

유도무기용 관성측정기 수명 시험 설계 및 평가

조경환^{1,†} · 문상찬¹ · 윤석창¹ · 권승복¹ · 김도형² · 양일영³

¹LIG넥스원 PGM2연구소

²마이크로인피니티

³한국산업기술시험원

Life Test Design and Evaluation of Inertial Measurement Unit for Guided Weapons

Kyoung Hwan Jo^{1,†}, Sang Chan Moon¹, Suk Chang Yun¹, Seung Bok Kwon, Do Hyung Kim²
 and Il Young Yang³

¹PGM 2nd Institute, LIG Nex1

²MICROINFINITY

³Korea Testing Laboratory

Abstract

In this paper, we have obtained the acceleration coefficient of the IMU (Inertial Measurement Unit) to prove reliability by analyzing the characteristic of the MEMS IMU installed in guided weapon systems for overseas export and the operating environment of the guided weapon system. Additionally, based on designed life testing, we performed life tests on three the IMUs and demonstrated a target lifetime of 12 years.

초 록

본 논문에서는 해외수출용 유도무기체계에 탑재되는 MEMS 관성측정기의 특성과 탑재되는 유도무기체계의 운용 환경 분석을 통해서 신뢰성 입증에 위한 관성측정기 가속계수를 도출하고, 이를 기반으로 관성측정기 수명 시험을 설계하였다. 또한 설계된 수명 시험을 토대로 관성측정기 3조에 대한 수명 시험 수행을 통해 12년의 목표 수명을 입증하였다.

Key Words : Inertial Measurement Unit(관성측정기), Life Test(수명 시험), Accelerated Life Test(가속 수명 시험), Precision Guided Munition(정밀유도무기), Reliability(신뢰성)

1. 서 론

현대의 무기체계가 첨단화, 정밀화, 정사정화, 복잡화됨에 따라서 군 운용의 경제성과 안전성을 확보하기 위한 무기체계 신뢰성의 중요도가 증가하고 있다[1, 2]. 과거 국내에서 개발되는 무기체계의 경우 초기 품질확보를 위한 초기고장배제시험, 무기체계 운용환경에 대한 내성 검증을 위한 환경시험, 평균 고장 간격

과 같은 신뢰도 예측 등을 수행하였으나 이것만으로는 실제 운용환경에서 무기체계의 장기간 운용 신뢰성을 보장하기에는 어려움이 많았다. 따라서 실제 운용환경에서 발생하는 고장을 반영한 장기간 무기체계 신뢰성 시험 평가의 필요성이 대두되었다. “국방전력발전업무훈령 제64조”에서는 무기체계 개발시험평가계획 수립 시 핵심부품이나 구성품에 대해 성능시험, 환경시험 이외 장기적으로 결함, 고장을 확인할 수 있는 신뢰성 시험을 수행하도록 명시하고 있다[3]. 또한 “무기체계 시험평가 실무 가이드북”에서는 운용기간 내에 무기체계의 안정된 품질확보를 위해서 사업초기부터 운용유지까지를 고려하여 각 단계별 무기체계의 신뢰성 향상

Received: Aug. 19, 2022 Revised: Sep. 14, 2022 Accepted: Sep. 21, 2022

† Corresponding Author

Tel: +82-32-8026-4183, E-mail: kyoungwanjo@lignex1.com

© The Society for Aerospace System Engineering

을 위해 신뢰성 확인 및 실증을 위한 신뢰성 시험 수행방법에 대해 기술하고 있다[4].

무기체계에서 장비의 운용이란 시스템의 구성요소인 부체계, 구성품, 조립체 등이 활성화 되어 전기적 혹은 기계적인 스트레스에 노출되어 있는 상태이고, 비운용은 이러한 스트레스로부터 자유로운 상태를 의미한다. 유도무기의 경우 지속적으로 운용되는 일반적인 무기체계들과 달리 1회 사용 후 재사용이 불가하며, 장기간 비운용 저장 상태에 있다가 필요 시 주어진 임무를 수행하고 폐기되는 원샷시스템(One-Shot System)이다[5]. 따라서 운용요구도에 따라 평균 고장 간격(MTBF, Mean Time Between Failure)나 평균 고장 시간(MTTF, Mean Time To Failure) 등으로 신뢰성을 평가하는 일반 무기체계와는 달리 원샷시스템은 비운용 저장 상태를 고려하여 신뢰성을 평가해야 한다.

