

KSR-III에 적용되는 로켓 이탈 장치(RRD) Pyro의 전기적 특성

김준규, 마근수, 이재득
한국항공우주연구원, 로켓탑재기기연구그룹

Electrical characteristics of Rocket Release Device(RRD) Pyro applied to KSR-III

Junkyu Kim, Keunsu Ma, and Jaedeuk Lee
Rocket Payload Department, Korea Aerospace Research Institute

Abstract - In this paper, the characteristics of the pyro unit applied to rocket release device in KSR-III are analyzed by experimental results, which are the current and voltage waveforms of the battery used as energy source. The precision design approach of the rocket release device can be achieved since the behavior and the required energy of the pyro are identified through the results.

있던 물체를 이탈시키는 메커니즘으로 구성된다.

1. 서 론

일반적으로 로켓은 고체로켓과 액체로켓으로 구분할 수 있으며 고체로켓의 경우 점화시 초기 추력이 액체에 비해 상당히 높아 별개의 이탈 장치로 인한 구속은 하지 않는 반면 액체로켓의 경우 실제의 추력까지는 약 2~3초의 시간이 소요되므로 로켓의 충분한 초기 가속도 확보와 엔진 추력의 부족으로 인한 발사 실패를 방지하기 위하여 이 시간동안 구속이 요구된다[1-2].

국내에서 최초로 설계, 제작된 액체추진엔진을 장착한 한국형과학관측로켓(KSR-III)의 발사시스템은 엔진 점화에서 실제 추력 발생까지 로켓을 초기 자세로 강제 구속하고 있다가, 엔진 추력이 일정 기준 값 이상이 확인 되면 로켓의 구속을 해제하여 비행을 허용하는 로켓발사 이탈장치(Rocket Release Device :RRD)가 도입되어 있다. 로켓발사이탈장치는 기계적인 부분과 전기적인 부분으로 구성되며 기계적인 부분은 로켓 기체를 구속하는 말만(Marman) 밴드부와 그 구속을 유지하다 해제를 허용하는 파이로(Pyro)부분으로 구성된다. 또한, 파이로의 구성은 전기식 착화기, 에너지 방출장치, 구조물로 나누어지며, 전기식 착화기(Electro-Explosive Device :EED)의 내부적인 구성은 작은 금속관 내부에 발열선(Bridgewire)과 화약으로 충전된 구조물로 구성되어 전기에너지가 인가되면 기폭되어 열과 압력을 발생시키는 장치이다.[3-4]

본 논문에서는 로켓발사이탈장치에 적용되는 파이로의 특성을 실험을 통하여 분석하였다. 실험에서는 배터리를 에너지원으로 사용하였으며 배터리의 전류, 전압특성을 통하여 파이로의 거동 및 소요되는 에너지량을 파악하고자 하였다. 따라서, 실험결과를 이용하여 실제 응용에 있어서 정확한 설계가 가능할 것으로 기대된다.

2. 파이로의 구조 및 동작 요구조건

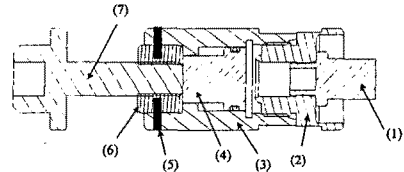
2.1 파이로의 구조

그림 1은 파이로의 실제 외관을 나타내며, 그림 2는 단면도 및 구성요소를 나타낸다. 그림 2에서, (1)은 파이로의 핵심인 전기식 착화기로서 그림 3과 같은 회로로 모델링할 수 있다. 먼저, 그림 3의 AB단자와 CD단자에 전원이 인가되면 발열선이 가열되어 충전되어 있는 화약을 기폭하게 되고 이로 인해 발생하는 압력으로 그림 2, (4)의 피스톤을 밀어 (7)의 슛나사에 구속되어



