

저궤도 위성 자세제어용 센서 RLG 전원 공급기 설계

김의찬*, 이흥호**

한국항공우주연구원*, 충남대학교**

The RLG's Power Supply Design for Attitude Control in the Satellite

Eui-Chan Kim*, Heung-Ho Lee**

Korea Aerospace Research Institute*, Chungnam National University**

Abstract - The gyroscope is the sensor for detecting the rotation in inertial reference frame and constitute the navigation system together an accelerometer. As the inertial reference equipment for attitude determination and control in the satellite, the mechanical gyroscope has been used but it bring the disturbance for mass unbalance so the disturbance give a bad influence to the observation satellite mission because the mechanical gyroscope has the rotation parts. During the launch, The mechanical gyroscope is weak in vibration, shock and has the defect of narrow operating temperature range so it need the special design in integration. Recently the low orbit observation satellite for seeking the high pointing accuracy of image camera payload accept the FOG(Fiber Optic Gyro) or RLG(Ring Laser Gyro) for the attitude determination and control. The Ring Laser Gyro makes use of the Sanac effect within a resonant ring cavity of a He-Ne laser and has more accuracy than the other gyros. It need the 1000V DC to create the He-Ne plasma in discharge tube. In this paper, the design process of the High Voltage Power Supply for RLG(Ring Laser Gyroscope) is described. The specification for High Voltage Power Supply(HVPS) is proposed. Also, The analysis of flyback converter topology is explained. The Design for the HVPS is composed of the inverter circuit, feedback control circuit, high frequency switching transformer design and voltage doubler circuit.

능력을 갖추어야 한다. 그림 1에 RLG의 구성도와 그림 2에 He-Ne 레이저 방전의 회로 메카니즘을 보여준다. 방전 전류는 제작과정에 의하여 상이할 수 있으나 제작되는 RLG 한 개의 방전관에 흐르는 전류는 최대 1mA이하이고 RLG는 두 개의 방전관으로 구성되어 있기 때문에 고전압 발생기의 전류 공급 요구사항은 최대 2mA이다. 또한, RLG는 제작과정에서 He과 Ne 가스의 혼합과정 및 방전관의 특성에 따라 방전전류가 동일하지 않으므로 각각의 RLG에 일정한 전압을 공급하기 위해서는 부하변동에 대한 출력전압 제어기능과, 입력전압 변동에 대한 출력전압 제어기능이 필요하다[5][8]. 또한, 출력전압 리플이 15V 이상이 되면 레이저 방전 플라즈마 광출력의 세기가 일정치 않아 바이어스의 안정도에 영향을 주는 것을 실험적으로 검증하므로써 고전압 발생기의 출력 리플전압 요구사항은 10V 이내로 결정하였다. 표 1에 전원의 요구사항을 보여준다.