유도무기의 유도항법제어(GNC, Guidance Navigation Control)를 위해서 필수 구성품인 관성측정기는 기존 기계식이나 광학식 관성센서 대비 저가화, 소형화 측면에서 장점을 가지고 있는 전술급 MEMS(Micro Electro Mechanical System) 관성센서 적용이 최근 들어 지속적으로 늘어나고 있다. 본 논문에서는 유도무기용 MEMS 기반 관성측정기의 신뢰성 평가를 위해 수명 시험을 설계하고 시험 결과를 분석하였다.

2. 수명 시험 설계

2.1 시험 대상 특성 분석

관성측정기는 유도무기 내부에 탑재되어 비행 중 유도무기의 운동량을 측정하며, Fig. 1과 같이 각속도를 측정하는 3축의 자이로스코프, 선형 가속도를 측정하는 3축의 가속도계와 신호처리부 등으로 구성된다[6].

MEMS 관성측정기는 기존 기계식이나 광학식 관성측정기들과 다르게 관성 물리량 측정을 위한 로터나 광학 부품 등을 포함하지 않으며, MEMS 구조물이 패키징된 반도체 칩이 전자보드에 탑재된 형태의 순수한 전자 부품만으로 구성된다. 그러나 전체 수명 주기 동안 정상적인 기능 수행이 요구되는 일반적인 유도무기 내 전자 구성품들과 달리 관성측정기는 유도무기의 수명 주기 동안 각각 3축의 자이로스코프와 가속도계가 측정된 각속도와 가속도를 출력하는 기능뿐만 아니라

출력되는 측정 데이터가 정해진 오차 규격 이내의 요구 성능을 충족해야만 한다.

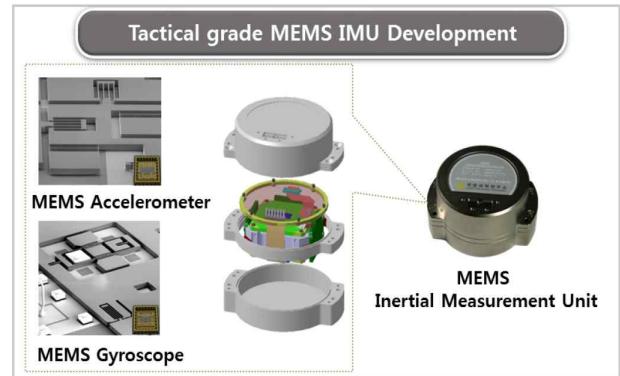


Fig. 1 Configuration of MEMS IMU[6]

MEMS 자이로스코프는 정전기적인 힘에 의해 구조물을 특정 방향으로 진동시킨 상태에서 외부에서 각속도가 주어지면 진동과 회전방향의 직각방향에서 나타나는 코리올리 힘(Coriolis force)을 검출하여 각회전의 정도를 측정한다. 그러나 마이크로 크기의 실리콘 자이로 구조물로는 매우 미약한 코리올리 힘을 검출하기 어렵기 때문에 Fig. 2와 같이 구조물의 공진을 이용하여 큰 감도를 얻는다. 또한 구조물이 동작하게 되면 구조물 주위의 공기 유도 및 점성에 의한 공기 감쇄현상으로 인하여 Q-factor가 감소하기 때문에 구조물을 진공상태에서 작동시켜야 하며, 이를 위하여 관성센서 칩을 고진공으로 패키징 해야 한다.

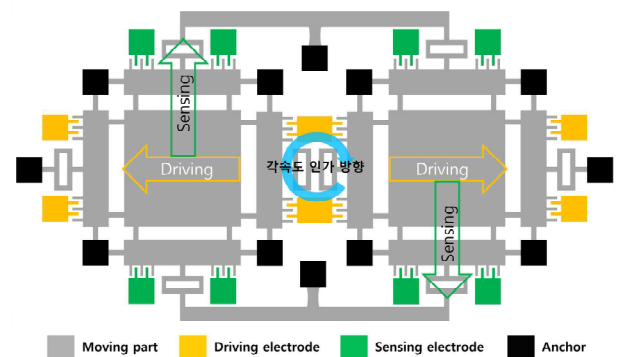


Fig. 2 Conceptual Diagram of the MEMS Vibratory Gyroscope[6]

MEMS 가속도계도 동일하게 고진공 패키징이 요구

되며, 이러한 관성센서 패키지의 진공도 유지 성능은 MEMS 관성센서의 성능에 직접적으로 영향을 준다. MEMS 관성센서 패키지의 진공도 변화는 MEMS 구조물의 댐핑 상수를 변화시키고 결과적으로 Q값을 변화시킨다. 여기에서 발생한 Q값의 변화는 외부 입력 관성량에 대한 관성센서의 출력 감도(Sensitivity) 변화를 가져오고 이는 관성센서의 성능 저하를 초래한다. 이러한 관성센서 패키지의 진공도 변화는 주로 관성센서 패키지의 가스 확산(Gas Diffusion)에 의해 발생하며 주요 원인은 온도 변화이다[7]. 따라서 MEMS 관성측정기의 수명 시험의 주요한 가속인자로 온도를 반드시 포함시킬 필요가 있다.

