

DYNAMIC INVERSION METHODS를 이용한 우주발사체의 강인제어

안효성¹, 최규홍¹, 이상욱²

¹연세대학교 천문우주학과, ²한국전자통신연구원

지금까지 비행체의 제어에 관한 연구는 주로 PID Tracking 및 조절 Regulating 등이 사용되었다. 80년대 이후로는 강인제어가 이용되기 시작하였고, 최근에는 μ 제어 (H^∞ optimal control)가 이용되어 비행체의 불확실한 특성을 완벽하게 모델링할 수 없는 경우에도 비행체의 안전성과 추적성능을 높이고 있다. 이 논문은 발사체에 가장 근사한 방정식인 6-자유도를 유도하고, 그 방정식의 선형화에 대한 논의를 수행한 후 제어 이론을 적용하도록 한다. 제어기설계를 위해서는 *MATLAB*TM을 이용하였으며, 발사체는 강제로 가정하였다. 선형화는 시스템을 단순화시켜서 선형화 방정식을 도출했다. 우주 발사체가 상승하는 동안에는 여러 가지의 불안정성 요인이 있으나 이 논문은 액체 연료와 산화제의 출렁임 (Sloshing) 등에 의해서 관성 모멘트 (Moment of Inertia)가 10% 정도 바뀌고, 질량도 10% 정도의 변화가 있다고 가정했을 때 강인제어를 적용해 보도록 한다. 6-자유도 발사체의 경우 상태변수가 fast mode와 slow mode로 구분되기 때문에, 시뮬레이션은 fast mode를 (angular rate; p, q, r) dynamic inversion methods를 이용해서 적분을 수행했다. 본 논문에서는 발사체가 Launch Pad에서 발사되어 43.45km상공에서 1단 분리된 후, 50.094Km까지 상승하는데 필요한 Phase에서의 제어기와 이에 따른 Trajectory를 분석한 내용을 발표하고자 한다.