

## 우주용 광섬유자이로 개발동향

정동원\*, 김정용\*\*, 오준석\*\*\*, 노용래\*\*\*\*

# Recent Development Trends of Fiber Optic Gyroscope in Space Application

Dongwon Jung\*, Jeong-Yong Kim\*\*, Jun-Seok Oh\*\*\*, Woong-Rae Roh\*\*\*\*

### ABSTRACT

This paper discusses recent development trends of fiber optic gyroscope (FOG) in space application. Fiber optic gyroscope utilizes Sagnac effect to measure the angular rate of a rotating object in space. Having a rather short development history compared to ring laser gyroscope (RLG), the fiber optic gyroscope, owing to the emerging technologies in fiber optic society and the digital signal processing technique, reveals itself as a noteworthy replacement of the ring laser gyroscope in the space mission. This paper summarizes the current trends of fiber optic gyroscope based on the actual products commercialized in the market over the last decades, while presenting the future development trends of the fiber optic gyroscope in the space exploration.

### 초 록

본 논문에서는 우주환경에 사용되는 광섬유자이로(FOG)의 최근 개발동향에 대해 기술하고자 한다. 광섬유자이로는 샷나효과를 이용하여 각속도를 측정하는 장치로 링레이저자이로(RLG)에 비해 짧은 개발역사를 가지고 있지만, 관련 소자 및 신호처리 방법의 발전으로 인해 고성능의 우주용 관성항법장치로 링레이저자이로를 대체하기에 충분한 것으로 알려져 왔다. 본 논문에서는 광섬유자이로의 개발동향을 현재까지 개발된 광섬유자이로 제품을 바탕으로 각각의 성능과 특징에 대해 알아보고, 앞으로 고성능 우주용 관성항법장치로서의 광섬유자이로의 발전 방향에 대해 살펴보기로 한다.

**Key Words** : Fiber optic gyroscope (광섬유자이로), Sagnac Interferometer (샷나간섭계),  
Inertial navigation system (관성항법장치), Launch vehicle (발사체)

\* 정동원, 항공우주연구원 발사체연구본부 체계사업단 임무설계팀  
djung@kari.re.kr

\*\* 김정용, 항공우주연구원 발사체연구본부 체계사업단 임무설계팀  
kgy0413@kari.re.kr

\*\*\* 오준석, 항공우주연구원 발사체연구본부 체계사업단 임무설계팀  
ohjs@kari.re.kr

\*\*\*\* 노용래, 항공우주연구원 발사체연구본부 체계사업단 임무설계팀  
nwr@kari.re.kr

## 1. 서론

폐회로 도파관(waveguide)에서 진행하는 두 빛이 기구의 회전운동으로 인해 발생하는 간섭효과를 일컫는 사냐효과(Sagnac effect)는 1917년 실험적으로 검증이 되었다. 하지만, 실제로 이를 이용해 회전 각속도를 측정하게 된 것은 1960년대 중반이 지나서였고, 지속적인 연구개발과 부품소자의 발전으로 제품의 단가가 낮아져 상품화로 이른 것은 1980년대 들어서야 가능해졌다. 이러한 광학식자이로는 일반적으로 링레이저자이로(Ring Laser Gyroscope; RLG)와 광섬유자이로(Fiber Optic Gyroscope; FOG)로 나뉜다. 광학식자이로의 개발에 있어 먼저 앞서 나가기 시작한 것은 1965년의 첫 시제품을 통한 RLG 이었다. (그림 1 참조)

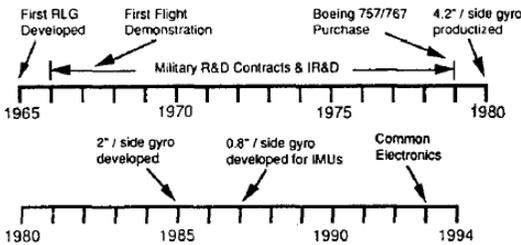


그림 1. Honeywell(사)의 RLG 개발 역사[1]

이에 반해 광섬유자이로는 1970년대 들어서 광통신 기술의 발전과 더불어 광섬유 및 광소자의 발달로 개발되게 되었다[2,3]. 1990년대 초의 초기개발에서는 FOG는 RLG보다 해상도는 높으나, 상대적으로 불안정한 바이어스와 낮은 환산계수 성능으로 평가되었다. 따라서 고성능을 요구하는 우주용 관성항법장치에는 대부분 RLG가 적용되고 있다. 하지만, RLG는 레이저 생성을 위해서 고전압을 사용하고, 대부분 Lock-in 문제에 대한 해결책으로 기계적인 디더(Dither) 방식을 사용하여 우주환경 및 발사환경에서 고전압 방전 혹은 큰 코닝 및 스커링 운동에 의해 항법 성능이 저하될 가능성이 있다. 이와 대조로 FOG는 관성측정부에 고전압과 기계적인 디더를 사용하지 않아 내구성이 우수하여 수명이 길어 우주환경에서 사용되기에 큰 장점을 지닌다. 더불어

2000년 들어서 향상된 광소자 특성과 신호처리방식의 개선으로 RLG에 필적할 만한 바이어스 안정성과 환산계수 특성을 보이기 시작하였다. 부가적으로 FOG는 동조자이로(Dynamically Tuned Gyro; DTG)에 비해 Run-to-Run 바이어스 오차가 적고, 넓은 측정범위를 가지며, Scale Factor 안정성이 우수하다는 장점이 있다.