1. 서 론

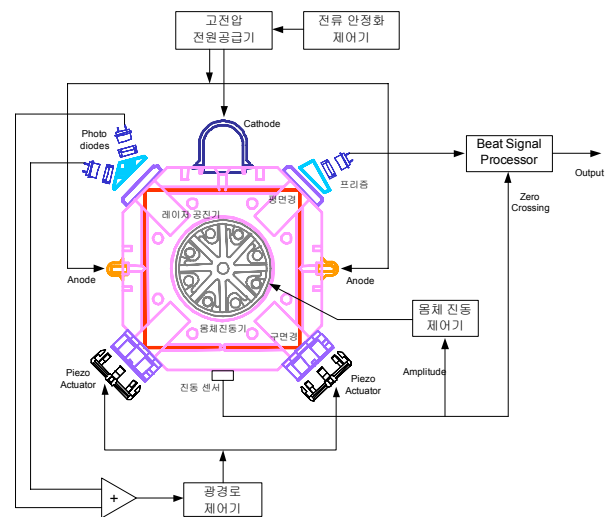
자이로는 관성좌표계에 대한 비행체의 회전을 검출하기 위한 센서로서 가속도계와 함께 항법장치를 구성하는 핵심부이다. 인공위성에서 자세결정 및 제어장치의 하나인 관성기준장치에는 기계식 자이로가 사용되어 왔으나, 기계식 자이로는 회전부분을 가지고 있기 때문에 질량 불균형에 의한 외란이 발생하여 관측 위성의 미션에 악영향을 준다. 또한, 기계식 자이로는 위성발사시에 더해지는 진동, 충격에 약하고, 또한 사용 온도 범위가 좁다는 등의 결점이 있어, 위성시스템 설계에 특별한 배려가 필요하다. 최근 위성의 자세제어장치에는 광학식 자이로가 사용되는데 가동부를 가지지 않는 자이로이기 때문에 교란이 전혀 발생하지 않고, 사용 온도 범위도 넓어, 다른 전자기와 똑같이 취급할 수 있는 장점을 가지고 있다[1]. 특히 영상 탑재체 카메라의 고정밀도 지향성을 추구하는 저궤도 관측위성은 자세결정 및 제어를 위해 FOG(Fiber Optic Gyro)나 RLG(Ring Laser Gyro)같은 고정밀 광학식 자이로를 채택하는 것이 일반적인 추세이다. 링 레이저 자이로(이하 RLG)는 Sagnac간섭계의 원리를 이용하여 서로 반대 방향으로 진행하는 빛의 진동수가 회전에 의해서 분리되는 현상을 이용하는 센서로서 정밀도 및 안정성이 높은 자이로이고, 이득 매질로서는 He-Ne 플라즈마를 광원으로 사용한다[13]. 방전관에 He-Ne 플라즈마를 생성하고 방진을 유지하기 위해서 약 1000V 소용량의 DC전원이 필요하다. 본 논문에서는 플라이백 컨버터를 이용한 RLG용 고전압 DC 발생기의 설계과정을 제시한다.

2. 본 론

2.1 플라즈마 방전 전원

2.1.1 플라즈마 방전 전원 요구사항

플라즈마를 형성하기 위해서는 각 방전관의 제작과정에서 차이가 있지만 양극간에 약 600Vdc DC전압이 인가되어야 한다. 그러므로 발라스트 저항의 전압강하(-300Vdc)와 전류 안정화 회로에 걸리는 전압강하(-100Vdc)를 고려하면 고전압 발생기는 DC -1000V의 전압을 공급할



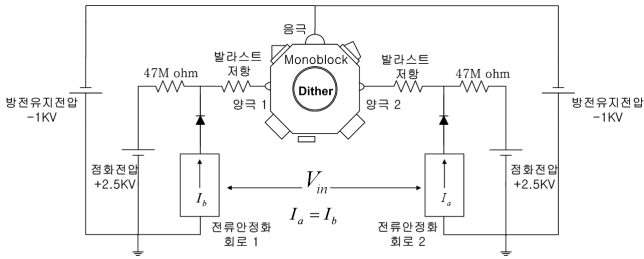
<그림 1> RLG의 구성도

<표 1> 방전전원의 요구사항

Parameter	Specification
입력전압	DC15V
출력전압	-930V
출력전류	5mA
출력전력	5W
출력리플전압	최대 10V이내
스위칭 주파수	50 KHz
동작온도범위	-40 ~ 80 °C
효율	80 %
	비절연방식

2.2 플라이백 컨버터

플라이백 컨버터는 변압기가 인덕터의 역할을 함으로서, 인덕터가 필요 없고, 적은수의 부품으로 회로를 구성할 수 있다는 점과, 소용량에 적합하다는 점, 고전압을 쉽게 얻을 수가 있다는 장점이 있다. 이런 장점을 고려하여 RLG용 고전압 발생기 설계를 위해 플라이백 컨버터를 선정하였다.



〈그림 2〉 레이저 방전 시스템

2.3 설계

2.3.1 제어기 설계

본 회로에서는 클럭을 생성하기 위하여 자러형방식이 아닌 전용 콘트롤러 사용한 타러형 방식을 선정하였다. 자러형에 비하여 출력잡음 저감이 가능하고 저온시에도 기동의 문제가 일어나지 않고, 펄스폭제어가 용이하며, 충분한 보증을 할 수 있다는 장점이 있다. 콘트롤러는 UC1526을 사용하였다. 이 콘트롤러의 입력전원전압이 7~35V이므로 별도로 파워를 공급하지 않고 전원의 회로 전압을 사용해도 된다. UC1526은 출력단이 컴플리멘트리 트랜지스터를 사용한 전력증폭기로 구성되어 있으므로 MOSFET을 구동하는데 부가적인 회로가 필요 없다. 또한, 동작 온도가 55~125°C이므로 전원 조건에 만족한다.

