

火星エアロキャプチャ衛星の空力形状および軌道制御の 同時最適化に関する研究

学生証番号 86076 氏名 本間 直彦
(指導教員 鈴木 宏二郎 教授)

Key Words : Aerocapture, Trajectory, Aerodynamic shape, Optimization, Genetic Algorithm

1. 研究背景および目的

火星は様々な理学的興味を有するため関心度の高い探査目標として掲げられている。低コスト輸送技術の確立は急務であるが、化学推進による従来型の投入方式に重量的難点がある。これに対しエアロキャプチャは惑星の大気抵抗を用いた減速を行うため、目標軌道投入に必要な燃料を大幅に節約できる¹⁾。この重量メリットを最大限に活かすためには、大気密度や突入角分散等の不確定性に対してロバストであると同時に、必要十分な減速を行う必要がある。これは、どのような空力形状を持ち、同時にどのような飛行軌道を選ぶかという問題に帰着する。したがって、空力特性を決定する幾何学的パラメータと、飛行経路を決定する時間依存の制御パラメータをセットで扱い、両者を同時に最適化しなければならない。これまで設計と制御を同時に考慮したエアロキャプチャの研究例は皆無であったことから、本研究の目的は両者の同時最適化の有効性を実証することとする。また本手法で得られた解の傾向を分析し、設計指針の抽出を行う。

2. 問題設定

総重量500kgの探査機が速度5.6km/s、高度120km、経路角 γ_0 で火星大気圏に突入し減速の後、脱出する。軌道遠点を通過する際にわずかに燃料を噴射し近点高度を目的軌道まで上げ、その後到達した軌道近点において再度燃料を噴射し、探査周回軌道500kmに投入する。

3. 計算モデル

動的なシステムにおいて、時間 $t \in [t_0, t_f]$ の関数である状態変数 $\mathbf{x}(t) \in \mathbf{R}^n$ 、制御変数 $\mathbf{u}(t) \in \mathbf{R}^m$ 、時間に依存しない設計変数 $\mathbf{p} \in \mathbf{R}^l$ を定義し、システムの状態方程式を定式化する。また $[t_0, t_f]$ を N 分割し、各時間節点での制御量を定める。目的関数と制約条件、最適化変数に制御変数と設計変数を共存させることで同時最適化問題は数理計画問題として定式化できる。最適化手法はGA²⁾を用いる。制御変数は迎角およびバンク角とし、設計変数は初期経路角およびバイコニックや修正楕円体モデルにおける各部寸法とする。また淀み点輻射平衡温度、熱防御システム重量比率(TPS%)、体積効率を制約条件として課す。目的関数は、燃料重量比率(FUEL%)やTPS%とする。また空力推算モデルとして、計算コストが低い修正ニュートン流理論³⁾を用いる。CFDと風洞実験により本推算手法の誤差を見積もると、両者を勘案しても10%以内という結果が得られている。

4. 同時最適化結果

以下の3つの目的関数に対して、形状を予め固定した

軌道制御のみの最適化と、同時最適化を行った。

$$\text{case 1) } \min J = \text{FUEL\%}$$

$$\text{case 2) } \min J = \text{TPS\%}$$

$$\text{case 3) } \min J = w_1 \times \text{FUEL\%} + w_2 \times \text{TPS\%}$$

機体モデルはバイコニック、制約条件は輻射平衡温度と空力荷重である。同時最適化によって、各caseで軌道最適化に比べて大幅に目的関数値を改善できた。また、軌道最適化では全ケースで拘束条件を満足できなかったが、同時最適化では全ケースで拘束条件を満足した。以上から、本手法の有効性を実証できたと言える。

case3で得られた $C_B=40\text{kg/m}^2$ 、 $L/D=0.2$ の機体の無制御時の突入回廊幅は1.20degである。これは重量メリットのみを最大化するが、実際のミッションでの不確定性を考慮すると、より高めのL/Dを持たせておくべきであることがわかった。したがって、空力特性の制約条件として、 $L/D=0.4$ 程度以上およびいくらかのL/D変動幅を持たせることとする。更に機体モデルに関して、バイコニックに比べて修正楕円体モデルは低弾道係数、高L/D、高体積効率の観点で優れることがわかった。以上を勘案し、case1の目的関数で再度同時最適化を行った。制約条件としてTPS%、輻射平衡温度、空力荷重の上限値、体積効率やL/D、L/D変動幅の下限値を課す。結果は重量メリット最大化を狙った解よりも、ペイロードや構造への割当可能重量比率は1.4~3.4%程度減少したが、L/D制約を満たし不確定性に対応し得る解が得られた。またL/D制御の高度履歴を検証すると、突入フェーズでは0.1~0.2程度のL/Dとして減速を稼ぎ、離脱フェーズでは急激に0.5程度まで増加させて、揚力ベクトルによる飛行高度および飛行時間の調整を行うような制御の特徴が見られた。

5. 結論

軌道制御と空力形状の同時最適化を行った。軌道最適化に比べ、制約条件を十分に満足し、かつ、各目的関数値を大幅に改善できる解を得ることができ、本手法の有効性を実証することができた。また重量メリットを最大化する空力形状や軌道制御の特徴を把握した。更に、重量メリット最大化と、不確定性に対するロバスト性との間のトレードオフ関係を明らかにした。

参考文献

- 1) Walberg, G.D.: A Survey of Aeroassisted Orbit Transfer, *J. Spacecraft and Rockets*, **22**(1), pp.3-18, 1985.
- 2) Satoh, H., Ono, I., Kobayashi, S.: A New Generation Alternation Model of Genetic Algorithms and Its Assessment, *J. Japanese Society for Artificial Intelligence*, **12**(5), pp.734-744, 1997.
- 3) Anderson, J. D., Jr.: *Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics*, McGraw-Hill Book Company, New York, pp.45-56, 1989.