본 논문에서는 현재까지 전 세계에서 개발된 FOG 제품을 통해 광섬유자이로의 성능을 알아보고, 이를 바탕으로 앞으로의 우주용 광섬유자이로의 발전방향에 대해서 살펴보기로 한다. 2.2장에서 광섬유자이로의 간략한 소개와 현재까지의 광섬유자이로 개발 동향을 알아보고, 2.3장에서는 우주환경에서의 광섬유자이로를 사용한 관성항법장치의 발전방향에 대해서 논의하도록 한다.

## 2. 본론

### 2.1 광섬유자이로 원리

광섬유자이로는 광섬유 고리를 시계방향과 반시계방향으로 통과한 두 빛이 기구의 회전에 광위상차가 발생하게 되고, 이러한 광위상차가 두 빛의 간섭효과의 크기에 따라 검출되는 원리로 회전속도를 측정하게 된다. 이렇게 동작하는 간섭계를 사냐간섭계(Sagnac Interferometer)라 부르고[4], 사냐간섭계의 출력은 입력 각속도의 함수로 결정되는 광위상차에 따른 광출력의 크기로 결정되며, 다음의 관계식과 같이 코사인 함수관계로 주어지게 된다. (그림 2 참조)

$$P = 0.5P_0(1 + \cos\Delta\phi) \quad (1)$$

$$\Delta\phi = \frac{2\pi LD}{\lambda c} \Omega \quad (2)$$

광섬유자이로의 신호처리는 일반적으로 개회로(Open loop) 방식과 폐회로(Closed-loop) 방식으로 나뉜다. 개회로 방식은 그림 2의 직접광학회로(Integrated optic circuit)를 통해 구형파(Square wave) 바이어싱을 인가함으로써 입력각속도의 크기와 방향을 측정해 낸다. 일반적으로 개회로 방식은

각속도 측정범위가 제한되고, 큰 값의 각속도 입력에 대해서는 선형성이 보장되지 못한다는 문제점이 있다. 이에 반해 폐회로 방식의 광섬유자이로는 폐회로 레환신호를 통해 광섬유자이로가 항상 최대 민감도 및 선형범위내에서 작동하게 되어 개회로 광섬유자이로의 성능을 향상시킨다는 장점이 있다[5]. 그림 3에서 현재 일반적으로 많이 사용되어지는 디지털 세로다인신호를 사용한 폐회로 광섬유자이로 신호처리 방법을 보이고 있다.

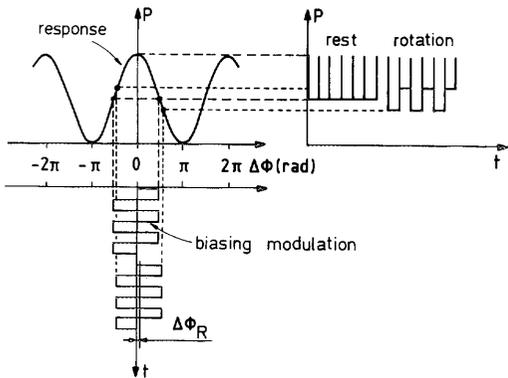


그림 2. 개회로 방식의 광섬유자이로 신호처리 방법

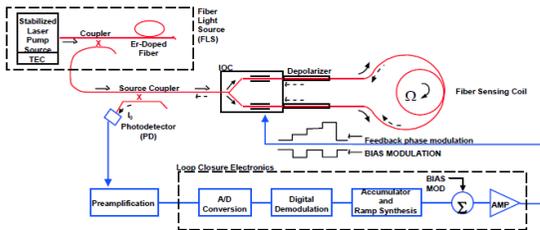


그림 3. 폐회로 방식의 광섬유자이로 신호처리 방법 [17]

2.2 광섬유자이로 개발 동향

2008년 기준 전세계에서 우주용 (발사체, 위성) 관성항법장치 또는 관성센서를 개발하는 업체는 Honeywell, Northrop Grumman, Kearfott, L-3 Communication, Sagem, Thales, IXSEA, EADS Astrium, 미쯔비시 정밀, JAE등이 있다[6] (표 1 참조). 본 장에서는 현재까지 개발된 우주관련 광섬유자이로의 제품들을 살펴보고, 각 제품의 특징과 성능을 알아보기로 한다.

