

헬리콥터 복합재료 힌지없는 허브 부품 및 패들형 블레이드 설계/해석

김덕관*, 홍단비**, 이명규***, 주 진****

Design and Analysis of Composite Flexure and Paddle-type blade for Helicopter Hingeless Rotor System

Deog-Kwan Kim*, Danbi Hong**, Myeong-Kyu Lee***, Gene Joo****

Abstract

This paper describes the design and analysis technology of composite flexure and composite paddle-type blade which are all key technologies on hingeless rotor system. Through replacing the existing metal or engineering plastic flexure part with composite part, Several required structural analysis were accomplished, which are static analysis by using NASTRAN and dynamic analysis by using FLIGHTLAB. The dynamic characteristics of composite hingeless hub attached with paddle-type blade was also investigated. Further more, small-scaled paddle-type blade was designed using froude scaled properties of existing full size blade. Through this design procedure of composite paddle-type blade, the structural design method was achieved. These results will be applied to accomplishing current project named as "the development of next-generation helicopter rotor system".

초 록

본 논문은 힌지없는 로터 시스템의 설계 핵심기술인 복합재료 플렉서 설계 및 패들형 복합재료 블레이드 설계/해석 기법을 소개하였다. 기존 금속재 혹은 엔지니어링 플라스틱 플렉서 부품을 복합재료를 사용하여 설계한 후 NASTRAN과 FLIGHTLAB을 이용하여 구조 해석 및 동역학 특성 해석을 수행하였다. 패들형 블레이드를 복합재료 힌지없는 플렉서 장착 허브에 연결한 힌지없는 로터 시스템에 대한 동적 특성을 살펴보았다. 또한 패들형 블레이드를 기존 실물크기 블레이드 구조 자료를 이용하여 프루드 축소화하였으며 축소 값을 이용하여 블레이드를 설계하였다. 이 과정을 통해 형상이 복잡한 패들형 복합재료 블레이드에 대한 형상 설계 및 단면구조 설계 기법을 익혔다. 본 논문은 현재 수행중인 "차세대 헬리콥터 로우터 시스템 개발" 사업 등에 직접 적용될 수 있을 것으로 기대된다.

키워드 : 복합재료 플렉서(composite flexure), 패들형 블레이드(paddle-type blade), 구조동역학(structural dynamics), 힌지없는 허브(hingeless hub), 헬리콥터(helicopter)

* 회전익기그룹/shine@kari.re.kr

** 회전익기그룹/heydanbi@kari.re.kr

*** 회전익기그룹/mkee@kari.re.kr

**** 회전익기그룹/joo@kari.re.kr

1. 서 론

헬리콥터 로터 시스템은 헬리콥터의 성능 및 안정성을 좌우하는 핵심요소이며 헬리콥터 개발 시 최우선적으로 개발되는 구성품이다. 로터 시스템은 크게 허브, 블레이드 및 회전시 요구되는 조종시스템으로 구분된다. 허브 및 블레이드는 로터 성능 및 동역학적 특성에 직접적으로 영향을 미치며 특히 여러 가지 종류의 허브 형태가 존재하는데 각 허브에 따라 특성도 다르게 나타나게 된다. 대표적인 허브 시스템으로 관절형 허브, 티터링 허브, 힌지없는 허브 및 베어링없는 허브 등으로 분류된다. 본 연구에서는 복합재료의 발달 및 응용 분야 확대에 조종력 및 기동성이 향상되며 실용화가 많이 되어있는 힌지없는 허브 시스템에 대한 기술을 확보하며 구조동역학적 특성을 분석하여 구조적 안정성을 증대하는데 중점 되어 있다. 블레이드는 공력성능, 소음, 진동 및 안정성 특성을 결정짓는 중요한 역할을 감당한다. 실물크기 블레이드를 개발하는 과정에서 요구되는 공력 성능 및 공력탄성학적 안정성을 확보하기 위해 여러 축소 블레이드를 제작하여 축소 로터 시험을 수행하게 된다. 축소 로터 시험을 통해 로터 시스템 개발에 소요되는 비용과 시간을 줄일 뿐만 아니라 설계인증자료로 활용할 수 있기 때문에 로터 시스템 개발시 필수적인 항목이다. [1-6]

