

特輯

국내개발 항공기의 복합재료 적용사례

- 개발 참여 경험을 중심으로 -

(주)한국항공우주산업 T-50 개발센터
김영익, 최상민

1. 서론

복합재료는 금속재료와는 차별되는 장점으로 인해 근래 들어 널리 쓰이게 되었다. 2차대전중 처음으로 미국에서 군사적 목적으로 일부 구조물에 복합재료를 사용한 것으로 기록되고 있으며 1950년대에는 독일에서 경항공기의 기체 구조에 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 설계 제작한 전복합재항공기(All-composite Aircraft) 보이저호가 무급유 세계일주에 성공함으로써 세계항공사에 새로운 장을 열게 되었다. 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 전시되어 있다). 1990년대 이후 군용기든 민항기든 복합재료 사용은 세계적인 경향이 되었다. 유럽의 Airbus 항공기 계열은 1980년대부터 조종면 등 주구조물에 과감히 복합재료를 적용하여 민항공기의 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, 정비수리에 따른 비용 절감 등을 들 수 있는데 한마디로 말한다면 비용의 투입대비 산출의 효과가 금속재료 보다 월등하기 때문이라고 할 수 있다. 필자는 복합재료 항공기 개

발에 참여했던 경험을 중심으로 항공기에서의 복합재료 설계개발이 어떻게 이루어졌었는지를 기술하고자 한다. 국내에서 개발된 항공기 중 필자가 참여했던 쌍발복합재항공기 사업, SB427 민수용헬기개발사업 및 T-50 초음속고등훈련기 사업을 중심으로 살펴보기로 한다.

2. 쌍발복합재항공기

쌍발복합재항공기사업은 1993년 9월 삼성항공(현재 한국항공우주산업(주))과 한국항공우주연구원(KARI)이 공동으로 추진하여 1997년 3월 초도비행에 성공한 실험용 항공기(Experimental Aircraft)이다.



Fig. 1 쌍발 복합재 항공기.

비행속도 220 노트에 프로펠러 추진 방식의 쌍발복합재 항공기는 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 복합

재료로 만들어 최대한 부품수를 줄이고 부품간 결합은 기계적 체결을 지양하고 접합을 사용하는 것을 원칙으로 하였다. 복합재료 소재는 국내업체에서 생산되는 탄소섬유와 유리섬유를 사용하기로 하였다.

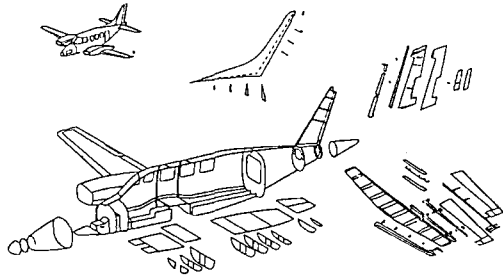


Fig. 2 쌍발복합재항공기 내부구조.

날개는 먼저 앞, 뒤 스파를 각각 One-piece로 제작하고 사이 사이에 Rib를 끼워 체결한 후 위, 아래 스킨을 덮는 방식으로 완성하였다. 물론 스파와 스킨 모두 복합재료로 제작하였다. 날개 조립시 가장 어려웠던 점은 체결없이 단품간 체결을 리벳 대신 접착제를 접합하는 식이어서 맨 나중에 스킨을 덮을 때 스킨의 접합면을 볼 수 없어 충분한 강도를 가지고 접착되었는지를 확인하는 것이었다. 동체의 경우 또한 좌우 각각 One-piece를 제작한 후 접착제로 접합하고 기계적 체결을 추가하였다. 5 미터가 넘는 좌우 동체 부품을 접착제로만 체결하기에는 불안전 할 수 있어 Fail-Safe 개념으로 패스너를 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 CATIA시스템을 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 모하비에 사막에 위치한 Scaled Composites사를 방문하여 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 제작한다