표 1. 우주관련 관성항법장치 생산업체

| Company       | Space gyro technologies    |
|---------------|----------------------------|
| HON (US)      | RLG, MEMS, FOG             |
| NG (US)       | Space stabilization        |
| Kearfott (US) | RLG (지구관측)                 |
| L-3 (US)      | FOG, RLG, MOES (FOG+ MEMS) |
| Sagem (FR)    | RLG, FOG, HRG              |
| IXSEA (FR)    | FOG IMU개발 (w/Astrium)      |
| Astrium (FR)  | FOG (지구관측위성, 과학위성)         |
| MPC (JPN)     | FOG (M-V Rocket)           |
| JAE (JPN)     | Intermediate grade FOG     |

2.2.1 미국의 개발동향

미국의 Honeywell(사)은 우주에서 15년 장기 운용이 가능한 위성용 FOG 관성계측장치 (Long-Life Inertial Reference Unit)를 개발하고 있으며, 2011년까지에 비행모델 개발이 완료될 예정이다. 이 관성계측장치는 Redundancy를 고려하여 4개의 2.5인치 직경을 갖는 FOG와 8개의 RBA-500 가속도계가 4축의 관성센서 축을 구성하도록 탑재되어, 관성센서 고장검출 및 분리 기능이 가능하도록 설계되었다. Honeywell(사) 우주용 관성계측장치의 FOG 성능 규격은 표 2와 같다.

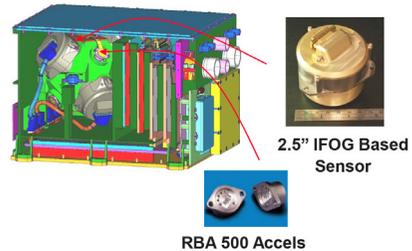


그림 4. Honeywell(사)의 FOG 관성계측장치

표 2. Honeywell 우주용 FOG 성능 규격

| Parameters                     |       | Value  |
|--------------------------------|-------|--|
| Meas. Range                    |       | ±90 deg/sec                                  |
| Resolution                     | 32bit | 0.00030175 arcsec/LSB (fixed)                |
|                                | 16bit | 0.05 or 1.6 arcsec/LSB (based on input rate) |
| Scale Factor Stability (16 hr) |       | < 100 ppm (3σ)                               |
| Bias Stability, (16 hr)        |       | < 0.007 deg/hr (1σ)                          |
| Angle Random Walk              |       | < 0.00085 deg/√hr (1σ)                       |

현재 전 세계 FOG 시장의 67%를 점유하고 있는 대표적인 FOG 시스템 제작사인 미국의 Northrop Grumman(사)의 LN-200S 모델은 대표적인 위성용 FOG 시스템으로써 3개의 FOG과 MEMS(Micro-Electronic Mechanical System) 가속도계가 탑재된 3축 관성계측 유닛이며, 현재까지 다수의 위성 프로젝트에 적용되고 있다. LN-200S는 1994년 달 탐사/지도 작성 임무와 우주환경에서의 위성 탑재유닛 영향분석 임무를 위한 미국의 Clementine 위성에 적용되었고, 이외에도 2000년 미 공군 연구소에서 개발된 Mightysat II 위성, 2002년 NASA와 독일 우주국이 공동 개발한 GRACE (Gravity Recovery And Climate Experiment) 위성, 2003년 일본 JAXA의 소행성 탐사용 Hayabusa 위성, 국제우주정거장에 연료운반을 ICM(Interim Control Module), 지구 식물 지형도 맵 장성을 위한 VCL(Vegetation Canopy Lidar) 위성 등에도 적용되었다.



그림 5. Northrop Grumman(사)의 LN-200S 관성계측장치

표 3. Northrop Grumman(사) LN-200S 관성센서 성능규격

| Parameters                   | Unit         | Value  |
|------------------------------|--------------|--------|
| Dynamic Range                | deg/sec      | ±1000  |
| Scale Factor Stability       | ppm (1σ)     | < 100  |
| Bias Repeatability           | deg/hr (1σ)  | < 1    |
| Bias Stability (1 hr)        | deg/hr (1σ)  | < 0.1  |
| Angle Random Walk            | deg/√hr (1σ) | < 0.07 |
| Input Axis Alignment         | μrad (1σ)    | < 100  |
| Bandwidth (@400Hz Data Rate) | Hz           | 200    |

Northrop Grumman(사)의 LN-200S가 적용된 가장 대표적인 위성 프로젝트는 2003년 MERs (Mars Exploration Rovers) 화성탐사 프로젝트로 볼 수 있다. 이 프로젝트에서 LN-200S는 화성 착륙선과 화성탐사로봇에 각각 한 대씩 적용되어 화성 궤도 진입 및 착륙 시 유도 및 자세제어를 수행하였으며, 화성 착륙 이후 화성탐사로봇의 자세제어를 수행하였다. 그림 5와 표 3에 LN-200S의 외양과 성능규격을 보이고 있다.

미국의 L-3 Communication(사)의 SG-FOG 는 Strategic급 광섬유자이로로써 고해상도의 성능을 가지고 있으며(표 4 참조), 특히 인공위성 포인팅의 정밀제어를 위해 각도변화를 측정하는 기능을 가지고 있다. 그림 6에 SG-FOG와 광학계측부의 상세도를 보이고 있다.