2.2 운용 환경 분석 및 목표 수명 수립

일반적으로 유도무기는 Fig. 3과 같이 양산 후 운용 부대 및 탄약 관련 부대의 이글루 탄약고에서 장기 저장되며 이글루 탄약고에 저장된 이후의 운송 소요는 극히 드물다[8]. 본 논문의 시험 대상체인 관성측정기가 조립된 유도무기도 해외 수출을 위해서 국내에서 짧은 기간 보관 후 차량, 선박, 항공기 등을 통해 해외 현지 부대로 운송되며, 이후 실제 운용되기까지 장기간 온도가 제어되는 저장고 또는 온도가 제어되지 않는 야지 환경에서 저장된다. 관성측정기 탑재 유도무기의 운용 환경 분석을 통해 Table 1과 같이 관성측정기의 목표 수명은 관리 상태 저장 10년, 비관리 상태 저장 1.5년, 운송 600시간으로 수립하였다[9].

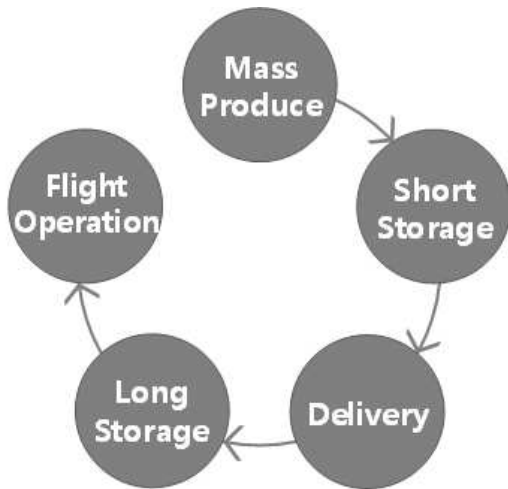


Fig. 3 A Life Cycle of Guided Weapons[8]

Table 1 Target Lifetime based on Operational Environment Analysis

Category	Period	Detailed Conditions
Controlled Storage	10 years	stored in a temperature controlled ammunitions storage
Uncontrolled Storage	1.5 years	stored in a temperature uncontrolled field storage
Transportation	660 h	Overseas Transportation by vehicle, aircraft and ship

2.3 운용 조건 별 주요 스트레스 인자 분석

Table 1에서 선정된 운용 조건별 발생 가능한 스트레스들을 분석하여 Table 2와 같이 주요 스트레스 인자를 선별하였다. 관리 상태 저장에서는 열충격이 발생하지 않으며, 저온은 전자부품 열화 매커니즘과 관련이 없고, 습도 역시 연관이 없어 고온을 주요 스트레스 인자로 선정하였다[8].

Table 2 Analysis of Major Stress Factors

Conditions	Possible Stress	Stress effects*	Occurrence status	Major Stress
Controlled Storage (10 Years)	High temp.	◎	Yes	High temp.
	Low temp.	△	Yes	
	High temp. & Humid	○	No	
	Temp. shock	◎	No	
	Vibration Shock	◎	No	
Uncontrolled Storage (1.5 Years)	High temp.	◎	Yes	Temp. shock
	Low temp.	△	Yes	
	High temp. & Humid	○	Yes	
	Temp. shock	◎	Yes	
	Vibration Shock	◎	No	
Transportation (660 h)	High temp.	◎	Yes	Vibration
	Low temp.	△	Yes	
	High temp. & Humid	○	Yes	
	Temp. shock	◎	Yes	
	Vibration	◎	Yes	
	Shock	○	Yes	

* ◎ : High relevant, ○ : Relevant, △ : Low relevant

비관리 상태 저장에서는 열충격과 고온이 발생하며, 가혹한 조건인 열충격을 주요 스트레스 인자로 선정하였다. 마지막으로 운송 상태에서는 모든 스트레스에 노출되지만, 관리 및 비관리 상태 저장 시 주요 스트레스에 포함되지 않은 진동을 주요 스트레스로 선정하였다.

