

## 복합재료 항공기의 구조진단 기술

### Structural Health Monitoring Techniques for Composite Aircraft

최홍섭\*<sup>†</sup>, 조윤호\*\*

Heung Soap Choi\*<sup>†</sup> and Younho Cho\*\*

**Abstract** After the advent of B787(Boeing Co.), a civil aircraft using composite materials more than 50% of its total structural weight for weight savings, best performances and efficiencies, various endeavors to develop and apply the state of art of structural health monitoring(SHM) technologies for composite aircraft have been made for many years. Despite their plentiful advantages composite aircraft structures are susceptible to the hidden or barely visible impact damages(BVID) and excessive loads that if unchecked may lead to lower structural integrity, loss of operational performance and finally a sudden catastrophic failure of the aircraft structure. In this paper background of SHM technology and relevant technologies for application of SHM technology to the composite aircraft, in the near future and requirements for certification of SHM system are shortly presented.

#### 1. 서론

복합재료(composite materials)는 용어의 정의상 인간이 인위적으로 만든 소재로서 2가지 이상을 조합하여 서로의 장점을 활용하여 각각의 구성 소재보다 우수한 기계적 또는 기능적 물성을 갖도록 만들어진 소재를 의미한다. 이러한 복합소재는 비강도(specific strength) 및 비강성(specific stiffness)이 기존의 금속소재보다 우수하고, 내식성(corrosion resistance) 및 내피로(fatigue resistance) 특성이 뛰어나 경량화 적용이 필수적인 항공기의 주/보조 구조물(primary/secondary structure)의 소재로서 주목 받아 왔다. 최근에는 에너지 고갈 우려에 따른 석유가의 폭등으로 에너지 효율을 높이기 위해 거의 모든 수송기계 시스템(transportation vehicle system)의 경량화를 위한 소재로 다시 주목받기 시작하고 있을 정도로 그 수요가 폭발적으로 증가하고 있다. 특히 항공기분야에서는 복합재료 고유의 이방성 특성(anisotropic properties)으로 인해 설계 허용 물성값(design allowable and material

properties)을 얻기가 까다롭고 기존의 금속소재에 비해 원 소재비용(raw material cost)부터 제작비용까지 초기 생산 비용이 많이 들어가 고가의 복합소재를 민간항공기와 같은 구조 소재에 적극적으로 적용하는 데는 많은 경제적 및 기술적 어려움이 있어 왔다. 기술적인 문제점으로는, 복합재료의 결합으로서 가장 많이 알려진 외부 물질에 의한 가격 시에 발생하는 복합재료 적층판의 층과 층 사이에 발생하기 쉬운 층간분리 현상(delamination phenomenon)의 문제점을 들 수 있다. 이로 인해 복합재료를 동체나 날개와 같은 주구조물까지 적용하기에는 이러한 결합 발생에 대한 항공기의 안전성과 검사기술이 덜 확보 되었고 경제적인 생산기술도 성숙하지 않은 단계라, 2000년대 초기까지는 민간항공기의 경우 전체 구조물 무게의 20% 정도까지의 적용이 최근까지도 그 한계로 여겨질 정도였다[1]. 최근 융합 기술의 발전으로 고인성 수지(high toughness resin)의 개발과 층사이의 박리를 예방할 수 있는 스티칭(stitching)기계[2] 및 ATL(automatic tape lay-up)과 AFP(automatic fiber

placement)등의 자동적층 장비의 개발로 인해 기존에 불가능하다고 여겨졌던 민간항공기의 동체 및 날개 등의 주구조물까지 복합재료를 적용하여 생산하기에 이르렀다. 이러한 결실이 2008년도에 첫 초도비행에 성공한 보잉사(Boeing Co., USA)의 B787기의 출현으로 이루어졌다고 할 수 있다. Fig. 1과 같이 B787기는 전체구조물 무게의 50%이상을 복합재료를 적용하여 약 5톤의 무게를 감소시킨 민간항공기이다[3]. 보잉사의 경쟁사인 Airbus사도 B787기의 경쟁기종으로 A350을 현재 설계 개발하고 있는데 전체 총구조물 무게총량의 약 60%가량 까지 복합재료를 적용하는 것으로 알려져 있다. 본 연구에서는 복합재료 항공기의 등장이후 더욱 주목 받고 있는 복합재료 구조물의 비파괴 검사기술 등과 항공기 구조물에 내장하여 운항 중에 실시간으로 구조물에 발생하는 충격등과 이로 인해 도출된 결함 등을 감지하여 그 위치와 크기 및 종류 등의 보고 자료를 제공하는 일종의 자동화 기술인 구조진전성 진단(structural health monitoring, 이하 'SHM') 기술을 구성하는 기술 요소와 이들 요소에 요구되는 조건 등을 기술하고 SHM기술의 개요에 대해 서술하고자 한다.

