論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(8), 639-646(2017)
DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.8.639
ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

광섬유 센서를 사용한 항공기용 하중 모니터링 시스템 개발과 지상시험 적용

박찬익*, 하재석**, 김상용**

Aircraft Load Monitoring System Development & Application to Ground Tests Using Optical Fiber Sensors

Chan Yik Park*, Jae Seok Ha** and Sang Yong Kim**
7-3, Agency for Defense Development*,**

ABSTRACT

In this paper, a new load monitoring system for military aircraft is introduced. This system consists of sensors, an onboard device and an ground analysis equipment. The sensors and onboard device are mounted on the aircraft and the ground analysis equipment is operated on the ground. Through this system, structural static load can be estimated with flight parameters and structural responses can be measured by sensors due to static load, dynamic load and unexpected events. Especially, optical fiber sensors with mutiplexing capability are utilized. The onboard device was specially designed for complying the requirements of relevant military specifications and was verified through a series of the environment tests. This system was used and evaluated through ground structural tests before flight tests. In the near future, this system will be applied to military aircraft as a structural load monitoring system after flight test evaluation.

초 록

본 논문에서는 군용 항공기를 위한 새로운 하중 모니터링 시스템에 대하여 소개하였다. 이 시스템은 항공기에 장착되는 센서와 탑재장비 및 지상에서 운용되는 지상분석장비로 구성된다. 이 시스템을 이용하여 항공기에 작용하는 구조정적하중을 비행파라미터로 추정할 수 있을 뿐 아니라, 정적하중, 동적하중 및 예상치 못한 이벤트에 의한 구조물의 응답을 센서로 측정할 수 있다. 특히 다점 측정이 가능한 광섬유 센서를 사용하였다. 탑재장비는 관련 군사규격서의 요구도를 만족하도록 설계되었으며, 일련의 환경시험으로 입증하였다. 본 시스템은 비행시험에 앞서 지상구조시험에 사용되고 평가되었으며, 향후 비행시험 평가를 통하여 군용 항공기의 구조하중 모니터링 시스템으로 사용될 예정이다.

Key Words : Structural Health Monitoring(구조 건전성 모니터링), Operational Load Monitoring(운용 하중 모니터링), Load / Environment Spectra Survey(하중/환경 스펙트라 조사), Optical Fiber Sensor(광섬유 센서), Military Aircraft (군용 항공기)

† Received : May 24, 2017 Revised : July 10, 2017 Accepted : July 10, 2017
* Corresponding author, E-mail : pcy1216@gmail.com

Ⅰ. 서 론

일반적인 항공기 구조는 요구수명이 있다. 군사규격서 기체구조 건전성 프로그램(ASIP: Aircraft Structural Integrity Program)[1]에 의하면 항공기 구조는 개발 단계에서 가정한 설계 하중/환경 스펙트럼 (Design Load/Environment Spectrum)에 대하여 목표로 설정한 설계수명(Design Service Life)을 갖도록 설계하고 이를 해석과 시험으로 입증하여야 한다. 개발 단계에서 거의 대부분의 항공기 구조는 손상허용설계(Damage Tolerance Design)를 적용하며, 이는 항공기가 제작된 시점부터 검사가 불가능한 여러 종류의 손상이 항공기 구조에 존재하며, 이러한 구조 손상들이 항공기가 운용되면서 성장한다고 가정하고 항공기 구조를 개발하는 개념이다[2]. 따라서 적절한 검사주기, 검사방법 및 수리방법 등이 개발단계에서부터 구조설계와 시험 결과에 의거하여 결정되고 제시되어야 한다. 그러나 개발단계에서 가정한 설계 하중 스펙트럼은 항공기가 실제 운용되면서 겪는 구조하중과는 차이가 있을 수 있고, 항공기의 임무변화 및 개조 등에 의하여 하중스펙트럼이 변경될 수 있으므로, 항공기 구조의 수명을 최신화 된 하중 스펙트럼으로 기체구조의 수명을 재평가하고, 이를 고려하여 정비계획을 수립해야 한다. 이런 사유로 군용항공기 구조 개발 규격서[3]에서는 항공기 수명관리를 위한 데이터 획득 시스템(Data Acquisition System)의 장착을 요구하고 있기도 한다.

