항공기 탑재를 위한 FBG 센서 장비의 설계조건 도출

박상욱*·윤혁진*·박상오*·송지용*·김천곤*

Design Scheme of FBG Sensor System for Aircraft Application

Sang-Wuk Park, Hyuk-Jin Yoon, Sang-Oh Park, Ji-Yong Song and Chun-Gon Kim

Abstract

In this research, design scheme of fiber Bragg grating(FBG) sensor system for aircraft application is suggested from the results and the know-how from the former researches on structural health monitoring techniques using fiber optic sensors. Design factors to be taken into consideration were derived for both sensor parts including connection and system parts. For the stability of FBG sensor system, design requirements of temperature, vibration, humidity, electromagnetic interference were presented from U. S. military standards. The direction of software programming which increases stability and performance of the aircraft with the FBG sensor system was also examined.

Key Words: smart structure, fiber Bragg grating, fiber optic sensor, design scheme, design requirement, aircraft equipment

1. 서 론

더욱 오래, 안전하게 사용할 수 있는 항공기의 개발은 전 세계 항공 산업이 공통적으로 안고 있는 심각한 과제이다. 항공기를 더 오래 사용하기 위한 방안의 하나로 지능 구조(smart structure)를 항공기에 적용하고자 하는 많은 연구가 진행되어 왔다. 이제까지의 연구들은 지능 구조의 개념 중 구조 건전성 모니터링(structural health monitoring)을 항공기에 적용하려는 노력들이 많았다. Kudva 등[1]은 이상적인 구조 건전성 모니터링이 항공기의 정기 검사를 없애고 이를 모니터링으로 대체하며 또한 비행 안전성을 높이고 생존률을 높이며 설계의 보수성을 감소시킴으로써 높은 수준의 구조 성능과 효율을 가져올 것으로 예상하였다. Galea 등[2]은 항공기에 적용되는 지능 구조 개념에 대하여 설명하고 특히 구조 건전성 모니터링에 관련된 실제 적용 사례들을 예로 들어 기존의 기술들을 분류하고 앞으로의 기술 방향을 예상하였다.

본 연구에서는 여러 모니터링 기술 중 광섬유 브래그 격자(fiber Bragg grating, FBG) 센서 시스템에 초점을 맞추어, 본 연구팀이 10여년간 여러 연구를 수행하며 얻은 결과물과 노하우를 바탕으로 관련 기술 문헌, 미국 국방부의 설계 요구 조건을 참조하여 FBG 센서 시스템이 항공기에 탑재되기 위한 설계 조건을 제시하고자 한다.

* 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공

2. FBG 센서 및 센서 연결부의 요구조건

2.1 센서의 위치

센서의 위치를 선정할 때는 우선 항공기 설계 단계에서의 구조 해석을 통해 변형의 크기가 크고 파손의 발생이 예상되는 위치를 찾고, 직접 혹은 간접적으로 파손 발생 예상 위치의 상태를 모니터링할 수 있는 위치를 선택한다. 그러나 센서의 인장, 압축, 전단 강도를 고려하여 구조의 파손 이전에 센서가 파손되지 않도록 센서 적용

위치를 결정하여야 한다.

또한, 일반적인 핸드 레이업(hand lay-up) 방식으로 제작되는 복합재에 FBG 센서를 삽입하여 제작하는 경우, 성형 전과 성형 후의 센서 위치가 달라지기 쉬우므로, 기체 내부 등에 대해서는 삽입보다는 외부에 부착하는 것이 좋다. 복합재 내부에 삽입시에는 FBG 센서가 삽입된 얇은 프리프레그 적층판 형태인 스마트 스킨을 적용하거나, 성형 후 C-scan 등의 방법을 사용하여 정확한 센서 위치를 측정하도록 한다.

2.2 센서의 강도 및 내구성

주 원료가 유리인 FBG 센서의 경우 그 강도 및 내구성에 한계를 가지게 된다. 따라서 센서가 적용되는 환경에 따라 적절한 센서의 보강이 이루어져야 한다. 센서의 보강 방법으로는 재킷과 같은 재료인 아크릴레이트(acrylate)를 사용하여 리코팅(recoating)하는 방법, 유리관을 사용하는 방법 등이 있으며 최근에는 여러 가지 폴리머(polymer) 재료들을 사용하여 센서를 보강하는 방법들에 대한 연구가 진행되고 있다.

