

과학 로켓 3호용 오존 측정기 개발 및 초기 모델 시험 결과

황승현[†], 김 준, 김준규, 이수진, 박정주, 조광래
한국항공우주연구소

DEVELOPMENT OF OZONE DETECTOR FOR KSR-III AND PRELIMINARY TEST RESULTS

Seung-Hyun Hwang[†], Jhoon Kim, Jun Kyu Kim,
Soo Jin Lee, Jeong Joo Park, and Gwang Rae Cho
Korea Aerospace Research Institute(KARI)
52 Eoun-dong, Yusung, Taejon 305-333, Korea
E-mail: shhwang@kari.re.kr

(Received October 05, 2000; Accepted November 01, 2000)

요 약

한국항공우주연구소에서는 한반도 상공의 오존층에 대한 직접적인 관측을 1993년 과학로켓 1호기의 발사로 시작한 이래 4회의 발사시험을 통해 한반도 상공의 성층권 및 중간권 오존량의 수직분포를 측정해왔다. 오존 측정기 개발은 자외선 복사계 (UV Radiometer)를 이용하여 한반도 상공의 성층권에서의 태양 자외선의 세기를 특정한 파장에서 측정하여 고도에 따른 오존의 밀도 분포를 얻는 데에 목적이 있다. 또한 로켓의 자세 변화는 가시광선 영역의 복사계를 통하여 측정되는 자료를 이용하여 보정된다. 과학로켓 3호에 탑재될 오존 측정기는 1993년과 1998년 발사된 1단형 및 2단형 과학로켓에 탑재된 오존 측정기의 설계에 기반을 두고 개발되었다. 이 연구에서는 2001년에 발사 예정인 과학로켓 3호에 탑재될 과학 탑재체 중 오존 측정기 개발에 대한 내용과 진동 시험을 포함한 초기 시험 결과에 대하여 논의한다.

ABSTRACT

KARI (Korea Aerospace Research Institute) has measured the ozone density profiles over the Korean Peninsular since the launch of the Korean Sounding Rocket-I (KSR-I) in 1993. The purpose of ozone measurements is to obtain the stratospheric and mesospheric vertical ozone density profiles over the Korean Peninsular with solar UV radiometers. With the visible channel of the radiometer, the attitude variation of the rocket was corrected and compensated. Developed system is based on ozone detector designs onboard the KSR-I and KSR-II. We discuss the development of ozone detector which will be onboard the KSR-III and its circuit and vibration test results for EM Model.

Key words: instrumentation

[†]corresponding author

1. 서 론

성층권의 총 오존량은 지구의 총 대기량의 백만분의 1 이하로 극히 작지만, 지구상의 생물에 미치는 영향은 매우 중요하다 (이기영 외 1994). 성층권의 오존층은 태양 자외선에 의해 생성되는 반면에 해로운 자외선을 흡수함으로써 지구의 생물체를 보호해 준다. 이러한 오존층은 1940년대에 오존층의 존재가 알려진 이후 지금까지 많은 연구가 진행되어 왔고 1980년대에 들어와서는 남극의 오존홀의 문제가 제기되면서 지구의 대기오염과 오존층 오염에 관한 연구가 계속되고 있다. 국외의 경우 인공위성을 이용한 오존층 관측으로는 UARS, NIMBUS, TOVS 등이 대표적이며 현재 ESA (European Space Agency)에서는 오존 측정 전용 탑재체인 GOMOS (Global Ozone Monitoring by Occultation of Stars)을 ENVISAT 1호 위성에 탑재하여 2001년 발사할 예정이다. 과학 로켓을 이용한 관측실험에는 NASA에서 개발된 ROCOZ (Rocket Ozonesonde)가 가장 잘 알려져 있고 (Kim et al. 1997) 일본의 ISAS (Institute of Space and Astronautical Science)에서는 1990년에 처음 발사를 성공하여 1997년까지 총 25개의 IMT-135 시리즈 로켓을 발사하여 오존층의 수직적 분포 연구를 수행하였다. 국내의 경우에는 연세대학교의 마이크로파 복사 측정기를 이용한 오존층의 연직 분포 연구와 Dobson 분광기를 이용한 오존층 관측이 이루어지고 있고 경희대학교의 오존 존데 (ozone sonde)를 이용한 관측과 포항공대의 기구관측 (balloon measurement)이 수행되고 있다. 또한 40km 이상의 고도에서의 직접적인 관측으로는 한국항공우주연구소에서 1993년 과학로켓 1호기의 발사로 시작한 이래 4회의 발사시험을 통해 수행되어 왔다. 오존층 관측을 위한 방법에는 자외선 측정법, 화학 형광법, 그리고 ECC (Electrochemical Cell)를 이용한 방법 등 여러 가지가 있으나 이 연구에서는 이 중에서도 초고속 비행 중에도 가장 정확도가 높고 직접적인 측정 방법인 자외선 복사계를 이용한 오존 측정기를 개발하였다. 또한 초기 모델에 대한 성능 시험과 진동 시험을 수행하였다.