는 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 결과로 1997년 3월 성공적인 초도 비행을 이룰 수 있었다. 그후 쌍발복합재항공기는 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 감소, 접합에의한 체결, 공기역학적인 부드러움(Aerodynamic Smoothness)의 제공 등을 잘 구현해 주고 있다. 무엇보다도 쌍발복합재항공기 개발사업을 통해 국내에서도 전복합재항공기의 설계 제작이 충분한 감항성(Airworthiness)를 확보할 만큼 신뢰성이 있다는 것을 보여주므로써 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 1999년도 판 Jane's Annual World Aircraft에 보면 최근에 개발된 세계의 각종 항공기와 더불어 쌍발복합재항공기가 소개되고 있는 것을 볼 수 있다.

3. SB427 민수용 헬기

SB427은 1996년부터 삼성항공(현재 한국항공우주산업)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 업그레이드한 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 복합재료 One-piece로 만든 것은 획기적인 설계가 아닐수 없다. 민수용 헬리콥터의 동체 구조물에 복합재료를 100% 사용한 것은 SB427이 처음인 것으로 알려져 있다.



Fig. 3 SB427 민수용 헬기.

SB427에서 동체외에 복합재료로 만들어진 구성품을 살펴보면 다음과 같다. 로타 블레이드 (Rotor Blade)는 다른 헬리콥터의 경우와 마찬가지로 유리섬유 복합재료로 설계되어 있다. 1970년대 이전 만해도 로타 블레이드는 금속재료로 만들었으나 피로에 약하여 원하는 요구수명을 만족시키기가 어려웠다. 로타 블레이드는 회전하는 동안 공기력뿐만 아니라 진동에 의한 반복적인 하중을 받음으로 균열이 생기기 쉬운데 유리섬유 복합재료로 로타 블레이드를 만들면 내피로성이 강할뿐 아니라 댐핑 효과가 커서 진동 제어 효과가 크다. 탄소섬유 복합재료를 사용하면 내피로성이 더커지겠지만 탄소섬유의 경우는 유리섬유를 사용하는 경우보다 댐핑효과와 원심력 효과 또한 작기 때문에 대부분의 헬기의 로타 블레이드에는 유리섬유 복합재료를 쓰게 된다. 로타 블레이드는 단순해 보이지만 헬기의 꽃이라 불릴 만큼 많은 노우-하우가 숨어 있다. 로타 블레이드와 로타 매스트(Rotor Mast) 사이에는 요크(Yoke)라는 구조물이 있다. 로타 블레이드로부터 전달되는 공기력과 관성력의 하중은 요크(Yoke)라는 구조물을 통해 로타 매스트로 전달되는데 요크는 쉽게 말하면 로타 블레이드로부터 들어오는 굽힘과 비틀림 형태의 하중을 감당하는 주요 경로(Critical Path)라고 할 수 있다. SB427의 요크는 4개의 팔(Arm)을 갖는 One-piece 복합재료 구조물로 탄소섬유 프리프레그를 적층하여 만드는데 형상이 복잡하여 고난도의 제작기술이 필요하다. 한편, SB427 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 FAA

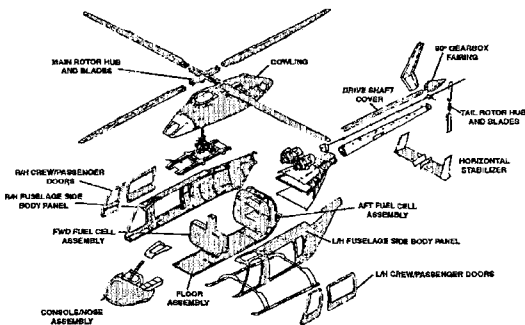


Fig. 4 SB427 Composite Part (Shaded).