2. 복합재료의 비파괴검사기술

B787과 같은 복합재료 항공기의 전격적인 출현과 더불어 대두된 문제점중의 하나로는 복합재료 동체나 날개의 생산시점에 발생하거나 내재된 결함의 검출기법인 비파괴 기술(NDT, non-destructive test) 또는 비파괴 평가기술(NDE, non-destructive evaluation)에 대한 요구 증대라 할 수 있다. 복합재료 항공기는 기존의 금속 구조 항공기와는 다른

특성이 있는데 이는 저 에너지 충격(low energy impact)시에 찌그러진 부분이 다시 탄성에 의해 원 위치하여 겉으로는 멀쩡해 보이나 안으로는 미세층간 분리 및 미세 균열 등의 BVID(barely visible impact damage) 결함이 발생할 수 있는 점을 예로 들 수 있다. 이들 BVID 결함 등이 운항 중에 결함의 확대나 성장으로 이어지고, 이들 결함에 심한 하중이 작용할 때 구조물의 갑작스런 파국적 항복(catastrophic failure)을 초래 할 수 있기 때문에 항공기의 안전을 위해서는 반드시 이들 손상부위의 위치를 초기에 감지하여 구조물수리교범(SRM, structural repair manual)에 의거하여 정해진 수리 절차를 수행하여 원상으로 복구하여야 한다. 기존의 금속구조물 항공기의 경우에는 외부 비행물체에 의한 가격(impact)등에 의해 소성변위가 발생하여 함몰부위가 눈에 띄게 발생하고 있으며 미세균열 등의 결함도 발달된 정량적 비파괴 평가기법(QNDE, quantitative non-destructive evaluation)에 의해 결함의 발생뿐만 아니라 구조물의 잔여 수명 예측까지 관리 될 수 있다. 반면에 복합재료는 수명 예측 시험 데이터의 상대적인 미비와 적층 각 및 순서에 따른 다양한 기계적 거동과 상이한 항복 모드, 다양한 생산 공정, 상이한 수리 기법 등으로 인해 보다 진보된 NDT/NDI/NDE 기술이 요구되어 최근 이에 대한 연구가 진행되고 있어 최근 출현한 복합재료 항공기의 경우 성숙한 비파괴 검사 기법이 아직은 미비 하나 관련 기술의 발전이 급속이 이루어지고 있다.

Table 1은 다양한 비파괴 검사종류에 대해 금속 및 복합재료 구조물의 복잡성에 따른 기술수준을 분류한 것으로서 기본 형상의 복합재료 구조물에 대해서 살펴보면 conventional thermography, advanced ultrasonics와 computed tomography 등이 고급 기술에 도달해 있음을 알 수 있다[4]. 특히 항공기 복합재료 구조물의 내부 품질 보증을 위해 가장 효과적인 검사 기술로서 알려진 초음파 이용 비파괴 검사기술은 구멍이나 함유물 등의 결함 등의 경계면에서 반사 또는 산란되는 초음파의 특성을 이용하여 결함의 유무 및 크기를 판단하는 기술이며 Fig. 2에 도시한 바와 같이 B787 항공기의 대형 3차원 복합재료 구조물의 검사에 적용될 만큼 발전되어 있어 향후 10여년 후에 복합재료 항공기의 구조진단에 적용될 것으로 예상되고 있는 SHM 기술의 핵심 기술중 하나로 적용될 것으로 판단되