이와 같이 운용항공기의 하중을 최신화하여 하중 스펙트럼을 개정하고 항공기 수명을 재평가하는 업무를 기체구조 건전성 프로그램[1]에서는 하중/환경 스펙트라 조사(L/ESS: Load/ Environment Spectra Survey)와 개별 항공기 추적(IAT: Individual Aircraft Tracking)으로 나누고 있다. L/ESS는 운용하중모니터링(OLM: Operational Load Monitoring)[4]이라고도 하며 동일한 임무를 수행하는 항공기중 일부 항공기에 계측장비를 장착하여 운용하중을 최신화하고, 이를 전체 항공기의 운용계획, 정비계획 및 수명관리에 활용하는 업무이다. 반면, 개별항공기 추적은 모든 항공기에 계측장비를 장착하여 개별 항공기의 하중이력을 관리하여 항공기의 운용계획, 정비계획 및 수명관리에 활용하는 업무이다.

OLM과 IAT는 일반적으로 비행 파라미터를 활용하여 구조 하중을 산출하여 이를 하중스펙트럼으로 만들고 이를 다시 주요 부위의 수명을 평가하는 응력스펙트럼으로 변환하여 사용한다. 그러나 비행 파라미터만을 사용할 경우[4], 특정 부위의 응력을 정확히 예측할 수가 없어, 구조수명을 과대 또는 과소 평가하는 경우가 있을 수 있다. 또한, 비행 파라미터로 탐지할 수 없는 돌풍(Gust)과 버펫팅(Buffeting)과 같은 비정상 이벤트에 대하여 구조수명 영향성을 판단할 수 없다. 따라서 변형률게이지를 추가 부착하여 비정상 이벤트를 감지하여 구조 영향성을 분석할 뿐 아니라, 주요 부위의 응력을 직접적으로 계측하여 수명평가의 신뢰도를 향상 시킨다.

최근에는 무인기 개발이 증가되고 있는 추세이다. 일반적인 무인기의 주요 임무는 감시정찰 업무이며, 감시정찰 임무의 특성상 유인기와 비교하여 기동이 적고 상대적으로 특정 고도에서 수평비행을 주로 수행한다. 그러나 같은 임무의 유인기에 비하여 위험한 임무를 수행하고, 또한 상대적으로 긴 비행시간을 갖는다[5]. 따라서 무인기는 유인기와는 다른 기체구조 설계 요구도와 설계기준을 갖는다. 특히 무인기의 경우 기체구조의 건전성 모니터링과 기체수명에 영향을 주는 이벤트 모니터링이 더 중요하다[6]. 유인 항공기에서는 조종사가 조류충돌, 낙뢰, 비정상 진동, 비정상 음향 노이즈, 돌풍이나 버펫에 의한 항공기 비정상 동적거동, 그리고 비정상 착륙 등 기체구조에 영향을 주는 이벤트를 직접 감지하고, 보고하며, 경우에 따라 대처할 수 있다. 따라서 무인기의 경우 본 연구의 기체구조 건전성모니터링에 대한 요구가 증대되고 있다[7].

본 논문에서는 최근 개발한 군용 항공기 하중 모니터링 시스템에 대하여 소개하였다. 개발된 시스템은 OLM과 IAT를 모두 수행할 수 있는 시스템이다. 또한 변형률측정을 위하여 FBG (Fiber Bragg Grating) 센서 형태의 광섬유센서와 항공기 부착용 변형률게이지를 센서로 사용할 수 있다. 2.1장에서는 탑재장비, 센서 및 지상장비로 구성된 개발 시스템에 대하여 소개하였다. 2.2장에서는 항공기 탑재를 위하여 요구되는 탑재장비의 주요 환경요구도 종류와 시험수행에 대하여 간략히 소개하였다. 2.3장에서는 광섬유 센서의 시험평가를 위하여 수행한 환경구조시험과 외부하중에 대한 변형률 응답을 확보하기 위한 정하중시험 및 피로시험에 대하여 소개하였다. 2.4절에서는 본 시스템이 장착된 항공기의 지상 활주시험에 대하여 간략히 소개하였다.

