

국내 개발 항공기의 복합재료 적용 사례와 기술 전망

김영익 * · 강기환 **

필자가 참여했던 쌍발복합제사업, 쌍발복합제 항공기사업, SB427 민수용헬기사업, T-50 초음속고동훈련기 사업을 통해 복합재료의 항공기 적용사례를 고찰하면서, 쌍발복합제 항공기는 실험용 항공기 (Experimental Aircraft)이지만 국내 최초의 전복합제 항공기 (All-composites Aircraft)로서 항공기 구조물이 순전히 복합재료만을 이용하여 설계 및 제작이 가능하다는 것을 보여주었고, 복합재료를 적용시 어떠한 이점이 있는지를 보여준 예가 되고 있다. SB427 민수용헬기사업은 헬리콥터에서 로터 블레이드와 동체 동 기체 구조물 대부분에 왜 복합재료를 사용해야 효과적인 지를 잘 보여주고 있다. SB427 개발 사업을 통해 얻을 수 있는 또다른 점은 민수용 항공기의 경우 구축된 복합재료 인증체계에 따라 복합제 구조물을 개발해야 되고 그래야만 마케팅에서 신뢰를 얻을 수 있다는 것이다. T-50 항공기는 국내에서 최초로 개발된 초음속기로 미익 부분에 복합재료가 응용되었다. 양산 항공기의 주구조물에 복합재료가 쓰인 예는 T-50이 첫 번째 인데 T-50에서 얻어진 복합제 적용기술은 앞으로 개발될 고급 군용기와 민수용기에 널리 활용될 것으로 기대된다. 본 논문에서는, 국내 개발 항공기에서의 복합재료 적용이라는 특정 주제를 중심으로 개발 이력과 기술적 조망을 통하여, 정부, 연구소, 업체간의 유기적이고 체계적인 전략이 필요하다고 사료되며, 이러한 전략을 바탕으로 효율적인 항공산업을 선점해야 할 것이다.

목차

- I. 서론
- II. 개발항공기의 복합재료 적용사례
- III. 복합재료 적용경험과 기술 전망
- IV. 결론

*(주)한국항공우주산업 T-50 전기체해석팀 팀장

** (주)한국항공우주산업 T-50 상세해석팀 차장

I. 서 론

국내에서 복합재료에 대해 관심을 갖기 시작한 것은 1980년대 초부터로 알려져 있다. '80년 이후 국내에서 개발된 항공기에 복합재료가 사용된 경우는 창공 91호, KT1 훈련기, 쌍발복합재항공기, SB427 민수용헬기, T-50 초음속고동훈련기를 들 수 있다. 본 논문에서는 필자가 참여한 개발항공기의 복합재료 적용 경험을 서술하고 향후 기술 전망에 대해 논하고자 한다.

복합재료는 금속재료와는 차별되는 장점으로 인해 근래들어 널리 쓰이게 되었다. 2차대전중 처음으로 미국에서 군사적 목적으로 일부 구조물에 복합재료를 사용한 것으로 기록되고 있으며 1950년대에는 독일에서 경항공기의 기체구조에 복합재료를 쓴 것으로 알려져 있다. 1960년대 일본에서 탄소섬유의 상업적 생산에 성공한 후 본격적으로 응용의 폭이 넓어지고 학문적으로도 깊이 있게 연구되기 시작하였다. 1970년대 들어 군용기의 조종면 등에 탄소섬유가 쓰이기 시작했고 일반 경항공기의 구조물에 유리섬유 복합재료 응용이 성행하게 되었다. 1980년대 들어 에어버스와 같은 민항공기의 조종면 등에도 복합재료가 사용되기 시작하였고 1986년 12월에는 미국의 버트 루탄이 설계제작한 전복합재항공기(All-composite Aircraft) 보이저호가 무급유 세계일주에 성공함으로써 세계항공사에 새로운 장을 열게되었다. 보이저호는 기존의 금속재료 항공기로는 불가능한 무급유 세계 일주를 달성함으로써 복합재료의 우수성을 일반 대중에게도 극명하게 심어주었다(보이저호는 지금도 Washington D. C.의 National Aviation Museum의 로비에 자랑스럽게 전시되어있다). 1990년대 이후 군용기든 민항기든 복합재료 사용은 세계적인 경향이 되었다. 유럽의 Airbus 항공기 계열은 1980년대부터 조종면 등 주구조물에 과감히 복합재료를 적용하여 민항기의 복합재료 응용을 선도하였다. 최근에 개발 완료된 B777의 경우 미익부 및 플랩 등에 탄소섬유가 적용되는 등 전체 구조물의 10% 정도에 복합재료를 쓰고 있다. 1970년대 개발한 F-16에는 미익에 탄소섬유를 사용하여 군용기의 복합재료 응용을 본격화하였고 미국에서 차세대 군용기로 개발중인 JSF(Joint Strike Fighter)는 주날개가 탄소섬유로 제작되는 등 전체 구조물의 40%가 복합재료로 구성되어 있다고 한다. 그러면 왜 복합재료인가? 익히 알려진대로 복합재료의 특징은 무게절감, 높은 비강도 및 비강성, 내피로성능, 부품단순화, 정비 수리에 따른 비용 절감 등을 들 수 있는데 한마디로 말한다면 비용의 투입대비 산출의 효과가 금속재료 보다 월등하기 때문이라고 할 수 있다. 국내에서 개발된 항공기 중 필자가 참여했던 쌍발복합재항공기사업, SB427 민수용헬기개발사업 및 T-50 초음속고동훈련기사업을 중심으로 복합재료의 적용 사례를 살펴보기로 한다.

II. 개발항공기의 복합재료 적용 사례

가. 쌍발복합재항공기

쌍발복합재항공기사업은 1993년 9월 삼성항공(현재 한국항공우주산업(주))과 KARI 즉, 한국항공우주연구원이 공동으로 추진하여 1997년 3월 초도비행에 성공한 실험용항공기(Experimental Aircraft)다. 비행속도 350 노트에 프로펠러 추진 방식의 쌍발복합재항공기는 국내 최초의 전복합재항공기(All-composite Aircraft)로 구조적 측면에서 상당히 혁신적인(Innovative) 항공기라고 할 수 있다. 1인승 또는 2인승 전복합재 경항공기는 미국 등 구미에서는 일반화되어 있었지만 당시 8인승의 전복합재 항공기는 버트 루탄이 설계한 Starship 항공기 외에는 세계적으로 유례가 드문 것으로 알려졌다. 쌍발복합재항공기는 복합재료의 특성을 최대한 살려 설계하고 외국의 기술 도움없이 순수히 국내 기술진에 의해 추진되었다. 일종의 개념 입증용 항공기(Proof-of-Concept Aircraft)라 할 수 있는 쌍발복합재항공기는 가능한한 모든 구조물을 복합재료로 만들어 최대한 부품수를 줄이고 부품간 결합은 기계적 체결를 지양하고 접합을 사용하는 것을 원칙으로 하였다. 복합재료 소재는 국내업체에서 생산되는 탄소섬유와 유리섬유를 사용하기로 하였다. 날개는 먼저 앞, 뒤 스파를 각각 One-piece로 제작하고 사이 사이에 Rib를 끼워 결합하고 위, 아래 스킨을 덮는 방식으로 완성하였다. 물론 스파와 스킨 모두 복합재료로 제작하였다. 날개 조립시 가장 어려웠던 점은 단품간 체결을 리벳 대신 접착제로 접합하는 식이어서 맨나중에 스킨을 덮을 때 스킨의 접합면을 볼 수 없어 충분한 강도를 가지고 접착되었는지를 확인하는 것이었다. 동체의 경우 또