2.3.2 스위치 주변 설계

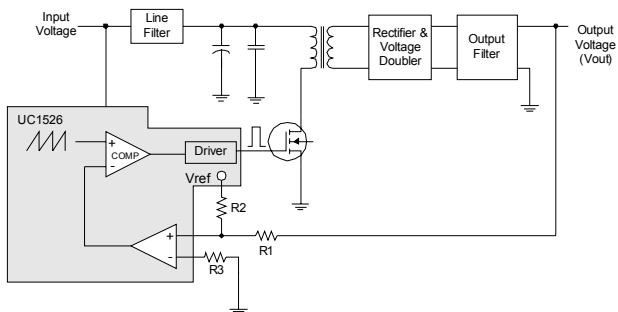
보통의 토폴로지에서는 변압기의 누설 인덕턴스로 인하여 스위칭 OFF시에 스파이크 전압이 발생하므로 MOSFET주변에 스너버 회로를 사용하지만, 스너버 회로내의 저항은 전력효율을 감소시킨다. 따라서 전원전압보다 10배 이상 높은 내압을 가진 IRF840을 사용하고, 고주파 변압기의 제작과정에서 누설 인덕턴스를 최소화하여 스너버 회로를 사용하지 않고 전력효율을 개선시켰다.

2.3.3 2차측 정류회로 설계

1000V의 고전압을 얻기 위해 변압기의 중간절연을 위하여 2차 AC 출력전압을 500V로 제한하고 출력 정류회로를 2배 체배하여 DC 1000V로 변환하는 회로를 선정하였다. 다이오드는 역회복 시간이 빠른 1000V, 75ns인 UF4007을 선정하였다.

2.3.4 피드백 설계

부하의 증가나 입력전압의 변동은 안정한 출력전압을 얻어내는데 외란으로 작용하므로, 출력전압의 안정화를 위해 시스템 부 피드백을 걸어 주어 출력전압을 안정화시킬 수 있다. 오차전압은 오차 증폭기를 거쳐 증폭되고, 이 증폭된 오차전압은 삼각파의 램프시그널과 비교되어 PWM제어를 하게 되며, 제어된 게이트 펄스전압은 메인스위칭 소자로 전달된다. 전체적인 회로의 구성도가 그림 5에서 보여지며, 출력전압은 $V_{out} = V_{ref} \left(\frac{R1}{R2} \right)$, $R3 = \left(\frac{R1 R2}{R1 + R2} \right)$ 으로 설정된다.



〈그림 5〉 플라이백 회로 구성도

2.3.5 고주파 변압기 설계

파워 용량에 근거하여 고주파 변압기의 형상과 재질을 페라이트 EI19코어를 선정하였다.

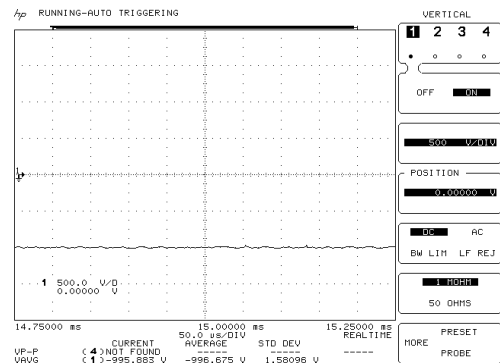
〈표 2〉 고주파 변압기 설계 요구사항

Parameter	Specification
스위칭 주파수	50KHz
1차측 턴수	5 턴
2차측 턴수	550 턴
코어 재질	Ferrite PC40
코어 형상	EI19