2. 원 리

오존 측정기의 원리는 어떤 물질의 양은 그 물질이 흡수하는 에너지의 양과 선형적인 관계를 갖는다는 Beer-Lambert Law에 따른다. 즉 오존층을 통과하는 태양 복사 강도 (solar radiation intensity) 변화는 오존층에 의해 흡수되는 태양빛의 양과 비례하여 변화하게 된다. 이를 수식으로 나타내면 다음과 같다 (Holland et al. 1985).

$$I(z) = I_{\infty} \exp[-\alpha_a(\mu)N(z) - \beta_a\omega(z)] \quad (1)$$

여기서 $I(z)$ 는 고도 z 에서 측정된 태양 복사 강도이고 I_{∞} 는 무한대 고도에서의 태양 복사 강도이고 $N(z)$ 는 고도 z 에서의 오존기둥밀도 (slant ozone column density, $molecules/cm^2$)를 나타내며 $\omega(z)$ 는 고도 z 에서의 대기기둥밀도 (slant air column density)이며 $\alpha_a(\mu)$ 는 유효 오존 흡수 계수 (effective ozone absorption coefficient)이고 β_a 는 유효분자산란계수 (effective molecular scattering coefficient)를 나타낸다. 이 식에서 exponential 항의 두 번째 항은 산란 효과를 고려한 항인데 실제로 맑은 날 관측이 이루어진다고 가정한다면 대기에 의한 Rayleigh 산란의 효과가 가장 크므로 Rayleigh 산란 효과에 대한 항만 고려하면 된다. 여기서 I_{∞} 는 실제로는 무한대가 아닌 오존층을 벗어난 고도에서의 태양 복사 강도로 볼 수 있다. 실제 측정기 필터의 투과율과 광 튜브의 민감도 그리고 각 고도에서의 태양 복사 강도를 고려하여 식을 나타내면 다음의 식 (2)와 같이 나타난다.

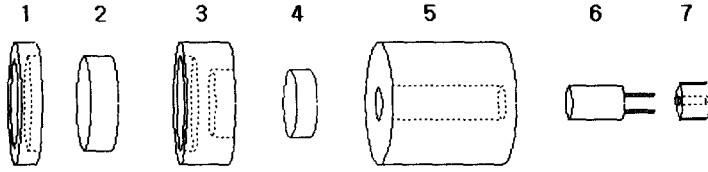


그림 1. 오존측정기 센서부의 전개도.

$$\frac{I(z)}{I(z_0)} = \frac{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} F(\lambda)S(\lambda, \theta)exp[-\sigma_a(\lambda, T(z))N(z) - \sigma_R(\lambda)M(z)]d\lambda}{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} F(\lambda)S(\lambda, \theta_0)exp[-\sigma_a(\lambda, T(z_0))N(z_0) - \sigma_R(\lambda)M(z_0)]d\lambda} \quad (2)$$