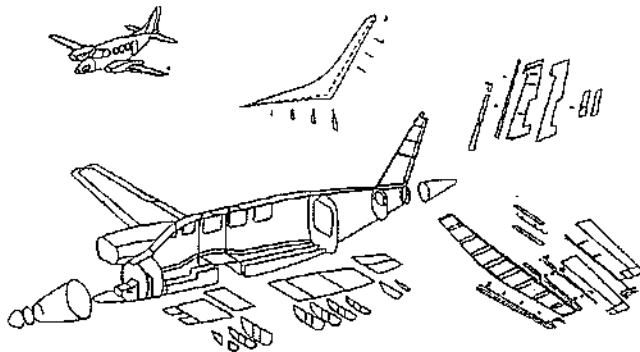
<그림 1> 쌍발복합재항공기



한 좌우 각각 One-piece를 제작한 후 접착제로 접합하고 기계적 체결을 추가하였다. 5 미터가 넘는 좌우 동체 부품을 접착제로만 체결하기에는 불안전할 수 있어 Fail-Safe 개념으로 패스너(Fastener)를 추가하여 체결하였다. 동체는 굽힘 강성과 비틀림 강성을 높이는 동시에 경량화를 위하여 샌드위치 구조로 설계하였다. 윈도우가 부착되는 Cut-out 주변은 응력집중에 충분히 견디도록 Solid Laminate로 설계하였다. 쌍발복합재항공기의 설계는 당시 국내에 도입되지 얼마되지 않은 전산설계 장비인 CATIA 시스템을 이용하여 형상 확정 및 도면화 작업을 실시하였다. 즉, CATIA를 사용하여 3차원으로 항공기의 형상 및 상세구조물을 만든 후 그로부터 2차원의 도면을 만들었다. 도면화 작업시 복합재료 구조물의 적층 패턴 표기는 보잉사등 선진항공사의 예를 따랐다.

돌이켜보면 쌍발복합재항공기의 개발은 참여했던 엔지니어들의 도전적인 용기가 아니었으면 불가능했을 것이라 생각된다. 설계 초기 미국 캘리포니아 모하비 사막에 위치한 Scaled Composites사를 방문하여 보이저호를 설계한 그 유명한 버트 루탄을 만나 우리가 구상하는 8인승 쌍발복합재항공기에 대해 설명하고 그 가능성에 대해 자문을 구하였을 때 자기들 도움없이 한국에서 독자적으로 8인승급 전복합재항공기를 개발할 수 있겠느냐는 회의적인 반응을 보였던 것이 기억난다. 당시 미국에서도 8인승급 전복합재항공기를 제작한다는 것은 고도의 기술이 요할 뿐 아니라 많은 위험(Risk)을 갖는 것이라는 인식이 일반적이었기 때문이다. 아무튼 국내 최초의 전복합재항공기(All-composite Aircraft)의 개발은 열정에 찬 삼성항공 및 한국항공우주연구원의 엔지니어들의 3년여에 걸친 노력의 결정 그 것이었다. 동체와 날개는 복합재료로 만들었으나 조종장치 등 세부계통 하드웨어 조달은 여의치 않아 중고비행기인 Piper사 Chieftain 항공기 2대를 구매하여 활용하기로 하였다. 미국 Iowa주에서 구입된 Chieftain 2대는 2명의 미국 아르바이트 조종사에 의해 아이오와-LA-하와이-괌-오키나와-김해비행장 코스로 1주

< 그림 2 > 쌍발복합재항공기 내부구조



일간의 비행 끝에 한국에 도착할 수 있었다.

쌍발복합재항공기는 1997년 3월 성공적인 초도비행을 이루었다. 그 후 쌍발복합재기는 사천비행장에서 서울 근교 수색에 위치한 한국항공대까지 2시간 가까이 단번에 비행하는 기록을 수립하였다(한국항공대의 이정모 교수가 시험조종사로 참여함). 쌍발복합재항공기는 한때 군에서도 활용 가능성을 타진하였으나 내구성시험 및 지상진동시험 등 인증에 필요한 절차가 생략되어 실험용 항공기 이상의 활용은 불가했던 것이 아쉬움으로 남는다. 쌍발복합재항공기는 복합재료가 갖고 있는 장점 즉 중량절감, 부품수의 축소, 접합에 의한 체결, 공기역학적인 부드러움(Aerodynamic Smoothness)의 제공 등을 잘 구현해 주고 있다. 무엇보다도 쌍발복합재항공기 개발사업을 통해 국내에서도 전 복합재 항공기의 설계 제작이 충분한 감항성(Airworthiness)을 확보할 만큼 신뢰성이 있다는 것을 보여줌으로써 구조물의 대부분에 복합재료를 사용하는 비즈니스 제트기, 스포츠용 경항공기 및 무인기 개발의 가능성을 여는 길잡이 역할을 했다고 할 수 있다.

복합재료 사용을 극대화한 개념 입증용(Proof-of-Concept) 항공기인 쌍발복합재항공기는 지금도 한국항공우주연구원의 캠퍼스에 전시되어 방문객을 맞고 있다. 영국에서 발행되는 1997-98년도 판 Jane's Annual World Aircraft에 보면 최근에 개발된 세계의 각종 항공기와 더불어 쌍발복합재항공기가 소개되고 있는 것을 볼 수 있다.