Ⅱ. 본 론

2.1 시스템의 구성

2.1.1 탑재 장비

탑재장비는 Fig. 1과 같이 전원공급모듈(Power

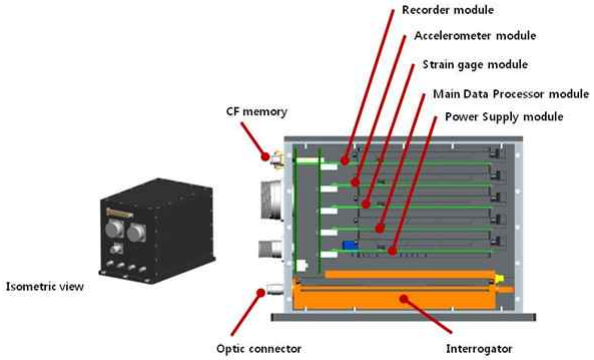


Fig. 1. On-board device

Supply Module), 3종류의 센서모듈, 데이터 처리 모듈(Main Data Processing Module), CF (Compact Flash) 메모리를 갖는 저장모듈 (Recorder Module) 등으로 구성된다. 각 모듈별 센서 수량 및 개략 규격은 Table 1과 같다. 변형률 게이지, 가속도계, 광섬유 센서는 센서모듈과 케이블로 연결되어 기체의 구조 응답을 계측하고 데이터 처리를 통하여 CF 메모리에 저장된다. 선정된 센서는 군의 항공기 운용 환경조건을 만족하는 상용 센서를 구매하여 사용하였다. 국내에서 군용 항공기에 적용 사례가 전무한 광섬유 센서에 대해서는 2.3.1에서 언급한 환경구조시험에서 적용함으로써 센서, 센서 부착방법 및 센서선 처리방법에 대한 타당성을 미리 확인하였다. 센서를 통하여 계측된 신호는 탑재장비에서 모두 16 bit의 정밀도로 처리되며, 기체구조의 비정상 이벤트의 충분히 감지할 수 있도록 센서별로 1 kHz에서 4 kHz까지의 최대 샘플링 속도로 저장된다. 샘플링 속도는 필요시 지상분석장비를 통하여 조정이 가능하도록 하였다.

또한, 탑재장비는 MIL-STD-1553B 데이터 버스 [8]을 통하여 항공기 항전시스템으로 부터 주요 비행 파라미터를 획득하고, 구조 응답신호와 함께 동기화하여 저장하는 기능이 있다. 주요 비행 파라미터는 시간, 자세정보, 받음각 및 위치정보, 속도 및 가속도 정보, 조종면 위치정보, 착륙장치 상태정보, 연료중량정보, 무게중심 정보, 바람속도 정보 등으로 저장된 비행 파라미터로 항공기 구조의 하중추정이 가능하도록 선정하였다.

획득된 계측신호 및 비행 파라미터 정보는 CF메모리에 저장되며, 항공기 전원인가 시점부터 비행종료까지 이 데이터들을 연속으로 저장할 경우, 1 Mbps 데이터 전송을 기준으로 72시간 동안 저장이 가능하다.

2.1.2 센서 및 부착

항공기의 구조 응답을 계측하기 위하여 변형률게이지, 가속도계, 광섬유 센서를 기체의 주요 부위에 부착하였다. Fig. 2는 비행체에 부착된 센서의 위치를 개념적으로 나타낸 것이다. 각 센서들의 부착위치는 항공기의 비정상 이벤트에 의한 기체구조의 반응을 측정할 수 있는 부위와 동시에 기체구조의 피로해석 및 손상허용해석 결과로부터 예측되는 취약부위, 주구조물, 관심대상부위 등을 기준으로 선정된다.

Table 1. Short specification of the on-board device

Power	- 28 VDC from A5ircraft Power Supply (MIL-STD-704F)
Components	- Housing, Power Supply Module, Data Processing Module, Strain Gauge Module, Accelerometer Module, Recorder Module, Optical Fiber Sensor Interrogator
Interface	- Ethernet : 1-Channel - MIL-STD-1553B : 1-Channel (Flight Parameters, Time) - Analog Sensors (Strain Gauge, Accelerometer) - Optical Fiber Sensor (FBG Sensor)
Measurement Performance	- Acceleration : 8-Channel, 16 bit, Max 4 kHz - Strain : 32-Channel, 16 bit, Max 1 kHz - Optical Fiber Sensor : 4-Channel, 20Point / Each Channel, Max 1 kHz
Data Recording	- 32 GB (CF Memory) : 74 Hours on Basis of Data Transmission Rate of 1 Mbps