표 4. L-3 Communication SG-FOG 성능규격

| Parameters                   | Unit    | Value        |
|------------------------------|---------|--------------|
| Rate Range                   | deg/sec | ±16          |
| Scale Factor Stability       | ppm     | < 1          |
| Bias Stability (1 hr)        | deg/hr  | 0.00065      |
| Angle Random Walk            | deg/√hr | < 0.00025    |
| Optical Head Size            | cm      | 16.5(D)x3(H) |
| Bandwidth (@400Hz Data Rate) | Hz      | 10~200       |



그림 6. L-3 Communication(사)의 SG-FOG 조립체와 광학계측부(오른쪽)

이외에도 L-3 Communication(사)는 광섬유자이로의 기술을 실리콘 칩에 활용한 SiFORS (Silicon Fiber Optic Rotation Sensor)-IMU를 개발하였다. 그림 7에 보이는 SiFORS 제품은 초소형, 경량, 저전력, 고신뢰도 (20000시간 이상의 MTBF), 강한 내충격성 (13000g)의 장점을 가지므로, 발사체 또는 소형 위성 Stabilization에 사용될 수 있다는 장점이 있다.



그림 7. L-3 Communication(사)의 SiFORS 조립체

2.2.2 유럽의 개발동향

현재 위성에 적용된 유럽의 대표적인 우주용 광섬유자이로 시스템은 IXSPACE (사)의 Astrix 120, Astrix 120 HR, Astrix 200 모델이 있다[7,15]. Astrix 광섬유자이로 시스템 군중 Astrix 120 모델은 직경 120mm, 광섬유길이 1km인 4개의 독립적인 FOG-120 자이로를 이용하여 3축 각속도를 측정하는 시스템으로써, 4개의 FOG가 Skew 배치를 이루어 1축의 FOG 고장 발생 시에도 남은 3채널의 FOG를 이용하여 3축 각속도 측정이 가능하도록 개발된 시스템이다. Astrix 120 모델은 천체 이미지 및 우주 방사선 관측을 위한 과학 위성인 ESA(European Space Agency)의 PLANCK 위성에 적용되어 매우 정확하고 작은 각도분해능 성능을 보였다. 이에 반해 Astrix 120 HR 모델은 1축 각속도 측정을 위해 Redundancy를 위한 여분의 FOG

를 탑재한 시스템이며, 기존 Astrix 120 모델에 비해 우주 환경에서 15년 운용이 가능하도록 전자부품에 대한 인증 규격을 취득한 모델이다. Astrix 120 HR 모델은 유럽의 위성항법 시스템 구축을 위한 초기 4대의 Galileo 위성에 적용되었으며, 2010년 6월 27일에 Ariane-V 발사체를 이용하여 발사된 국내 최초 정지궤도 위성인 통신해양기상위성(천리안위성)에도 IXSPACE (사)의 Astrix 120 HR 모델이 적용되었다.

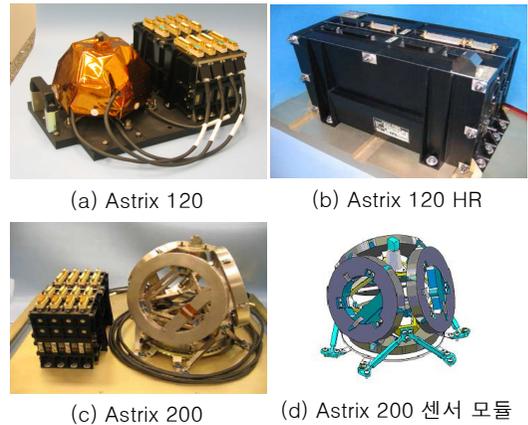


그림 8. IXSPACE(사)의 FOG 관성항법시스템

Astrix 200 모델은 Astrix 120 모델과 동일하게 4개의 독립적인 FOG가 Skew 배치를 이루는 구조를 가지며 1축의 FOG 고장검출 및 분리 기능이 적용

표 5. IXSPACE(사) 우주용 FOG 시스템 성능 규격

| Parameters                   |  | Unit          | FOG System Model |              |            |
|------------------------------|--|---------------|------------------|--------------|------------|
|                              |  |               | Astrix 120       | Astrix 120HR | Astrix 200 |
| Full Performance Meas. Range |  | deg/sec       | ±10              | ±10          | ±5         |
| Meas. Range                  |  | deg/sec       | ±40              | ±40          | ±10        |
| Scale Factor Value           |  | arcsec/LSB    | 0.048            | 0.048        | 0.005      |
| Scale Factor                 | Linearity  | ppm (3σ)      | < 30             | < 30         | < 10       |
|                              | Asymmetry  | ppm (3σ)      | < 30             | < 30         | < 10       |
|                              | Stability over 1 month and orbital thermal range | ppm (max)     | < 140            | < 300        | < 15       |
|                              | Thermal Sensitivity                              | ppm (max)     | < 100            | < 100        | < 100      |
|                              | Stability end of life                            | ppm (max)     | < 300            | < 300        | < 300      |
| Bias                         | Repeatability                                    | deg/hr (3σ)   | < 0.01           | < 0.01       | < 0.01     |
|                              | Stability over 1hr                               | deg/hr (3σ)   | < 0.01           | < 0.01       | < 0.002    |
|                              | Magnetic Sensitivity                             | deg/hr/G (3σ) | < 0.02           | < 0.02       | < 0.001    |
| Angle Random Walk            |  | deg/√hr (1σ)  | < 0.002          | < 0.003      | < 0.0002   |