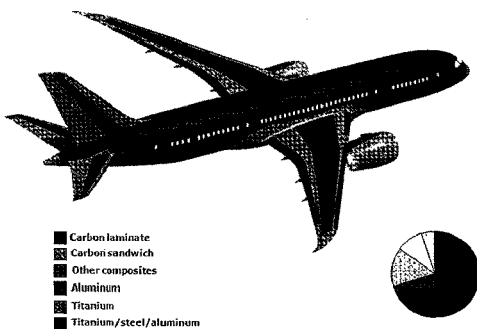


Fig. 1 보잉사의 B787 재료 구성도

고 있다. 1960년대 파괴역학(fracture mechanics)의 도래와 함께 태동된 정량적 비파괴 평가기법(QNDE)[5]으로 균열 등의 결함의 진단(diagnosis)과 균열성장의 예측(prognosis)이 가능해져서 잔류수명 예측이 가능했던 금속 항공기의 경우와는 달리 복잡한 이방성 특성을 지닌 복합재료는 섬유적 적층 방향과 적층순서에 의해 더욱 복잡한 기계적 거동을 보이고 또한 재료 내에 발생된 미세 층간 균열이나 면내 균열의 성장 예측은 아직도 금속재료에 비해 매우 어렵고 미비한 상태에 있으므로 복합재료 항공기의 적용에 있어서는 잔류수명 예측 측면과 함께 파괴적 항복 모드를 보이는 복합재료의 특성상 이들 항복의 근원이 되는 BVID 결합 등

을 성장기에서 초기에 발견하여 수리 등의 조치를 취하는 방면의 기술개발도 활발히 이루어지고 있는 것으로 사료되고 있다. 이러한 배경 하에 SHM 기술의 개발이 촉진되고 있다고 볼 수 있다.

다음 3 장에서는 SHM 기술의 개요 및 구성 요소를 살펴보고자 한다.

### 3. 복합재료의 SHM 기술개요

#### 3.1. SHM기술의 복합재료항공기 적용 배경

복합재료 항공기의 등장으로 인해 비파괴검사법 등을 사용하여 복합재료 항공기의 운항 중에 발생된 BVID등의 결함을 검사하기 위해서는 기존의 금속 항공기에 비해 더 많은 노력과 비용이 소요되고 검사결과도 비파괴 검사 장비 운용자의 피로도도와 숙달도에 따라 달라질 수 있으므로, 항공기 제작사들은 복합재료 구조물의 제작 시에 구조물의 내부에 경량화 된 비파괴검사 장비와 센서를 내장시키고 이를 통해 Fig. 3과 같이 운항중의 기체에 발생하거나 내재된 결함을 다양한 검시기법을 이용하여 탐지하고 분석하여 결함의 위치 및 크기를 실시간으로 조종사에게 자동으로 통보하거나 또는 외부 기록 장치에 무선으로 전송하여 운항 후에 바로 수리를 수행 할 수 있는 자동화된 SHM 기술을 개발하고자 많은 노력을 하고 있다[6].

Fig. 3은 항공기에 적용되는 SHM의 개요도이다. SHM은 크게 센서와 센서로 부터의 신호를 받아 처리하는 interface unit등을 포함한 센서 모듈(sensor module)과 처리된 신호를 영상화[7] 하거나 가시화 하는 영상 모듈, 이들 신호와 영상 등을 외부로 전송해주는 통신 모듈(communication module)과 외부의 서버나 host node등의 User

Table 1 NDE technology readiness level source: NASA-TM2001-210844

NDE TECHNOLOGY	BASIC METAL STRUCTURES	BASIC COMPOSITE STRUCTURES	COMPLEX METAL STRUCTURES	COMPLEX COMPOSITE STRUCTURES
	Planar, slight curvature	Planar, slight curvature B-2, B-777	Irregular, curved, hybrid, bonded, honeycomb, built-up structure	Irregular, curved, hybrid, bonded, honeycomb, built-up structure, X-33, X-34
Conventional thermography	9			
Advanced thermography	9	9	4	4
Conventional ultrasonics	9			
Advanced ultrasonics	9	9	3	3
Conventional X-radiography	9	9		
Reverse geometry X-ray	6	3	4	3
Computed tomography	9	9	9	6
Backscattered X-ray	6			
Conventional eddy current	9			
Advanced eddy current	9		4	3
Optical shearography	6	4	3	3
Microwave	3	4	3	3
Conventional acoustic emissions	9	6		
Advanced acoustic emissions	9	9	3	3
Visual	9			
Penetrants (surface defects)	9		9	
Magnetic particle (surface defects)	9		9	
In-Situ vehicle health monitoring			3	3

