

論文

리아프노프 함수에 기초한 과학기술위성 2호 펄스형 플라즈마
전기추력기의 동작 안정성 연구

신구환*, 차원호*, 남명용*, 강경인*, 임종태*

On Stability of the Pulsed Plasma Thruster for STSAT-2 based on
the Lyapunov Function

Goo-Hwan Shin*, Won-Ho Cha*, Myeong-Ryong Nam*, Kyung-In Kang* and Jong-Tae Lim*

ABSTRACT

The PPT being currently developed for the flight model represents a significant leap in techniques and technology compared to the previous flight ones. The electrical energy to be charged in the pulsed plasma thruster (PPT) is a very important aspect to provide an uniform impulse bit I_b , and a specific impulse I_{sp} , for satellite attitude control. In this paper, we propose a nonlinear control technique and a stability analysis based on the Lyapunov function for the pulsed plasma thruster. Specifically, the proposed control law guarantees to charge and discharge the electrical energy generated from the power processing unit (PPU) within the specified time.

초 록

펄스형 플라즈마 전기추력기의 설계기술과 제어기법에 있어서는 과거의 기술에 비하여 많은 도약을 하였다. 그리고, 펄스형 플라즈마 전기추력기의 충전된 전기에너지는 추력기 구동시 중요한 비중을 차지함을 알 수 있다. 펄스형 플라즈마 전기추력기는 매 분사시 축전기에 충전된 전기에너지를 방전시켜 분사 시키므로써 추력을 얻는 장치이다. 따라서, 매 분사시 균일한 추력을 얻고자 할 경우에는 동작시점에서 균일한 전기 에너지가 충전되어 있어야 한다. 따라서, 본 논문에서는 매 분사시 균일한 추력을 얻기 위한 기법과 축전기와 추력기 엔진간의 기하학적 연결에 따른 안정성을 연구하였다.

Key Words : Impulse Bit, Specific Impulse, Pulsed Plasma Thruster, STSAT-2(과학기술 위성 2호)

1. 서 론

과학기술위성 2호는 근지점 궤도가 300Km, 원지점 궤도가 1500Km인 타원궤도환경에서 운용될 예정이다. 위성의 궤도경사각 (Inclination)은

† 2005년 8월 18일 접수 ~ 2005년 11월 7일 심사완료

* 정회원, 한국과학기술원 인공위성연구센터
연락처, E-mail : ghshin@satrec.kaist.ac.kr
대전광역시 유성구 구성동 373-1

약 55° 에서 80° 정도이다. 그리고, 한 궤도를 회전 (Orbit Period)하는데 약 102분정도 소요된다. 과학기술위성 2호에 탑재되는 마이크로 PPT의 주요 임무는 우주환경에서의 자세제어 및 모멘텀 언로딩(Momentum Unloading)을 위한 기술 실험을 위하여 탑재되며 구체적인 개발 사양은 표 1과 같다. 추진시스템은 크게 화학 추진시스템 (Chemical Propulsion System)과 전기 추진시스템 (Electrical Propulsion System)으로 구분한다. 전기추진시스템의 종류로는 저항제트 (Resistojet),

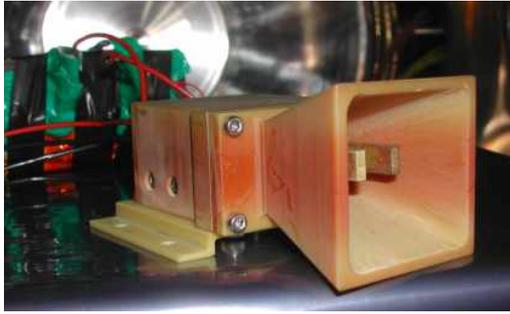


그림 1. 펄스형 플라즈마 전기추력기

아크제트 (Arcjet) 등의 전열 방식과 펄스형 플라즈마 전기추력기 (Pulsed Plasma Thruster : PPT)의 전자기방식과 이온엔진 (Ion Engine) 등의 정전방식 등이 있다. 이 전기 추진시스템에서 펄스형 플라즈마 전기추력기는 Teflon®이라고 하는 고체 추진제 (Propellant)를 진공상태에서 고전압으로 승화된 이온 입자를 로렌쯔 힘의 전자기력에 의하여 가속시켜 추력을 얻는 장치이다. 펄스형 플라즈마 전기추력기의 입력 측에서는 높은 전압을 공급하여 축전기에 약 2.5J의 전기에너지를 저장하며 동작신호가 발생될 때 Teflon®을 승화시키게 된다. 그림 1은 과학기술 위성 2호에 탑재될 펄스형 플라즈마 전기추력기의 엔진부분을 보여주고 있다.