여기서 $I(z)$ 는 고도 z 에서 측정된 로켓의 신호값이고 z_0 는 로켓에 의해 오존이 측정된 최대고도이며 $F(\lambda)$ 는 파장별 대기층 밖에서의 태양 복사속(solar flux)이고 $S(\lambda, T)$ 는 오존측정기의 반응함수이며 $\sigma_a(\lambda, T(z))$ 는 파장과 대기온도 $T(z)$ 의 함수로써의 오존 흡수 단면적(cm^2)이고 $N(z)$ 는 고도 z 에서의 오존기둥밀도이고 $\sigma_R(\lambda)$ 는 파장의 함수로써의 Rayleigh 산란 단면적(cm^2)이고 $M(z)$ 는 고도 z 에서의 대기밀도(total air number density)이며 θ 는 태양면각 즉, 로켓 기축과 태양입사 벡터 사이의 각도를 나타낸다. 이 식은 로켓이 오존층을 벗어나 훨씬 높은 고도까지 올라간다고 가정하면 분모항의 exponential 항의 양들은 매우 적은 양이 되기 때문에 무시할 수 있게 된다. 즉 다음의 식(3)과 같이 간단하게 나타낼 수 있다.

$$\frac{I(z)}{I(z_0)} = \frac{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} F(\lambda)S(\lambda, \theta)exp[-\sigma_a(\lambda, T(z))N(z) - \sigma_R(\lambda)M(z)]d\lambda}{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} F(\lambda)S(\lambda, \theta_0)d\lambda} \quad (3)$$

이 식에서 보듯이 왼쪽의 항은 로켓으로부터 측정 가능한 값들이고 오른쪽의 항들은 이론적으로 계산할 수 있는 값들이다. 그러므로 가능한 오존 밀도에 대해 미리 상대적인 세기의 비를 계산할 수 있다 (이기영 외 1994). 따라서 실제 로켓 발사 시험을 통하여 획득한 각 파장대의 태양 복사 강도를 실험실에서의 보정을 통하여 얻은 자료에 대입함으로써 그에 상응하는 오존기둥밀도를 구할 수가 있게 된다.

3. 센서부 및 회로부 구성

3.1 오존 측정기 센서부

오존 측정기 센서부는 석영 렌즈 (Quartz Lens)와 간섭 필터 (Interference Filter)와 광 튜브 (Phototube)로 구성되어 있다. 이번 실험에서는 총 8개의 채널을 사용하는데 여기 사용될 간섭 필터들은 3개의 자외선 영역 필터 (255±15, 290±15, 310±15 nm)와 가시광선 영역 필터 (450±15 nm) 5개를 사용하여 로켓의 상승구간 동안에 태양 복사 강도를 측정하게 된다 (Kim et al. 2000). 450nm 파장을 갖는 채널은 가시광선 영역의 파장대에서 오존층에 의한 태양광의 흡수가 거의 없는 채널이므로 로켓의 자세 보정에 대한 기준 채널로 사용될 것이다 (Kim 1997). 실험에 사용될 간섭 필터는 일본의 광학사의 Type S와 Type A를 사용하여 구성하였다. 또한 광 튜브는 일본의 Hamamatsu 사의

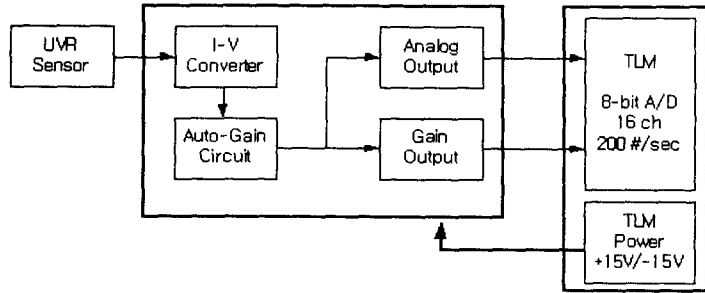


그림 2. 오존측정기 회로부의 Block diagram.