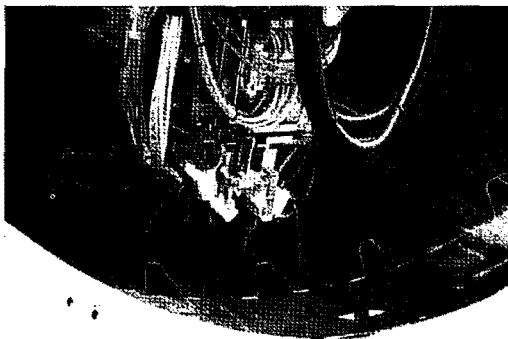


Fig. 2 복합재료 구조물의 초음파 비파괴검사 C-Scan장면 (Source: 대한항공 Tech. Center)

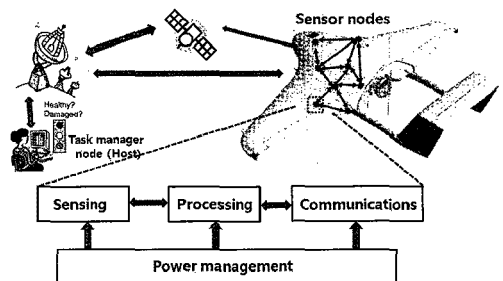


Fig. 3 Structural health monitoring system

interface로 구성되어 있다고 할 수 있다. 최근 몇 년간 유가의 급격한 상승으로 인해 항공기 생산 업체들은 자사 제작 항공기에 대해 경쟁사 보다 비용 절감 및 친환경적 운항이 가능하고 안전기준에 적합한 기종이어야 한다는 항공기 구매자로 부터의 요구 접수가 늘어나고, 또한 항공기 운항사들은 항공기의 직접운영비(DOCs, direct operating costs)와 직접유지비(DMCs, direct maintenance costs)를 최소화 하는 항공기를 구매하고자 하는 요인이 증가하게 되어 SHM기술을 적용한 항공기를 생산하거나 구매하고자 하는 동기가 크게 증가하고 있다. SHM적용항공기는 구조물의 설계에 설치부위의 안전성을 여부를 제공하기 때문에 이들 정보는 항공기의 설계에 재 반영되어 항공기의 무게를 절감할 수 있어 무게절감에 따른 부수 효과를 거둘 수 있다. 또한 유지비 측면에서도 현재 비규칙적 일정(unscheduled event)에 의한 수리가 SHM적용으로 인해 규칙적인 일정(scheduled event)에 따라 수리가 진행되어 향후에는 비규칙적 일정에 의한 수리가 거의 사라지고 예측 가능한 일정에 따라 수리가 이루어져 유지보수비용이 큰 폭으로 낮아질 것으로 예측되고 있다. 또한 기존의 검사장비가 도달하기 어려운 구조물 내부 깊숙이 내장된 SHM 장치로 인해 기존에 손상이 의심되는이들 지점의 검사를 위해 구조물을 분해(overhaul)하여 발생하는 비용등을 크게 줄일 수 있다. SHM기술 적용시 단점은 고가장비 설치에 따른 추가 비용증가 및 항공기 생산시 SHM 장치를 구조물 내에 영구히 내장하여야 함에 따른 생산시간 지연이 발생하는 것 등을 들 수 있다.

3.2. SHM 기술 적용단계

Fig. 4는 Airbus가 작성한 로드맵에 제시된 SHM의 발전세대를 단계별로 제시한 그림으로 구조진단 기술이 A380에 적용된 0세대 기술에서 발전하여 항공기의 외부에 설치된 (off-line) 센서시스템을 적용하여 착륙한 항공기에 대해 (즉, 하중이 제거된 상태의) 결함을 탐지하는 1세대와 내부에 탑재하여 (on-line) 항공기 운항 중에 (즉, 비행중이 작용하는 상태에서) 진단이 가능한 2세대를 거쳐, 향후에는 운항중의 항공기에 실시간 연속 (또는 필요시마다) 진단이 가능한 자동화된 구조진단시스템이 설치 운용되는 3세대 (generation 3)기술로 발전됨을

제시하고 있다[8]. 즉, 3세대 SHM기술이 이루어질 2018~20년 이후에는 운항중인 항공기에 영구히 내장된 SHM장치에서 외부와 무선으로 연결되어 실시간으로 비행 중에 항공기 구조물에 설치된 다양한 종류의 센서에 의해 주위의 결함발생 여부가 자동 탐지되고, 조종사에게 또는 외부 관제 장치에 자동 보고되어 결함발생 및 결과에 대비하거나, 결함발생시 탐지된 정보에 따라 운항 후에 즉시 결함의 위치 및 크기에 따라 수리가 시행될 수 있게 될 것으로 예상되고 있다. 이와 같이 SHM기술을 통해 정기적인 수리 기간 중에 운항을 중단(downtime)하여 고가의 항공기를 운용하지 못해 발생하는 경제적인 손실 등을 크게 줄일 수 있어 장기적으로는 유지 보수 측면에서도 많은 이득을 얻을 수 있게 된다.

