

우주발사체에 적용되는 파이로 기폭에 의한 자계노이즈 저감설계

Reduction Design on the Magnetic Noise by Pyro Initiator Activation of Space Launch Vehicle

홍일희, 김양모

Il Hee Hong, Yang Mo Kim

Abstract - 우주발사체I 상단 시스템은 비행 중에 킥 모터 점화, 위성분리와 같은 HBW 점화기 기폭이 순차적으로 발생한다. HBW 점화기의 기폭시에는 일반적으로 전도성 구조물을 통한 단락전류가 일시적으로 발생한다. 이러한 단락전류는 구동 전원 측으로 최대 전류 값 및 루프 면적에 비례한 일시적인 자기장을 형성시키고 near 필드($\lambda/2\pi$) 내의 인접하게 위치한 하니스에 자계 결합을 통한 역기전력 발생의 원인이 될 수 있다. 이러한 인접 하니스에 자계 노이즈 결합은 여러 자료를 통해 우주시스템 환경에서 일시적인 데이터 손실의 원인이 되는 것으로 분석되고 있다. 본 논문은 우주발사체의 HBW 점화기 기폭시 발생하는 전도성 구조물 단락전류 귀환현상으로 인한 자계노이즈 분석 및 감쇄방안에 대해 논의하고자 한다.

Key Words : 우주발사체, HBW, 점화기, 자계노이즈

1. 서론

우주발사체 상단 시스템은 비행 중에 킥 모터 점화, 위성분리와 같은 HBW 점화기 기폭이 순차적으로 발생한다. HBW를 이용한 점화기의 기폭시에는 일반적으로 전도성 구조물을 통한 단락전류가 일시적으로 발생한다. 이러한 단락전류는 구동 전원 측으로 최대 전류 값 및 루프 면적에 비례한 일시적인 자기장을 형성시키고 near 필드($\lambda/2\pi$) 내의 인접하게 위치한 하니스에 자계 결합을 통한 역기전력 발생의 원인이 될 수 있다. 이러한 인접 하니스에 자계 노이즈 결합은 여러 자료를 통해 우주시스템 환경에서 일시적인 데이터 손실의 원인이 되는 것으로 분석되고 있다.[4]

본 논문은 우주발사체의 HBW 점화기 기폭시 발생하는 전도성 구조물 단락전류 귀환현상으로 인한 자계노이즈 분석 및 감쇄방안에 대해 논의하고자 한다.

2. 일반적인 HBW 점화기 구조

HBW 점화기는 일반적으로 그림1과 같이 구성되어진다. 이 구조는 NASA에서 규격화되어 적용되고 있는 NSI와 크게 벗어나지 않는 구조이다. HBW 점화기를 간략히 설명하면 bridge wire가 화약 충전체로 채워져 있고 화약 충전체는 절연체로 외부와 절연되도록 구성된다. 외부는 전도성 구조물로 구성된다. 기폭 원리는 5A 이상의 고 전류에 의해 hot

bridge wire가 가열되고 폭발 임계 값 이후 화약 충전체가 폭발한다. 한국형 점화기의 경우 3개의 bridge wire를 적용한다. 1개의 점화기에 3개의 bridge wire가 내장되어 있고 결선에 따라 2개 또는 3개가 기폭시 활용된다. 따라서 기폭 전류는 1개의 점화기의 경우 결선에 따라 일시적으로 10 ~ 15 A 이상의 전류가 요구된다.