2.4 신뢰성 입증 시험 설계

2.4.1 관성측정기 가속계수 도출

관성측정기가 탑재된 유도무기의 운용 환경 중 관리 상태 저장 기간은 10년에 달하기 때문에 이를 실제 신뢰성 시험을 통해 입증하기 위해서는 현실적으로 가속 시험 형태로 시험설계가 필요하며, 이를 위해서는 가속계수 도출이 선행되어야 한다.

온도에 의한 가속수명시험으로 가장 많이 활용되는 수명-스트레스 관계는 아레니우스 모델(Arrhenius Model)이지만, 이 모델은 단일 부품에 적용 가능한 방법으로 관성측정기와 같이 여러 부품으로 구성된 시스템의 가속계수를 구하기 위해서는 별도의 방법을 고려해야 한다. 시스템 레벨의 가속계수 도출 방법으로는 Hart, Moura, Seaser, IBM 등의 방법을 고려할 수 있으며, 본 논문에서는 부품의 데이터 정보를 가장 많이 활용할 수 있는 Moura 방법[10]을 적용하여 수식 (1)로 관성측정기 가속계수를 산출하였다.

$$AF_M = \sum_{i=1}^m n_i \cdot \lambda_{U_i} \cdot AF_i / \sum_{i=1}^m n_i \cdot \lambda_{U_i} \quad (1)$$

여기에서 n_i 는 i 번째 부품의 개수, λ_{U_i} 는 정상조건 하 i 번째 부품의 평균고장률, AF_i 는 i 번째 부품의 가속계수, AF_M 는 부품이 조립된 전체 모듈의 가속계수이다.

관성측정기 부품 중에서 활성화 에너지 DB에 있는 능동소자 위주로 정상조건은 43℃, 시험조건은 85℃를 고려했으며, MIL-HDBK-217F 기본 고장률 정보는 Windchill Quality Solution 10.1을 활용하여 관성측정기의 가속계수 16.4505를 도출하였다.

2.4.2 관성측정기 수명 시험 설계

관성측정기의 목표 수명을 수명 시험으로 입증하기

위해 필요한 시험시간 T 는 아래와 같은 수식으로 산출할 수 있다[4].

$$T = t_p \left[- \frac{1}{\ln(1-p/100)} \times \frac{\chi^2(1-CL, 2r+2)}{2n} \right]^{\frac{1}{\beta}} \quad (2)$$

여기에서 t_p 는 목표수명, p 는 수명수준, χ^2 는 카이제곱분포, CL 은 신뢰수준, r 은 허용 고장개수, n 은 시료수, β 는 와이블 분포 형상모수이다.

관성측정기 수명수준은 MTTF에 해당하는 63.2%, 신뢰수준은 일반적인 구성품에 적용되는 60%, 허용 고장개수는 0개, 시료 수는 3조, 수명분포는 지수분포로 가정하여 Table 3과 같이 3가지 종류의 수명 시험을 설계하였다. 시료 수는 신뢰수준 및 시험시간에 영향을 주며, 동일한 시료 수를 대상으로 신뢰수준을 향상하거나 동일한 신뢰수준을 대상으로 시료 수를 축소하려면 시험시간의 연장이 필요하다[11]. 본 논문에서는 사업예산, 사업기간과 타 구성품 단위 가속수명시험 시료 수를 참고하여 시료 수를 3조로 선정하였다 [11~13].

Table 3 The Conditions of Life Test for IMU

Parameter	High temp.	Temp. shock	Vibration
Weibull shape	1	1	1
Num.of sample	3	3	3
Proof life	84,600 h	548 cycles	660 h
Acceleration factor	16.4505	1	1
B_p life	63.2%	63.2%	63.2%
Num. of failure allowed	0	0	0
Confidence level	60%	60%	60%
Derived test time	1,627 h @85℃	168 Cycle (336 h)	202 h

관리 저장상태 10년 목표 수명을 입증하기 위한 고온 시험시간은 85℃ 조건에서 1,627 시간으로 산출되

었다. 비관리 저장상태 1.5년 목표 수명을 신뢰수준 60%로 입증하기 위한 열충격 시험시간은 낮과 밤을 1 일 1회 열충격으로 가정 시 168 사이클로 산출되었다. 660 시간의 운송 목표 수명을 입증하기 위한 진동 시험시간은 MIL-STD-810G 514.6C-II의 일반 수송차량 진동수준 하에서 202 시간으로 산출되었다.