그림 1에서 알 수 있듯이, 펄스형 플라즈마 전기추력기의 장점은 화학추진시스템이 필요로 하는 복잡한 밸브 (Valve) 및 탱크 (Tank) 등이 필요 없고 구조가 간단하다. 또한, 과학기술 위성 2호에 탑재될 펄스형 플라즈마 전기추력기의 추력은 로고스키 코일의 전자기유도 방식을 이용하여 측정된 결과 약 $35\mu Ns$, 비추력은 $800s$ 의 성능이 측정되었다. 과학기술 위성 2호는 단반경 300Km 그리고 장반경 1500Km인 타원궤도 주기를 갖고 있으며, 이 궤도에서 발생하는 에어로다이나믹스 (Aerodynamics)와 지구 자기장 (Magnetic Field)을 고려한 외란은 약 $111\mu Nm$ 이다. 이의 수치는 $30\mu Ns$ 의 성능을 갖는 전기추력기의 경우 약 100회 정도 분사할 경우 충분히 외란을 극복하고 위성의 무게 중심점에 모멘텀 (Momentum)을 발생시킬 수 있기에 $30\mu Ns$ 로 과학기술 위성 2호 펄스형 플라즈마 전기추력기 사양으로 설정하였다. 물론, 충분히 큰 임펄스 빔을 발생하도록 설계할 수도 있으나, 마이크로급 위성의 설계 제약인 한정된 전력으로 인하여 매 분사시 크 임펄스 빔을 발생하도록 설계 할 수가 없었다.

표 1. 과학기술 위성 2호 PPT 사양

임펄스 빔, I_b	30uNs
비추력, I_{sp}	800s
동작전압, V	+1500V
전기에너지, J	> 2.25J
동작주기, Hz	1s

상대적으로 화학추진시스템이 갖는 추력보다는 작은 추력을 발생하는데, 이는 추력이 작으므로 소형위성의 정밀 자세제어가 가능하다는 것을 암시하고 있다. 이와 같이 펄스형 플라즈마 전기추력기는 화학추진시스템 보다는 많은 장점을 갖고 있으며 실험적으로도 안정적으로 동작함을 확인할 수 있었으나, 이론적인 측면에서는 아직 검토가 이루어지지 않았었다. 따라서, 외부로부터 외란 (Perturbation) 등이 발생하여도 안정적으로 동작할 수 있는지, 또는 인가되어야 할 입력 전압의 범위는 어느 정도 인지를 검토할 필요성이 제기되며, 이와 같이 Teflon®을 승화시키기 위한 모든 구성들이 안정적인지 이론적인 측면에서 시뮬레이션을 통하여 검토할 필요가 있다. 본 논문에서는 이와 같은 전체 시스템 측면에서의 펄스형 플라즈마 전기추력기의 안정성을 연구하였다.

II. 펄스형 플라즈마 전기추력기

2.1 동작원리

본 논문에서 연구할 펄스형 플라즈마 전기추력기의 전체 구성은 다음의 그림 2와 같으며, 일반적으로 태양으로부터 생산된 전기에너지가 정

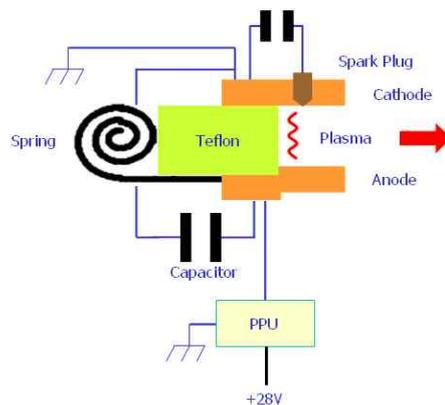


그림 2. 펄스형 플라즈마 전기추력기 구성도

류회로를 거쳐 +28V로 공급된다. 이 전압은 펄스형 플라즈마 전기추력기를 구동하기에 충분한 전기에너지를 생산하기 위하여 전력처리장치 (Power Processing Unit : PPU)를 거치며 Capacitor Bank에 저장된다. Capacitor Bank에 저장된 높은 전기에너지는 점화장치에 의하여 방전이 이루어지며, 이때 추력기 헤드 가운데 위치한 Teflon®을 승화시켜 전자기 가속에 의하여 추력을 얻는다.