Type R765와 Type R414를 사용하여 구성하였다. 광 튜브는 광 다이오드의 일종으로써 약 180nm부터 1000nm까지의 넓은 파장 영역의 빛을 감지하여 전류를 출력하도록 되어 있다. 이러한 센서 앞쪽에 특정한 영역의 파장만 통과시키는 간섭 필터를 사용하여 원하는 파장대에서의 센서의 감도 변화를 감지하여 전류의 형태로 측정하게 된다. 여기서 사용하는 Type R765 광 튜브는 약 180nm에서 350nm 사이의 파장대에서 민감하게 반응하는 특성을 갖고 있다. 그림 1은 오존 측정기 센서부의 전개도를 보여주고 있다. 여기서 1, 3, 5, 7번은 센서부를 넣는 하우징 (housing)이고 외부와 가까운 부분이므로 테플론(Teflon) 재질을 사용하여 외부의 온도에 영향을 적게 받도록 제작하였다. 2번은 석영 렌즈, 4번은 간섭 필터, 6번은 광 튜브를 각각 나타내고 있다. 오존 측정기 센서부는 로켓 몸체 내피에 2개의 채널씩 각각 90°간격으로 설치하여 태양을 향하도록 장착되어 태양빛을 측정하도록 하였다.

3.2 오존 측정기 회로부

오존 측정기의 회로부는 크게 전류-전압 변환기 (I-V converter)와 자동이득증폭기 (auto-gain amplifier)로 구성되어 있다. 오존 측정기의 광 튜브에 태양빛이 도달하면 전류가 흐르게 된다. 이 전류를 전압으로 전환시켜주는 전류-전압 변환기가 있고 이 출력을 자동이득 증폭기가 증폭하여 준다. 전류-전압 변환기의 출력 신호의 크기에 따라 0.3V와 4.9V 사이의 신호인지를 비교기 (comparator)에서 비교하여 출력하게 되며 이 출력 신호의 값이 0.3V이하의 신호이면 증폭을 한 단계 올리고 4.9V 이상의 신호이면 증폭을 한 단계 낮추도록 설계되어 있다. 이 증폭의 단계는 총 6개의 단계로 구성되어 있으며 이득을 1, 4, 16, 64, 256, 1024배로 자동 조절해 주도록 설계되어 있다. 이전의 설계에서는 전류-전압 변환기에서 출력되는 값이 오프셋 전압을 갖게 되면 자동이득증폭기를 거쳐 출력되는 전압이 최대로는 1024배 그대로 증폭되어 나오는 현상이 발생하여 측정 전압의 신뢰도가 떨어졌었다. 이러한 오프셋 전압을 없애기 위해서 전류-전압 변환기에 사용되는 앰프에 오프셋 전압 조정용 단자를 추가하여 전압값의 신뢰도를 향상시키도록 회로를 재설계하였다. 각각의 아날로그 출력에 상응하는 이득값의 출력은 각 단계에 대해서 0.5V의 간격으로 최대 이득인 1024배 증폭된 경우 0V를 출력하고 최소 이득인 1배 증폭된 경우 2.5V를 출력되도록 설계되었다. 회로에 공급되는 전원은 ±15V를 원격 송신부 (telemetry, TLM)로부터 공급받으며 회로로부터의 출력은 0V에서 5V사이의 아날로그 출력과 이때의 이득값을 0V에서 2.5V값으로 0.5V의 간격의 6단계로 나타내어주는 이득값 출력을

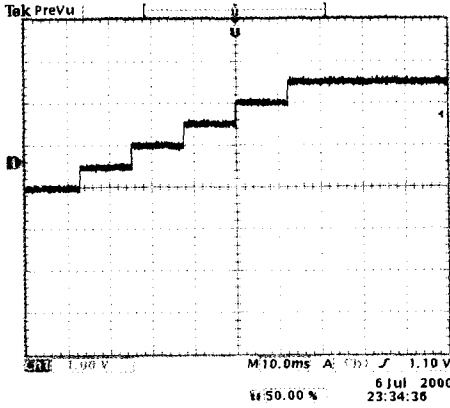


그림 3. 자동이득증폭기 출력 전압.