본 논문은 축소 복합재료 힌지없는 허브 부품 설계 및 패들형 복합재료 축소 블레이드 개발과정을 기술하고자 한다. 먼저 힌지없는 허브 부품의 개발 과정시 요구되는 설계 과정 절차 및 구조동역학 해석, 구조 해석 등에 대하여 기술하였다. 다음으로 패들형 축소 블레이드의 외형 형상 정의, 블레이드 단면 구조 설계 및 해석에 대하여 기술하고자 한다. 복합재료 허브 부품 및 블레이드 구조 설계는 고전 적층판 이론을 이용한 해석적 방법과 본 연구원이 개발한 CORDAS (COMposite Rotor Design and Analysis Software)[6]을 이용하여 수행되었으며 구조해석은 NASTRAN[7]을 이용하여 수행하였다. 설계된

복합재료 힌지없는 로터 시스템에 대한 동역학 해석은 FLIGHTLAB[8]을 이용하였다.

2. 본 론

2.1 축소 복합재료 힌지없는 허브 부품 설계

2.1.1 연구접근방법

축소형 복합재료 허브 부품 설계시 요구되는 연구 분야 및 접근 방법에 대하여 살펴보았으며 무엇보다 복합재료 허브 부품을 적용할 때도 금속재 허브 설계시 적용되었던 동일한 과정이 적용된다. 먼저 복합재료 허브 부품에 적용되어 장착될 패들형 블레이드에 대한 공기역학적 특성 및 구조동역학적 특성을 만족시키면서 허브 시스템에 대한 구조 설계를 실시해야 한다. 복합재료 허브 부품 설계시 주의해야 할 점은 구조 강도 및 로터 시스템의 구조동역학적 특성을 기존 금속재 허브와 같이 동일하게 유지시키면서 복합재료가 갖는 피로 특성, 비강도 특성, 저중량 특성을 살리는 것이다. 복합재료 허브 부품 설계시 복합재료 원자재에 대한 쿠폰 시험(Coupon Test)을 통해 확보된 허브 부품 적용 원자재 특성 분석 결과 및 D/B 자료를 사용하였다. 더불어 복합재료 허브 부품을 제작하는 성형 공법 및 제작 공법을 고려하여 허브 부품에 대한 구조 설계 및 해석이 수행되어야 한다.

복합재료 허브 부품 성형 및 제작 공법으로 Fiber Placement System(이하 FPS)을 이용한 복합재료 허브 부품 적층 후 Autoclave 성형이 이루어지는 공법으로 선정되었으므로 이 공법에 맞도록 설계할 예정이다. 복합재료 허브 부품에 사용될 원자재에 대한 물성치를 이용하여 복합재료 허브 부품에 대한 적층 순서(stacking sequence)를 정하였으며 각 적층된 순서에 대한 물성치를 계산하고 유한요소 해석을 통해 구조해석을 수행하여 응력 및 변형도 값을 구하여 구조 안정성을 판단한다. 설계된 복합재료 허브 부품에 대한 물성치 결과를 이용하여 기존 허브 및 블레이드 자

료를 이용하여 전체 로터 시스템에 대한 구조/동역학 해석을 수행하게 된다. 구조/동역학 해석을 수행하여 설계요구조건에 만족한 결과가 나오면 다음 설계 단계로 진행되며 만족스럽지 못할 경우 복합재료 허브 부품 설계를 수정하여 다시 설계 과정을 반복하게 된다. 위에서 언급한 설계 과정 및 연구접근 방법을 요약하여 그림 1에 제시하였다.