Teflon®의 뒤에 위치한 스프링은 점화 후 또 다시 Teflon®이 점화될 수 있도록 일정위치로 오도록 밀어주는 역할을 한다.

2.2 고전압 전력처리장치

주변 인터페이스 회로 및 전력처리장치를 포함한 펄스형 플라즈마 전기추력기의 전체 블록도는 그림 3과 같다. +28V 전원은 전력분배장치 (Power Distribution Unit)로부터 공급받는다. 축전기 충전 신호와 방전 신호 Charge ON과 Discharge ON은 명령을 송출하는 명령처리장치로부터 입력된다. 그리고, 이 명령처리장치는 펄스형 플라즈마 전기추력기의 각종 상태 정보를 입력받아 처리하여 준다.

전력처리장치의 1차 측에서 생산된 전기에너지는 주변압기 (Main Transformer)와 전압 더블러 (Voltage Doubler) 회로를 거쳐 축전기에 약 +1500V의 전압이 저장된다. 이때, 축전기에 저장된 +1500V는 이 전압을 점화시키기 위하여 점화 변압기 (Ignition Transformer)와 병렬로 엔진에 장착되어있다. 점화신호가 명령처리장치로 부터 발생할 경우 축전기에 저장된 약 2.5J 정도의 전기 에너지가 순간적으로 도통이 되면서 Teflon®을 승화시키는 역할을 수행한다.

2.3 추력기 엔진

과학기술위성 2호에 탑재되는 엔진의 형상은

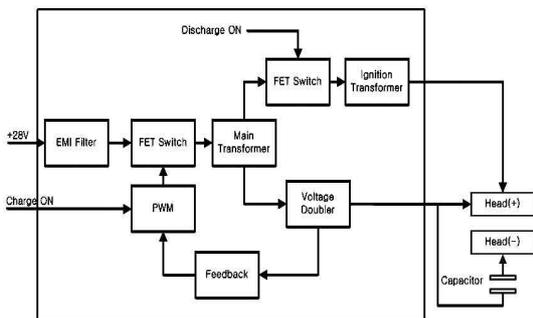


그림 3. 전력처리시스템 구성도

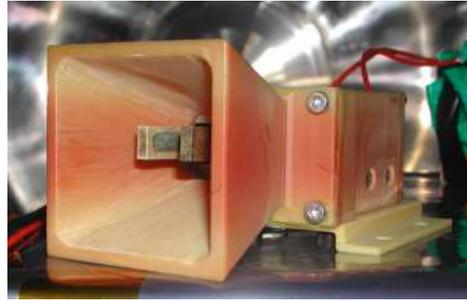


그림 4. 추력기 엔진



그림 5. 축전기

그림 4와 같다. 엔진의 전면에는 명확한 시야각 Clear Field of View를 확보하기 위하여 노즐을 장착하였으며, Clear Field of View는 약 ±45° 정도이다.

또한, 엔진의 하우징에는 추진제인 Teflon®과 Teflon®을 일정한 위치로 밀어주는 Negator Spring이 내장되어있다.

2.4 추력기 축전기

그림 5는 전력처리장치로부터 생성된 전기에너지를 저장하는 매체는 축전기이며, 본 연구에 적용된 축전기는 약 2.0uF 용량을 사용하였고, 타원궤도의 우주환경을 고려하여 설계하였다.

III. 시스템 해석

3.1 시스템 모델링

모델링을 위한 펄스형 플라즈마 전기추력기는 크게 전기회로, 진공상태에서의 엔진회로 및 전력 공급선 등으로 구분할 수 있으며, 그림 6과 같다. 엔진의 끝단 헤드에 연결된 하니스는 대전류가 순간적으로 흐르므로 단순 도체와는 다르다. 그림 6에서 알 수 있듯이 엔진 헤드, 전력공

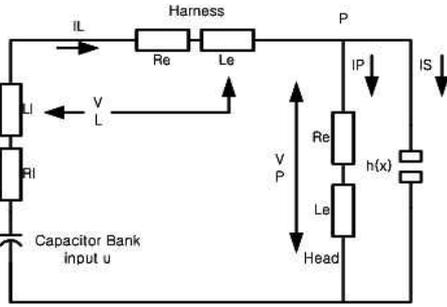


그림 6. 등가회로 모델링

급전 및 전기에너지 저장장치인 축전기 등이 전기회로와 연결되어서 상호동작을 하도록 구성되어 있다.