3.3. 복합재료 구조물의 결함과 센서

복합재료 항공기가 운항 중에 받을 수 있는 결함의 종류는 국부적인 충격에 의한 충격면 하부에서 발생하는 층간균열, 접합면의 박리와 나뉘 등에 의한 열화손상, 이들 결함 등에 침투한 수분의 빙결과 해빙에 따른 결함 크기 확대 등 다양한 종류의 결함발생이 예상되며 SHM의 진단 기술로 적용될

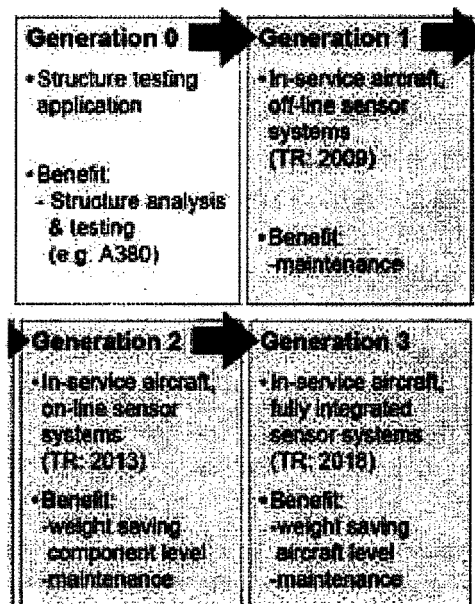


Fig. 4 Roadmap for development of SHM technology (Source; Airbus)

NDI기술은 이들을 감지할 수 있어야 한다. 또한 이들 센서에 의해 결함의 위치가 설정되고 이들 영역에서의 결함이 영상화되어야 한다. 보다 진보된 SHM장비에서는 탐지된 결함의 크기, 형상 및 위치에 의해 추가적인 결함의 성장이 탐지되고 예측되어야 하고 최종적으로는 결함의 크기 등이 통계적 피로 손상 모델링에 사용되어 궁극적으로는 복합재료 구조물의 잔류 수명이 평가되어야 한다. 한편 이들 결함 등을 감지할 수 있는 센서의 종류는 매우 다양하게 개발되어 있어 복합재료의 특성하고 적합하고 결함에 의해 발생하는 신호를 어느 크기 이상의 결함을 탐지확률(POD; possibility of detection) 90% 이상으로 탐지할 수 있는 센서를 사용하여 센서의 신뢰도를 높여야 한다[4]. 이들 센서는 작고, 독립적이고 구조물과의 접합특성이 우수하고 또한 내구성 측면에서는 항공기 구조물에 영구 내장하는 센서의 특성상 센서의 수명이 항공기 평균기대수명인 30년 이상이어야 할 필요가 있다. 향후 복합재료 항공기의 SHM시스템에서 요구되는 센서로는 능동형 센서가 있다. 즉 능동형 센서는 신호를 발생시켜 내보내는 작동기(actuator) 역할과 신호를 받는 수신기 역할을 동시에 할 수 있는 센서로서 PZT 압전 센서(piezoelectric sensor)를 들 수 있다. 반면에 외부 하중 등의 외란이 없으면 결함을 탐지하기 어려운 수동형 센서로는 음향 방출(AE, acoustic emission) 센서, 스트레인 게이지, 광섬유센서 등이 대표적이다. 수동형 센서의 단점으로 인해 향후 복합재료 항공기에 적용될 센서로서 능동형 센서에 대한 연구가 요구되고 있으며, 수동형 센서 또한 각각의 장단점에 따라 SHM기술에 적용될 것으로 예상하고 있다.