그러나 센서가 아무리 튼튼하게 보강된다 하더라도 장기간 반복적인 변형을 받았을 때 발생하는 FBG 센서에 적용하는 피로(fatigue)와 습도 등에 의한 부식으로 인해 센서의 강도 저하나 파손이 발생할 수 있다. FBG 센서의 피로 특성에 관한 연구나 습한 환경에서의 내부식성을 위한 연구 결과들을 충분히 고려하여 센서의 작동 환경에 따른 적절한 수명 예측과 이의 연장을 위한 조치들이 함께 취해져야 할 것이다.

2.3 센서의 신호 안정성

센서에 가해지는 횡방향 하중 및 변형률 구배에 따른 신호 안정성이 확보되어야 한다. 본 과제에서 이미 FBG 센서가 횡방향 하중이나 변형률 구배를 받을 때의 신호의 복굴절이나 반사 신호의 피크가 넓어지는(peak broadening) 현상은 측정 해상도를 떨어뜨리거나 측정을 불가능하게 만들게 되어, 센서가 적용되는 환경의 하중 상태에 따라 적절한 길이의 센서가 적용되어야 하며 선행 구조 해석을 통해 가능한 한 신호의 안정성이 확보되는 위치에 FBG 센서를 적용하도록 한다.

2.4 센서 파손시의 대책

FBG 센서의 특성상 센서 라인 중 어느 부분이라도 파손될 경우에는 그 앞뒤로 신호의 전달이 불가능하게 되어 전체를 사용하기 힘들게 된다. 따라서 파손된 센서 라인을 대체할 수 있는 여분의 센서 라인을 적용해야 하며 파손시를 대비하여 센서 라인의 양 끝단을 모두 연결할 수 있도록 설계한다. 또한, 센서가 파손되었을 때 파손된 센서 라인을 다른 센서 라인에 연결하여 한 채널로 측정할 수 있도록 인접한 센서 라인의 FBG 센서는 중심 파장이 서로 겹치지 않도록 제작한다. 센서의 파손이나 오동작은 위험한 상황을 만들 수 있으므로 이를 시스템이 스스로 진단하도록 하여 비행중 발생할 수 있는 오류를 방지하도록 한다.

2.5 센서 연결선

광섬유는 매우 가늘고 두꺼운 피복이 있지 않는 한은 눈에 잘 띄지 않을 뿐 아니라, 작업자가 일반 전선과 혼동하기 쉬워 구부리거나 횡방향으로 하중을 가하여 파손되는 경우가 빈번하다. 따라서 FBG 센서 라인이 구조의 내부에 위치하거나 표면에 부착되었을 때는 주의 표시나 2차적인 보강 등을 통해 작업자의 실수에 의한 파손 가능성을 줄이도록 한다.

2.6 Ingress/Egress 부분

제작이나 정비중의 작업자의 실수, 비행중 조류의 충돌 등으로 인해 센서의 ingress/egress 부위가 파손될 경우 센서의 파손과는 다르게 내부의 센서들을 모두 사용하지 못하게 된다. Ingress/egress 부위를 탈착식으로 설계할 경우 센서 연결부의 파손시 수리를 용이하게 하고, 항공기 제작이나 정비중 작업자의 실수 등으로 인한 파손의 가능성을 최소화할 수 있다. 이때 기체 구조에 직접 연결되는 ingress 부분의 경우 구조적 결함으로 작용하지 않도록 크기가 작으면서도 유사한 강성을 갖도록 해야 한다.

파손된 광섬유의 재접속에는 양쪽 모두 약 5 *cm* 이상의 광섬유가 필요하므로 ingress/egress 부분의 파손시 보수, 교체가 가능하도록 소형 스풀 등이나 구조 안쪽의 공간 등을 준비하여 몇 차례의 재접속이 가능하도록 여분의 광섬유를 확보한다.

3. FBG 센서 시스템의 설계 조건

3.1 동작 안정성

FBG 센서와 센서 연결부, FBG 센서 시스템은 항공기가 위치한 상황에 따라 여러 가지 온도에 노출될 수 있다. 미국 국방부의 설계 표준인 MIL-STD-810F[3]의 501.4, 502,4항은 온도에 대해 다음의 설계 조건을 요구하고 있다. 고온 범위에 대해서는 지역에 따라 30~49℃ 극한의 보관, 이동 상태에는 30~71℃를 제시하였으며, 저온 범위에 대해서는 대한민국의 경우 -21~-31℃, 극한 상태에서 -25~-35℃의 범위 안에서 정상 작동할 것을 요구하고 있다.