3. 수명 시험 결과 및 분석

3.1 관성측정기 수명 시험 절차

관성측정기 수명 시험을 위한 시험 장비는 Fig. 4와 같이 구성할 수 있다. 본 논문 2장에서 설계된 수명 시험 시간 조건에 따라 관성측정기 시료 3조를 Fig. 5와 같이 챔버 또는 진동테이블에 넣어 고온 시험, 열충격 시험, 진동 시험 순으로 수행하며, 수행 간 일일 점검을 통해 관성측정기의 이상 유무를 확인한다.

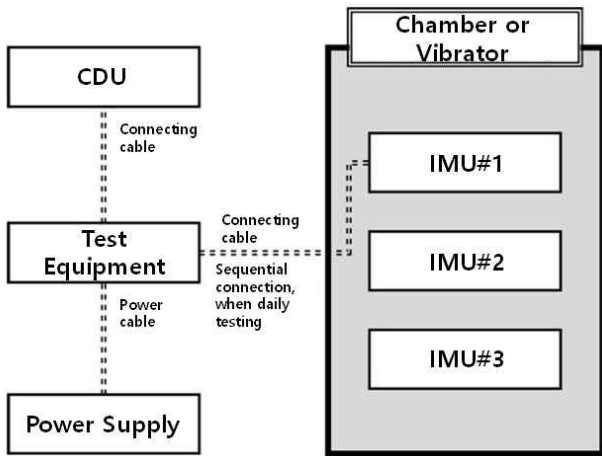


Fig. 4 Daily Test Configuration for IMU

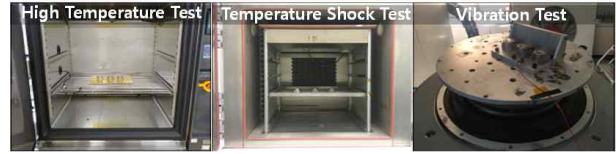


Fig. 5 Life Proof Test Configuration for IMU

일일점검에서는 관성측정기의 외부 형상 이상 유무, 소모전류 10% 이상 증가/감소 유무, BIT 수행 결과 정상 동작 여부를 확인하며, 이상이 발견된 경우 시험을 중단한다. 다만, 일일점검을 통해서만 관성측정기의 기능적인 정상 동작 여부만 확인할 수 있기 때문에 Table 4와 Fig. 6과 같이 시제 이동 기간을 포함하여 총 184일의 수명시험 중 총 6회의 정밀 점검을 계획하여 시험 단계별로 요구 성능 충족 여부를 확인한다.

Table 4 Precision Inspection Schedule to Check Performance of IMU

No.	IMU conditions	Test time	Test parameters
1	Product delivery	Before delivery	Bias/Scale Factor Repeatability @Low, room, high temp.
2	High temp. test	Half time of test	Bias/Scale Factor Repeatability @Room temp.
3		After test	
4	Temp. shock test	After test	
5	Vibration test	Half Time of test	
6		After test	Bias/Scale Factor Repeatability @Low, room, high temp.