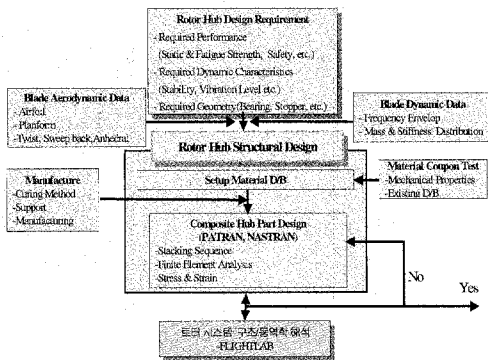


그림 1. 복합재료 허브 부품 설계 과정

2.1.2 초기 사이징 및 개념설계

설계될 복합재료 허브 부품에 대한 초기 형상을 기존 설계/제작 완료되어 설치 운용중인 금속재로 힙지없는 허브 시스템의 허브 부품에 대한 물성치를 근거로 설정하였다. 복합재료 허브 부품은 기존 허브 시스템의 피치 베어링 어셈블리의 외형인 피치 하우스 부품과 로터 동역학적 특성에 매우 중요한 플렉서 부분을 복합재료를 적용하여 단일 허브 부품으로 설계하는 개념이다. 그림 2. 는 설계될 복합재료 허브 부품이 적용될 기존 허브 시스템의 형상을 나타내주고 있다. 기존 금속재 허브의 플렉서 부품 및 피치 하우스 부품에 대한 형상 및 물성치를 기초로 하여 초기 형상을 예측하였다. 복합재료 허브 부품 설계시 적용될 원자재는 일방향 탄소섬유(UD Carbon)와 일방향 유리섬유(UD Glass)를 조합하여 적용할 예정이며 원자재에 대한 물성치는 KIMM에서 시험한 결과를 이용할 것이며 설계에

사용된 값은 표 1에 기술되어 있다.

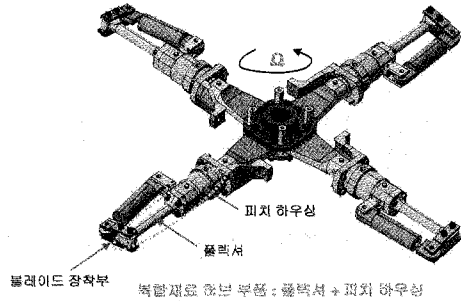


그림 2. 복합재료 허브 부품 적용 부위

표 1. UD Carbon 및 UD Glass 시험 결과

UD Carbon/epoxy Prepreg tape test results				
	E_{11}	E_2		
Young's Modulus =	117.64	7.84	GPa	
Poisson's Ratio =	0.321			
Strength =	2199.8	54	MPa	

UD Glass/epoxy Prepreg tape test results				
	E_{11}	E_2		
Young's Modulus =	38.05	11.78	GPa	
Poisson's Ratio =	0.292			
Strength =	1077.4	56	MPa	

먼저 플렉서 부품에 대하여 초기 형상 크기를 예측하였으며 기존 플렉서의 단면몰리량은 플랩 강성 및 래그 강성이 약 6.718 Nm^2 값을 가지며 토션 강성은 5.051 Nm^2 값이다. 플렉서의 플랩 및 래그 강성은 일방향 유리섬유를 적층하여 구현하였으며 기존 플렉서의 직경이 12mm이므로 이 형상과 비슷하게 맞추기 위해 내경이 10mm이며 일방향 유리섬유가 약 0.8mm 정도 적층된 튜브 형태이다. 플렉서의 토션 강성은 일방향 유리섬유를 적층한 튜브 위에 일방향 탄소 섬유를 $\pm 45^\circ$ 로 0.1m 적층하여 구현하였다. 위에서 유리섬유와 탄소섬유를 사용하여 초기 예측한 플렉서의 형상은 내경이 10mm이며 외경이 10.9mm인 튜브형태이다. 계산 과정에 사용된 단순화된 허브 부품 플렉서의 단면 형상이 그림 3에 제시되어 있다.

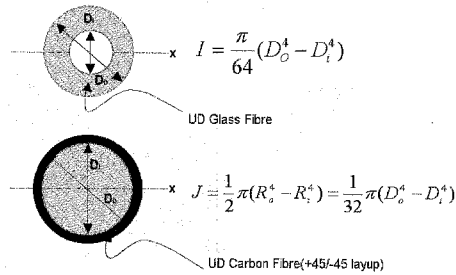


그림 3. 단순화된 허브 부품 플렉서 단면

초기 크기 형상 자료를 기본으로 복합재료 허브 부품에 대한 1차 설계를 수행하였으며 정확한 구조 강도 예측을 위해 구조를 단순화하여 해석하였다. 단순화된 복합재료 허브 부품에 대한 형상 및 단면 적층 구조가 그림 4에 제시되어 있으며 각 단면 A-A 및 B-B 에 대한 상세한 복합재료 적층 구조는 표 2에 제시되어 있음.