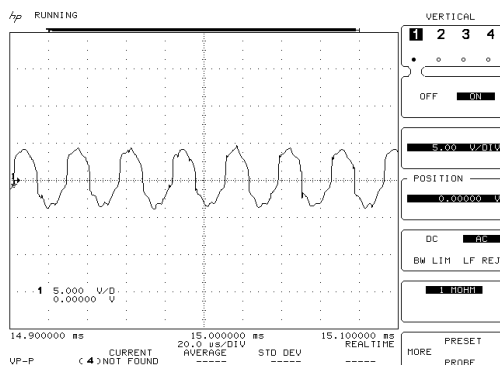
RLG는 최대 2W의 전력을 필요로 하므로 전력효율을 최대한 개선하기 위해 입출력 효율을 저하시키는 스너버 회로를 사용하지 않았으므로 고주파 변압기의 제작과정에서 최소의 누설 인덕턴스를 가질 수 있도록 설계 및 제작하여야 한다. 변압기의 1차 권선의 전류는 그림 4에서 나타내듯이 톱니 모양으로 되어 있기 때문에 1차측 피크 전류는 입력 전류의 평균값의 4배가 되므로 $I_p = 4 \times \frac{1}{V_{in(min)}} \cdot \frac{P_o}{\eta}$ 에 의해 2.5A를 얻을 수 있으므로 선지를 1.0mm 이상인 전선이 사용되어야 한다. 1차 권선에서 발생한 자속을 가급적 많이 2차 권선 속으로 통과시키려면 즉 결합이 좋은 변압기를 만들기 위해서는 보빈에 전선이 팽창면서 전선간극이 평균적으로 감아야 하므로 계산된 1차측 권선의 지름 보다 굵은 3.0mm 에나멜 전선을 선정하여 보빈에 가득 차도록 제작하였다. 마찬가지로 2차측 권선도 팽창해 감기 위해 계산된 값보다 굵은 선지를 0.2mm 에나멜선을 선정하였다. 또한, 1차 권선이 2차 권선사이에 삽입하는 샌드위치 감기를 적용하였다. 1차 권선과 2차 권선사이의 절연을 위하여 절연지를 삽입하였으며 2차권선의 중간 턴 수가 될 때 절연지를 삽입함으로써 변압기내부의 절연을 향상시킬 수 있다[2]. 표 2는 고주파 변압기 설계 요구사항을 보여준다.

2.3.6 시험

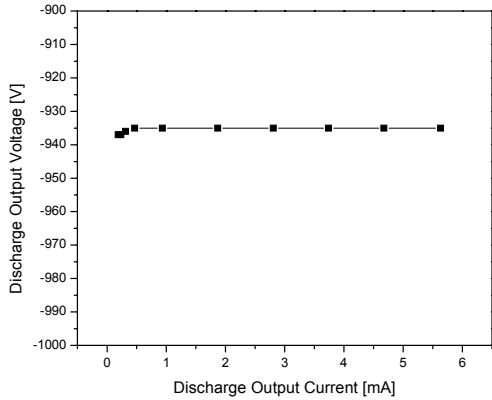
그림 6은 출력단에 부하 저항 620Ω을 연결하여 1.6mA의 부하전류를 흘렸을 때의 출력파형을 보여주면, 그림 7은 출력 리플 전압을 보여준다. 그림 8은 부하 변동에 대한 부하 레귤레이션에 대한 그래프이며, 그림 9는 입력전압에 대한 라인 레귤레이션에 대한 그래프이다. 설계된 회로를 적용하여 RLG의 He-Ne 레이저를 발진시킴으로써 위도 36.5°에서 정상동작상태대 약 9 deg/h 바이어스를 얻음으로써 RLG의 정상동작을 확인하였다.