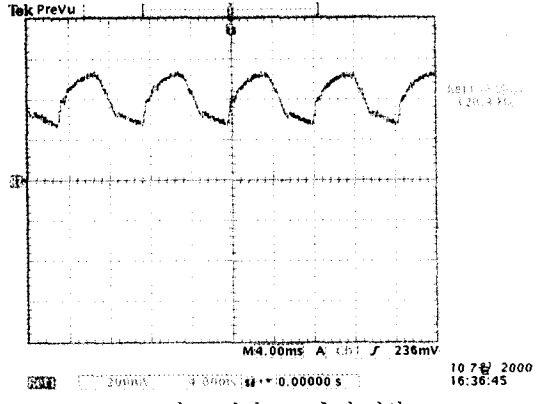


그림 4. 아날로그 출력 전압.

원격 송신부에 넘겨주게 된다. 여기서 전류-전압 변환기는 센서부에 가까이 부착시키는데 그 이유는 출력되는 전류에 주위의 노이즈를 최대한 포함되지 않게 하기 위해서는 전류-전압 변환기를 광 튜브에 최단거리에 위치 시켜야 하기 때문이다. 그림 2의 블록 다이어그램에서 보듯이 오존측정기 회로부에서 출력되는 총 16 채널(아날로그 출력 8개와 이득값 출력 8개)의 자료는 원격 송신부에서 8bit A/D 변환기를 통하여 각 채널당 초당 200개의 샘플을 지상국으로 보내주게 된다.

4. 초기모델 성능시험 및 진동시험 결과

4.1 성능시험 결과

오존 측정기의 초기모델에 대한 성능 시험은 자동이득증폭기 동작 시험과 센서부로부터 출력되는 아날로그 출력 전압의 정상 동작 시험으로 구성된다. 우선 자동이득증폭기의 회로는 전류-전압 변환기에서 나오는 출력값이 0.3V보다 작으면 증폭을 한 단계 올려 출력값이 0V에서 5V사이의 값을 갖도록 하고 4.9V보다 크면 증폭을 한 단계 낮추어 출력된 값이 0V에서 5V사이의 값을 갖도록 설계되어 있다. 따라서 자동이득증폭기로 입력되는 신호를 임의로 변환시키면서 증폭되는 값이 자동으로 6단계로 변화하는지를 측정하였다. 그림 3은 입력되는 아날로그 신호에 따른 출력 이득값의 변화가 6단계로 동작하는 것을 보여주고 있다. 즉, 그림에서 입력되는 아날로그 신호의 값이 최소일 경우 증폭된 값이 최대인 1024배가 되고 이때 0V를 출력하고 또한 입력되는 아날로그 신호의 값이 최대가 될 경우 증폭된 값이 최소인 1배가 되어 2.5V를 출력하게 된다.

실제 로켓에 탑재될 오존 측정기 회로부의 보정 시험은 모노크로메터(monochromator)를 이용하여 빛이 들어오는 방향에 따라 일정한 파장의 빛을 오존 센서부에 인가하여 여기서 측정되는 전압 값을 관측해야만 한다. 이러한 각 방향에서의 빛에 대한 센서의 반응값을 기준으로 실제 로켓 비행 시험시 획득한 자료와 비교하여 분석하게 된다. 보정 시험은 현재 연구소 장비가 갖추어지는 대로 곧 수행될 예정이다. 이 연구에서 수행한 동작 시험은 정확한 외부 신호 소스가 없기 때문에 광 튜브 센서가 일반적인 임의의 외부 빛에 반응하는 동작 여부를 실험하였다. 즉 광 튜브 센서앞에 위치한 일

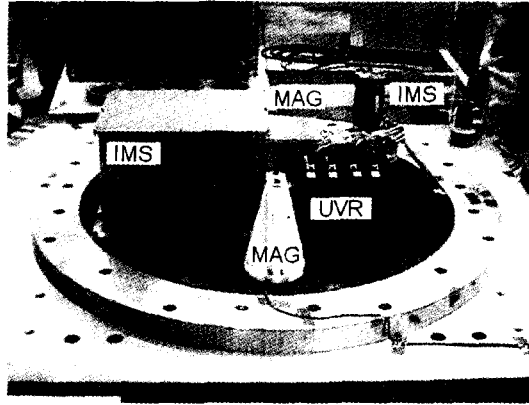


그림 5. 진동 시험 탑재 마운트.

