, 交叉率 0.60, 突然変異率 0.005, シェアリングパラメータ 3 とした。

遺伝子はエアロシエルの 6 つの独立な寸法パラメータをそれぞれ 32 段階に割り振り、Gray コードにより表現した。交叉は交叉率でペアを選び、ペアの同じ遺伝子座について確率で交換する一様交叉を採用した。突然変異方法には突然変異率によってある個体のある遺伝子座を選び対立遺伝子に置き換える方法とした。

#### 5. 最適化結果

エアロシエル重量比と半径方向に-2%の重心

移動を評価した場合の結果について示す。半頂角が小さく比較的先の尖っており、直径も 2.25 m と比較的小さくコンパクトな形状となった。また、2%の重心移動により少なくとも L/D が 25%ずれてしまうことがわかった。エアロシエル重量比は 0.44 ~ 0.48 近辺に収束することがわかった。

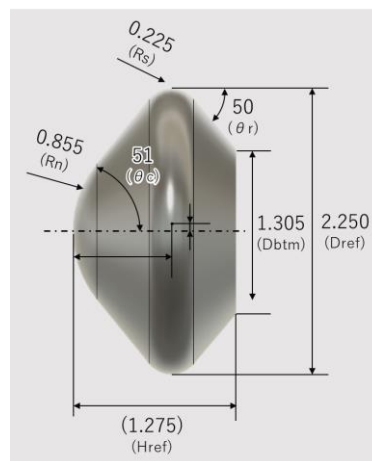


図 2 最適化結果例

#### 6. 結論

本研究では火星エアロキャプチャミッションに向けて、GA による最適化を行う手法を開発し、最適化結果を 1 つ示した。半径方向に重心が-2%移動した場合の結果では、直径が比較的小さく前方に伸びた形が得られた。L/D の変化は少なくとも 25%となり、半径方向の重心移動に対する L/D 変化の感度が高いことが分かった。ここでは紹介していないが、機軸方向に重心が-10%移動した場合の L/D の変化は約 7%となった。半径方向への移動が L/D 変化量に与える影響が顕著であり変化量も大きいため、エアロシエルの設計においてはかなり重視されるべき項目と考えられる。

#### 参考文献

- 1) Human Exploration of Mars, Design Reference Architecture 5.0, NASA-SP-2009-566.
- 2) 藤田和央ほか, "火星エアロキャプチャオービタの検討", 平成 29 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 宇宙科学研究所, 神奈川県相模原市, (2017).
- 3) 三宮信夫ほか, 遺伝アルゴリズムと最適化, 朝倉書店, 1998.