나. SB427 민수용 헬기

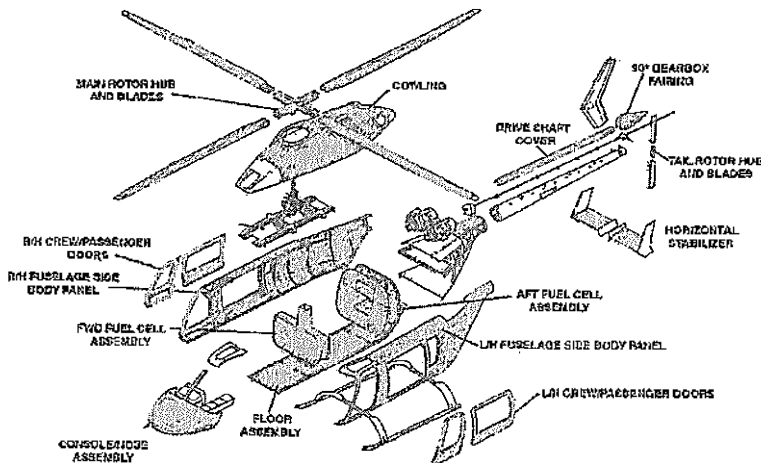
SB427은 8인승 민수용 헬기로 1996년부터 삼성항공(현재 한국항공우주산업(주))과 미국의 벨 헬리콥터사가 함께 추진한 국제공동개발사업이다. 필자는 벨 헬리콥터사에 파견되어 2년간 SB427 헬기사업의 기체부문에서 일할 기회를 갖게 되었다. SB427은 금속재료 동체로 설계된 기존의 Bell407 헬기를 한단계 업그레이

< 그림 3> SB427 민수용 헬기



드한 8인승 헬기다. SB427 헬기가 여타 헬기와 가장 차별화되는 것은 동체의 좌, 우 사이드 패널과 플로우어를 과감하게 One-piece 복합재 단품으로 만든 후 접합하는 방식으로 조립하여 제작하였다는 것이다. 헬리콥터는 트랜스미션 등 로우터 시스템 관련하여 무게가 많이 나가는 구성품이 많아 가급적 기체 구조물을 가볍게 하여야 하는데 이런 요구 조건을 충족시키기 위해 SB427의 동체를 복합재로 One-piece로 만들었다는 것은 획기적인 설계가 아닐수 없다. 민수용 헬리콥터의 동체 구조물에 복합재료를 100% 사용한 것은 SB427이 처음인 것으로 알려져 있다. SB427에서 동체외에 복합재료로 만들어진 구성품을 살펴보면 다음과 같다. 로타 블레이드 (Rotor Blade)는 다른 헬리콥터의 경우와 마찬가지로 유리섬유 복합재료로 설계되어있다. 1970년대 이전 만해도 로타 블레이드는 금속재료로 만들었으나 피로에 약하여 원하는 요구수명을 만족시키기가 어려웠다. 로타 블레이드는 회전하는 동안 공기력 뿐만 아니라 진동에 의한 반복적인 하중을 받음으로써 균열이 생기기 쉬운데 유리섬유 복합재료로 로타 블레이드를 만들면 내피로성이 강할뿐 아니라 댐핑 효과가 커서 진동흡수 효과가 크다. 탄소섬유 복합재료를 사용하면 내피로성이 더 커지겠지만 탄소섬유의 경우는 유리섬유를 사용하는 경우보다 댐핑효과가 작고 밀도가 작아 원심력이 또한 작아지기 때문에 대부분 헬기의 로타 블레이드에는 유리섬유 복합재료를 쓰게 된다. 로타 블레이드는 단순히 보이지만 헬기의 꽃이라 불릴 만큼 많은 Know-how가 숨어 있다. 로타 블레이드와 로타 메스트(Rotor Mast) 사이에는 요크(Yoke)라는 구조물이 있다. 로타 블레이드로부터 전달되는 공기력과 관성력의 하중은 요크(Yoke)라는 구조물을 통해 로타 메스트로 전달되는데 요크는 쉽게 말하면 로타 블레이드로부터

< 그림 4> SB427 Composite Parts (Shaded)



들어오는 굽힘, 비틀림 및 인장 하중을 감당하는 주요 하중경로(Critical Load Path)가 된다. SB427의 요크는 4개의 팔(Arm)을 갖는 One-piece 복합재료 구조물로 탄소섬유 프리프레그(Prepreg)를 적층하여 만드는데 형상이 복잡하여 고난도의 제작기술이 필요하다. 한편, 동체의 벌크헤드, 후방동체의 짐칸 바닥면(Baggage Floor) 및 수평미익판은 샌드위치 코어를 갖는 탄소섬유 복합재료로 만들어져 굽힘 강성을 높이면서 경량화하였다.

SB427 복합재 구조에 대한 인증은 SB427의 개발이 주로 캐나다에서 이루어졌기 때문에 캐나다 교통부 산하의 캐나다 교통부 항공인증위원회(TCAC: Transport Canada Aircraft Certification) 주관으로 이루어졌다. TCAC는 미국의 FAA와 같은 인증기관으로 캐나다에서 생산되는 모든 항공기의 형식인증을 관장하고 있으며 오타와에 본부가 위치하고 있다. SB427 복합재료 구성품에 대한 인증 절차는 상당히 까다로와 헬기의 개발 초기부터 인증기관이 참여하는 소위 'Building Block Certification Process'로 진행되었다. TCAC는 SB427 헬기가 미국의 복합재료 인증 기준인 Advisory Circular 20-107A "Composite Aircraft Structure"와 Advisory Circular 27-1 Par 788 "Substantiation of Composite Rotorcraft Structure"에 따라 설계, 해석, 제작 및 시험이 되고 있는지를 개발 초기부터 참관하고 검토하였다. 캐나다 교통부 항공인증위원회, 즉 TCAC에서 가장 관심을 갖고 벨 헬리콥터사에 요구한 것은 복합재료 구조물의 손상허용(Damage Tolerance)에 대한 입증과 벌크헤드-동체와 같은 접합면(Bonding Line)의 내구성에 대한 입증이었다. 먼저 설명한 요크는 하중 전달 측면에서 매우 중요한 구조물이기 때문에 손상허용을 검증하기 위해 BVID(Barely Visible Impact Damage)가 내재하는 상태에서 비행하중 스펙트럼을 가하여 수명을 만족시키는가를 체크하였다. 다시말하면 BVID 상태를 만들기 위해 공구를 낙하시켜 인위적으로 구조물 내부에 초기 손상을 만든 후 스펙트럼에 따른 불안정한 균열 성장이 발생하는지를 시험적으로 확인하였다. 이 결과 요크는 헬기의 요구수명 기간동안 균열 성장이 발생하지 않는 것으로 나타났다. SB427의 로타 블레이드는 Bell407에 쓰인 것과 동일한 'OH58 Blade'로 안전 수명 개념(Safe-Life Concept)으로 설계되었고 이미 Bell407의 운항을 통해 실제적으로 안전이 입증된 만큼 SB427 로타 블레이드에 대한 구조 인증 시험은 생략되었다. 동체와 벌크헤드는 과감하게 접합 처리되었는데 TCAC는 환경을 고려한 접합면의 내구성을 입증하기 위하여 구성품 단위의 설계개발시험(Design Development Test)을 실시하였다. 접합면에 비행하중 스펙트럼을 가하여 헬기의 요구수명 기간 동안 안전하다는 것을 입증하였다. 앞서 언급한 바와 같이 복합재료 구조물의 인증은 철저하게 초기설계 단계부터 개발자와 인증기관이 협의를 통해 인증을 완성해나가는 'Building Block Certification Process' 과정이라는 것이다. 따라서 개발자가 유념해야 할 것은 항공기 인증의 기준문서인 FAR(Federal Aviation Regulation)과 AC(Advisory Circular) 규정을 완벽히 이해하여 설계에 반영해야 하고 인증기관의 전문가와 간단없는 협의를 통해 설계 개발의 기술적 정보를 공유해 나가야