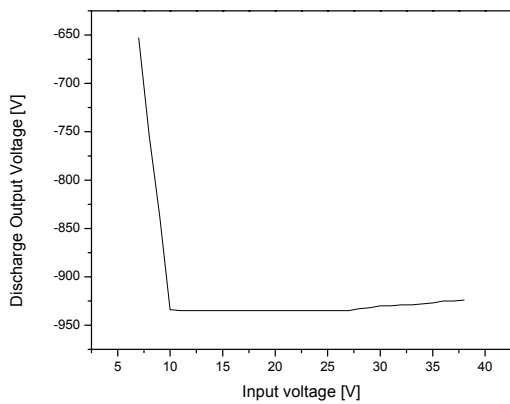
〈그림 6〉 출력 전압 파형



〈그림 7〉 출력 리플 전압 파형



〈그림 8〉 부하 레귤레이션 시험



〈그림 9〉 입력전압 레귤레이션 시험

3. 결 론

본 논문에서는 저궤도 위성에서의 자세 결정 및 제어를 하기 위해 적용되는 RLG의 He-Ne 레이저를 발진하는 고전압 발생기 설계를 제시하였다. 여러 가지 토폴로지중 소용량의 고전압을 얻기 쉬운 플라이백 컨버터를 선정하였고, PWM 제어기, 정류회로, 피드백회로, 고주파 변압기 설계를 제시하였다. 저궤도 위성에 RLG가 도입될 경우 RLG의 전원 장치로써 이 설계과정이 적용될 수 있다. 그러나 전원의 출력이 고전압이기 때문에 공기가 없고 압력이 적은 우주공간에서는 절연과피전압이 낮아져 고전압과 하우징 케이스 또는 그라운드사이에 코로나 방전을 야기시킬수 있고, 코로나 방전이 생길 경우 자신 고전압발생기는 물론 다른 비행전장박스에 도 파괴를 가져올 수 있다. 그러므로 우주 환경 시험중 코로나 야킹 시험을 만족하기 위해서는 몰딩, 아트웍과 같은 부가적인 설계가 요구된다.

[참 고 문 헌]

[1] Frederick F.Mobley,Wade E.Radford, and Lawrence R. Kennedy, "MSX Attitude Determination and Control Hardware", Johns Hopkins Apl Technical Digest, Volume 17, Number 2, 1996.
 [2] Keith Billings, Switchmode Power Supply Handbook, McGraw-Hill, 2.3-2.58, 1989.
 [3] 전자기술연구회, 전원회로 설계 마스터, 기문사, pp. 231-284, 2002.
 [4] Rodloff. R, Burchardt. W, Jungbluth. W, "Measurements of Laser Gyro Errors as a Function of Beam Path Geometry", ESA-TT-992, pp. 1-41, 1985.
 [5] F. Aronowitz, "The laser Gryo", Laser Application, Vol. 1, pp. 133, 1971.
 [6] T. J. Hutchings, D. C. stjern, "Scale Factor Nonlinearity of a Body Dither Laser Gyro", IEEE, pp. 549, 1978.

[7] T. A. Dorschner, H. A. Haus, M. W. Smith, H. Statz, "Laser Gyro Quantum Limit", IEEE, pp. 1376. 1980.
 [8] F. Aronowitz, R. J. Collins, "Mode Coupling Due to Backscattering in a He-Ne Traveling Wave Ring Laser", Applied Physics Letters, pp. 55, 1 July 1966.
 [9] J. B. Matthews, M. I. Gneses, D. S. Berg, "A High Resolution Laser Gyro", IEEE, pp. 556, 1978.
 [10] W. G. Albrecht, "State of the Art of German RLG Development : Latest Test Results of the Honeywell Sondertechnik Gyro DGD 800", Symposium Gyro Technology, pp. 11.0, 1986.
 [11] J. D. Coccoli, S. B. Helfant, "The Intrinsic Stability of Laser Gyro Scale Factor", IEEE, pp. 574, 1978.
 [12] Statz. H, Dorschner. T. A, Holtz. M, Smith. I. W, "The Multioscillator Ring-Laser Gyroscope", Laser Handbook, pp. 229-332, 1985.
 [13] Aronowitz. F, The Laser Gyro in Laser Application, Academic Press, pp. 133-200, 1971.
 [14] Sargent III. M, Scully. M.O, Laser Physics, Addison-Wesley, 1974.
 [15] H. Malthan, "Test of a Honeywell GG1342 Ring Laser Gyro", Gymposium Gyro Technology, pp. 2.0, 1982.
 [16] 최용진, 김재순, 이기홍, 송정영, "Characteristic Test of Ring Laser Gyro for Inertial Navigation", 유도무기 학술대회, Vol. 7, pp. 154, 1997.