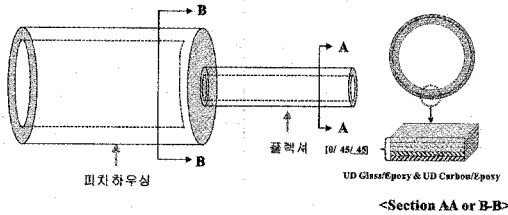


그림 4. 단순화된 복합재료 허브부품 형상 및 단면 적층 구조

표 2. 복합재료 허브부품 1차 설계(안)

파일명	Flexure 적층순서	Housing 적층순서	비고
① Flexure_b1	[0°/±45°] ₁	[0°/(±45°)] _{12k}	
② Flexure_b2	[0° ₂ /±45° ₂ /±45°] ₁	[0° ₂ /±45° ₂ /±45°] _{12k}	
③ Flexure_b3	[0° ₂ /(±45°) ₂] ₁	[0° ₂ /(±45°) ₂ /(±45°)] _{17k}	
④ Flexure_b4	[0°/±45° ₂ /±45°] ₁	[0°/±45° ₂ /(±45°)] _{12k}	
⑤ Flexure_b5	[0°/(±45°) ₂] ₁	[0°/(±45°) ₂ /(±45°)] _{17k}	
⑥ Flexure_b6	[0° ₂ /±45°] ₁	[0° ₂ /±45° ₂ /(±45°)] _{17k}	

* 밑줄 표시는 UD Carbon, 없는 경우 UD Glass

1차적으로 단순화된 복합재료 허브 부품에 대한 구조 해석을 수행했으며 구조 해석 결과를 이용하여 2가지 정도 적층(안)을 선정하여 구조동역학 특성 해석에 사용하였다. 1차적으로 설계된 복합재료 허브 부품의 플렉서 부분과 피치 하우

징 부분에 대한 강성치 계산 결과가 표 3에 제시되어 있으며 계산에 적용된 이론은 고전 적층판 이론(Classical Laminare Plate Theory, CLPT)을 사용하여 구하였다.

표 3. 적층 순서에 따른 복합재료 허브 플렉서 강성치 계산

Requirements	Variables	1차	2차	3차	4차	5차	6차
	Effective Young's Modulus E_{11} (N/m ²)	2.2500E+10	2.10310E+10	2.28916E+10	2.2590E+10	2.1223E+10	2.2776E+10
	Effective Young's Modulus E_{22} (N/m ²)	2.2065E+10	2.1317E+10	2.0949E+10	2.0540E+10	2.1532E+10	2.2277E+10
	Effective Shear Modulus G_{12} (N/m ²)	3.8649E+09	3.8006E+09	3.8397E+09	3.7417E+09	3.8649E+09	3.7225E+09
Bending stiffness (N/m)	Bending Stiffness (N/m ²)	8.6897E+00	7.8227E+00	7.6533E+00	6.6577E+00	6.2695E+00	6.7168E+00
		22.2%	16.7%	14.2%	4.7%	8.7%	0.5%
Bending stiffness (N/m)	Bending Stiffness (N/m ²)	8.6897E+00	7.8227E+00	7.6533E+00	6.6577E+00	6.2695E+00	6.7168E+00
	Torsional Stiffness (N/m)	27.6%	16.7%	14.7%	6.7%	4.7%	2.0%
Torsional stiffness (N/m)	Torsional Stiffness (N/m ²)	8.5197E+00	7.3764E+00	6.1846E+00	6.6093E+00	4.8601E+00	3.7016E+00
		26.1%	36.0%	22.5%	25.9%	2.0%	36.6%

6가지 후보에 대한 NASTRAN을 이용하여 전산구조해석을 수행하였으며 이 때 가해진 하중 조건은 기존 금속재 힌지없는 허브 설계시 적용되었던 6분력 하중 조건을 그대로 사용하였으며 표 4에 제시되어 있다.