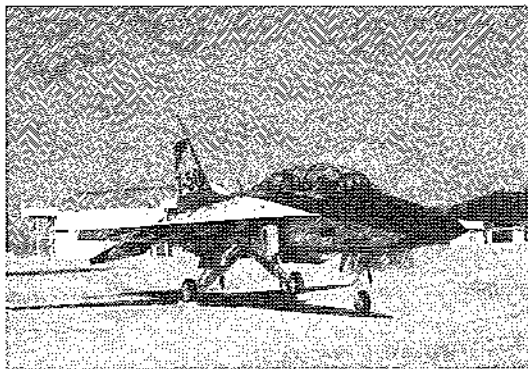
한다는 것이다.

다. T-50 초음속고등훈련기

2002년 8월 20일 국내에서 최초로 개발된 초음속 항공기인 T-50의(애칭 '골든 이글')의 초도비행이 경남 사천비행장에서 성공적으로 이루어졌다. T-50은 조종사 양성을 위한 고등훈련기로서 경공격 기능을 구비하고 있으며 최대음속 1.4배의 속도를 낼 수 있다. 1997년 10월부터 개발이 시작된 T-50 항공기는 첨단 비행 자동제어시스템인 Fly-by-Wire 시스템과 CATIA 시스템에 의해 전설계 공정이 전산화되었다. 또하나 주목할만한 기술적 특징은 후방동체 미익부분을 탄소섬유 복합재료로 설계하였다는 것인데 양산항공기의 주구조물에 복합재료를 적용한 것은 T-50 고등훈련기가 국내 최초가 될 것이다. T-50 전방의 레이더 부분에는 E-Glass 복합재가 사용되었는데 이 부위는 구조적 측면보다는 레이더시스템의 전자장 측면이 기술적 관점에서 중요하기 때문에 해외협력업체에 의뢰하여 개발하였다. 항공기 운항중 레이더는 낙뢰에 노출되기 쉽기 때문에 낙뢰가 순조롭게 빠져나갈 수 있도록 다이버터(Diverter)를 설치하였다. T-50 항공기 엔진의 공기 유입구 및 승무원 좌석 주변 구조물에도 탄소섬유 복합재료를 사용하였는데 이는 큰 하중이 전달되지 않는 2차 구조물이다. 2차 구조물에 복합재를 사용하는 목적은 금속재료로는 복잡한 형상을 구현하기 어렵거나 중량을 절감하기 위해서이다. 여기서는 주구조물인 미익 부분을 중심으로 개발 과정을 살펴보기로 한다.

T-50의 미익은 처음에는 알루미늄 금속재료를 사용하여 설계되었다. 그러나 수직, 수평미익 및 방향타의 외피를 금속재 One-piece로 하다보니 기계가공이 쉽지 않았을 뿐 아니라 Chemical Milling에 의한 외피 내부의 포켓팅(Pocketing) 또한 여의치 않았다. 1999년 설계검토회의(Design Review Meeting)시 T-50의 무게는 목표중량을 훨씬 초과하고 있었을 뿐 아니라 무게 중심이 항공기 후방으로 이동하

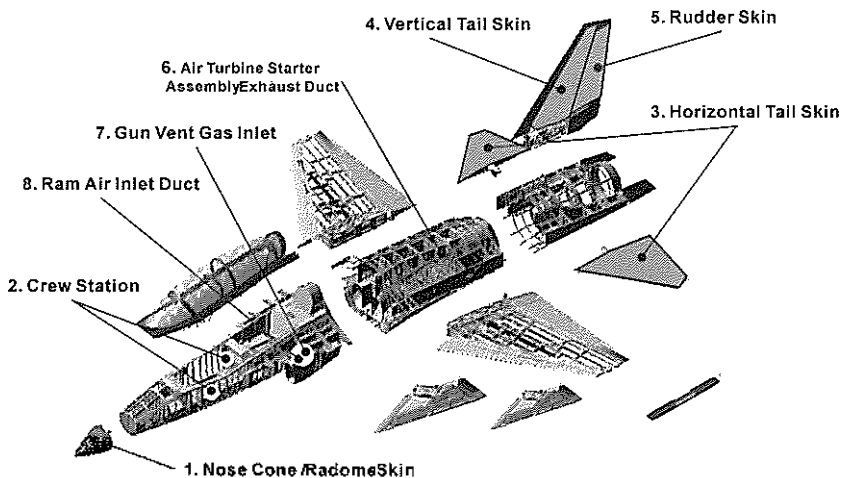
<그림 5> T-50 초음속 고등 훈련기



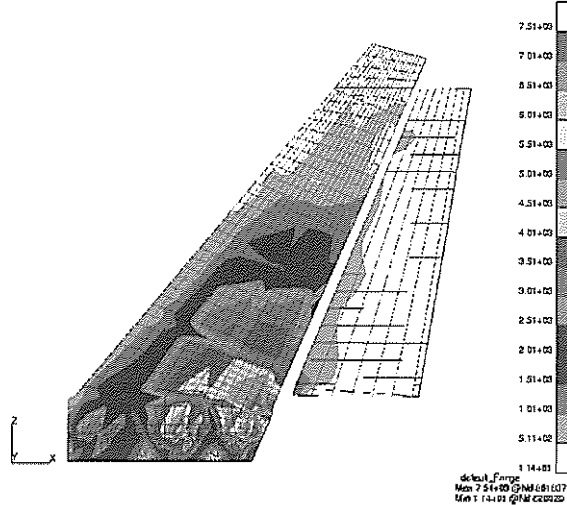
는 상황이 발생하였다. 금속재료로는 무게를 획기적으로 줄이기 어려울 뿐 아니라 항공기의 무게중심이 뒤쪽으로 이동하는 것을 막기 어렵기 때문에 복합재료 적용이 불가피하다는 판단에 이르렀다. 정작 복합재료 적용하기로 하였어도 설계개념의 정립에서 설계 도면을 생성하기 까지는 많은 어려움을 극복해야만 했다. 1999년 9월 T-50 미익의 복합재료 적용에 대한 타당성 연구(Feasibility Study)를 실시하기로 하고 쌍발복합재항공기 및 SB427 민수형 헬기에 참여했던 핵심경험 인력 6명으로 구성된 특수임무팀(Task Force)을 운용하기로 하였다. 특수임무팀은 우선 KF16 사업을 통해 획득된 F-16의 개략적인 적층 패턴과 구조해석기법을 검토한 후 우리 나름의 설계-해석 방법을 수립하였다. 한편으로 기타 타 항공기의 미익부에 적용된 복합재료 설계 사례를 연구 검토하였다. 대만에서 개발한 IDF(Indigenous Defense Fighter) 전투기의 미익부는 어떠한지 발표논문을 조사하고 새로운 아이디어를 얻을까하여 현지까지 찾아갈 정도로 고심하였다.

