솔비톨을 이용한 모델로켓의 성능향상에 대한 연구

박주현* · 김태수* · 손채훈**

A Study on Improvement of Performance of Sorbitol Model Rocket

Ju-hyun Park* · Tae-su Kim* · Chae Hoon Sohn**

ABSTRACT

Improvement of performance of sorbitol model rocket was studied. The rocket designed in this work was compared with the rocket manufactured previously with respect to the shape of body, grain of rocket motor, motor case and recovery system. From this comparative work, it is found that mass ratio is required to be increased and the rocket was designed under safety regulation.

초 록

본 논문에서는 솔비톨을 연료로하는 고체로켓의 총체적인 성능향상에 중점을 두었다. 동체의 형상과 로켓모터의 그레인 및 케이스설계, 회수장치 등의 관점에서 새로이 설계된 로켓과 선행으로 제작되었던 로켓을 비교하였다. 각 구성품의 실험을 통한 데이터 비교를 통해 설계 개선하여 질량비를 향상시키고, 안전규정의 범위를 벗어나지 않는 로켓을 설계하였다.

Key words: Sorbitol(솔비톨), Model Rocket(모델로켓), Solid Rocket(고체로켓), Recovery System(회수장치), Mass Ratio(질량비)

1. 서 론

모형로켓의 설계 및 제작방안은 매우 다양하여 설계자에 의해 그 성능이 다양하게 변화한다. 1992년 1회 전국 대학생 로켓대회를 시작으로 지난14년간 대학생 로켓연합을 통해 수없이 많은 모형 로켓들이 제작되고 발사되었다. 발사된 로켓들은 관련로켓기술의 진보에 발맞추어 성능이 향상되어왔다.

현재까지는 추력측정을 위한 장비가 미비하였고, 로켓모터나 동체의 성형에 대한 체계도 없이 로켓이 제작되었다. 또 제작된 로켓의 성능을 검증할 수 없었다. 그러한 이유로 본 논문에서는 학부생의 수준에서 모형로켓의 제작방법을 정형화하고, 성능을 테스트하며, 나아가 성능을 향상시킬 수 있는 방법에 대해 관련 문헌 및 기술자료 조사를 바탕으로 연구를 수행하였다.

* 조선대학교 항공우주공학과 학부생
연락저자, E-mail: pjh38317@nate.com
** 조선대학교 항공우주공학과

2. 모델로켓 구성

본 모델 로켓의 제작은 2006년 여름 전국 대학생 로켓캠프에 참가하였던 로켓을 기본으로 하여 동체(body), 핀(fin), 엔진(engine), 회수장치(recovery system)로 구성하였다.

2.1 동체와 핀 형상 설계

로켓의 주 적용 재료로 복합재료인 Carbon/Epoxy UD Prepreg를 적층하여 큰 세장비에서도 가볍고 견고하여 동체가 비행 중 진동을 예방할 수 있고, 충격에 강하며, 페이로드 적재 공간 확보 이득을 취할 수 있도록 설계하였다.

고체 모델로켓의 동체의 직경은 62㎜로 설계되어 세장비는 14로 설계 하였고, 공력중심에 큰 영향을 주는 핀은 착수시 충격에서 보호하기 위해 6.7°의 전방각을 주었다.

$$AR = \frac{4 \times b_{ref}}{L_{root} + L_{tip}},\ b_{ref}/D \qquad (1)$$

여기서 AR은 세장비, b_{ref}는 단일 핀의 스팬(span)길이, L_{root}는 핀의 루트(Root) 길이, L_{tip}은 핀의 팁(Tip) 길이를 의미하고, 동체 직경에 대한 핀 스팬의 비율(b_{ref}/D)은 1.37이다[3].