펄스형 플라즈마 전기추력기는 크게 3가지로 부분으로 나누어 모델링 할 수 있다. 전기에너지가 저장되는 축전기는 내부저항, 인덕턴스 및 커패시터로 등가모델링 할 수 있으나, 내부저항은 무시할 수 있을 정도로 작으므로 축전기는 R_C 및 L_C 로 표현 할 수 있다. 축전기에서 헤드까지 전기에너지 공급을 담당하는 하니스가 있으며, 하니스는 단순 도체이며 저항치 R_e 및 인덕턴스 L_e 로 등가모델링 할 수 있다. 끝으로, 엔진 헤드는 진공상태에서 점화신호가 발생하면 순간 도통이 되므로 도체로서 등가모델링 할 수 있으며, 저항치 R_p 및 인덕턴스 L_p 로 표현할 수 있다. 그리고, 각각의 저항치 R_C 및 R_e 는 합성저항 R 으로 간단히 표시하고, 인덕턴스 L_C 및 L_e 는 합성값 L 로서 표시한다.

3.2 시스템의 미분방정식

그림 6에서 모델링된 것과 같이 두개의 루프로부터 각각 I_p 및 V_L 을 구할 수 있으며, I_p 는 펄스형 플라즈마 전기추력기의 엔진 헤드에 흐르는 전류를, V_L 은 인덕터 L 에 걸리는 전압을 각각 나타낸다.

$$I_p = C \frac{dV_p}{dt} \tag{1}$$

$$V_L = L \frac{dI_L}{dt} \tag{2}$$

시스템 안정성 해석의 용이를 위하여 전압과 전류에 대한 상태변수를 각각 다음과 같이 설정한다.

$$x_1 = V_p \tag{3}$$

$$x_2 = I_L \tag{4}$$

그림 6의 각 Node에서 키르히호프의 전류법칙 (KCL)을 적용하여 식 (5)를 세우고 간단히 정리하면 하니스에 흐르는 전류는 다음과 같이 표시할 수 있다.

$$I_p = -I_s + I_L \tag{5}$$

다음으로, 큰 루프를 따라 키르히호프의 전압법칙 (KVL)을 적용하여 엔진 헤드에 걸리는 전압을 세우면 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$V_L = -V_p + u - I_L R \tag{6}$$

여기서, 진공상태에서 축전기에 충전된 전기에너지가 엔진 헤드를 통하여 방전될 때 내부 저항은 상대적으로 작은 값 이므로 이에 걸리는 전압은 무시하여도 될 것이다. 즉, $V_p \gg V_{R_p}$ 로서 무시할 수 있다. 앞의 식 (3), (4), (5) 및 (6)을 활용하여 다음과 같이 미분방정식 (Differential Equation)을 유도할 수 있다.

$$\dot{x}_1 = \frac{1}{C} (-h(x_1) + x_2) \tag{7}$$

$$\dot{x}_2 = \frac{1}{L} (-x_1 - R x_2 + u) \tag{8}$$

여기서, $h(x_1)$ 는 엔진 헤드를 보호하기 위하여 장착한 소자로서 비선형특성을 갖고 있으며, 전압에 따라 저항특성이 바뀌는 성질을 갖고 있다. 다시 말하면, 비정상적으로 높은 엔진 헤드 전압이 발생될 경우 엔진 헤드를 보호하기 위한, 엔진 헤드의 수명을 연장하기 위한 특별한 소자이다. 이의 AC-Characteristic을 살펴보면 다음과 같다.

$$h(x_1) = 0, \quad \text{for } -B < V < B \tag{9}$$

$$h(x_1) \ll B, \quad \text{for } |V| > B \tag{10}$$

위의 $h(x_1)$ 에 대한 특성 그래프는 그림 7과 같이 나타낼 수 있으며, 이상적인 경우 S 의 값은 무한대로 발산하여야 하나, 실제적인 시스템 환경에서는 무한대의 값이 나올 수 없다. 즉, S 는 동작전압 B 에서의 차단전류의 값으로 표현하며, 무한대의 값을 가질 수 없으므로 $S \gg 1$ 로 표현할 수 있다.