FBG 센서 시스템의 작동은 외부의 진동에 영향을 받지 않아야 하므로 진동으로부터 격리시키거나 진동을 흡수하도록 센서 시스템을 제작해야 한다. MIL-STD-810F의 514.5항은 제트 엔진을 사용한 항공기에 대해 Fig. 1의 진동 범위에서 정상적으로 작동할 것을 요구하고 있다.

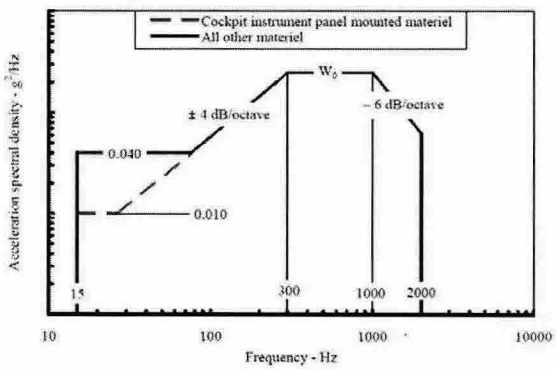

Fig. 1 Jet aircraft vibration exposure.

MIL-STD-810F 507.4는 습도 범위에 대해서 30-60-20℃의 온도 사이클 동안 95±4%의 습도를 유지하는 동안 정상 작동할 것을 요구하고 있다. 센서 시스템뿐 아니라 습도에 약한 광섬유의 특성상 이러한 습도 조건에서 항공기의 사용 수명동안 파손이나 성능저하 없이 정상적으로 센서 및 센서 연결부의 역할을 수행할 수 있는지를 고려되어야 한다.

항공기 내부의 여러 전자 장비와 엔진의 가동 등 여러 요인에 의해 강한 전자기파가 발생하게 된다. 빛을 사용하는 FBG 센서의 경우 이에 대한 영향을 받지 않지만, 광원이나 광 검출기, 신호처리장치 등의 경우에는 전원을 사용하는 전자부품이기도 하기 때문에 이러한 전자기파의 영향을 받아 오동작하지 않도록 센서 시스템을 설계하여야 한다. 이에 대해 MIL-STD-461E[4]는 각 항공기의 목적에 따른 내부 시스템 및 장비의 전자기적 특성에 대해 소자의 형태별 요구 주파수 범위로써 제한하고 있다.

3.2 크기 및 중량

광 부품 및 전자 회로의 크기를 최소화하여 전체 시스템의 크기와 중량을 최소화할 수 있도록 설계한다. 이러한 소형화, 경량화는 시스템의 안정성을 저해하지 않는 범위 안에서 재료 및 설계의 최적화를 통해 이루어져야 한다. 소형화를 위해 작은 부피 안에 여러 부품이 집적될 경우 각 부품간의 전자기파 등으로 인한 간섭 및 발열 부품들의 온도 상승, 광원 등의 부품에 대한 항온 유지가 어려워지는 등의 문제점이 발생할 수 있기 때문이다. 또한, 대부분의 항공 전자 장비들이 모듈 형태로 제작되기 때문에 센서 시스템의 설계시 항공기 내부의 타 기기와 함께 설치될 수 있는 적절한 외형을 가지도록 부품들을 배치해야 한다.

3.3 소프트웨어

FBG 센서 시스템은 센서 신호를 처리하여 구조적 위험 상황에서 조종사에게 경고하는 등의 수동적 대처를 수행할 뿐 아니라 극한의 위험 상황에서 조종 계통과 연계하여 능동적으로 대처할 수 있도록 설계되어야 한다. 조종사의 잘못된 판단으로 인한 치명적인 파손을 발생시키지 않도록 센서 시스템이 잠금장치 역할을 할 수 있어야만, 안전성의 증대 뿐 아니라 설계시의 안전 계수(safty factor)를 낮춰제작 비용과 성능 향상을 꾀하고자 하는 소기의 목적을 달성할 수 있다. 이러한 기능을 탑재하고자 할 경우에는 비행 제어와 관련된 중앙 처리장치에 센서시스템이 직접 연결되어 인공지능의 눈과 귀 역할을 하게 되는 새로운 통합 전자 장비의 구축이 필요하게 된다.