2001 6 19

그림 1. 파이로의 외관



(1) 전기식 착화기 (2) 기폭기 몸체 (3) 분리너트 몸체
(4) 피스톤 (5) 전단핀 (6) 3등분 분할너트 (7) 슛나사

그림 2. 파이로의 구성도

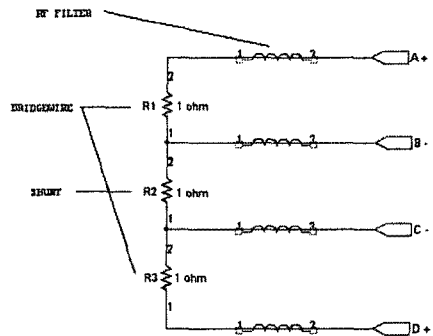


그림 3. 전기식 착화기의 회로 구성도

2.2 전기식 착화기의 요구규격

- 1) MIL-STD-202 의한 시험시 1 기압차 압력에서 헬륨을 사용하여 $1 \times 10^{-6} \text{ cc/sec}$ 보다 큰 누출이 생기면 안됨.
- 2) 1)항 조건을 만족시킨 후 Glass Seal에 500[psi] 압력에서 1분 이상 견디어야 함.
- 3) 비파괴 시험 : AB 또는 BC 발열선 회로에 1 [Amp], 5분 동안 흘렸을 때 점화되지 않아야 함.
- 4) 점화시험 : AB 또는 CD의 1개 발열선 회로에 3.5 [Amps]를 20[msec]동안 흘렸을 때 점화되어야 함.
- 5) 발열선 저항 : 6), 7), 8)항의 조건을 만족시키기 위한 시험 전후에도 발열선의 저항은 0.9~1.10 [ohms] 이어야 함.
- 6) 절연 저항 : 절연저항은 500[Vdc]에서 50[MΩ]이어야 함.
- 7) 내전압 시험 : 몸체와 단락 핀 사이에 500[Vdc]를 1분간 인가 하였을 때 최대 0.1[Amps]의 누설전류만이 허용된다.
- 8) 정전기 시험 : 500[pfd]의 캐패시터에 25[KV]의 전압을 충전시켜 5[KΩ]의 저항을 통해 핀과 핀, 핀과 케이스 사이에 방전시켰을 때 점화되지 않아야 함.
- 9) 최대 압력은 10[cc] 체적의 밀폐용기 내에 $1,450 \pm 200$ [psi]이어야 하며, AB 또는 CD의 발열선에 3.75 [Amps]를 흘렸을 때 9[msec] 이내에 작동하여야 함.

3. 배터리의 동작특성

그림 4는 로켓발사이탈장치 실험에 사용된 배터리로서 실제, 로켓의 기체내에 장착되어 파이로류의 인가전원으로 사용되고 있다. 배터리의 규격은 표준충전(약 15시간)시 약 16[Volts]의 전압을 나타내며, 1[AH]의 용량을 갖는다. 그림 5의 방전특성곡선으로부터 추정할 수 있듯이, 파이로와 같은 1~2[msec]의 동작시간을 갖는 부하에 대해서는 해석적으로 거의 무한대의 전류를 흘릴 수 있다.

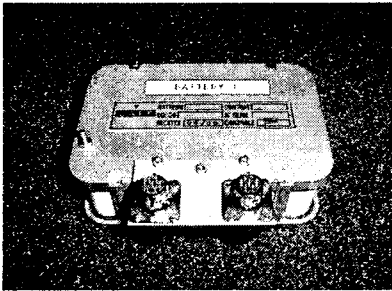


그림 4. 배터리의 외관

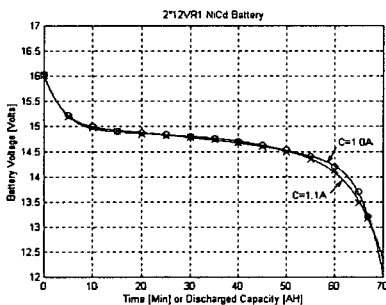


그림 5. 배터리의 방전특성

4. 실험결과

전기식 착화기는 약 1[ohm]의 전기적 임피던스를 나타내며 3.5[Amps]이상의 전류를 흘릴 경우 점화하게 된다. 실제적으로 파이로는 2조 혹은 3조가 사용되므로 실험에서는 파이로 3조와 2조를 3조의 시간간격을 두고 연속적으로 전원을 인가하였다. 그림 6과 그림 7은 각각 착화기 3조와 2조를 연속적으로 점화시켰을 때, 배터리 전류, 전압 파형을 나타낸다.