2.2 로켓모터

로켓모터는 솔비톨(sorbitol) 로켓모터로, 질산칼륨(KNO_3)과 솔비톨을 추진제로 사용하여 안전성을 고려하였다. 모터케이스는 폭발의 위험을 줄이고, 재사용이 용이하게 하기위해 알루미늄합금(Al 2024-T4)으로 제작하였다. 선행 제작되었던 모터케이스는 안전율에 대한 계산이 이루어지지 않아 불필요한 구조중량의 증가를 초래하였다. 새로운 케이스의 제작에는 안전율을 고려하여 불필요한 중량을 제거하였다.

$$t = \frac{(P_c)(F.S)(R)}{F_{tu}} \qquad (2)$$

위 식에서 t는 케이스두께, P_c는 연소실내압, $F.S$는 안전율, F_{tu}는 극한강도이다 [4].

노즐은 두랄루민과 테플론으로 제작하여 각 재료의 마모(erosion)정도를 비교하여 추력손실 정도를 확인하였다.

2.3 회수장치

회수장치는 원통 내부에 전도체를 코팅하고, 위에서 늘어뜨린 추를 전도체로 제작한 후 로켓이 비행 중 최고 정점에 이르렀을 때 로켓이 기울어지면 중력에 의하여 추가 원통내부의 측면 전도체와 접촉하고, 두개의 폭발볼트에 전류가 흐르면서 폭발하여 낙하산 격납고가 열리게 되는 스위치를 제작하였다.

3. 개선을 위한 성능비교

3.1 동체 및 핀 성능

동체제작에 있어 원하는 구조에서 보다 경량화하고, 성능향상을 위해 Prepreg의 적층수를 줄여 동체와 핀을 수정 설계하였다.

Table 1. Characteristics of composite laminates of several rocket bodies and fins

	적층수	적층방향	두께(㎜)
동체 1	3	[90°/0°/90°]	0.375
동체 2	5	[90°/0°/90°/0°/90°]	0.625
동체 3	8	[90°/0°/90°/0°/ 0°/90°/0°/90°]	1
핀 1	6	[90°/0°/90°/ 90°/0°/90°]	0.75
핀 2	8	[90°/0°/45°/-45°/ -45°/45°/0°/90°]	1

Table 1과 같이 복합재료를 적층하여 오토클레이브 내에서 120℃로 90분간 성형하였다. 필요한 형태로 가공한 결과 동체 1은 그 자체로서는 충분한 견고함을 가지고 있었으나 내부 장치를 부착하기 위한 가공시에 기능을 하지 못하였다.

동체 2와 동체 3은 가공 후 기능성이 입증되었고, 이 중 무게가 가벼운 동체 2를 선택하여 직경 62mm 길이 850mm의 동체를 완성할 수 있었다[5].

핀 1과 핀 2를 비교 하였을 때 정적인 상태에서 충분히 제 기능을 하였으나 핀1의 경우 약간의 하중에도 flapping이 발생하여 핀으로서 기능이 떨어짐에 따라 핀 2를 선택하였다.

3.2 로켓모터 성능

선행 제작되었던 모터케이스는 P_c 4bar, R은 45㎜, t는 5㎜로 제작되었으나 안전율이 130으로 불필요한 중량을 가진 것으로 확인되었다.

위에 기술한 식으로 안전율을 50으로 낮춰 2㎜의 모터케이스로 설계 변경하여 60%의 모터케이스 중량을 감소시켰다.

추력의 향상을 위해 서로 다른 그레인을 가진 모터를 제작하였다. 이때 사용한 비열비, 연소온도 등의 기본적 요소는 PEP Program의 데이터를 참고하였다[2].

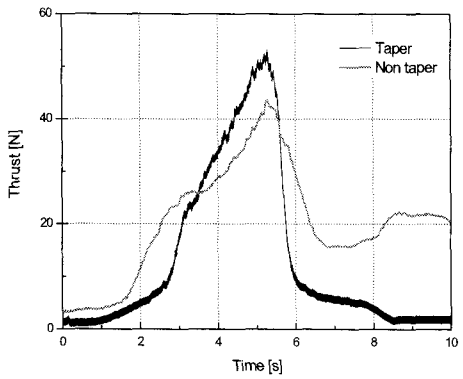

Fig. 1. Thrusts of rockets with two grain contours

실험결과 테이퍼형의 그레인이 내열관형 그레인보다 짧은 연소시간과 높은 추력을 형성함을 확인하였다.