제작 초기부터 비행 및 정비 중의 모니터링 결과를 통한 기체의 구조적 변화를 데이터베이스화하여 구조 해석과 연계된 안전성의 평가가 이루어질 수 있도록 종합적인 안전 관리 시스템이 구성되어야 한다. 이러한 시스템의 구축은 FBG 센

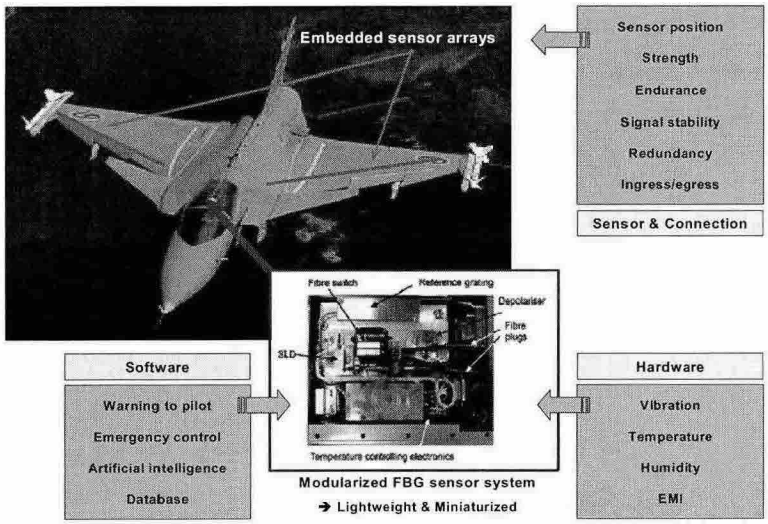

Fig. 2 Schematic diagram of design requirements for FBG sensor system.

서 시스템을 통해 단순히 위험 감지를 통한 경고 차원의 목적을 벗어나, 항공기 수명의 극대화 및 차후에 개발될 항공기의 설계 방향 설정을 원조하여 전반적인 성능 향상을 꾀하게 함으로써 그 효용 가치를 최대화하는 효과를 얻을 수 있다. 컴퓨터 기술과 무선 통신 기술의 발전 속도에 따라 내부의 센서 시스템에서는 측정 및 기록만을 담당하고 탑재 중량을 줄이기 위해 신호 해석 및 판단, 제어를 담당하는 장비는 지상에 위치하는 이원화된 시스템도 고려할 수 있다.

이제까지 FBG 센서 및 센서 연결부와 센서 시스템으로 나누어 기술한 항공기 탑재를 위한 FBG 센서 시스템의 설계 조건을 도식화하여 Fig. 2에 나타내었다.

4. 결 론

본 연구에서는 항공기 탑재를 위한 FBG 센서 시스템의 설계 조건에 대해 본 연구팀의 연구 결과 및 노하우, 관련 자료들을 바탕으로 미적용된 아이디어들을 포함하여 기술하였다. FBG 센서를 사용한 구조 건전성 모니터링 시스템의 항공기 탑재는 항공기의 안전 계수를 낮춰 성능 및 연비를 개선하고, 잠재적인 파손을 미연에 방지하여 수명을 연장하는 등 많은 양성적 효과를 기대할 수 있으며, 향후 고성능 항공기 제작의 방향을 제시할 수 있을 것으로 기대된다. 이를 위해 본 연구는 항공기 탑재를 위한 FBG 센서 시스템의 설계 방향을 제시하였으며, 이의 다음 단계로서는 탑재될 항공기의 목적에 부합하는 정량적인 시험 및 설계 규격이 만들어져야 할 것이다.

후 기

본 연구는 한국과학재단 목적기초연구(R01-2004-000-11009-0(2004))의 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

(1) J. N. Kudva, C. Marantidis and J. Gentry, "Smart structures concepts for aircraft structural health monitoring," *Smart structures and intelligent systems*, Proc. of SPIE, 1993, V. 1917, pp. 964-971.

(2) S. C. Galea and A. A. Baker, "Smart structures approaches for health monitoring of aircraft structures," *Smart Structures and Devices, Proc. SPIE*, 2001, V. 4235, pp. 340-354.

(3) U. S. Departement of defense, MIL-STD-810F, "Environmental engineering considerations and laboratory tests," 2000.

(4) U. S. Departement of defense, MIL-STD-461E, "Requirements for the control of electromagnetic interference characteristics of subsystems and equipment," 1999.