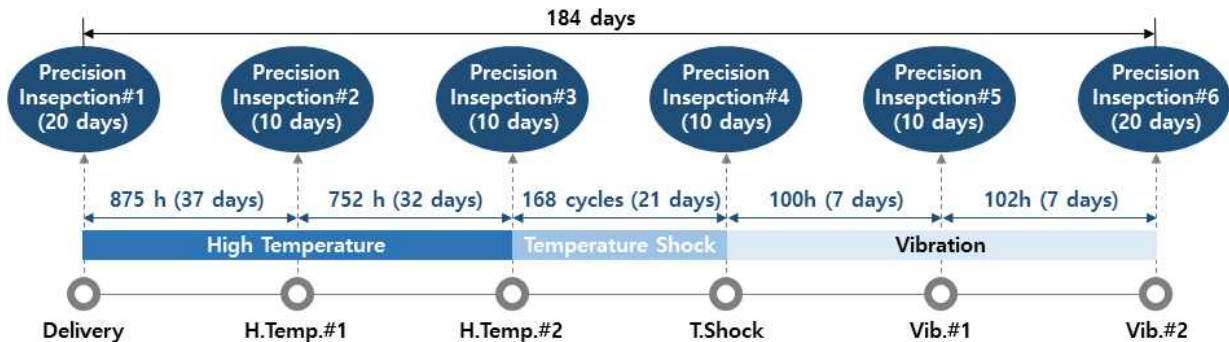


Fig. 6 Full Life Test Plan including Precision Inspections for IMU

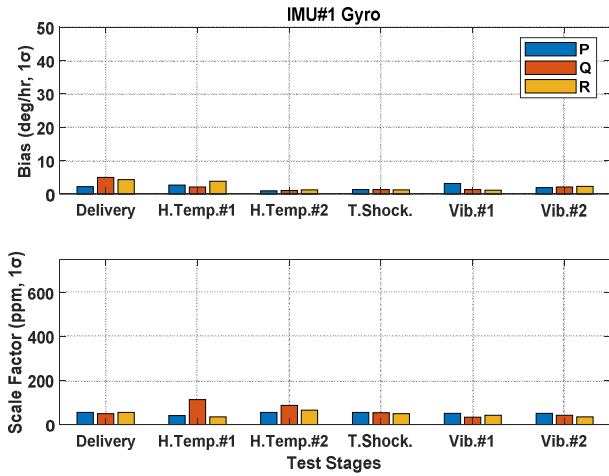


Fig. 7 Gyroscope Performance Trends of IMU#1

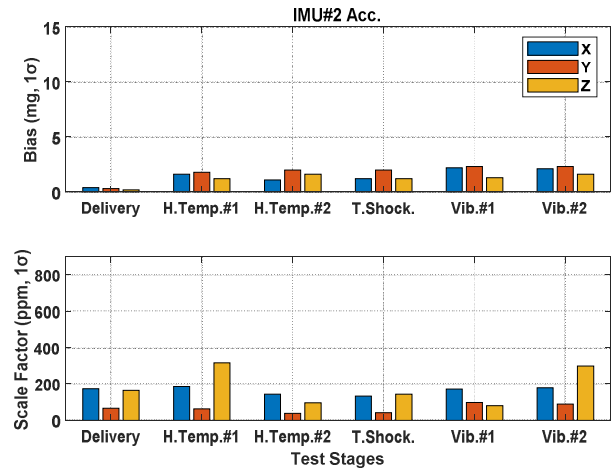


Fig. 10 Accelerometer Performance Trends of IMU#2

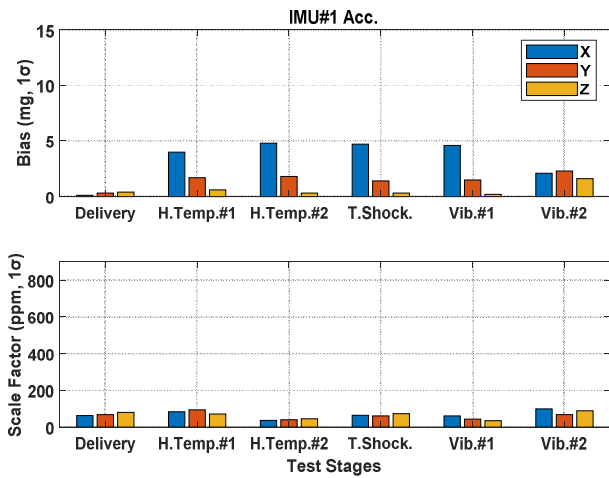


Fig. 8 Accelerometer Performance Trends of IMU#1

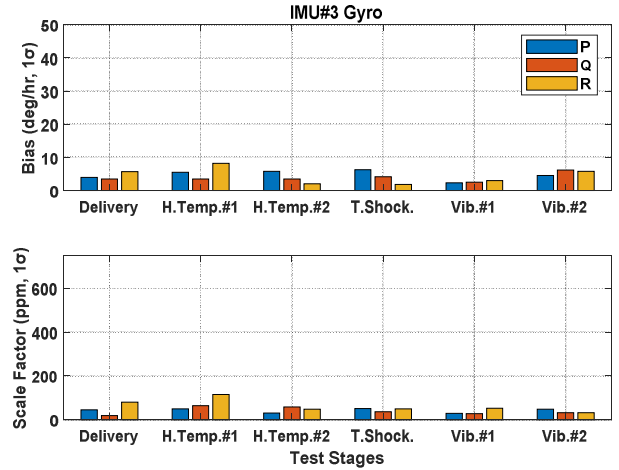


Fig. 11 Gyroscope Performance Trends of IMU#3

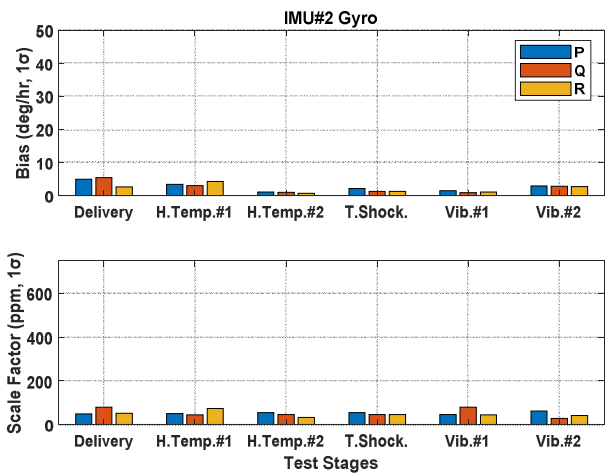


Fig. 9 Gyroscope Performance Trends of IMU#2

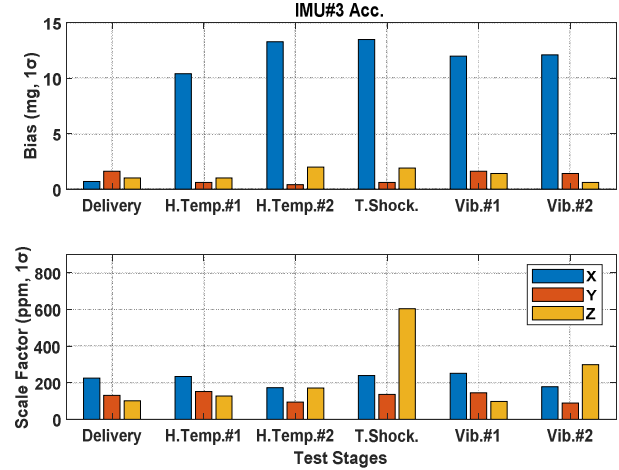


Fig. 12 Accelerometer Performance Trends of IMU#3

3.2 관성측정기 수명 시험 평가 및 결과 분석

수명시험 일일점검 시 시료 3조의 관성측정기는 모두 정상적으로 동작했으며, 정밀점검 시험단계별 관성측정기 성능 변화 추이는 Fig. 7~12와 같다. 수명 시험 간 정밀점검은 Table 4와 같이 관성측정기의 일반적인 평가항목[14]인 3축의 자이로와 가속도계 각각의 바이어스 반복도(Bias Repeatability), 환산계수 반복도(Scale Factor Repeatability)가 Table 5와 같이 시험 전 정의한 규격을 충족하는지 상온(20℃)에서 평가하였으며, 요구 성능을 모두 충족함을 확인하였다.