T-50 미익부의 복합재료 구조물설계의 기본철학은 구조물을 최대한 경량화하여 구조적 요구도를 충족시키도록 하는 것이었는데 구조적 요구도라 함은 강도(Strength), 강성(Stiffness), 수명(Durability)으로 요약할 수 있다. 강도에 대한 요구도에는 구조물 자체 강도, 체결강도 및 좌굴강도로 세분화할 수 있다. 구조해석의 기본 도구로는 소프트웨어 NASTRAN/ PATRAN 을 사용하고 복합재료 구조물의 적층설계를 위한 기본 도구로는 CATIA의 복합재료 모듈을 사용하였다. 4개월에 걸친 타당성 연구 결과는 미익부분에 탄소섬유 복합재료를 사용하면 금속재료를 사용하는 경우에 비교하여 제작의 용이함 및 적어도 20~30 파운드의 무게

< 그림 6 > T-50 복합재 적용부위



<그림 7> 수직미의 유한요소모델 및 내부하중 분포

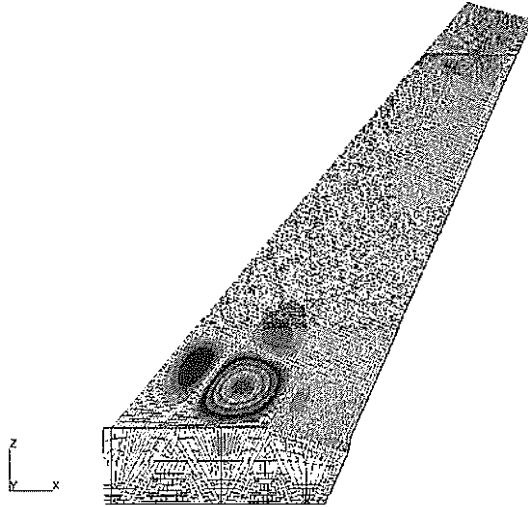


감소를 이룰 수 있다는 것이었다. 매우 고무적인 결과를 얻은 것이다. 이러한 우리의 독자적인 연구결과를 록히드 본사에 보내 검토를 의뢰하였는데 검토 회신은 T-50 복합재료 미익 설계의 전체적인 접근방식이 올바르고 충분히 적용 가능하다는 것이었다.

그동안 T-50에 복합재료 적용에 소극적인 반응을 보이던 록히드 현장 엔지니어들도 우리의 능력을 인정하여 적극적인 자세로 바뀌게 되었고 미익부분의 도면화 작업에 착수할 수 있는 계기를 마련할 수 있었다. 특수임무팀 활동에 의한 타당성 연구 결과를 바탕으로 2000년 3월 말에 상세설계 및 해석에 들어갔다. 미익의 복합재료 설계는 시행착오가 허용될 수가 없는 상황이었었는데 시행착오 발생시 T-50 전체일정에 엄청난 영향을 줄 수 있기 때문이었다. 3개월 이내에 도면을 완료하여야 하는 압박한 일정 속에 고도의 설계 품질을 가진 도면을 완성하는 일이란 대단한 정신적 스트레스를 동반하는 일이었다. 팀원들은 3개월을 꼬박 전쟁하듯이 보냈다. 주말도 없이 밤 열시 열한시 까지 T-50 복합재 설계에 매진한 결과 2000년 7월에 모든 도면을 완료할 수 있었다.

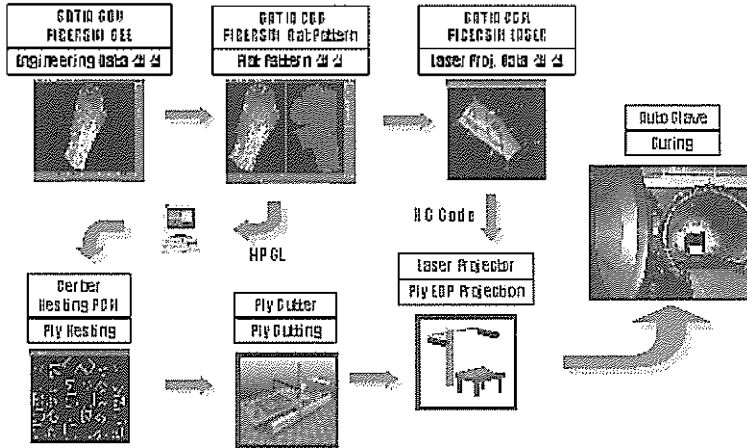
미익 복합재료 외피 자체 강도의 건전성은 짜이-우 파손이론(Tsai-Wu Failure Theory)과 최대 변형을 파손 이론(Maximum Strain Failure Theory)를 병행 사용하여 구조적 안전여유(Structural Margins of Safety)를 확인하였다. 패스너가 사용되는 구멍 주위의 응력 집중과 이에대한 구조적 안전여유 확인을 위하여서는 F-16에 사용된, 적층 패턴에 대한 강도를 표시한 카펫트 플롯(Carpet Plots)를 이용하였다. 좌굴강도(Buckling)를 계산하는 방식은 크게 두가지가 있다. 하나는 유한요

<그림 8> 수직미익 좌굴거동



소기법을 이용하는 것, 구체적으로 말하면 NASTRAN의 좌굴 모듈을 이용하여 좌굴강도를 계산하는 것이고 또 하나는 복합재료로 된 평판의 좌굴 강도를 계산하는 정형화된 공식을 이용하는 것이다. 전자는 기하학적으로 경계조건이 복잡하여 좌굴공식을 사용하기 어려운 경우로 수평미익 외피처럼 하부구조(Understructure)가 코리게이트 스파(Corrugated Spar)로 만들어진 경우에 사용된다. 수직미익 외피의 경우처럼 하부구조가 전형적인 스파로 구성된 경우는 좌굴공식을 사용하였다. 복합재료를 사용함에 따른 강성 변화는 수평미익 및 항공기의 고유진동수와 플러터(Flutter)에 영향을 미친다. 플러터는 항공기의 작용하는 공기력, 관성력 및 강성의 상호작용에 의한 동적 안정성과 관련된 현상으로 항공기에 플러터가 발생하는 경우 수초내에 항공기가 파괴된다. 복합재료를 사용하는 경우 플러터 성능 향상에 도움이 되는 것으로 알려져 있는데 T-50의 경우도 미익부분에 탄소섬유 복합재료를 사용함으로써 플러터 성능을 높일 수 있었다. 복합재료 구조물의 하중스펙트럼에 따른 수명 설계는 금속재료와 비교하여 복잡하다. 알루미늄과 같은 금속재료의 수명값은 미국국방규격 책자(Mil-Spec Handbook)에 의하여 쉽게 얻을 수 있는데 복합재료의 경우는 수명값이 표준화되어 있지 않다. 금속재료는 재료의 특성이 등방성이고 균열의 방향이 예측 가능한 반면 복합재료는 이방성을 갖고 있고 균열의 방향이 예측하기 어려울 뿐만 아니라 복잡하다. T-50 복합재료 구조물 즉 수평미익 및 수직미익의 외피는 손상허용설계개념(Damage Tolerant Design)을 도입하여 설계 해석을 실시하였다. T-50 복합재 구조물 설계시 부품 제작 초기에 생길 수 있는 보이드(Void), 작업 중 해머 낙하 등에