따라서, S 의 동작범위는 다음과 같이 간단한 수식으로 표현할 수 있다.

$$|S| \gg 1 \tag{11}$$

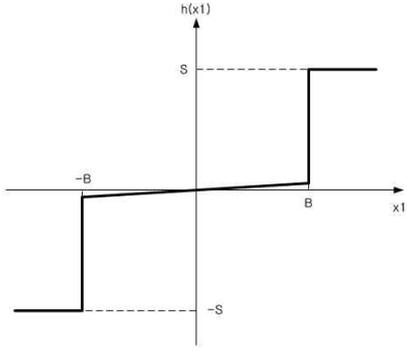


그림 7. $h(x_1)$ AC Characteristics

3.3 평형점 (Equilibrium Points)

식(7) 및 (8)의 좌변을 0으로 놓고 펄스형 플라즈마 전기추력기에 대한 평형점을 찾아내면 다음과 같다. 이 평형점은 펄스형 플라즈마 전기추력기의 동작점이 Q1, Q2 및 Q3의 세가지 경우로 나눌 수 있으나, 실제 펄스형 플라즈마 전기추력기는 Q2 부근에서 동작하므로 $x_2 = 0$ 으로 놓고 해석을 하였다.

$$x_1 = -R x_2 + u \tag{12}$$

$$x_2 = h(x_1) \tag{13}$$

그림 8에서 x_1 에 대한 평형점은 u 의 함수로 표현되나, 본 연구의 주된 관심분야는 입력신호의 범위가 그림 8에서 나타내는 바와 같이 점선 안에서 안정적으로 동작한다는 가정 하에서 해석하므로 입력신호 범위인 식(9)의 범위 안에서는 x_1 은 원점에서 평형점을 갖는 것을 알 수 있다.

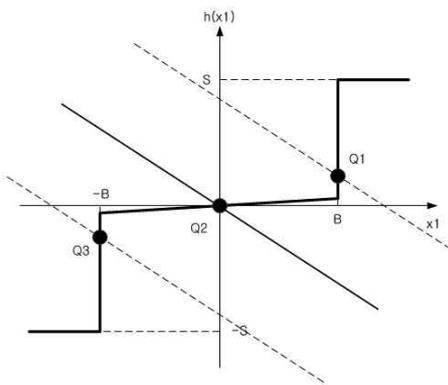


그림 8. Equilibrium Points

그러므로, 평형점은 아래와 같이 다시 표현할 수 있다.

$$x_1 = u \tag{14}$$

$$x_2 = 0 \tag{15}$$

3.4 안정성 해석

본 연구에서 이론적인 시스템의 안정성에 대한 연구를 수행하기 위하여 Lyapunov function을 적용하였다. 우선, Lyapunov function으로서 다음과 같은 함수를 취한다.

$$V(x) = \frac{1}{2}(x_1^2 + x_2^2) \tag{16}$$

Lyapunov function으로 취한 식(16)에 대해 시간의 함수로서 미분을 취하면 다음과 같은 형태로 표현된다.

$$\dot{V}(x) = (x_1 \dot{x}_1 + x_2 \dot{x}_2) \tag{17}$$

식(17)에 식(7) 및 (8)을 대입하여 다음과 같은 Lyapunov function을 얻을 수 있으며, 이를 이용하여 시스템의 안정성을 확인할 수 있다.

$$\dot{V}(x) = -\frac{1}{C}x_1h(x_1) - \left(\frac{1}{L} - \frac{1}{C}\right)x_1x_2 - \frac{R}{L}x_2^2 \tag{18}$$

식(18)로부터 펄스형 플라즈마 전기추력기가 안정하기 위한 입력 및 상태변수의 범위는 다음과 같음을 알 수 있다. 즉, 하기의 조건 (19) 및 (20)에서는 반드시 시스템이 평형점으로 수렴하는 것을 확인할 수 있다.

$$x_1x_2 > 0 \tag{19}$$

$$x_1h(x_1) > 0 \tag{20}$$

$$D = [x \in R^2 \mid \dot{V}(x) \leq 0, \forall x_1, x_2 > 0] \tag{21}$$

IV. 시뮬레이션 및 실험결과

4.1 시뮬레이션 : Phase Portraits

앞 장의 3.3에서 구한 평형점 (14) 및(15)를 식 (7) 및 (8)에 대입하여 시스템이 수렴하는지 확인하기 위하여 MATLAB을 이용하여 시뮬레이션을 수행하였으며 그림 9에서 주어진 시간 이내에 수렴하는 것을 확인할 수 있다.