Table 5 Performance Requirements for Life Test of IMU

Parameters	Units	Requirements
Gyro Bias Repeatability	deg/hr, 1 σ	< 50
Gyro Scale Factor Repeatability	ppm, 1 σ	< 750
Accelerometer Bias Repeatability	mg, 1 σ	< 15
Accelerometer Scale Factor Repeatability	ppm, 1 σ	< 900

그러나 Fig. 12와 같이 관성측정기#3의 가속도계는 고온 시험(H.temp#1) 후 수행된 정밀검사에서 출하 시점(Delivery) 대비 X축 바이어스가 약 10배 정도 증가하였다. Y축/Z축 바이어스에 변화가 없는 부분과 이후 정밀검사에서도 증가된 바이어스가 계속하여 유지되는 것으로 보아 고온시험 시 X축 가속도계칩의 패키징 진공도에 변화가 생겼고 이로 인해 출하 시점의 교정값과 바이어스가 불일치하여 성능이 저하된 것으로 추정할 수 있다.

또한 관성측정기#3의 가속도계는 열충격 시험(T.Shock) 후 수행된 정밀검사에서 출하 시점 대비 Z축 환산계수가 5배 정도 증가하였다. 이는 Y축/Z축 바이어스에 변화가 거의 없는 부분과 이후 정밀검사에서는 증가된 환산계수가 다시 출하 시점 수준으로 떨어지는 것으로 볼 때 열충격에 의한 일시적인 환산계수 변화 또는 시계 자체의 성능 편차로 추정된다.