변형률게이지는 기체구조물의 주요 피팅(Fitting) 및 접합부위에 부착되어 변형률을 계측하고 후처리를 통하여 응력으로 변환하여 주요 부위의 수명평가에 사용된다. 또한 변형률게이지 위치에서는 비정상 이벤트에 대한 동체와 미익부의 동적거동측정이 가능하다. 가속도계는 3축 가속도계로써 비행체의 무게중심과 인접한 중앙동체 내부에 부착되어 비행체에서 발생하는 하중배수를 측정하고 분석하기 위하여 사용된다. 광섬유 센서는 주익의 앞전과 뒷전에 부착되어 주익에 발생하는 변형률을 계측하고 하중으로 변환하여 주익 하중분석에 사용된다. 또한 주익에서 발생하는 구조 진동의 측정에도 사용이 가능하다. 특히 하나의 광섬유 선으로 20개 지점이상의 다점 측정이 가능한 FBG센서를 사용하였으며, 이러한 센서 특성은 센서 부착으로 인한 신호선 무

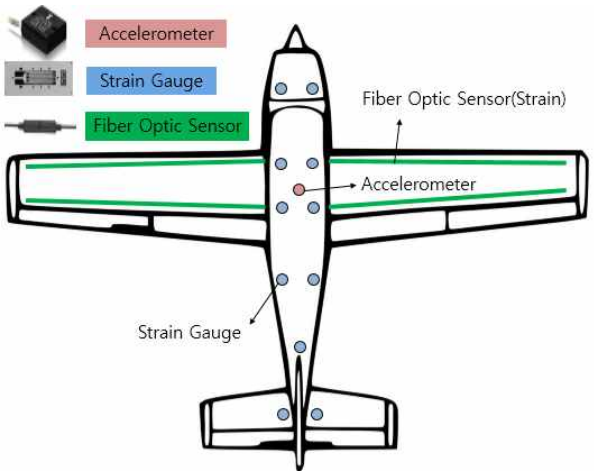


Fig. 2. Sensor locations on aircraft (Conceptual Layout)

게를 획기적으로 절감 시킬 수 있다. 또한 광 신호를 사용하므로 전기식 센서의 부착이 불가능한 연료탱크 부위에 적용이 가능하다.

선정된 센서들은 항공기의 특정 위치에 부착되어 비행중 구조하중 측정 및 주요부위 응력/변형률 추정에 사용될 예정이다.

2.1.3 지상 분석 장비

현 단계의 지상분석 장비는 지상분석 하드웨어와 소프트웨어로 구성되어있다. 지상분석 하드웨어는 이더넷(Ethernet)을 통하여 탑재장비 및 센서의 고장여부를 확인하고, 이더넷 또는 CF 메모리를 통하여 탑재장비의 계측 및 기록방법을 셋업하며, 기록된 데이터를 다운로딩하여 저장하고, 지상분석 소프트웨어를 운용하는 기능을 담당한다.

지상분석소프트웨어는 지상분석하드웨어를 제어하여, 탑재장비의 고장비트를 확인하고, 계측 장비와 데이터 기록을 제어하며, 탑재장비에 저장된 데이터를 지상분석장비에 저장하게 한다. 또한 지상분석소프트웨어는 저장된 데이터를 복원하여 시공간에서 비행 파라미터와 계측신호를 계기판, 그래프 또는 표로 표현해 주며, 특정 파라미터와 계측신호를 주파수 영역에서 표현하여 비행 후 분석에 활용할 수 있는 기능이 포함되어 있다. Fig. 3는 지상분석 소프트웨어의 사용자 화면의 하나이다. 그림 화면의 우측에는 특정시점에서의 항공기 고도, 자세, 속도 등의 비행파라미터를 실제 조종석 계기와 유사하게 표현하고 있으며, 화면의 좌측에는 비행파라미터와 센서 계측신호를 동일 시간영역대에서 그래프로 표현하고 있다.

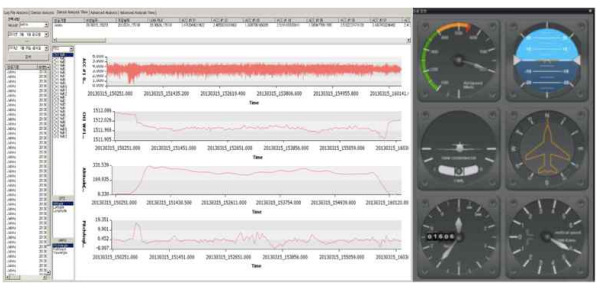


Fig. 3. One example of the user interfaces in the ground analysis software

2.2 환경시험

본 탑재장비는 군항공기 운용조건에 대한 환경요구조건을 만족하여야 한다. 개발장비의 환경요구도 만족을 입증하기 위한 상세 시험의 종류와 시험방법은 관련 군사규격서 MIL-STD-810G [9]를 적용하였으며, Table 2와 같다. 표에서 수록된 6개의 환경시험은 군항공기 장착을 위하여 요구되는 필수적인 시험으로 공인된 시험기관에서 시험을 수행하여 요구도를 만족함을 입증하였다. Fig. 4는 저온 저장시험의 온도 프로파일(Profile)과 시험사진이다. 저온 저장시험은 탑재장비를 환경 챔버(Chamber) 내에 설치하고 특정 온도에서 6시간 동안 유지한 후에 상온에서 운용점검을 수행하여 장비의 정상작동 이상 유무를 검증하는 시험이다.