3.3 회수장치 성능

기존의 전자회로를 이용한 회수장치는 발사대를 떠나는 순간 자동으로 작동되어서 일정 시간 후에 2차 부스터를 작동시켜 회수장치를 밀어올리는 방식을 채택하였으나 전자회로의 신뢰성이 매우 낮아 설계변경이 불가피하였다. 새로운 장치로 최고점에서 로켓의 기울어짐에 착안하여 이를 이용한 중력스위치와 폭발볼트를 설계하게 되었다.

하나의 추를 사용한 중력스위치의 경우 비행중의 진동으로 인하여 불안정한 작동 상태를 보여줌에 따라 Fig. 2와 같이 3개의 추를 이용하여 진동에 의한 오작동을 개선할 수 있었다.

폭발볼트는 1차 제작에서 폭발볼트의 중간부분을 화약으로 완전히 파괴시켜 작동시켰으나 이는 발생된 화염으로 인하여 낙하산의 손상을 야기시켰다. 손상을 피하기 위해 볼트 내부를 가는 실로 연결시키고 이를 적은 양의 화약으로 연소시켜 볼트가 분리되고 외부에 장착된 스프링이 볼트에 의해 고정된 동체의 일부를 밀어내서 낙하산이 사출되도록 개선하였다.

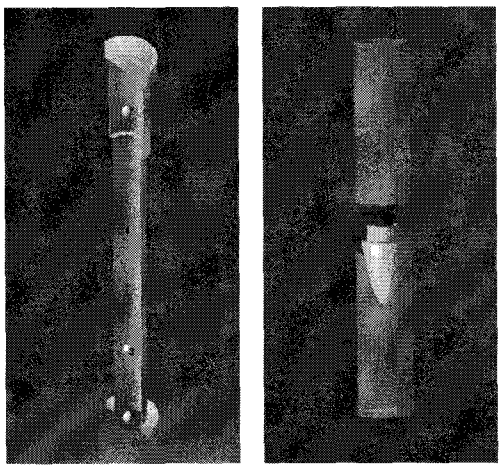

Fig. 2 Gravitational switch and explosion bolt

4. 결과 및 토의

제작된 각 구성품은 실험을 통해 성능향상정도를 검증하였다.

Table 2. Comparison of performance of two rockets

	Rocket 1	Rocket 2
동체성형	8Ply	5Ply
중량	1.7kg	1.1kg
추력	42N	50N
고도	40m	120m
질량비	1.19	1.53
회수장치	전자식(미작동)	기계식(작동)

전체적인 성능의 향상을 확인하였지만 모터에 대한 개선의 여지가 남아있음을 확인하였다. 안전율을 50으로 낮추었지만 여전히 높은 수치임을 확인하였고, 노즐의 추력에 대한 실험이 이루어지지 않아 추후 연구가 필요하다.

동체와 핀은 원하는 형상과 강도를 위해 복합재료의 적층수를 달리하여 제작함으로 실제 장치부착과 비행에 적합한 형태를 선정할 수 있었다.

회수장치는 선행 제작되었던 전자식 타이머에서 더욱 간단한 기계식 스위치로 개선하여 작동성을 향상시키고 안전한 회수성과를 거둘 수 있었다.

참 고 문 헌

1. George P. Sutton, Donald M. Ross, Rocket Propulsion Elements, Fourth Edition, John Wiley & Sons, Inc., 1976
2. Richard Nakka, "Effect of Chamber Pressure on Burning Rate for the Potassium Nitrate-Dextrose and Potassium Nitrate sorbitol Rocket Propellants", Experimental Rocketry(Web Site), June 1999
3. Jerry M. Allen, "Parametric Fin-Body and Fin-plate Database for a Series of 12 Missile Fins", Langly Research Center, Hampton, Virginia, January 2001
4. 홍용식, 우주추진공학, 경문사, 1990
5. 전의진, 이우일, 윤광준, 김태욱, 최신복합재료, 교학사, 1995