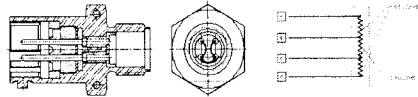


그림 1. 한국형 HBW 점화기

3. 상단시스템의 HBW 점화기 장착 환경

발사체에 장착되는 모든 HBW 점화기는 MIL 규격에 의해 상단의 전도성 접지 네트워크와 MIL-B-5087B의 class R(dc 2.5m Ω 이하)로 전기적 접합되어야 한다.[1-3] 부득이 복합재 기반으로 제작될 경우 1 k Ω 이하의 접촉 저항으로 전기적 접합되어야 한다. 이는 외부의 전자기적 외란 또는 ESD(Electrostatic Discharge)와 같은 전기적 shock에 의한 점화기의 대전 및 기폭을 방지하기 위함이다. 하지만 이러한 환경조건에 의해 HBW 점화기의 기폭시 구조적으로 구조물을 통한 단락귀환전류의 경로가 발생된다. 이는 전류 최대치 및 루프 면적에 비례한 일시적인 자기장을 형성시켜 near 필드내의 근접하게 배치된 전자시스템에 영향을 주는 원인이 된다. 상단시스템의 경우 킥 모터 점화구동장치와 위성분리 구동장치에 HBW 점화기를 적용하고 PDU (Power Distribution Unit)에서 5A 이상의 전류로 구동시키는 구조를 갖는다. 그림2의 굵은 선은 구동을 위한 하니스의 예상 경로를 표현한 것이다. 하니스의 배선 경로를 기준으로 점화기

지자 소개

* 홍일희 : 忠南大學 電氣工學科 博士課程

** 김양모 : 忠南大學 電氣工學科 教授 · 工博

기폭시 PDU측 SPG와 전도성 구조물로 전류귀환루프가 형성될 수 있다.

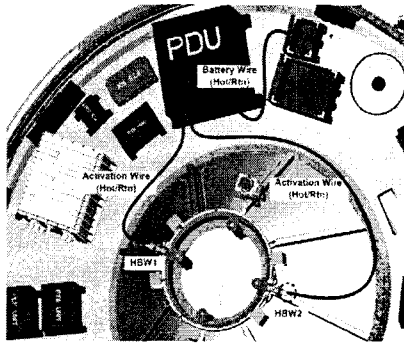


그림 2. 위성분리구동부 배선 개념도

4. 일반적인 HBW 점화기 구동 시스템

HBW 점화기의 구동 시스템은 아래 그림3과 같이 구성된다. PAS(Pyro Activation Simulator) 내부에서 한점 접지를 형성시키고 박스 구조물과 접합시킨다. 점화기 구동 신호를 위해 shielded twist-pair 케이블을 적용하고 양단 종단 처리한다. 3장 장막 환경에서 설명된 바와 같이 HBW 점화기는 구조물과 MIL-B-5087B의 class R 조건으로 구조물과 접합되고 기체를 구성하는 전도성 구조물 역시 모두 class R로 접합되므로 그림3과 같이 전기적으로 동 전위 접지로 표현된다.

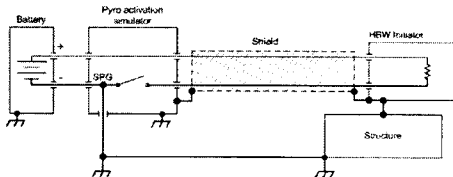


그림 3. 일반적인 HBW 점화기 구동 시스템

5. 구조물 단락귀환전류 발생원리 및 실험 결과

5.1 물리적 발생 원리

단락귀환전류는 HBW 점화기 시스템에서 구조적으로 발생하는 현상이라 할 수 있다. Bridge wire의 가열에 의한 화학의 폭발로 화약을 감싸고 있는 절연체에 균열이 발생되고 폭발로 인해 발생한 고온 고압의 가스 미립자들이 이온화되어 형성된 플라즈마가 균열을 통해 전도성 구조물로 일시적인 단락전류 경로를 형성시킨다. 이러한 메커니즘으로 인해 HBW 점화기 기폭시 대부분의 경우 주 전원 접지로 일시적인 단락전류귀환 경로가 형성된다. 그림4는 HBW 점화기 기폭시 전류귀환 경로를 표현한 것이다.

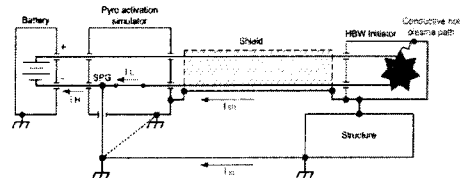


그림 4. 구조물 단락귀환전류 원리

기폭 전 구동 초기의 경우 전류 $I_H \approx I_L$ 이지만 기폭 후에는 5.1절에서 설명된 2차 현상으로 인해 전류 방정식은 다음 (1)식과 같이 표현될 수 있다.

$$I_H = I_L + I_{SH} + I_{ST} \text{ -----(1)}$$

(I_{SH} 는 경로 저항 값이 크기 때문에 I_L 과 I_{ST} 에 비해 매우 작다.)

