

# 解析的予測子修正子法のエアロキャプチャ技術への応用とその評価 - Assessment of Analytic Predictor-Corrector Controller Applied to Planetary Aerocapture-

学生証番号 76203 氏名 加納 希生  
(指導教員 藤田 和央 教授)

Key Words : Aerocapture, Analytic Predictor Corrector, Guidance Algorithm, Bank Modulation

惑星探査機を惑星の周回軌道へ投入するには減速を要するが、今日用いられている化学推進剤では全重量に対する推進剤重量の割合は無視できない。そこで、惑星大気圏を用いて減速を得るエアロキャプチャが注目されている[1]。しかし、空力特性の誤差、大気密度の分散、初期投入誤差があるため、突入角を正確に決定することが困難である。この問題を解消するためにいくつかの制御則が提案されている。なかでも解析的予測子修正子法 (APC)は $dV_{\text{after}}$ を最小限に抑えることができるため、エアロキャプチャへの適用に適している[2]。ところが、APCは制御パラメータの調整法が十分に一般化されていないことに加えて我が国においてはAPCを用いたエアロキャプチャミッションについて十分に検討されておらず、その特性は不明である。そこで本研究ではその目的をAPCの制御パラメータを評価する数値解析手法を開発し、分散が想定されるエアロキャプチャにおいてAPCの有用性を評価することとし、最大突入角範囲および火星エアロキャプチャミッションの成功確率を算出した。本研究では、APCの上昇率制御に着目し、その上昇率ゲイン係数と脱出制御開始速度の飛行経路への感度について報告する。大気圏突入から離脱までの飛行経路を解析するために運動方程式と機体の姿勢角を決める回転運動方程式を5次精度のRunge Kutta Fehlberg法により解いた。本研究では、脱出後の軌道調整が200 [m/s]に収まるものを成功としてその範囲 $\Delta\gamma$ を求めた。密度分散に耐性のある最大揚力出力時における突入角付近では、従来手法によると制御不安定となる。そこで飛行が可能となるように従来手法より高めに取り、それに合わせて以降条件速度を適時選択した。その上で参照上昇率の解析解の収束法を二分法に切り替えると、 $\Delta\gamma$ が広がり、従来の調整法による $\Delta\gamma = 0.8[\text{deg}]$ に対し[2]、 $\Delta\gamma = 1.1[\text{deg}]$ と37[%]の向上を確認した。続いてエアロキャプチャミッションの成功確率を大気密度分散と空力特性誤差を考慮してモンテカルロ解析により算出した。その結果によると惑星探査ミッションにおいて一般に要求される99.0%以上の成功確率は既存の調整法の0.30[deg]に対して本研究では0.65[deg]の範囲を達成した。以上のように本研究によって $\Delta\gamma$ を最大に広げる調整法の検討指標及び、APC制御飛行のエアロキャプチャ技術への適用が有用であることが明らかとなった。

## 参考文献

- [1] Hall, J.et.al, "Cost Benefit Analysis of the Aerocapture Mission Set," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 42, No.2, 2005.
- [2] S. Rousseau, et. al, "Aerocapture Guidance Algorithm Comparison Campaign," AIAA Paper 2002-4822, Aug. 2002.
- [3] C. J. Cerimele, et.al, "A Simplified Guidance Algorithm for Lifting Aeroassist Orbital Transfer Vehicles," AIAA Paper 85-0348, Jan. 1985.
- [4] K. Fujita, "Potentialities and Technical Problems of Planetary Aerocapture," 2007.