4. 결론

국내에서 10년 보증 등과 같이 특정 기간 동안의 운용성을 보장하는 형태로 개발되는 유도무기체계에 대한 고도의 신뢰성을 확보하기 위해서는 무기체계 운용에 치명적인 영향을 줄 수 있는 핵심 구성품 단위의 신뢰성 입증 시험 수행이 필수적이다. 본 논문에서는 해외수출용 유도무기체계에 탑재되는 핵심 구성품인 MEMS 관성측정기의 특성과 탑재되는 유도무기체계의 운용 환경 분석을 통해서 신뢰성 입증을 위한 관성측정기 가속계수 16.4505를 도출하고, 이를 기반으로 수명 시험을 설계하였다. 관성측정기 수명 시험은 85℃ 고온 조건에서 1,627시간, 40℃~85℃ 열충격 조건에서 168 사이클(336시간), 진동 조건에서 202시간으로 설계되었다. 이 시험 설계 내용을 토대로 실제 관성측정기 3조에 대한 수명 시험을 정밀점검을 포함하여 약 6개월 간 진행하였고, 시험 전 정의한 규격을 충족함을 확인하였다. 이를 통해 MTTF($B_{63.2}$, 지수분포 가정), 신뢰수준 60%에서 관성측정기의 목표 수명 12년 입증을 완료하였다.

본 연구에서는 모든 유도무기에 필수적으로 탑재되는 핵심구성품인 관성측정기의 신뢰성 입증 시험 방안과 실제 시험 평가 사례를 제시함으로써 향후 개발되는 유도무기 체계의 신뢰성 향상에 기여할 수 있을 것으로 기대한다.

References

- [1] J. W. Lee, "Understanding of Ammunition Stockpile Reliability Program," *Defense & Technology*, pp. 102-107, 2010.
- [2] B. H. Kim, K. H. Hwang, and J. W. Hur, "A Study on the Reliability Improvement of Guided Missile," *Journal of Applied Reliability*, vol. 16, no. 3, pp. 208-215, Jun. 2016.
- [3] Ministry of National Defence(MND), Defence Power Development Mission Instructions, No.2568, Revision 2021.6.30.
- [4] Defense Acquisition Program Administration, Test and

- Evaluation Practice Guidebook for Weapon system, Publication registration number : 11-1690000-001479-01, 2013.
- [5] J. R. Choi and J. W. Hur, "A Study on the Storage Reliability Analysis of One Shot Device," *Proc. of the Korean Society of Reliability Fall Conference 2016*, pp. 170-176, May 2016.
- [6] B. S. Park, K. J. Han, S. W. Lee and M. J. Yu, "The Extraction Method for the G-Sensitivity Scale-Factor Error of a MEMS Vibratory Gyroscope Using the Inertial Sensor Model," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, vol. 47, no. 6, pp. 438-445, Jun. 2016.
- [7] M. S. Choi, W. B. Kim, B. G. Jeong, S. H. Choa and C. M. Song, "Reliability Assessment and Improvement of MEMS Vacuum Package with Accelerated Degradation Test(ADT)," *Journal of Applied Reliability*, vol. 3, no. 2, pp. 103-116, Oct. 2003.
- [8] D. H. Seo, T. Y. Kang, J. K. Min, K. Y. Lee, Y. G. Gu, K. Y. Lee, I. Y. Yang, J. P. Hong, S. K. Kim and S. W. Yu, "A Method of Reliability Demonstration Test Design for Missile Stored in an Ammunition Igloo without Maintenance," *Journal of Applied Reliability*, vol. 19, no. 2, pp. 114-122, Jun. 2019.
- [9] K. H. Jo and S. B. Kwon, "A Study on the Life Test Method for Inertial Measurement Unit", *SASE 2020 Fall Conference*, 2020.
- [10] Moura. E. C, "A Method to Estimate the Acceleration Factor for Subassemblies," *IEEE Trans. on Reliability*, Vol. 41, No. 3, pp. 396-399, 1992.
- [11] D. Y. Kim, J. W. Hur, "Accelerated Life Test Design of Bladder Type Accumulator Assembly for Helicopter", *Journal of the Korea Academia-Industrial cooperation Society*, vol. 19, no. 8, pp. 239-245, 2018.
- [12] I. Y. Yang, J. G. Kang, S. W. Yu, G. T. Oh, and Y. G. Na, "Development of Accelerated Life Test Method for Constant Electrical Potential Electrolysis Gas Sensor", *Journal of Applied Reliability*, vol. 16, no. 3, pp. 180-191, 2016.
- [13] H. J. Cho, I. H. Lee, S. B. Kim, S. J. Park, and M. S. Yang, "No-Failure Accelerated Life Test of Flap Actuating System using Weibull Distribution", *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 10, no. 1, pp. 51-28, 2016.
- [14] K. Y. Bae, H. J. Jeong, B. W. Lee, and B. S. Chang, "Development of 0.1 deg/hr Grade FOG-based IMU", *KSAS 2020 Spring Conference*, pp. 460-461, 2020.