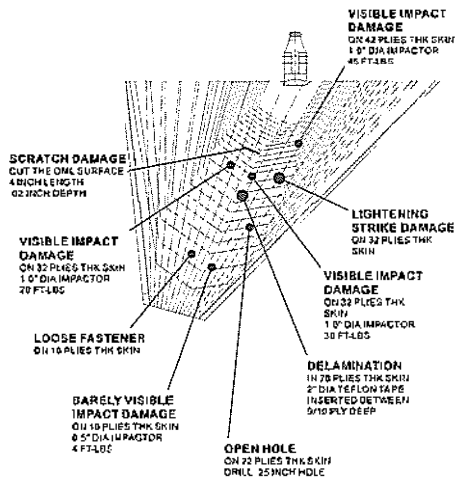
< 그림 9 > 부품제작을 위한 설계 데이터 활용 프로세스



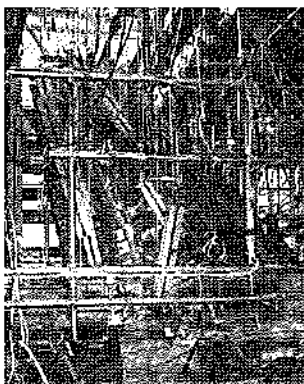
의해 발생할 수 있는 손상 및 항공기 운용시 낙뢰에 의해 생길 수 있는 결함 등을 감안하여 0.25 인치 지름의 구멍이 뚫린 노치를 갖는 쿠펜 시험의 설계허용치를 사용하였다.

T-50 복합재료 구조물의 설계는 CATIA 시스템에서 지원되는 모듈을 사용하여 이루어졌고 CATIA 설계 데이터는 치구 (Mold)의 설계와 부품 제작의 자동화에도 활용되었다. 다시말하면 복합재료 구조물의 설계-해석-제작-시험과정의 동시 공

< 그림 10 > 수평미익 손상허용시험 시편



<그림 11> 전기체 정적시험 : 수직미익 / 러더



학시스템으로 일련의 엔지니어링 과정이 중단없이 흘러갈 수 있는 체계를 구축하게 되었다. T-50 초음속 항공기 사업을 통해 CATIA에 의한 설계 및 도면화, NASTRAN/PATRAN에 의한 구조해석, 부품제작의 자동화 과정, 구조시험등은 앞으로 항공기 개발에 있어서 복합재료를 확대 적용할 수 있는 길을 열게되었다고 할 수 있다.

III. 복합재료 적용경험과 기술 전망

국내에서 개발된 항공기에 복합재료가 어떻게 적용되었는지를 살펴보았다. 복합재료 기술은 이제는 항공기 설계 개발에 있어서 간과할 수 없는 주요한 핵심 기술로서 자리매김을 하고 있다. 앞서 논술된 복합재료 적용사례로부터 향후 기술의 전문화 전략을 고찰해 보기로 한다.

가. 요소기술로서의 복합재료 기술

항공기 개발에 있어 복합재료 적용은 초기의 R&D 단계에서 이제는 성숙한 엔지니어링 단계로 진입하였다. 외국 항공기제작사의 기술동향을 분석해 볼 때 군용및 민수용항공기 공히 복합재료 적용 비중은 점점 높아지고 있다. 복합재료 기술은 항공기 설계개발에 있어서 요소기술(Core Technology)로 자리잡아 가고 있다. 국내에서 조만간 사업 추진이 가시화될 다목적헬기사업(KMH)이나 향후 한국형전투기사업 등에 복합재료 사용은 더욱 넓혀질 것이다. 다목적헬기의 경우

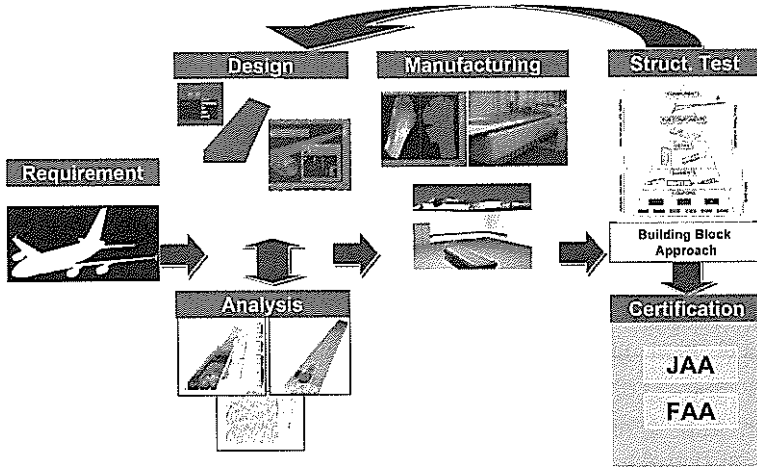
로타 블레이드 뿐만 아니라 동체 부분에도 복합재료 사용이 불가피할 것이다. 미국의 JSF 전투기 경우에서 보듯이 한국형전투기 개발에는 복합재료가 조종면 뿐만 아니라 날개와 동체까지 확대 적용될 것으로 보인다.

그러나 복합재료 적용을 위해서는 특정 복합재료의 물성치(Material Property)가 확보 되어야하는데 이를 위해서는 많은 수량의 시편 시험(Coupon Test)을 실시해야 하는 만큼 비용과 소요 일정은 결코 만만치 않다. 복합재료 구조물의 해석에는 NATRAN/PATRAN 등 상업용 해석 패키지가 사용될 수 있으나 체결(Joining) 부위에 대한 응력 해석은 별도의 In-house 프로그램이 만들어져 활용되어야 할 것이다. 복합재료 제작 기술중 가장 주목을 받고 있는 것은 Co-curing Method 즉, 일체성형 기법으로 근래 개발된 일본의 F2 전투기의 날개-스파 일체형 제작의 예에서 볼 수 있듯이 앞으로 필수적으로 획득해야 할 기술이다. 그밖에 복합재료 기체에 대한 낙뢰 방지 설계의 고도화 및 Stealth 설계 구현 등은 앞으로 복합재료 적용을 한층 넓혀 줄 것이다. 복합재료 관련된 물성치 데이터 축적, 해석 프로그램 개발, 고급 설계 및 생산 기술 제고에 필요한 연구개발 비용은 항공기 제작업체에게만 맡기기에는 현실적으로 어려운 만큼 정부의 정책적 지원이 요구된다. 통상 이러한 연구개발 비용은 정부출연연구 기관에 집중 지원되는 경우가 대부분인데 해외 선진항공업체에 대한 국내업체의 대외 경쟁력 제고를 위해서는 앞으로는 항공기 제작업체에도 적절한 정책자금 배분이 이루어져야 할 것이다.