된 3축 각속도 계측 시스템이다. 이 모델에서 Astrix 120 보다 각속도 측정 범위는 작지만, 환산계수 안정도, 바이어스 안정도 및 확률적 잡음 특성이 우수한 지름 200mm, 광섬유길이 5km인 광섬유자이로가 사용되었다. Astrix 200 모델은 2010년 말에 발사 예정인 지구관측 임무를 위한 0.7m의 분해능을 갖는 고해상도 카메라를 탑재한 CNES(Space Agency of France)의 PLEIADES 위성에 적용되었으며, 2011년 발사예정인 3차원 바람장 관측 임무를 위한 ESA의 AELOUS 위성에 적용될 예정이다. IXSPACE(사)의 우주용 FOG 시스템에 대한 성능 규격은 표 5와 같다.

**Astrix계열의 최근의 광섬유자이로는 EADS Astrium** (IXSEA와 공동개발)의 Astrix 3M2가 있다[9]. 이 시스템은 장기간의 안정적인 위성의 임무수행을 위해 15년 이상의 신뢰성 있는 관성 계측값을 제공하도록 설계되어졌다. Astrix 3M2 은 최악의 Radiation 상황에서도 정상적으로 작동하도록 자이로 주변에 protection을 추가하여 GEO 통신위성의 15년간의 임무수행을 가능하게 한다. 표 6에 Astrix 3M2의 성능과 15년 운용후 성능을 비교하고 있다.

표 6. Astrix 3M2 성능규격

| Parameters  | Value                  |
|---|------------------------|
| Full Range  | $\pm 140$ deg/s        |
| Scale Factor                                      | .05 arcsec/LSB         |
| Scale Factor Stability (3 $\sigma$ )              | < 50 ppm               |
| Scale Factor Stability after 15 yrs (3 $\sigma$ ) | < 1000 ppm             |
| Bias Stability over 1hr (3 $\sigma$ )             | < 0.1 deg/hr           |
| Bias Stability after 15yrs (3 $\sigma$ )          | < 0.8 deg/hr           |
| Angle Random Walk                                 | < 0.01 deg/ $\sqrt$ hr |
| Absolute alignment stability                      | < 1 arcmin             |



그림 9. EADS Astrium(사)의 Astrix 3M2

### 2.2.3 일본의 개발동향

일본의 광섬유자이로 개발은 미쯔비시 정밀(MPC), 토키맥, 일본 항공전자산업(JAE)등의 회사 주도로 이루어져 왔다. 일본에 있어서의 I-FOG (Interferometric FOG) 기술의 예로서 항공우주 분야에서는 1991년에 우주개발 사업단의 TR-1A형 로켓의 자세 제어에 I-FOG가 최초로 사용된 이후 5회의 발사에 모두 성공하고 있다.[10,11] 또한, 1997년에는 우주 과학 연구소의 M-V 로켓의 자세 제어용으로 I-FOG가 사용되어 위성의 정밀 궤도투입을 위해 적용되었다.

1991년부터 1998년까지 개발된 NASDA TR-1A 로켓에서는 JAE에서 제작한 Intermediate급의 I-FOG를 사용하였다. 특히 일본의 M-V 발사체에는 미쯔비시 정밀(MPC)의 MFG-200 MOD-1의 항법급의 I-FOG를 사용하였다[12]. M-V 발사체 관성항법유도(Inertial Navigation and Guidance; ING) 시스템은 관성계측부와 항법컴퓨터 그리고 인터페이스 유닛이 개별 유닛으로 분리되어 있는 구조를 가진다. (그림 10 참조) 1993년 2월 20일 우주환경에서의 X-Ray 관측 임무를 갖는 ASTRO-D 위성(무게 420kg)을 고도 525~615km 궤도에 투입하기 위한 M-3SII-7 발사체에 MFG-200 MOD-1 자이로를 사용한 관성항법시스템을 탑재하여 FOG 관성항법장치의 M-V 적용 가능성을 확인하는 비행 시험을 수행하였다. MFG-200 MOD-1을 자이로를 사용한 관성항법시스템의 비행 시험 결과는 표 8과 같다. 비행시험 결과 MPC에서 개발한 FOG INS의 항법성능이 저궤도 위성 투입을 위한 발사체 요구조건을 충분히 만족함을 확인할 수 있다.