와 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 접합면의 내구성을 입증하기 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

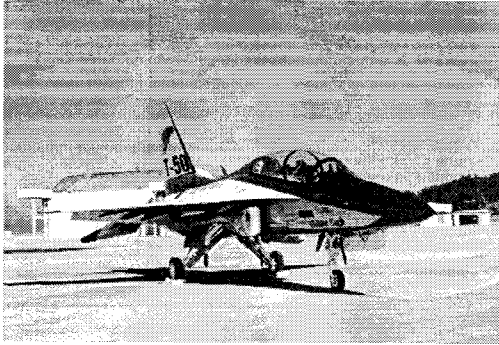


Fig. 5 T-50 초음속고등훈련기.

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)와 AC(Advisory Circular) 규정을 완벽히 이해하여 설계에 반영해야 하고 인증기관의 전문가와 간단없는 협의를 통해 설계 개발의 기술적 정보를 공유해 나가야 한다는 것이다.

3. T-50 초음속고등훈련기

2002년 8월 20일 국내에서 최초로 개발된 초음속항공기인 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 시작된 T-50 개발사업은 첨단 비행 자동제어시스템과 별도의 Mock-up이 필요없도록 CATIA 시스템에 의해 전설계 공정이 전산화되었다. 또한 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 금속

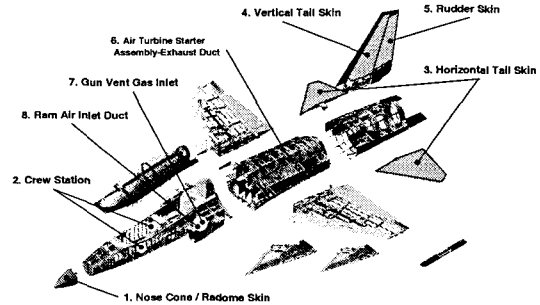


Fig. 6 T-50 복합재 적용 부위.

재료로는 복잡한 형상을 구현하기 어렵거나 중량을 절감하기 위해서다. 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 뒤로 이동하는 상황이 발생하였다. 금속재료로는 무게를 획기적으로 줄이기 어려울 뿐 아니라 항공기의 무게중심이 뒤쪽으로 이동하는 것을 막기 어렵기 때문에 복합재료 적용이 불가피하다는 판단에 이르렀다. 정작 복합재료를 적용하기로 하였어도 설계개념의 정립에서 설계 도면을 생성하기까지는 많은 어려움을 극복해야만 했다. 우선은 T-50 미익의 복합재료 적용에 대한 타당성 연구(Feasibility Study)를 실시하기로 하고 1999년 9월 쌍발복합재항공기 및 SB427 민수형 헬기에 참여했던 핵심경험 인력 6명으로 구성된 특수임무팀(Task Force)을 운용하기로 하였다. 특수임무팀은 우선 KFP(Korea Fighter Program) 사업을 통해 획득된 F-16의 개략적인 적층 패턴과 구조해석기법을 검토한 후 우리 나름의 설계-해석 방법을 수립하였다. 구조설계의 기본철학은 복합재 구조물을 최대한 경량화하되 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 적어도 30 파운드의 무게감소를

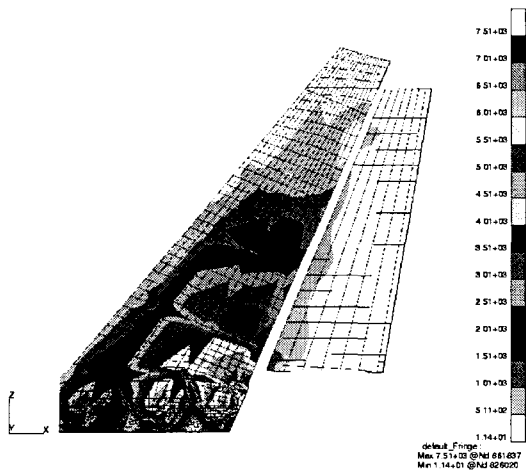


Fig. 7 수직미익/러더 유한요소 모델 및 내부하중분포.