탑재장비는 비행체의 항전장비와 연동됨에 따라 관련 군사규격에서 요구하는 전자기 적합성 요구도[10]를 만족해야 한다. 관련된 전자기 적합성 요구도는 전도방사(CE), 전도내성(CS), 복사방사(RE), 복사내성(RS)에 대한 항목들로 구성된다[10]. 이 시험은 실장비와 동일하게 제작된 환경시험용 탑재장비로 수행하였다. 또한 비행체에 직접 장착되어 사용하는 탑재장비는 매번 제작이 완료된 장비에 대하여 탑재장비와 지상분석장비 간의 인터페이스 시험과 제작 및 운용환경에서의 시스템의 성능시험을 수행하여 전기적 적합성을 확인하였다.

Table 2. Detail test methods of the environment requirements

ITEM	Detail Test Method
Altitude	Method 500.5
Temperature	Method 501.5~502.5
Humidity	Method 507.5
Acceleration	Method 513.6
Vibration	Method 514.6
Shock	Method 516.6

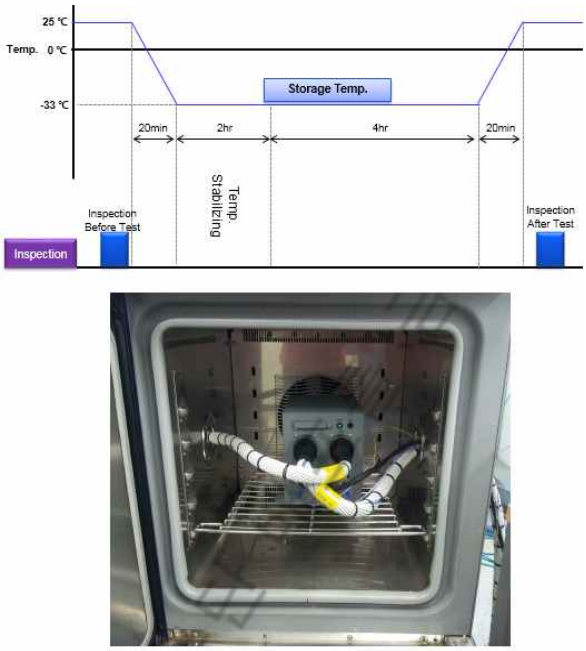


Fig. 4. Low temperature(storage) test profile and test set-up

2.3 구조시험 적용

2.3.1 환경구조시험

복합재 날개구조의 환경구조시험에 선정한 광섬유 센서를 적용하였다. 환경구조시험에서는 저온환경하에서 센서부착방법, 센서간 연결방법 및 선처리 방법에 대하여 피로하중 내구도를 검증하였다. 광섬유 센서는 미국 Micron Optic사의 OS-3200을 사용하였으며, M-Bond AE-10 본드를 주사기를 이용하여 센서를 구조의 정해진 위치에 부착하였다. 센서와 센서 사이는 Fitle사의 S178A 스플라이서를 이용하여 연결하였으며, 이때 광원의 강도저하는 1~2 db 이하로 확인되었다. 또한 광섬유 센서 선은 M-Bond AE-10 본드를 이용하여 부분적으로 기체에 본딩하고 전용 테잎으로 보호하였다. 본 환경구조시험의 원래 목적은 상온본딩이 있는 복합재 날개구조의 저온환경하에서 구조의 피로강도를 손상허용시험으로 입증하기 위하여 수행하였다[11]. 본 시험은 복합재 관련 핸드북[12]을 근거로 하여 총 2배 수명시험과 설계극한강도시험으로 구성되었으며, 시험의 상세 내용과 1배 수명시험의 결과를 참고문헌[11]에 수록하였다. 본 환경구조시험을 통하여 선정한 광섬유 센서 및 부착/연결방법이 항공기 운용환경하에서도 충분한 내구도와 건전성이 있음을 확인하였으며, 또한 본 시험에 적용한 센서 및 부착방법을 실제 지상시험 및 비행시험 기체에 동일하게 적용하였다.