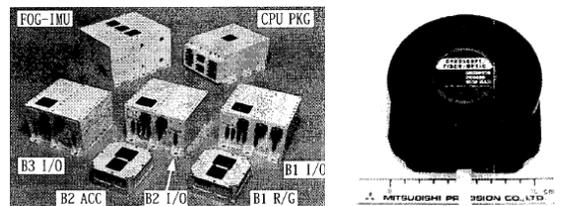


그림 10. M-V ING 시스템 유닛 및 광섬유자이로 (MFG-200 MOD-1)

표 7. MFG-200 MOD-1 성능 규격

| Parameters                | Value              |
|---------------------------|--------------------|
| Size                      | 105×105×46.5 mm    |
| Weight                    | ≤1000 gram         |
| Maximum Detection Rate    | ±250 deg/sec       |
| Bias Short-Term Stability | ≤0.01 deg/sec (1σ) |
| Nominal Bias Stability    | ≤0.02 deg/sec (1σ) |
| Non-Linearity             | ≤100 ppm (reading) |
| Scale Factor Stability    | ≤10 ppm (1σ)       |
| Operating Temperature     | -20 ~ +70 °C       |

표 8 MFG-200 탑재 관성항법시스템 비행시험 결과

| 항목                             |                   | 요구 규격  | 비행시험 결과   |             |
|--------------------------------|-------------------|--------|-----------|-------------|
| Align<br>ment<br>(3000<br>sec) | Azimuth           | ±1 deg | 0.052 deg |             |
|                                | Elevation         | ±1 deg | 0.040 deg |             |
|                                | Roll              | ±1 deg | 0.001 deg |             |
| Naviga<br>tion<br>(700s<br>ec) | Velocity<br>Error | X      | ±10 m/sec | -0.34 m/sec |
|                                |                   | Y      | ±10 m/sec | 0.27 m/sec  |
|                                |                   | Z      | ±10 m/sec | 0.72 m/sec  |
|                                | Position<br>Error | FWD    | ±3 km     | -0.079 km   |
|                                |                   | LAT    | ±10 km    | 0.047 km    |
|                                |                   | ALT    | ±3 km     | 0.210 km    |

JAXA주관의 초소형 위성  $\mu$ -Labsat (2002년)과 Reimei (2005년)에는 JAE에서 개발한 Intermediate급 I-FOG가 사용되었다. 그림 11과 표 9에서 JAE의 Intermediate급 FOG인 JG-34F의 형상과 성능을 보이고 있다. 상기 시스템에 적용된 FOG는 경기장 모양의 고리를 가지고 있어 부피를 줄일 수 있는 장점이 있어, 설계의 유연성이 보장된다는 장점이 있다. 또한 이를 응용한 광섬유 배치의 유연성을 통해 3축의 부피를 줄이는 연구도 시작되었다[13].

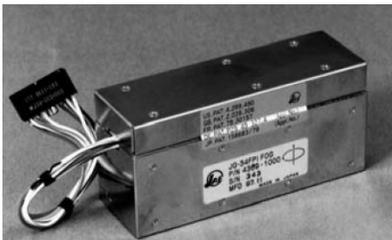


그림 11. 초소형 위성을 위한 JAE(사)의 광섬유자이로 (JG-34F)

표 9. JG-34F 성능 규격

| Parameters             | Value          |
|------------------------|----------------|
| Signal processing type | Closed-loop    |
| Size                   | 77×38×27 mm    |
| Range                  | ±1000 deg/sec  |
| Random walk            | 0.1 deg/√hr    |
| Nominal bias stability | ≤1 deg/hr (1σ) |
| Scale factor error     | 0.05% (1σ)     |

그림 12는 USEF의 SERVIS-1 위성 (Space Environment Reliability Verification Integrated System)[14]을 위한 MPC(사)의 I-FOG (MFG-200 MOD-II)를 보이고 있다.



그림 12. SERVIS-1 위성의 광섬유자이로 (MFG-200 MOD-II)

표 10. MFG-200 MOD-II 성능 규격

| Parameters             | Value             |
|------------------------|-------------------|
| Signal processing type | Closed-loop       |
| Size                   | 55×94.5×43 mm     |
| Range                  | ±360 deg/sec      |
| Random walk            | 0.005 deg/√hr     |
| Nominal bias stability | ≤0.03 deg/hr (1σ) |
| Scale factor error     | 150ppm (1σ)       |

한편 JAE에서는 2012년도 발사 예정인 ASTRO-G 위성에 탑재를 목표로 고정밀도 FOG를 개발 중이다. ASTRO-G 위성은 목표 천체와 교정 천체를 교대로 지향 관측하는 임무를 수행하며, 1분에 3 deg의 각도를 선회하여야 하는 요구조건을 갖는다. 이와 같은 빠른 자세제어를 위해 넓은 측정범위와 고정밀도의 환산계수 안정성을 갖고, 높은 바이어스 안정성 요구조건을 가진 FOG를 채택

하였다[15]. 이를 위해 개발된 Engineering model (EM)이 그림 13에 보이고 있고, ASTRO-G 임무에 맞는 목표성능과 환경요구조건을 각각 표 11과 12에 정리하였다.