정한 파장을 통과시키는 간섭필터를 제외하고 일반적인 형광등의 빛을 인가했을 경우 아날로그 출력이 제대로 반응하여 변하는지를 측정하였다. 그림 4는 아날로그 출력전압을 나타내는데 형광등의 중심 주파수인 60Hz의 신호를 감지하여 정상적으로 출력하는 것을 알 수 있다.

4.2 진동시험 결과

과학로켓이 발사될 때에는 심한 진동과 가속도 그리고 지상과 다른 온도 조건이 형성이 된다. 따라서 과학로켓에 탑재되는 탑재체들은 로켓이 발사될 때의 환경에 견딜 수 있는지 실제 발사되기 전에 미리 발사 환경에 적합한 환경 시험을 거쳐야 한다. 이러한 환경 시험의 종류는 크게 진동시험, 열진공시험, 전자파시험 등이 있으며 이 연구에서는 오존 측정기의 초기모델에 대하여 2000년 08월 23일과 24일 이틀간 한국항공우주연구소 우주시험동 진동 시험실에서 소자 레벨 (component level)의 진동 시험을 수행하였다. 보통 소자 수준의 환경시험은 실제 발사 환경보다 약 2배정도 심한 환경에서 시험을 수행하게 된다. 랜덤 진동시험 규격은 최대 14.1Grms의 가속도와 20~2000Hz의 주파수 범위를 갖고 사인파 진동시험은 2G의 가속도 레벨과 5-200Hz의 주파수 범위로 수행하였다. 각각의 시험은 진동 방향을 X, Y, Z 축의 세 방향으로 나누어 3차례에 걸쳐 수행하였다. 그림 5에서 보듯이 과학로켓 3호에 탑재될 오존 측정기 회로부 (UV Radiometer, UVR), 이온질량측정기부 (Ion Mass Spectroscopy, IMS), 자력계부 (Magnetometer, MAG)의 3가지 탑재체에 대하여 시험을 같이 수행하였다. 여기서 오존 측정기는 센서부를 제외한 회로부 시험만 수행하였는데 센서부는 로켓 몸체에 장착되기 때문에 차후에 수행될 부시스템 (subsystem) 레벨 진동 시험시 시험을 수행할 예정이다.

오존 측정기는 총 8개의 채널을 갖고 각 채널당 아날로그 출력과 이득 출력의 두 개의 출력 채널을 갖고 있다. 본 진동시험에서는 임의의 채널 4개 (아날로그 출력 채널 2개와 이득 출력 채널 2개)를 선택하여 데이터를 저장하였고 그 외의 채널 신호는 육안으로 정상 판단을 하였다.

그림 6은 채널 1과 채널 8의 아날로그 출력과 이득값을 각각 보여주고 있다. 4개의 신호 중 위에서부터 차례대로 각각 채널 1의 아날로그 출력, 채널 1의 이득값 출력, 채널 8의 아날로그 출력, 채널

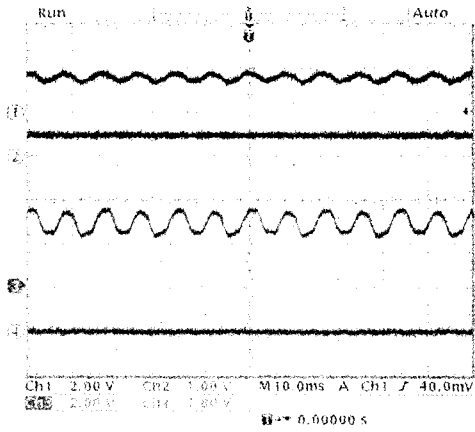


그림 6. 랜덤 진동시험 전의 신호.