그림 9에서 x 축은 상태변수 x_1 의 변수를 나타

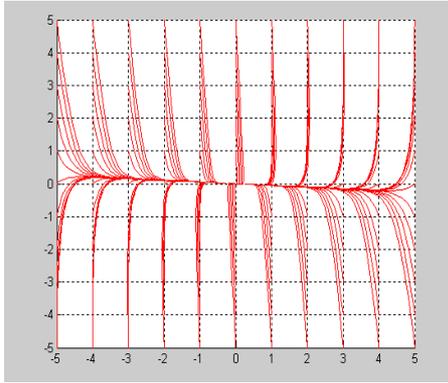


그림 9. Simulation for Phase Portrait

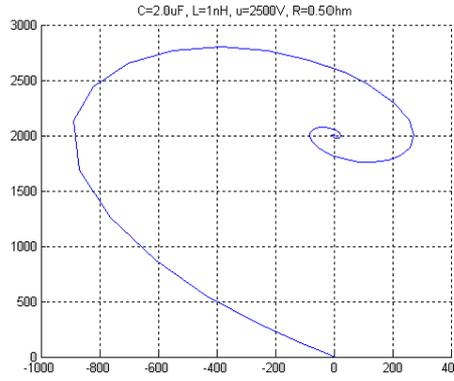


그림 11. C=2.0uF, L=1nH, u=2500V, R=0.3Ω

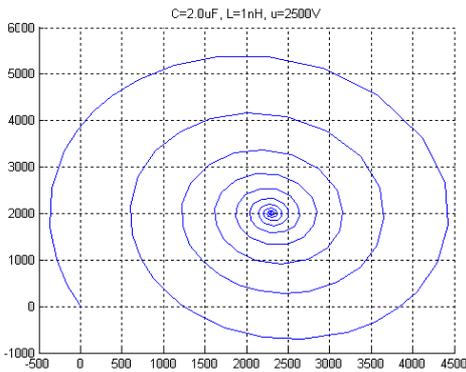


그림 10. C=2.0uF, L=1nH, u=2500V, R=0.1Ω

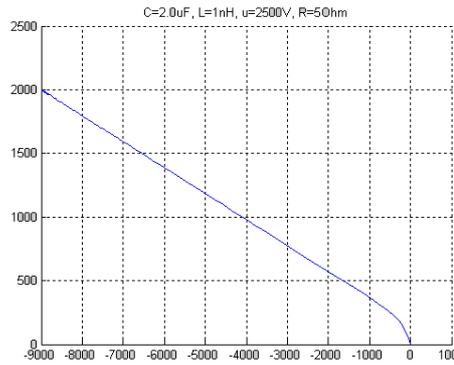


그림 12. C=2.0uF, L=1nH, u=2500V, R=5Ω

내는 축이며, y 축은 상태변수 x_2 를 나타내는 축이다. 주어진 상태변수의 입력조건에서는 모두 평형점 부근으로 수렴하는 것을 알 수 있으며, 3차원 그림에서도 마찬가지로 수렴하는 것을 알 수 있다.

그러나, 시스템이 전 영역에서 안정한 것은 아니고, 식(19) 및 (20)으로부터 1-상한과 3-상한 영역에서만 안정한 것을 알 수 있다.그림 10은 주어진 모델링 내에서 축전기의 커패시턴 및 하니스의 도선저항 및 입력 전압에 대한 시뮬레이션 결과이다. 그림 11은 정상적으로 동작할 때 입력 및 주변 변수를 가해 줄 경우 시스템의 수렴 및 발산을 시뮬레이션 한 결과이다. 가해진 입력 전압 부근에서 수렴하는 것을 확인하였다. 앞에서 시뮬레이션 한 결과와 다른 것은 하니스의 도선 저항이 0.3Ω 으로 증가하였다는 것이다. 물론 같은 입력 범위에서 수렴하는 시뮬레이션 결과를 얻을 수 있었다.

그림 12는 하니스의 도선 저항을 5Ω 으로 증가 시킨 경우의 시뮬레이션 결과이다. 이 경우는

수렴하지 않고 발산하는 것을 알 수 있었다.