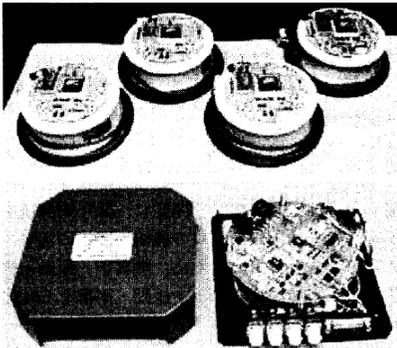


그림 13. JAE high performance FOG (Engineering model)

표 11. JAE high performance FOG 성능 요구조건

| Parameters             | Value               |
|------------------------|---------------------|
| Angle random walk      | 0.0005 deg/√hr (1σ) |
| Bias stability         | 0.002 deg/h (1σ)    |
| Dynamic range          | ±10 deg/sec         |
| Scale factor           | 0.002 arcsec/inc    |
| Scale factor stability | 10 ppm (3σ)         |
| Misalignment stability | 18 arcsec           |

표 12. JAE high performance 환경시험 기준

| Parameters           | Value                           |
|----------------------|---------------------------------|
| Temperature range    | -20 ~ 60 °C                     |
| Sinusoidal vibration | 25 g (5-100 Hz)                 |
| Random vibration     | 17 / 10.4 grms (out / in plane) |
| Pyro shock           | 2000 g                          |
| Radiation            | 100 krad                        |

### 2.3 광섬유자이로 발전전망

광학식자이로의 개발역사에서 초기의 자이로의 성능은 RLG가 우위에 있었지만, FOG는 광통신분야의 소자의 발전에 따라 RLG급의 성능을 점차 발휘하게 되었다. 역사적으로 관성항법장치의

의 성능향상의 견인차는 냉전으로 인한 국가 간 우주 및 군사기술의 경쟁이었으나, 냉전 이후의 관성항법장치의 개발에서는 새로운 기술을 시험하는 것 보다는 기존의 관성항법장치의 성능 및 안정성 증대, 그리고 저가격화가 중요한 이슈가 되었다[16].

우주개발분야에 있어 고도 400~800km의 저궤도 위성 투입 임무를 갖는 발사체의 관성항법시스템 자이로의 경우 바이어스 안정도가 0.1~0.01 [deg/hr], 환산계수 안정도가 20~100 [ppm] 수준임을 고려할 때, 그림 14에서와 같이 FOG, RLG, 반구형 공진자이로 (Hemispherical Resonator Gyro; HRG)가 발사체에 적합한 자이로임을 알 수 있다.

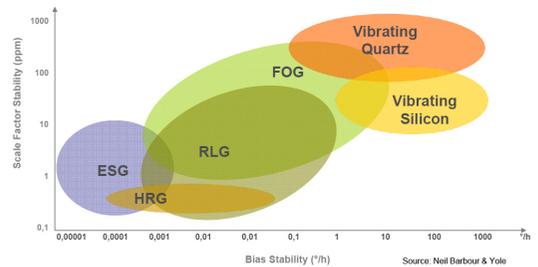


그림 14. 2008년도 자이로 성능별 IMU 기술현황

여기서 발사체는 비행 전 구간에서 최대 30 [deg/sec] 이내의 작은 각속도 모션만이 발생하고, 임무 수행시간이 위성에 비해 상대적으로 짧은 것을 고려할 때, HRG에 비해 상대적으로 가격이 저렴한 FOG와 RLG가 발사체 시장에 주로 사용된다. 특히 그림 14로부터 RLG가 FOG에 비해 환산계수 안정도는 좋지만, 발사체용 관성항법시스템 자이로 성능 규격 내에서는 RLG와 FOG가 발사체 관성항법시스템 자이로 성능 규격을 모두 만족시킴을 알 수 있다. 다만, 이러한 성능의 차이는 그림 15에서 나타나듯이 RLG를 사용한 IMU가 조금 더 고가의 가격대를 형성하는 것으로 나타난다. 하지만 생산기술의 발전으로 FOG를 사용한 IMU의 생산라인이 최적화가 된다면 제작단가를 낮출 수 있을 것으로 판단된다. 따라서 관성항법장치의 경제성을 고려한다면

FOG가 저가격에 RLG에 버금가는 성능을 낼 수 있을 것으로 예측되며 향후 발전가능성이 크다고 볼 수 있다.

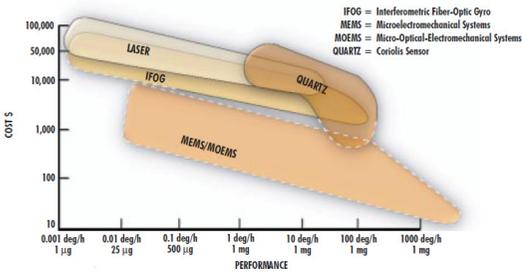


그림 15. IMU가격 대 기술 성능 [16]

그림 16에서 보이듯이 2007년도 자이로 시장 점유율은 RLG와 FOG는 각각 49%와 35%의 시장 점유율을 보이고 있으며, RLG와 FOG가 대부분의 자이로 시장을 점유하고 있음을 알 수 있다. 여기서 FOG가 RLG에 비해 시스템 개발이 늦게 이루어진 것으로 고려할 때, FOG의 시장 점유율은 매우 빠르게 증가하고 있으며, FOG의 기술수준 향상에 따라 점차 RLG를 대체하는 형태로 진행되고 있다. 이에 많은 우주 선진국에서는 RLG 관성항법시스템을 FOG 관성항법시스템으로 대체하는 연구가 진행되고 있다.