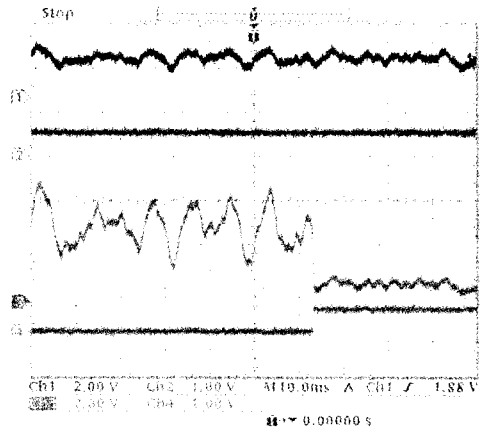


그림 7. 랜덤 진동시험 중의 신호.

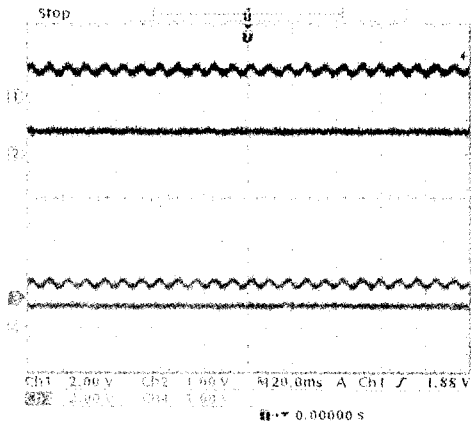


그림 8. 랜덤 진동시험 후의 신호.

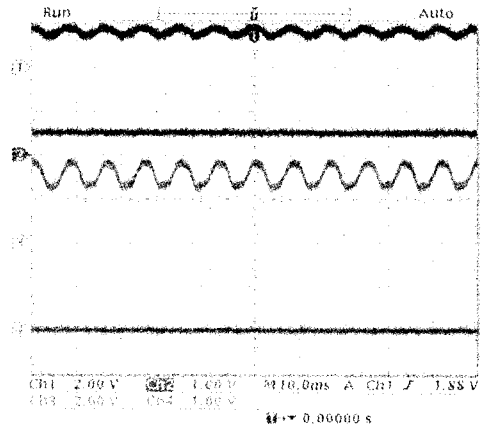


그림 9. 사인파 진동시험 전의 신호.

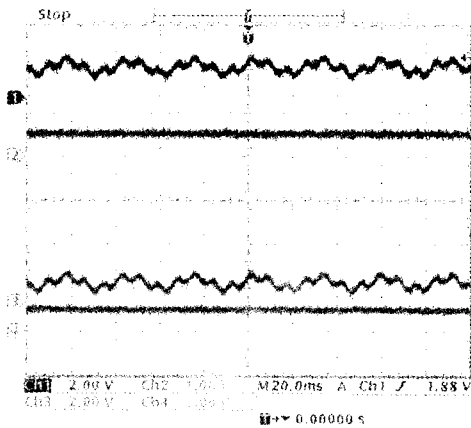


그림 10. 사인파 진동시험 중의 신호.

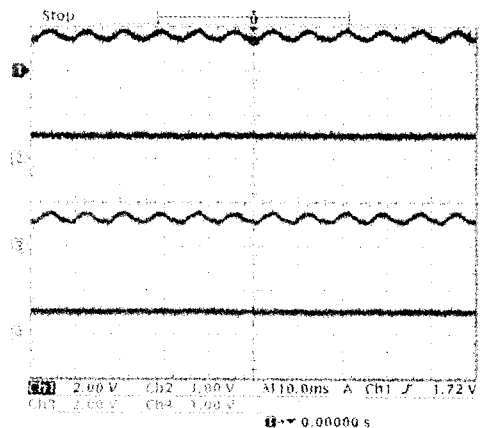


그림 11. 사인파 진동시험 후의 신호.