나. 동시공학 시스템 구현과 전산 표준화

T-50 초음속고등훈련기의 미익부에 적용된 복합재료 설계가 짧은 기간내에 성공적으로 진행될 수 있었던 것은 설계, 해석, 재료, 구매, 부품 제작 및 조립, 품질, 시험 등 관련부서 인력들이 설계 초기부터 함께 참여하는 동시공학(Concurrent Engineering)을 철저히 실시했기 때문이다. 특히 복합재료에 관하여 동시공학이 중요시 되는 것은 특히 복합재료 제작물의 품질이 설계 자체의 품질 뿐만 아니라 제작공정(Manufacturing Process)에 의해 영향을 많이 받기 때문이다. 또한 T-50 이전에는 복합재료 설계를 전산 표준화하기가 어려웠으나 T-50의 미익에 국내 처음 CATIA의 Composite Module를 사용하여 전산화하였다. 따라서 항공기 개발과정시 BOM(Bill Of Materials)을 포함하는 모든 엔지니어링 데이터를 통합 운용하는 PDM(Product Data Management) 시스템에 복합재료 구조물 설계 데이터를 반영할 수 있었다. 이러한 전산 표준화는 복합재료 부품 제작시 프리프레그(Prepreg)를 자동으로 적층하는 것을 가능하게 하였다. 또한 3차원 Digital Mock-up인 COMOK(Computerized Mock-up, Lockheed에서 개발함) 시스템을 구성하여 부품간의 간섭을 자동으로 점검하는 것이 가능하게 되었다. PDM과 COMOK 시스템은 항공기 설계개발시 정보 흐름의 중심 역할을 하는 것으로 동시공학을 효율적으로 구현해 주는 주요한 도구(Tool) 이기도 하다. 또한 PDM 시스템 등에 수

< 그림 12 > 엔지니어링 흐름의 예시도



용되는 설계-제작-구매 정보는 항공기 양산 규격화의 모체가 된다.

향후 항공관련 국가사업으로 다목적헬기사업(KMH)이 거론되고 있다. 다목적 헬기에는 복합재료가 광범위하게 적용될 것이다. 주어진 기간내에 한정된 예산으로 고품질의 양산 헬기를 만들어내야 한다면 설계, 제작 및 구매부서 등이 설계 초기부터 함께하는 동시공학(Concurrent Engineering) 구현이 필수적이다. 또한 막대한 재원을 투입하여 구축한 설계-제작-구매의 데이터를 통합 운용하는 PDM 시스템과 3차원 Digital Mock-up인 COMOK 시스템을 이미 갖춘 제작업체의 주도적 역할이 강조되지 않을 수 없다. 다목적헬기사업과 같은 양산 항공기사업에 있어서 정부출연연구기관과 제작업체의 업무 분장에 있어서 탐색개발 및 기본설계는 정부출연연구기관이, 상세설계와 생산은 제작업체가 하도록하는 분할 구도는 프로젝트의 일정준수, 적정 개발비용 집행, 항공기 품질 및 대고객 수명관리 서비스에 많은 장애를 초래할 것이 자명하기에 신중히 검토할 필요가 있다.

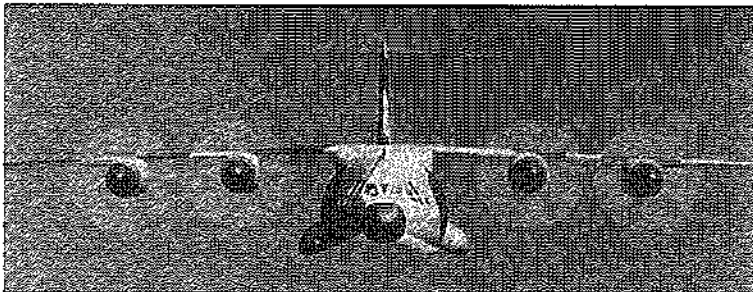
다. 복합재료 부품산업 및 소형 원제기 산업

복합재료 기술을 활용하여 항공기 부품이나 소형원제기를 만들어 외국 항공제작사에 납품하거나 외국시장을 일정 부분 점유할 수 있다면 우리나라 항공산업체의 수익성을 높일 수 있는 새로운 전략이 될 수 있다. 복합재료 기술은 특화된 전문 기술이라 할 수 있기 때문에 복합재료에 대한 설계, 제작, 시험 및 인증에 대한 경험과 Know-how가 어느정도 축적되어 있다면 외국의 항공제작사로부터 물량 확보가 어렵지 않다고 본다. 민수용 항공기의 경우 예상되는 복합재료 구성품은 민간 항공기의 경우 수평미익, 수직미익 및 러더 등 조종면과 도어(Door)류,

객실의 플로어(Floor) 등이며 앞으로 복합재료가 적용되는 구성품의 범위는 더 확대될 것이다. 그간 우리나라 항공기 제작업체는 노우즈 콘(Nose Cone), 조정면(Control Surface) 일부 등 복합재료 구성품을 외국 항공제작사로부터 수주받아 납품한 실적을 갖고 있다. 그러나 이러한 수주는 외국의 발주업체로부터 도면 등 설계 데이터를 받아 단순 제작하여 납품하는 것이기 때문에 부가가치가 높은 편이 아니었다. 앞으로 외국으로부터 항공기의 복합재료 부품을 수주받을 경우 구성품 단위의 설계-제작-시험-인증 등 일괄 개발해야 부가가치를 높일 수 있으며 적절한 수익성을 확보할 수 있을 것이다.