5.2 실험 결과

구조물 전류 귀환경로는 점화기 커넥터 backshell에 22AWG 접지선을 납땜하여 전원측 SPG로 배선하여 모사하였다. 배선 길이는 실험환경을 고려하여 대략 10 ~ 15 m 이다. 실제 상단 환경의 경우 Al 합금의 Class R 접촉으로 구성되어 있으며 구동 하니스의 실제 경로 길이는 1 ~ 2 m 범위일 것으로 예상된다. 그림5는 위성분리성능 실험 환경이다.

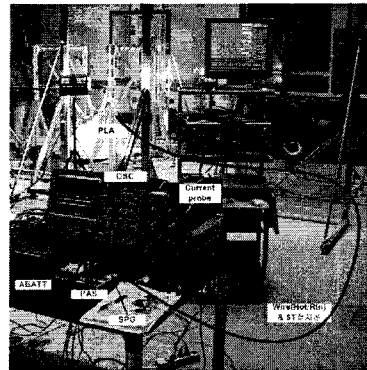


그림 5. 위성분리성능실험 환경

그림6은 계측 결과 중 한 파형이다. (1)식과 같이 기폭시 hot 선전류와 return 선전류의 차이만큼 구조물 단락전류가 발생됨을 알 수 있다. Hot/rtn 선전류는 5A/div으로 구조물 전류는 2A/div으로 계측하였다. 7회 정도 계측한 결과 한국형 HBW 점화 시스템의 평균적인 단락전류 추이는 다음 표1과 같다.

표 1. 단락전류 추이

	평균값	최대값
dI/dt	3.5M A/s	4.4M A/s

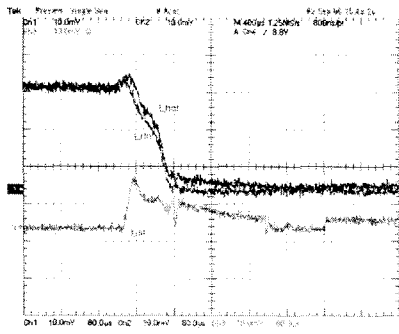


그림 6. 계측 결과

6. 단락전류에 의한 자기장 영향

기폭에 의한 자기장의 인접 하니스에 미치는 영향은 각 배선 환경에 영향을 받는다. 인접한 하니스 루프에 유도되는 기전력은 Faraday's Law에 의해 다음 (2)식과 같이 표현된다.

$$V_i = - \int_s \frac{d \vec{B}}{dt} \cdot d \vec{s} \quad (2)$$

인접한 하니스 루프에 수직으로 유겨되는 자속은 Z방향인 수직방향으로 가정하면 Biot-Savart's Law에 의해 다음 (3)식과 같은 식으로 표현된다.

$$B_z = \frac{\mu_0 \cdot I_c \cdot A_c}{2\pi r^3} \cdot a_z \quad (3)$$

- r: 소스와 취약 하니스 루프와의 거리
- A_c: 소스 루프 면적
- I_c: 일시적인 구조물 단락전류 (소스 전류)

따라서 유도 기전력 V_i는 다음 (4)식과 같이 간략화 된다.

$$V_i = \frac{\mu_0 \cdot A_c \cdot A_v}{2\pi r^3} \cdot \frac{dI_c}{dt} \cong \frac{\mu_0 \cdot A_c \cdot A_v}{2\pi r^3} \cdot \frac{I_c}{tr} \quad (4)$$