2.3.2 정하중시험 및 피로시험

개발된 장비를 비행시험 적용을 목적으로 세장비가 큰 날개구조의 정하중시험과 피로시험에 우선 적용하였다. 정하중시험 동안 탑재장비를 이용하여 날개에 장착한 FBG 센서의 신호를 측정하고 기록하였다. Fig. 5는 측정된 FBG 센서의 파장을 변형률로 환산하여 나타낸 그래프이다. FBG 센서는 날개 스파의 웹(Web)면에 부착되었으며, 설계제한 하중조건에 대한 시험이 진행되는 동안에 탑재장비를 이용하여 센서의 파장을 측정하였다. 그래프에 나타낸 변형률은 총 4개의 센서로 부터 계측된 데이터이며, 스파의 안쪽날개(Inboard)에서 바깥쪽날개(Outboard) 방향을 따라 #1-1 ~ #1-4 센서를 순서대로 부착하였다. #1-1 센서에서 가장 높은 변형률을 나타내며 #1-4 센서로 갈수록 낮은 변형률을 나타내었다. FBG 센서의 파장을 변형률로 환산하기 위해서는 다음과 같은 환산식이 사용된다.

$$\epsilon = (\triangle\lambda/\lambda_0)\,1\times10^6/F_G - \epsilon_{TO} \qquad (1)$$

여기서 λ는 측정된 파장, λ_0는 기준파장(Nominal), F_G는 게이지 계수(Gage Factor), ϵ_{TO}는 온도변화에 기인한 변형률을 의미한다.

동일한 형상의 날개 구조 피로시험에 본 장비를 이용하여 계측을 수행하였다. Fig. 6은 피로시험시 측정한 유압작동기 신호와 두 개의 FBG 센서에서 측정한 파장신호를 나타낸 것이다. 그림의 유압작동기 신호는 장비의 가속도계 센서 채널에 연결하여 FBG 센서 신호와 동기화하였다.

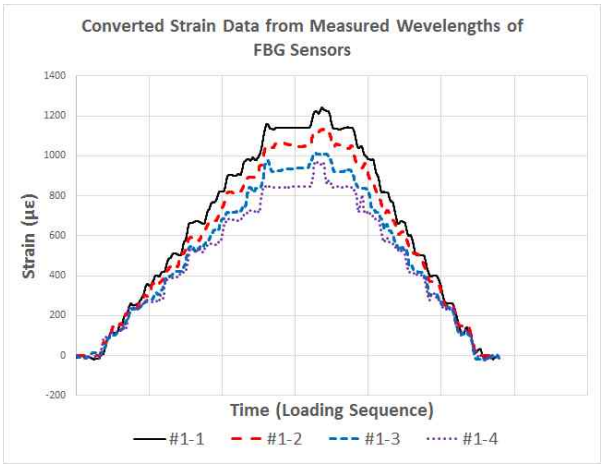
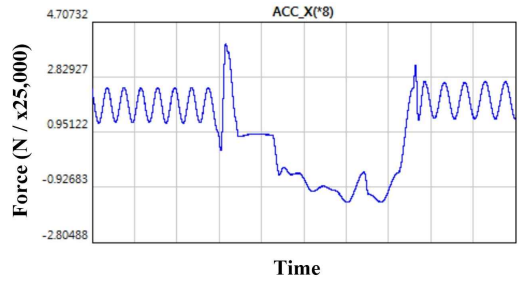
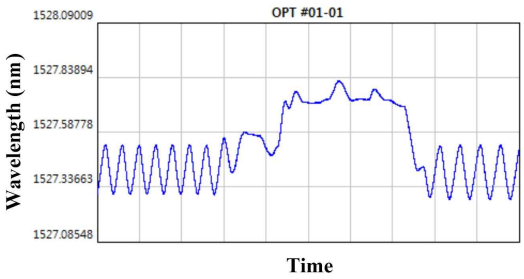


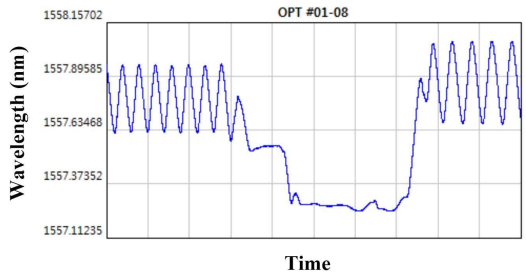
Fig. 5. Converted strains from measured wavelengths of FBG sensors during the static test of a main wing



