하이브리드 모터를 적용한 초소형 공중발사체 설계

권순탁, 이창진*

건국대학교 항공우주공학과, *기계항공공학부

(E-mail : cjlee@konkuk.ac.kr)

초소형 공중발사체 설계 시 하이브리드 모터의 적용가능성에 대한 연구를 실시하였다. HTPB/LOX를 추진제로 하여 마차바퀴형 연료 그레인, 산화제 탱크 가압방식을 사용하였고, 성능특성을 계산하기 위하여 하이브리드 연료의 연소율이 일정하다고 가정하였다.

본 연구에 사용된 임무는 중량 3.5kg의 나노위성을 근지점 고도 200km, 원지점 고도 1,500km의 타원궤도로 진입시키는 것을 목적으로 하는 로켓의 1단 부분에 관한 것으로 1단의 발사속도는 M=1.3, 발사고도는 12km, 연소종료 고도는 40km이다. 1단에 대한 페이로드 중량은 127.5kg이고, 속도증가분(△V)은 3,330m/s이다. 모선은 F-4E를 사용하였고 모선의 특성 상 발사체의 총 중량이 1,000kg이하로 제한되고 길이와 직경이 5m×0.5m로 제한되나 1단에 대한 길이의 제한조건은 현재까지 명확히 정립되지 않은 상태이다. 설계과정에서의 변수는 연료 그레인 포트 개수, 초기 산화제 플럭스, 연소실 압력을 사용했고, 설계 제한조건은 추진제 중량, 평균 비추력, 평균 추력; 연소시간, 1단 길이, 직경, 연소시간이고, 이들의 범위는 모선의 특성과 초소형 공중발사체의 임무특성에 맞게 설정하였다.

설계변수들의 변화에 대하여 임무제한조건을 만족하면서 변화하는 발사체 총중량의 경향을 살펴보았고, 설계 결과 제한조건을 만족하는 영역 안에서 발사체의 총중량을 최소화 할 수 있는 최적점이 존재함을 확인할 수 있었다. 그러나 보다 최적인 발사체를 설계하기 위하여 최적화 알고리듬을 이용하여야 하며 현재 고려되고 있지 않은 엔진 컴퍼넌트에 대한 실질적인 경험식들이 사용되어야 할 것이다. 그리고 구조중량을 줄이기 위한 노력으로 현재 고려되고 있지 않은 터보펌프 시스템의 적용에 대한 연구도 앞으로 계속 연구과제로 진행되어야 할 것이다.