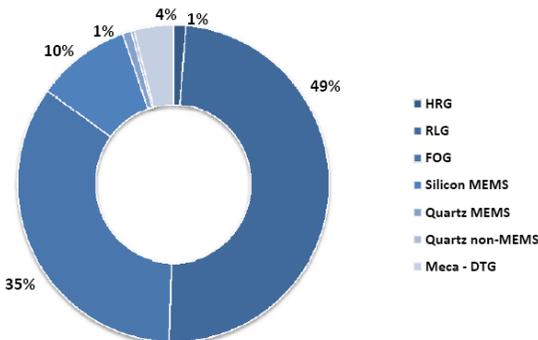


그림 16. 2007년도 자이로별 시장 점유율 (Total 1.62 B\$)

### 3 결론

우주용 관성항법장치는 주어진 임무의 특성 및 우주환경이라는 특수조건으로 인해 고성능이면서 동시에 안정성이 높은 자이로가 채택되어야 한다. 현재 대부분의 우주용 관성항법장치는 전통적인 기계식자이로를 대체하여 광학식자이로를 많이 채택되고 있다. 광학식자이로중 RLG가 일반적으로 FOG보다 성능이 우수하다고 알려져 있어 1990년대 초까지 고성능을 요구하는 우주용 관성항법장치에는 대부분 RLG가 적용되었다. 그러나 RLG는 레이저 생성을 위해서 고전압을 사용하고, Lock-in해결을 위한 기계적인 디터등으로 인해 우주환경 및 발사환경에서 외부적인 요인으로 항법 성능이 저하될 가능성이 있다. 반면 FOG는 관성측정부에 고전압과 기계적인 디터를 사용하지 않아 내구성이 우수하여 수명이 길어 우주환경에서 사용되기에 큰 장점을 지닌다. 특히 FOG는 광학소자 기술의 발달과 신호처리방식의 개선으로 바이어스 안정성과 환산계수 특성에 있어 RLG에 버금가는 성능을 가지게 되었고 더불어 저가격화가 가능하다는 장점이 있다. 이로써 FOG는 경제성과 항법성능의 두 가지 목적을 달성할 수 가능성이 있어 향후 2020년대 고성능 우주용 관성항법장치 시장에서 큰 부분을 점유할 것으로 보인다.

### 참고문헌

1. Loukianov, D. P., "Laser and Fiber-optic Gyros: the Status and Tendencies of Development," International Conference on Integrated Navigation Systems, St. Petersburg, Russia, May 1999.
2. Lefevre, H., The Fiber-Optic Gyroscope, Artech House, Boston, MA., 1993.
3. [http://en.wikipedia.org/wiki/Fiber\\_Optic\\_Gyro](http://en.wikipedia.org/wiki/Fiber_Optic_Gyro)
4. Lefevre, H. C., "Fundamentals of the Interferometric Fiber-Optic Gyroscope," Optical Review, Vol. 4, No. 1A, 1997, pp. 20-27.

5. Lefevre, H. C., Bettini, J. P., Vatoux, S., and Papuchon, M., "Progress in Optical Fiber Gyroscopes using Integrated Optics," AGARD/NATO Conference Report on Guided Optical Structures in the Military Environment, AGARD CPP-383, 9A, pp. 1-13, 1985.
6. IMU Markets 2007-2012, Technical report, Yole Developpement, 2008.
7. <http://www.ixsea.com/en/space/>
8. Honthaas, J. and Buret, T. and Paturel, Y. and Gaiffe, T., "High Performance FOG: one design, no limit yet!?" Optical Fiber Sensors (OFS), 2006.
9. <http://www.astrium.eads.net/>
10. Proc. Optical Fiber Sensors, May, 1996.
11. Nasu, J., Saito, K., Kurokawa, A., Hayashi, F., and Nakatani, "Application of Fiber Gyros at MPC-Inertial Navigation and Guidance System for M-V Rocket [A]," Optical Fiber Sensors Conference Technical Digest [C], pp. 15-18, 2002
12. The Review of Laser Engineering, Vol. 26, No.4, 1998.
13. Ohno, A., "Recent Progress of the Interferometer Fiber Optic Gyroscope," Technical Report of IEICE, 2000.
14. Kojima et al, "Development and Demonstration of Fiber-Optic Gyro-Inertial Reference Unit," Proc. of 48th Space Science and Technology Conference, Nov. 2004.
15. <http://www.iasa.ac.jp/e/enterp/missions/astro-g/>
16. Barbour, N. and Schmidt, G., "Inertial Sensor Technology Trends," Proceedings of the 1998 Workshop on Autonomous Underwater Vehicles, Cambridge, MA, pp. 55-62, 1998.
17. Divakaruni, S. P., and Sanders, S. J., "Fiber Optic Gyros - A Compelling Choice for High Precision Applications," Optical Fiber Sensors (OFS), 2006. 2002