즉, 축전기로부터 엔진 헤드까지의 도선 저항이 증가하면 저장되어있던 전기에너지가 추력으로 전달되는 것이 아니며 도선 저항으로 인한 손실로 효율이 떨어짐을 의미한다. 따라서, 물리적인 측면을 고려할 때 축전기에서 엔진 헤드까지의 거리를 가급적 짧게 설계하여야 하며 굵기는 최소한 American Wire Gauge #12를 사용하여야 한다.

4.2 실험결과 : 충전 · 방전 신호파형

명령처리시스템으로부터 충전신호가 입력될 경우 그림 13에서 보는바와 같이 200ms 이내에 +1500V 까지 충전되는 것을 오실로스코프를 이용하여 측정하였다. 그리고, 명령처리시스템으로부터 점화신호가 입력됨에 따라 저장된 에너지가 방전되는 파형을 그림에 첨부하였다.

그림 14는 축전기에 충전 및 방전을 위한 PWM으로부터 클럭 (Clock)이 출력되는 것을 보여 준다.

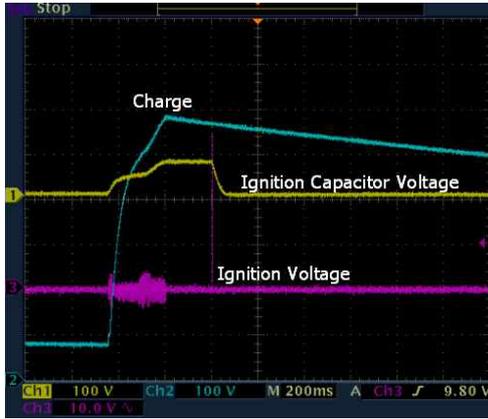


그림 13. 축전기 충전 및 방전 그래프



그림 14. PWM Clock Signal

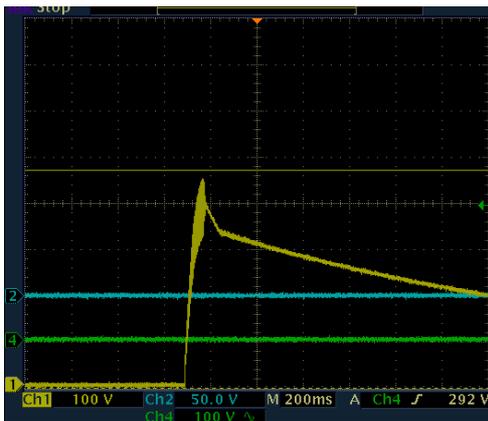


그림 15. 도선저항 R=5Ω 일 때 발산현상

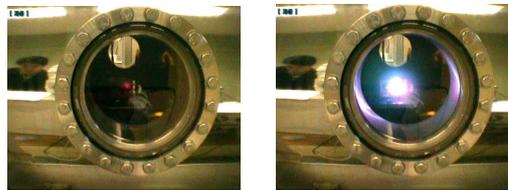
서로의 위상차가 180도이며 각각의 위상에서 축전기에 +1500V의 전압이 충전되도록 스위칭한다.

그림 15는 도선저항이 5Ω일 때의 충전 그래프를 보여주는데 충전시 공진현상을 보이며 충전을 하는데 시뮬레이션 결과와 같은 현상을 보이는 것을 알 수 있다. 즉, 수렴점에 도달하기 위하여 축전기 내부에서 충전과 방전을 거듭하면서 동작하는 것을 실험결과를 통하여 알 수 있다.

4.3 실험결과 : 플라즈마 분사

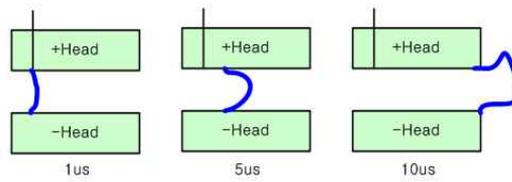
앞 장의 해석결과를 바탕으로 엔진 헤드로부터 동작신호가 입력되었을 때 발생하는 플라즈마 파형을 측정하였으며, 그림 16에 충전부터 플라즈마가 발생하는 현상을 단계별로 도시하였으며 본 측정에서는 노즐을 제거하고 측정하였다.

그림 16은 헤드의 종단부분에서 발생하는 Current Sheet 현상을 보여준다. Current Sheet는 약 10us 이내 발생하며 전류는 약 10A정도가 방전으로 주방전에 의하여 흐른다.