- A_v: 자기장이 유겨된 취약 하니스 루프 면적

일시적인 자기장에 의한 near 필드에 위치한 인접 하니스에 유겨되는 기전력은 전류 루프 면적과 dI/dt에 비례하고 r³에 반비례한다. 루프 면적의 정확한 계산은 여러 가지 변수로 인해 사실상 불가능하지만 다음과 같이 가정할 수 있다. 그림 2와 같이 우주발사체 상단시스템의 HBW 접화기 구동을 위한 하니스 배선이 될 경우를 가정하면 하니스의 길이는 대략 1 ~ 2 m정도 될 것으로 예측하고 하니스와 구조물과의 높이는 평균 0.5 m라고 하면 일시적 단락전류 귀환에 의한 루프 면적(A_c)은 최대 1 m²가 된다. 인접 하니스 루프면적(A_v)의 경우도 2 m 정도의 길이와 hot/rtn 간의 높이가 0.01 m라 하면 대략 0.02 m²라 가정할 수 있다. 실험 결과에 의해 dI/dt를 4 x 10⁶ A/s라 하면 near 필드 내에 EMI에 취약한 하니스가 대략 0.1 m 정도 이격되어있다고 가정할 때 이 하니스 루프에 발생되는 역기전력 V_i는 대략 16 V정도 됨을 이론적으로 알 수 있다. 순간적으로 인접 하니스에 자

계 결합되는 역기전력 V_i는 탑재 전자시스템의 I/O 단에 영향을 미치는 원인이 되기도 한다. 예컨대 I/O 단에 ttl-cmos 계열의 칩이 적용된다면 입력단의 순간적인 (-) 역기전력에 의한 latch-up 현상이 발생 되어 비행 중 탑재 전자시스템간의 인터페이스에 문제를 발생시킬 수 있다.

7. 결론

HBW 접화 시스템은 구조적으로 기폭시 전도성 구조물을 통한 단락전류귀환루프가 발생하고 일시적인 자기장을 형성시켜 near 필드(λ/2π 이내)에 위치한 취약한 시스템에 자체 결합으로 인한 오동작을 일으키는 원인이 될 수 있다. 한국형 HBW 접화기의 실험을 통한 분석결과 접화기 특성에 따른 dI/dt에는 차이가 있지만 매 실험마다 구조물 단락전류가 계측됨을 확인 할 수 있었다. 실제 환경에서는 현재의 실험 환경에 비해 더 열악한 환경이 될 것으로 판단된다. 따라서 최악의 경우를 대비하여 우주발사체에 적용되는 HBW 접화 시스템(위성분리부, 코모더 접화구동부)에 파이로 기폭에 의한 노이즈 저감 대책이 요구된다. 앞에서 분석된 바에 의하면 자체 노이즈 저감 대책이 다음과 같이 요약될 수 있다.

- ① 그림7과 같이 SPG를 10 KΩ의 절연 저항을 직렬 삽입시켜 dI/dt를 1/10 K 배로 낮춘다. 다른 우주시스템의 경우 5 ~ 10 KΩ을 적용하는 것을 확인 할 수 있다.
- ② 주 구동 하니스(hot/rtn)의 배선을 구조물과 근접하게 하여 루프 면적(A_c)을 줄인다.
- ③ 거라³에 반비례 하므로 노이즈에 취약한 신호 선은 충분히 이격시킨다.

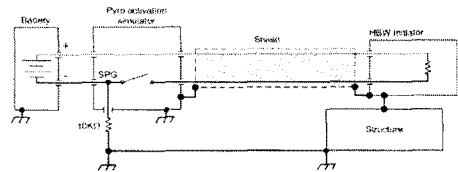


그림 7. 절연저항 삽입 방안

참고 문헌

- [1] "Electroexplosive Subsystems, Electrically Initiated, Design Requirements and Test Methods", MIL-HDBK-1512, Sep, 1997.
- [2] "Electroexplosive Subsystem Safety Requirements and Test Methods for Space Systems", MIL-STD-1576, Jul, 1984.
- [3] "Bonding, Electrical, and Lightning Protection, for Aerospace Systems", MIL-B-5087B, Oct, 1964.
- [4] "Electrical Grounding Architecture for Unmanned Spacecraft", NASA-HDBK-4001, Feb, 1998.
- [5] 김광수 외 6인., "A Conceptual Design for Electrical Grounding Architecture of Korean Space Launch Vehicle", 한국우주과학회보, 제13권 2호, Oct, 2004, pp. 231-234.