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-50의 복합재료 적용에 대해 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 파손 이론(Tsai-Wu Failure Theory)과 최대 변형률 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 카펫트 프롯(Carpet Plots)을 이용하였다. 좌굴강도(Buckling)를 계산하는 방식은 크게 두가지가 있다. 하나는 유한요소기법을 이용하는 것, 구체적으로 말하면 NASTRAN의 좌굴 모듈을 이용하여 좌굴강도를 계산하는 것이고 또하나는 복

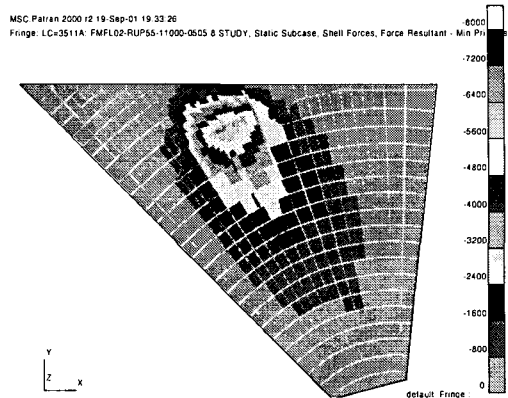


Fig. 8 수평미익의 유한요소 모델 및 내부하중분포.

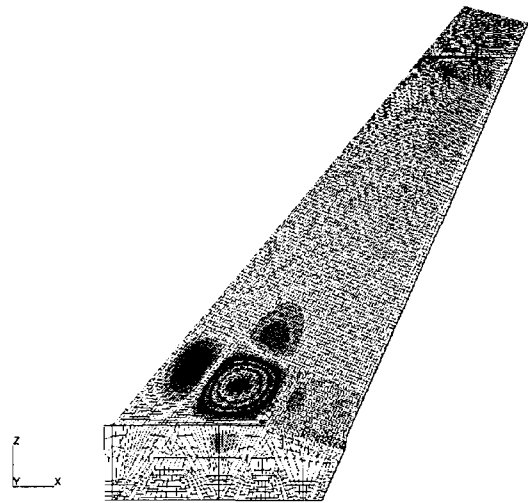


Fig. 9 수직미익 좌굴거동.

합재료로 된 평판의 좌굴 강도를 계산하는 정형화된 공식을 이용하는 것이다. 전자는 기하학적으로 경계조건이 복잡하여 좌굴공식을 사용하기 어려운 경우로 수평미익 외피처럼 하부구조(Under-structure)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 항공기에 작용하는 공기력, 관성력 및 강성의 상호작용에 의한 동적 안정성과 관련된 현상으로 항공기에 플러터가 발생하는 경우 수초내에 항공기가 파괴된다. 복합재

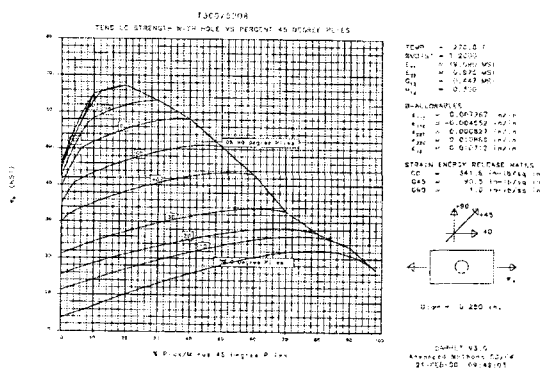


Fig. 10 Open Hole Tensile Strength Carpet Plot 샘플.

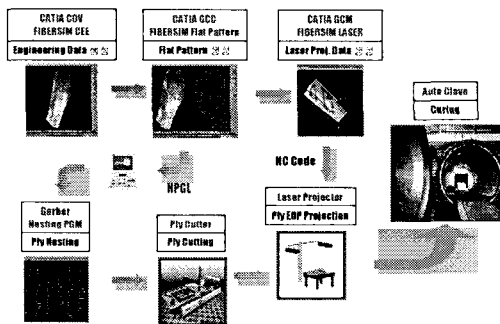


Fig. 11 부품제작을 위한 설계 데이터 활용 프로세스.

