

## 순간 추력기를 이용한 최적 상호 궤도 랑데부

이영주, 김천휘

충북대학교 천문우주학과

지구 중심력장하에서 궤도 운동하는 두 우주비행체가 각각 한 번 이상의 순간 추력기를 이용하여 능동적으로 랑데부할 때 속도 변화량을 가장 적게하는 상호 최적 궤도를 연구하였다. 전이 궤도의 공전 횟수에 따라 Elegant Lambert 문제와 Multi Revolution Lambert 문제를 풀어 랑데부 궤도를 구하였다. 초기 시각, 종단 시각 및 종단 위치를 독립변수로 하여 Lawden(1963)이 제안한 프라이머 벡터 이론을 만족하는 최적 전이 궤도를 구하였다. 두 번 이상의 중간 추력이 필요한 경우 그 중간 시각과 위치를 구하는데 있어 Mirfakhraie(1990)의 방법은 적절치 않다는 것을 알게 되었다. 따라서, 이 연구에서는 최적 전이 궤도 과정에서 구한 독립변수를 고정시킨 후, 능동/수동 랑데부에서 사용한 방법을 이용하여 최적 중간 시각과 위치를 구하였다. 이 연구에서 제시한 방법을 사용할 경우, Mirfakhraie의 방법의 단점이 보완되어 여러 번의 중간 추력이 필요한 경우에도 해를 구할 수 있었다. 여러 가지 궤도에 대하여 최적 상호 궤도 랑데부를 모의 실험하였고, 그 계산된 결과를 연료 절감 면에서 능동/수동 랑데부와 비교하여 보았다. 비교 결과 두 위성이 동일 평면에 있는 경우와 그렇지 않은 경우 모두 장반경의 비가 작으면, 랑데부 시각이 짧을수록 상호 랑데부가 능동/수동 랑데부보다 더 효율적이었으며, 장반경의 비와 랑데부 시각이 커질수록 점차 상호 랑데부가 더 효율적임을 알 수 있었다. 또한 초기 위상각을 90도 간격으로 달리 주어 비교한 결과, 위상각이 270도인 경우에 상대적으로 가장 큰 연료 절감이 있었다.

### 참고문헌

Lawden, D. F., 1963, Optimal Trajectories for Space Navigation (Butterworth London)

Mirfakhraie, K., 1990, Ph.D Thesis (University of Illinois, Urbana)