(a) Measured actuator signal

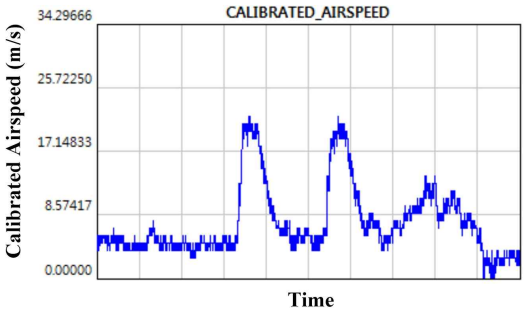


(b) Measured FBG sensor (#1-1) wavelength

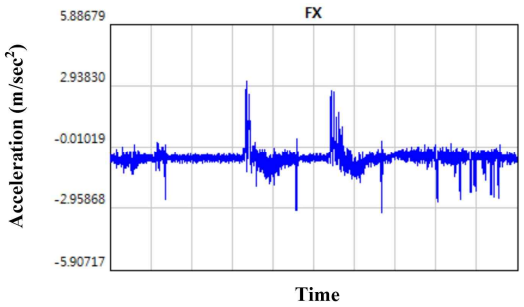


(c) Measured FBG sensor (#1-8) wavelength

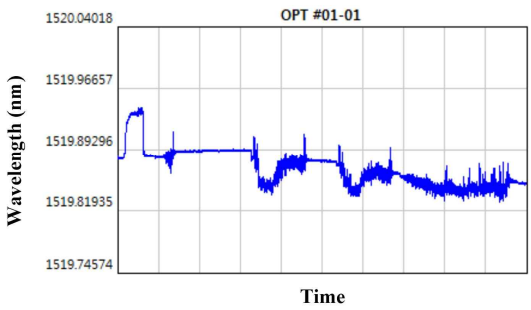
Fig. 6. Measured signals of an actuator and FBG sensors during the fatigue test of a main wing



(a) Air speed



(b) Acceleration at the c.g.



(c) Signal of FBG sensor (#1-1)

Fig. 7. Measured signals of two flight parameters and a FBG sensor during a taxi test

그림에서 센서(#1-1)은 전방스파의 상부에 센서(#1-8)은 전방스파의 하부에 부착되어 유압 작동기 신호와 비교하여 각기 반비례 또는 비례적으로 반응하고 있다.

2.4 지상 활주시험

개발한 장비를 항공기 활주시험에 적용하여 보았다. Fig. 7은 지상활주시험에서 탑재장비를 이용하여 계측하고 저장한 비행 파라미터와 FBG 센서신호이다. 항공기에서 측정한 X 방향 공기속도 (Fig. 7(a))와 항공기 X 방향 가속도 (Fig. 7(b))의 변화에 따른 FBG 센서의 변화를 보여주고 있다 (Fig. 7(c)). 해당 센서는 날개 전방 스파의 상부에 부착되었으며, 가속도 및 속도의 변화에 따라 기체구조의 응답의 변화를 FBG 센서가 잘 나타내었다. 본 활주시험에서 변형률 변화는 최대 120 $\mu\epsilon$이하로 측정되었다.

Figure 7의 데이터는 지상활주 시험을 수행할 때 탑재장비에 기록된 센서 데이터, 비행 파라미터를 지상분석장비에 다운로드하고 동기화된 그래프로 표현한 것이다. 일반적으로 날개에 부착된 스트레인게이지와 FBG 센서는 주로 항공기의 수직방향 가속도 (N_z) 변화에 민감하게 반응한다. 그러나 활주시험에서는 수직방향 가속도의 변화가 없으며, 해당 FBG 센서가 항공기의 X 방향 속도 및 가속도의 변화에 영향을 받음을 확인하였다.

본 장비의 비행적용을 통하여 비행 파라미터와 주요 부위 응력 및 하중방정식과의 상관관계를 분석하고, 비행 파라미터를 이용하여 비행하중을 예측할 수 있는 회귀방정식을 산출하게 된다. 궁극적으로는 이러한 방정식들과 탑재장비에 저장되는 데이터를 이용하여 구조 주요 부위의 축적된 비행 시간별 구조수명을 추정하여 항공기의 운용 및 정비에 활용할 예정이다.