료를 사용하는 경우 필터 성능 향상에 도움이 되는 것으로 알려져 있는데 T-50의 경우도 미익부분에 탄소섬유 복합재료를 사용함으로써 필터 성능을 높일 수 있었다. 복합재료 구조물의 하중스펙트럼에 따른 수명 설계는 금속 재료와 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 의해 발생할 수 있는 손상 및 항공기 운용시 낙뢰에 의해 생길 수 있는 결함 등을 감안하여 구멍이 뚫린 노치를 갖는 쿠폰 시험의 설계허용치를 사용하였다.

T-50 복합재료 구조물의 설계는 CATIA 시스템에서 지원되는 모듈을 사용하여 이루어졌고 CATIA 설계 데이터는

치구(Mould)의 설계와 부품 제작의 자동화에도 활용되었다. 다시말하면 복합재료 구조물의 설계-해석-제작의 일련의 엔지니어링 과정이 단속없이 흘러갈 수 있는 체계를 구축하게 되었다. T-50 초음속 항공기 사업을 통해 CATIA에 의한 설계 및 도면화, NASTRAN/PATRAN에 의한 구조해석, 부품제작의 자동화 과정은 앞으로 항공기 개발에 있어서 복합재료를 기술적 장애없이 적용할 수 있는 길을 열게되었다고 할 수 있다.

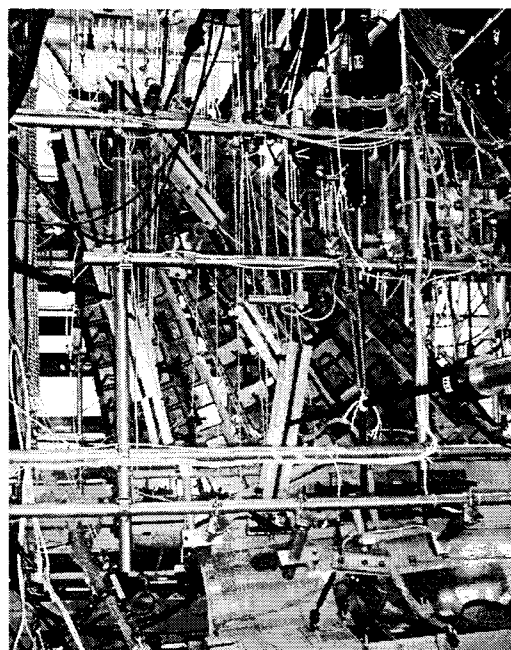


Fig. 12 전기체 정적시험 : 수직미익/러더.

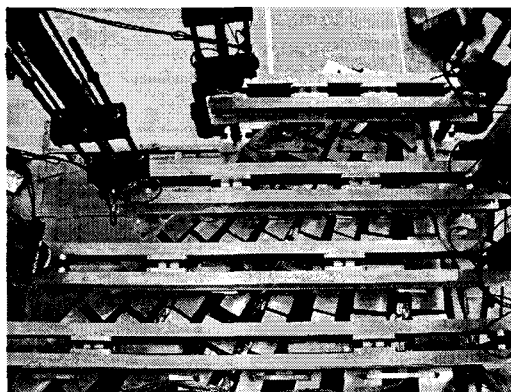


Fig. 13 수평미익의 구성품 정적시험.

한편, 설계된 복합재 구조물의 구조적 건전성은 정적시험, 내구성 시험 및 손상 허용시험을 통해 확인된다. 정적시험은 설계 극한 하중 내에서 측정 변형률이 허용 변형률을 초과하지 않아야 하고 치명적인 파단(Catastrophic Failure)이 발생하지 않음을 보여줘야 한다. 내구성 시험을 통해 복합재 구조물이 2배수 운용 수명을 충족시키고 있는가를 확인한다. 손상 허용시험은 구조물이 제작초기의 결함, 공정상의 손상 및 낙뢰손상을 갖더라도 2배수 운용 수명을 견딘다는 것을 보장하게 한다. T-50의 수평미의 복합재 구조물에 대해서 손상 허용 시험을 실시하였으며 시험결과는 T-50 손상 허용 설계의 온전성을 입증하였다.