레저용 경항공기, 비즈니스 제트기의 기체는 대부분 복합재료를 사용하는 것이 세계적인 추세이며 지역간 Commuter기의 기체에도 복합재료가 많이 쓰이게 될 것이다. 근래 미국의 Raytheon사에서 개발한 Premier 비즈니스 제트기의 경우 동체를 전부 복합재료로 제작하도록 되어있다. 비즈니스 제트기 등 소형 완제기 시장은 복합재료 기술을 고도화한다면 세계 시장 진출이 유망하기 때문에 전략적으로 접근할 필요가 있다고 본다. 그러나 부품이든 완제기든 세계 시장에서 상업적으로 성공하려 한다면 우리나라의 인증체계와 조직이 완비되어 상대국으로부터 인정받는 수준에 와 있어야 한다. 현재 우리 정부는 미국과 상호항공안전협정 즉, BASA (Bilateral Aviation Safety Agreement)를 체결하기 위해 노력하고 있고 유럽의 JAA (Joint Aviation Authorities)와도 업무협약을 시도하고 있는 것으로 알고 있다. 아쉬운 점은 우리나라의 항공기 관련 인증기능이 산자부, 건교부 및 항공우주연구원 등으로 분산되어 있어 미국의 FAA (Federal Aviation Administration) 과 같은 역할을 수행하는데 적지않은 제약을 갖고있다는 점이다. 따라서 항공기 인증업무를 일원화하는 단일 행정기구가 조속히 만들어져야 할 것이다. 한편 항공기 개발 및 부품산업의 활성화를 위하여 제안하고자 하는 것은 미국 FAA에서 실시하고 있는 DER (Designated Engineering Representative) 제도를 운용하자는 것이다. DER 제도는 FAA가 항공기 제작업체서 일하고 있는 엔지니어 중 전문성이 뛰어나고 경험이 많은 사람을 지명하여 FAA를 대신하여 형식증명 및 감항증명

< 그림 13> 비즈니스 완제기의 예



에 필요한 기술적 검토와 판단할 수 있는 공적인 권한을 부여하는 제도로 인증기관과 산업체간의 인증 관련 기술업무의 효율화에 많은 기여를 하고 있다. 우리나라에도 DER 제도를 도입한다면 항공기 개발시 인증기관-산업체간 인증업무 교류 및 외국 인증기관과의 기술적 협력이 원활해지므로 항공기 부품 및 완제품 수출에도 도움이 될 것이다.

IV. 결 론

필자가 참여했던 쌍발복합재항공기사업, SB427 민수용헬기사업, T-50 초음속 고등훈련기 사업을 통해 복합재료의 항공기 적용사례를 고찰해보았다. 쌍발복합재항공기는 실험용항공기(Experimental Aircraft)이지만 국내 최초의 전복합재항공기(All-composites Aircraft)로서 항공기 구조물이 순전히 복합재료만을 이용하여 설계 및 제작이 가능하다는 것을 보여주었고 복합재료를 적용시 어떠한 이점이 있는지를 보여준 예가 되고 있다. SB427 민수용헬기사업은 헬리콥터에서 로터 블레이드와 동체 등 기체구조물 대부분에 왜 복합재료를 사용해야 효과적인지를 잘 보여주고 있다. SB427 개발 사업을 통해 얻을 수 있는 또다른 점은 민수용항공기의 경우 구축된 복합재료 인증체계에 따라 복합재구조물을 개발해야 되고 그래야만 마케팅에서 신뢰를 얻을 수 있다는 것이다. T-50 항공기는 국내에서 최초로 개발된 초음속기로 미익 부분에 복합재료가 응용되었다. 양산 항공기의 주구조물에 복합재료가 쓰인 예는 T-50이 첫 번째 인데 T-50에서 얻어진 복합재 적용기술은 앞으로 개발될 고급 군용기와 민수용기에 널리 활용될 것으로 기대된다. 본 논문에서는 국내 개발 항공기에서의 복합재료 적용이라는 특정 주제를 중심으로 개발 이력과 기술적 조망을 고찰해 보았다.

70년대말 우리정부가 항공산업 육성을 천명한 이후 25년여간 항공산업이 많은 발전이 있었던 것은 주지의 사실이다. 그리고 항공산업과 관련하여 전문가 사이에 많은 논의와 연구가 있었다. 그러나 아쉬운 점은 대부분의 논의와 연구 결과에 산업 현장에서 일어나는 개발의 실체가 충분히 반영되지 못했다는 것이다. 왜(Why) 항공산업을 발전시켜야 하는가 하는 총론은 무성했지만 어떻게(How) 발전시켜야 하는가에 대한 각론은 미흡하였다고 할 수 있다. 흔히들 항공산업은 지식기반 제조업의 전형이라고 한다. 부가가치 비율이 45%로 자동차의 경우와 비교하여 두배 가까이 높다고 한다. 그만큼 기술력 의존도가 높은 것이 항공산업이다. 항공기의 각 기술 분야의 기술적 특성에 대한 구체적인 이해, 국내 기술 수준에 대한 정확한 평가와 선진국 수준의 기술력 제고 방법에 대한 전략적 접근 노력은 산업체 종사자 뿐 아니라 항공산업 관련 정책 입안자들에게 요구되고 있다. 항공산업의 발전은 업체의 노력 뿐 만 아니라 정부의 정책 방향에 크게 영향을

받을 수 밖에 없기 때문이다. 미국 정부가 미국 항공기 제작업체의 기술인력 유지 및 기술력 향상을 위해 실험용(Experimental Aircraft) 프로젝트를 일부로 발주 내는 경우는 흔히 있는 일이다. 실험용 프로젝트를 통해 얻은 원천 기술을 상용화한다는 전략이다. 캐나다의 항공산업이 미국과 유럽의 틈새에서 선전할 수 있는 것도 캐나다 정부의 눈에 보이지 않는 전략적 후원이 있기에 가능한 것이다. 캐나다 항공업계는 CRJ(Canadian Regional Jet) 중형급 항공기, 도시간 Commuter 기, 산불진화용 항공기와 수상기(Sea Plane) 등을 독자적으로 개발하는 특화된 기술력을 갖고 있다.

항공산업은 우리에게 여전히 미래의 유망한 산업이고 앞으로 우리가 세계항공 시장의 상당 부분을 점유할 가능성도 매우 높다고 할 수 있다. 정부와 산업체가 한데 어우러져 효과적이고 효율적인 항공산업 육성을 위한 전략을 마련하고 추진한다면 가시적이고 구체적인 성과를 얻을 수 있을 것이다. 그러나 전략은 현실에 바탕을 둔 실사구시의 전략이어야 할 것이다.

[참고문헌]

- 김영익 외 5명(1995), 「복합재료 동체 구조물 개발(쌍발항공기의 경우)」, '95 항공 기술세미나, 공군군수사령부.
- 김영익(1998), 「SB427 복합재 동체구조물 개발」 제6회 항공기 개발 심포지엄.
- 최상민 외 5명(2002), 「초음속 고등훈련기(T-50) 복합재 미익 개발」, 제8회 항공기 개발 심포지엄.
- 김영익(2002), 「초음속 항공기 복합재 적용 현황」 한국복합재료학회 2002년 하계 WORKSHOP.
- 김영익 외 1명(2003), “국내개발 항공기의 복합재료 적용사례”, 「한국복합재료학회지」 제16권 제 1호, 한국복합재료학회.
- 강기환 외 3명(2003) “T-50 복합재 수평미익의 손상허용 입증”, 「한국항공우주학회지」, 한국항공우주학회.