또한 비행적용을 통하여 항공기에서 있을 수 있는 비정상 이벤트에 대한 본 장비의 유효성을 평가할 계획이다. 특히 새로이 개발되는 항공기는 항공기 설계상의 모든 임계비행 조건으로 기동을 해야 하며, 이때 예측하지 못한 비정상적인 이벤트가 기체 구조에 발생할 가능성이 있을 수 있으며, 이러한 비정상 이벤트는 비행 파라미터만으로 기체구조 영향성을 판단하기 어렵다. 그러나 본 시스템을 이용하여 비정상 이벤트에 대한 비행체의 거동 및 기체구조의 응답을 동시에 측정함으로서 이러한 이벤트들을 잘못된 경고(False Alarm) 없이 기체 구조의 정확한 영향성 판단에 적용할 수 있을지 평가할 예정이다.

Ⅲ. 결 론

본 논문에서는 군용 항공기 장착을 위하여 개발한 하중 모니터링 시스템에 대하여 소개하였다. 이 시스템은 센서, 탑재장비 및 지상분석 장비로 구성된다. 본 개발 장비를 사용하면 획득한 비행 파라미터로 부터 구조의 정적하중을 추정할 수 있을 뿐 아니라 최대 4 kHz의 샘플링 속도로 비행 기체구조의 응답을 측정하여 구조의 비정상적인 동적 응답이나 이벤트를 측정하고 기록할 수 있다. 또한, 본 시스템에 사용된 광섬유 센서는 한 가닥의 광섬유 케이블로 20 지점 이상의 구조 변형률을 측정할 수 있다. 본 장비의 항공기 장착성 입증을 위하여 6종의 환경시험과 4종의 전자기 적합성시험을 군사규격서에 의하여 수행하였다. 또한 복합재 날개구조의 환경구조시험을 통하여 선정한 광섬유 센서의 센서부착방법, 센서간 연결방법 및 선처리 방법에 대한 저온운용환경 및 피로하중 내구성을 기체수명의 2배 수명에 대하여 검증하였다. 본 장비의 비행시험 적용에 앞서 정하중시험 및 피로시험에 적용하고 있으며, 외부하중과 변형률 센서의 상관관계를 도출하고 있다. 비행시험에서는 본 장비를 이용하여 구조하중을 산출하고, 비정상 이벤트를 모니터링할 예정이다.

References

1) MIL-STD-1530C(USAF) - Aircraft Structural Integrity Program (ASIP), Department of Defense, 2005.

2) Gallagher, J. P., Giessler, F. J., and Berens, A. P., "USAF Damage Tolerance Design Handbook: Guidelines for the Analysis and Design of Damage Tolerant Aircraft Structure," University of Dayton Research Institute, 1984

3) JSSG-2006 - Joint Service Specification, Aircraft Structures, Department of Defense, 1998.

4) Molent, L., "Proposed Specifications for an Unified Strain and Flight Parameter Based Aircraft Fatigue Usage Monitoring System," USAF ASIP Conference San Antonio, Texas, 1-3 Dec 1998

5) DeGarmo, M., and Nelson, G. M., "Prospective Unmanned Aerial Vehicle Operations in the Future National Airspace System." Proceedings of AIAA 4th Aviation Technology, Integration and Operations Forum, 2004.

6) Neubauer M., Gunteher G., and Fullhas K., "Structural Design Aspects and Criteria for Military UAV," RTO-MP-AVT 145 UAV Design Processes and Criteria, 2007.

7) Park C. Y., Kim J. H., Jun S.-M. “A Structural Health Monitoring Project for a Composite Unmanned Aerial Vehicle Wing: Overview and Evaluation Tests,” Structural Control and Health Monitoring, 19(7), 2012, 567-579.

8) MIL-STD-1553B - Aircraft Internal Time Division Command/Response Multiplex Data Bus, Department of Defense, 1978

9) MIL-STD-810G - Test Method Standard, Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests, Department of Defense, 2008.

10) MIL-STD-461F - Requirements for the Control of Electromagnetic Interference Characteristics of Subsystems and Equipment, Department of Defense, 2007

11) Ha J. S., Park C. Y. and Lee K. B. “Low Temperature Structural Tests of a Composite Wing with Room Temperature-Curing Adhesive Bond,” J. of The Korean Society for

Aeronautical and Space Sciences 43(10), 2015, 928-935.
12) CMH-17-3G - Composite Materials Handbook, Volume 3. Polymer Matrix Composites Materials Usage, Design, and Analysis, SAE International, 2012