8의 이득값 출력을 나타내고 있다. 진동 시험 전의 신호값으로 외부의 60Hz 전원 신호가 들어오고 있음을 알 수 있다. 그림 7은 진동시험 중의 신호를 보여주고 있다. 랜덤한 노이즈 신호가 들어옴에 따라 이득값의 변화를 읽을 수 있었다. 이때 관측되는 노이즈는 진동을 발생시키는 전기적인 장치로부터 발생되며 진동시험시 랜덤한 진동이 회로부의 신호선에 섞여서 출력되는 것으로 생각된다. 그림 8은 진동시험 후의 신호를 보여주고 있다. 이 신호는 그림 6에서와 같은 신호이고 오실로스코프의 시간 분해능을 크게 잡아서 신호가 작게 보인다 (time range: 10.0ms → 20.0ms). 진동시험 전의 신호와 같은 모습을 보이는 것으로 진동 시험 후에도 회로부가 정상 동작하고 있음을 알 수 있었다.

그림 9는 채널 1과 채널 8의 아날로그 출력과 이득값을 각각 보여주고 있다. 진동 시험 전의 신호값으로 외부의 60Hz 전원 신호가 들어오고 있음을 알 수 있다. 그림 10은 진동시험 중의 신호를 보여주고 있다. 사인파 진동에 의한 신호가 들어옴에 따라 이득값의 변화를 읽을 수 있었다. 랜덤 시험에서와 마찬가지로 진동 발생기에서 사인파 진동이 발생함에 따라 회로부의 신호선에 사인파 모양의 신호가 원래의 신호에 섞여서 출력되는 것을 확인할 수 있다. 그림 11은 사인파 진동시험 후의 신호를 보여주고 있다 (채널 1, 채널 7). 시험전의 신호와 같은 모습을 보이는 것으로 사인파 진동시험 후 회로부의 정상 동작을 확인할 수 있었다.

5. 결 론

이 연구에서는 2001년 후반기에 발사 예정인 과학로켓 3호에 탑재될 오존 측정기를 개발하였고 초기 모델에 대한 성능시험과 진동시험을 성공적으로 수행하였다. 환경 시험 중 열진공 시험과 전자파 시험은 시험 일정이 확정되는 대로 수행할 예정이며 지금까지 외국에서 수행된 오존 측정기의 센서부 보정 (calibration)은 현재 한국항공우주연구소에 보정을 위한 장비를 구축 중이며 빠른 시일내에 센서부 보정 시험도 수행할 예정이다.

현재까지 한반도 상공의 오존층 관측은 여러 가지 간접적인 방법으로 수행되어 왔고 이러한 간접적인 방법으로는 30~70km 사이 고도의 성층권 및 중간권에서의 오존량의 수직분포 관측이 불가능하다. 따라서 이 고도에서의 직접적인 오존량 관측은 로켓을 이용한 방법이 유일한 방법이다. 실제로 항공우주연구소에서는 1993년과 1998년에 발사된 1단형 및 2단형 과학로켓을 이용한 오존량 측정 실험을 성공적으로 수행하였다. 이 연구에서 개발된 오존 측정기가 과학로켓 3호에 탑재되어 신뢰성 있는 관측 자료를 얻는다면 지상 관측자료 또는 기구관측 자료와의 비교 분석을 통하여 한반도 상공의 오존층 밀도의 고도별 수직 분포를 구하는데 크게 기여할 수 있을 것이다.

참고문헌

- 이기영, 이동훈, 김 준, 박창준, 조희구 1994, 한국우주과학회지, 11, 53
 Holland, Alfred. C., Barnes, R. A., & Lee, H. S. 1985, Applied Optics, 24, 3288
 Kim, J. 1997, JA&SS, 14, 87
 Kim, J., Park, C. J., Lee, K. Y., Lee, D. H., Cho, H. K., Kim, Y. O., Cho, G. R., & Park, J. H. 1997, J. Geophys. Res., 102, 16121
 Kim, J., Lee, S. J., Lee, J. D., Cho, G. R., Won, Y. I., & Cho, H. K. 2000, submitted to Advances In Space Research