(a) 점화신호 (b) 플라즈마 발생

그림 16. Teflon의 플라즈마 분사 현상



(a) Current Sheet Simulation



(b) 헤드 양단의 Current Sheet

그림 17. Current Sheet 현상

그림 17 (a)에서와 같이 시뮬레이션은 헤드 양단에서 발생하는 전류의 분포도를 표시하며 헤드 사이의 곡선이 전류의 분포를 나타낸다. 그리고 그림 17 (b)는 진공챔버에서의 Current Sheet에 대한 접사를 보여주고 있다.

V. 결 론

본 연구에서는 펄스형 플라즈마 전기추력기가 이론적으로 얼마나 안정적인가 또는 안정적으로 동작하기 위한 주변 소자 또는 변수들의 입력 범위 등에 관하여 이론적인 측면에서의 해석을 시도하였고, MATLAB을 이용한 시뮬레이션을 통하여 도선에 나타나는 저항치가 $0\Omega \sim 0.3\Omega$ 범위 내에서는 안정적으로 수렴하는 것을 확인 할 수 있었다. 페루프 내의 전류 등 안정적으로 동작시키기 위한 입력범위 및 주변의 연결회로에 가장 큰 영향을 미치는 변수는 하니스의 도선 저항임을 확인 할 수 있었다. 그리고, 축전기의 충전용량, 도선의 인덕턴스는 전체 시스템의 안정성에는 큰 영향을 미치지 않음을 본 논문의 연구를 통하여 확인하였다. 이의 변수를 실제 전력처리시스템과 하니스에 적용하여 실험하였으며 순간 발전현상이 나타나지 않았으며 정확히 방전함을 측정할 수 있었다. 본 연구를 통하여 헤드 양단간에 나타나는 Current Sheet는 고압의 축전기에서 방전이 이루어지면서 나타나는 현상인데, 헤드의 길이가 길므로 인해 발생한다. 즉, 점화기 쪽의 저항과 헤드의 끝단의 길이가 다르므로 길이의 함수인 저항값이 다르므로 약 10us의 시간에 걸쳐서 전류가 흐른다. 따라서, 그림 16에서 측정된 Current Sheet 현상은 헤드의 끝단을 통해 충전되어있던 전하가 헤드의 끝단을 통해 루프를 형성함을 알 수 있었다.

후 기

본 연구논문은 과학기술부 과학기술위성2호 개발사업의 예산지원을 받아 작성되었습니다.

참고문헌

- 1) Goo-Hwan Shin, Myeong-Ryong Nam and Jong-Tae Lim, "Nonlinear Control and Analysis for PPT Uniform EnergyCharge using Backstepping Methodology", KSAS 1st Int. Session in 2003 KSAS 2003 Fall Conference, Kyeongju TEMF Hotel, Korea, Nov. 14 2003, pp. 156 - pp. 162.
- 2) 신구환, 남명용, 임종태, "과학기술위성 2호 펄스형 플라즈마 추력기의 제어프로그램 구현", 한국항공우주학회, 춘계학술발표회 논문집, pp. 964 - pp. 967, 2004.
- 3) HASSAN K. KHALIL, "Nonlinear Systems" Prentice Hall, Third Edition, pp. 46-47, 2002.
- 4) R. Joseph Cassady, "A Micro Pulsed Plasma Thruster (PPT) Dawgstar Spacecraft" Proceedings of the IEEE, Vol. 76, No. 4, pp. 481-482, 2000, April.
- 5) 남명용, 박인석, "소형 펄스형 추력기 지상 시험모델 개발", 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, pp. 614-617, 2001.
- 6) G-H SHin, M-R Nam, W-H Cha and J-T Lim, "Development of Pulsed Plasma Thruster for Science and Technology Satellite-2", ICCAS 2005, pp 352-355, 2005
- 7) 신구환, 남명용, 임종태, "과학기술위성 2호 자세제어용 펄스형 플라즈마 추력기의 헤드 및 피드 시스템", 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, pp. 725 - pp. 728, 2005.
- 8) Goo-Hwan Shin, Gun-Soo Shin, Myeong-Ryong Nam, Kyung-In Kang and Jong-Tae Lim, "High Voltage DC-DC Converter of Pulsed Plasma Thruster for Science and Technology Satellite-2 (STSAT-2)", IEEE PEDS 2005, Kular Lumpur Malaysia, 28 Nov ~ 1 Dec, 2005, pp. 926 - pp. 931