착화기 3조를 점화시킬 경우, 그림 6에서 보는 바와 같이 배터리전압은 약 10[Volts]까지 강하하며 분리가 완료되어 전기적으로 개방상태가 되면 16[Volts]의 전압으로 복귀한다. 이 때, 배터리 전류는 약 32 [Amps] 이상이 흐르게 되며 분리시간은 약 2.2[msec]이다. 그림 7의 경우와 같이 착화기 2조를 폭발시킬 경우에는 배터리 전압은 약 12[Volts]를 강하하며, 배터리 전류는 약 25[Amps]가 흐르게 되고 분리시간은 약 1.6[msec]이다. 그림 6과 비교하여 그림 7에서 분리시간이 단축된 것은 배터리 전압이 12[Volts]로 상승하여 각 착화기에 흐르는 전류의 증가에 기인한다.

실험결과로부터 점화에서 분리까지는 천이시간이 요구되며, 단위착화기당, 분리시간이 2.2[msec]인 경우에는 약 106[Watts], 분리시간이 1.6[msec]인 경우에는 약 150[Watts]의 순시전력이 요구됨을 알 수 있다. 따라서, 분리시간은 순시전력에 반비례하게 된다.

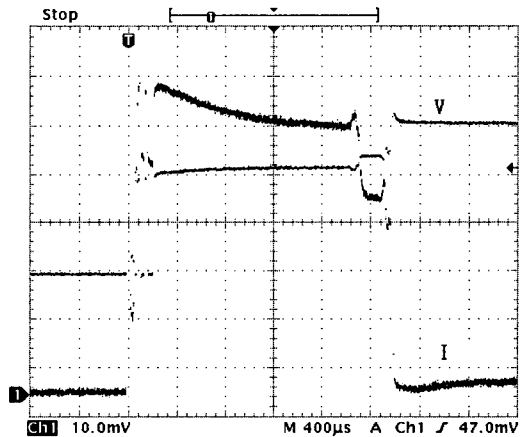


그림 6. 착화기 3조 시험결과(5V/div, 5A/div)

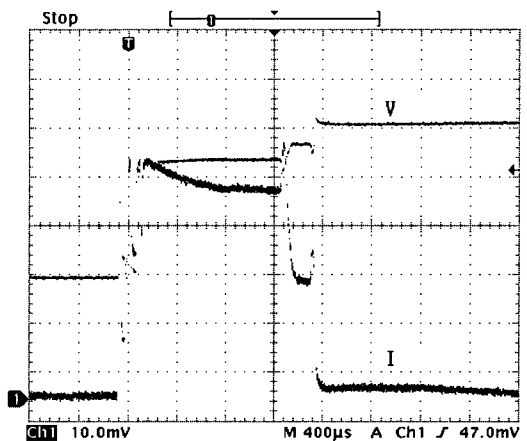


그림 7. 착화기 3조 시험결과(5V/div, 5A/div)

3. 결 론

본 논문에서는 로켓발사이탈장치에 적용되는 파이로의 특성을 실험을 통하여 분석하였다. 실험에서는 배터리를 에너지원으로 사용하였으며 배터리의 전류, 전압특성을 통하여 파이로의 거동 및 소요되는 에너지량을 파악하였다. 실험결과로부터 접화에서 분리까지는 천이시간이 요구되며, 단위착화기당, 분리시간이 2.2[msec]인 경우에는 약 106[Watts], 분리시간이 1.6[msec]인 경우에는 약 150[Watts]의 순시전력이 요구되었다.

(참 고 문 헌)

- [1] B. J. Agrawal, "Design of geosynchronous spacecraft" Prentice-Hall, 1986
- [2] W. J. Larson and J. R. Wertz "Space mission analysis and design" Kluwer Academic Publishers, 1992
- [3] L. C. Yang, "Postfire short circuit phenomena of electroexplosive initiators" Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 36, No. 4, 1999
- [4] 조광래외, "3단형 과학로켓 개발사업(IV)", 한국항공우주연구소, 2001