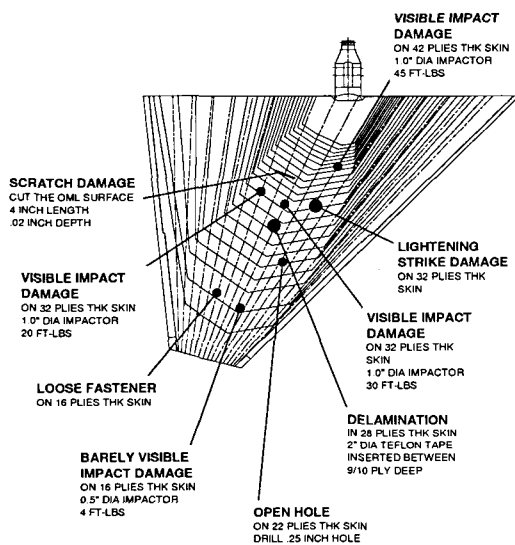


Fig. 14 수평미의 손상허용시험 시편.

4. 맺는 말

필자가 참여했던 쌍발복합재항공기사업, SB427 민수용헬기사업, T-50 초음속고등훈련기 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 동체에 왜 복합재료를 사용해야 효과적인지를 잘 보여주고 있다. SB427 개발 사업을 통해 얻을 수 있는 또다른 점은 민수용 항공기의 경우 구축된 복합재료 인증체계에 따라 복합재구조물을 개발해야 되고

그려야만 마케팅에서 신뢰를 얻을 수 있다는 것이다. T-50 항공기는 국내에서 최초로 개발된 초음속기로 미의 부분에 복합재료가 응용되었다. 양산 항공기의 주구조물에 복합재료가 쓰인 예는 T-50이 첫 번째인데 T-50에서 얻어진 복합재 적용기술은 앞으로 개발될 고급 군용기와 민수용기에 널리 활용될 것으로 기대된다.

우리나라에 복합재료가 학문적으로 깊이 연구되기 시작한 것은 1980년대초로 20여년 가까운 기간에 걸쳐 산업적 응용 또한 광범위하게 이루어져 복합재료 분야의 연구와 응용은 이제 성숙한 단계에 이르렀다. 그렇지만 알루미늄과 같은 금속재료에 비교하여 복합재료를 이용한 설계와 제작에 관한 기준이 아직도 확고히 정립되지 못하고 있다. 항공기의 경우도 복합재료 설계에 대한 기준이 각 회사마다 다른 실정이다. 복합재료에 대한 설계 기준의 확립은 복합재 제품에 대한 인증 체계 확립을 의미하는 만큼 이에 대해 복합재료 분야에 몸담고 있는 연구자나 산업인이 함께 관심을 갖고 노력해야 하는 중요한 과제라 아니할 수 없다.

참고문헌

- 1) 김영익 외 5명, "복합재 동체 구조물 개발 (쌍발항공기의 경우)," '95 항공기술 세미나, 공군군수사령부, 1995, pp. 113-121.
- 2) 김영익, "SB427 복합재 기체 구조물 개발과 인증," 제6회 항공기 개발 심포지엄, 1998, pp. 240-250.
- 3) 최상민 외 5명, "초음속 고등훈련기(T-50) 복합재 미익 개발," 제8회 항공기 개발 심포지엄, 2002, pp. 381-385.
- 4) 김영익, "초음속 항공기 복합재 적용 현황," 한국복합재료학회 2002년 하계 WORKSHOP, 2002, pp. 137-156.