### 3.4. 항공기용 SHM기술의 인증

복합재료 항공기의 등장과 맞물려 자동화된 실시간 SHM기술의 필요성을 인식하여, 개발되었거나 개발되는 SHM용 센서와 장비 등의 표준화와 규격화, 인증 요구조건 확립 등의 목적으로 2006년 SHM 항공우주산업 조종위원회(SHM-AISC, aerospace industry steering committee for SHM)가 구성되어 활동하고 있다. 위원회의 구성원으로서 보잉, Airbus, Embraer, Bombardier, Lockheed-Martin 등의 선진 항공기 제작사, FAA,

EASA 등의 항공기 인증기관, Standford Univ., 도쿄대 등의 학계와 고객인 미공군, NASA, 미육군 등과 Honeywell, BAe-Systems같은 항공전자 장비 등의 산업체 및 Sandia Labs. 등 연구소 등을 망라하여 구성되어 있다. 또한 관련 SHM 장비의 인증은 항공기의 인증 특성과 연관되어 마련된 인증조건 등을 만족하여야 한다[7].

## 4. 결론

최근 복합재료항공기의 등장 이후 복합재료의 특성상 크게 증가된 비파괴검사 비용을 줄이고 항공기의 안전도를 향상시킬 수 있는 SHM기술을 향후 10년 안에 상용항공기에 적용하고자 하는 연구노력이 증대하고 있다. 이러한 배경 하에 수행된 연구에서 다음과 같은 결과를 도출하였다.

- 1) 향후 가까운 미래의 항공기는 복합재료의 사용이 크게 증가하고 이에 따라 SHM기술이 핵심 기술로서 항공기 구조물의 건전성 진단에 적용될 것이다.
- 2) 향후 SHM기술이 적용되는 시점에서 복합재료 구조물의 생산과 수출에 주력하고 있는 국내 항공업체에 SHM기술의 보유 여부가 기업성장에 영향을 줄 것으로 예상된다. 이에 따라 내수및 수출용항공기에 장착할 SHM기술의 적극적인 연구지원 및 개발이 요구되고 있다.
- 3) SHM기술은 복합재료 구조물의 특성과 생산 및 운항중의 결함 발생 원인 및 결과를 깊이 이해하고 여기에 센서기술, 신호처리 및 분석 기술, 분석 자료의 영상화 처리 및 결함판정 자료를 외부 관제소나 조종사에게로 송수신이 가능한 무선통신 기술이 다각적으로 융합되어 만들어지는 융합기술로서 개발 접근이 필요하다.
- 4) 향후 개발되는 SHM기술이 항공기에 적용되려면 반드시 적법한 규정에 의해 마련된 인증조건을 만족하여야 한다.
- 5) 항공기용 SHM기술에 적용되는 장치 등은 경량화 소형화 될 필요가 있으며 개발된 기술은 신뢰성 있는 구조건전성 진단기술이 요구되는 원자력 발전소, 대형 민군용 잠수함 및 선박, 초대형교량 등 국가 핵심 구조물의 건전성 진단에 활용될 수 있고 이들의 유지비를 줄일 수 있다.

## 후 기

본 연구는 지식경제부 한국항공우주기술연구조합의 지원과제의 결과로서 작성되었으며 지원에 감사드립니다.

## 참고문헌

- [1] B. Backman, Composite Structures, Design, Safety and Innovation, Elsevier, (2005)
- [2] M. B. Dow and H. B. Dexter, Development of Stitched, Braided and Woven Composite Structures in the ACT Program and at Langley Research Center, NASA TP-97-206234, (1997)
- [3] Heavy Weight Goes Light; Boeing's Plans for the New 787, Flight Safety, pp. 49-51, (Sep.-Oct. 2009)
- [4] C. E. Harris et al., An Assessment of the State-of-the-Art in the Design and Manufacturing of Large Composite Structures for Aerospace Vehicles, NASA TM-2001- 210844, (2001)
- [5] J. D. Achenbach, "QNDE and SHM for commercial aircraft", Seminar at Korean Air R&D Center (May 19, 2009)
- [6] W. Staszewski, C. Boller and G. Tomlinson, Eds., Health Monitoring of Aerospace Structures; Smart Sensor Technologies and Signal Processing, John Wiley & Sons, (2004)
- [7] W. Hillger, "Visualization of guided wave propagation by ultrasonic imaging methods," 4th Int'l Conf. on NDT, Crete-Greece, (2007)
- [8] H. Speckmann and R. Henrich, Structural Health Monitoring(SHM) - Overview on Technologies under Development, Airbus Roadmap
- [9] T. E. Munns et al., Analysis of Regulatory Guidance for Health Monitoring, NASA CR-2000-210643, (2000)