표 4. 복합재료 허브에 작용하는 6분력 하중

비행조건	Fx		Fy		Fz		
	Radial Shear		Lag Shear		Pleo Shear		
단위	lbf	N	lbf	N	lbf	N	
정지 비행시	0.0	244.50	1067.54	-0.450	-2.003	5.088	22.631
전진 비행시	0.0	248.80	1108.68	-1.121	-4.936	5.498	24.435

비행조건	Mx		My		Mz		
	Torsional Moment		Flatwise Bending Moment		Edgewise Bending Moment		
단위	lbf·ft	N·m	lbf·ft	N·m	lbf·ft	N·m	
정지 비행시	0.0	-0.232	-0.314	-2.277	-3.087	0.292	0.396
전진 비행시	0.0	-0.326	-0.442	-2.273	-3.082	1.752	2.375

유한요소 모델링은 유한요소해석을 위해 Pre/Post Processing인 MSC/PATRAN 2000R2를 사용하였으며, MSC/NASTRAN V70.7을 이용하여 해석을 수행하였다. 복합재료 허브 부품의 플렉서 부위의 단순화된 형상 및 경계/하중조건은 그림 5와 같으며 허브와 체결되는 플렉서 안쪽 끝단은 전체 자유도에 대해 구속하였으며, 바깥쪽 끝단에 정지 비행시 블레이드로부터 전달되는 6분력 하중을 적용하였다.

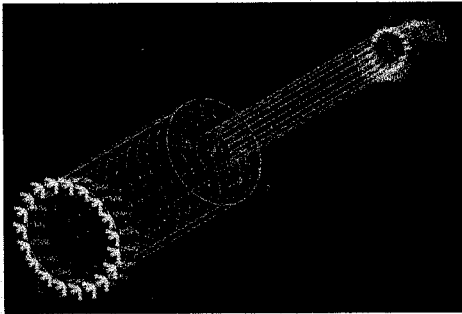


그림 5. 복합재료 허브 부품 형상 유한요소모델

전체 복합재료 허브 부품에 사용된 유한요소는 2차원 쉘 요소(2D Shell Element)를 사용하였으며, PCOMP 명령어를 이용하여 부위별로 UD 복합재료의 물성치와 적층 각을 부여하였다. 복합재료 허브 부품에 대한 6가지 1차 설계 (안)에 대하여 해석 결과 중 대표적으로 5번째 안에 대한 결과를 그림 6에 제시하였다.

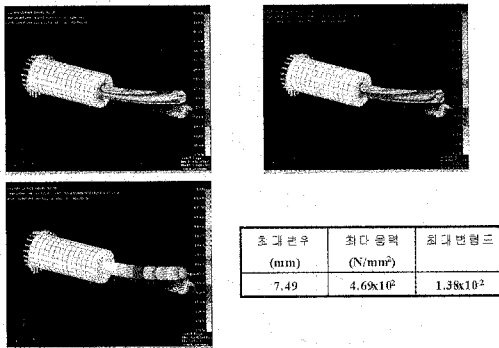


그림 6. 복합재료 허브부품 구조해석결과:Flexure_5b (5안)

복합재료 허브 부품 중 피치 하우스(Pitch Housing)부분의 변위는 거의 없었으며 대부분의 변위는 플렉서 부분에서 발생하였다. 6가지 경우에 대한 응력 수준을 비교한 결과 모두 수용할 만한 값으로 나왔으며 요약된 결과가 표 5에 제시되었다. 자세한 구조동역학 계산을 수행하기 위해 비교적 기존 플렉서의 물성치가 비슷한 Flexure_3b와 Flexure_5b 2개를 선택하였다. 이 2가지 경우에 대한 구조동역학 특성을 살펴보았다. 사용한 해석 도구는 ART사에서 개발한 상용

통합해석코드인 FLIGHTLAB이며 고유진동수뿐만 아니라 하중값들도 계산된다.

표 5. 복합재료 허브 플렉서 구조해석 결과

종류	최대 변위 (mm)	최대 응력 (N/mm ²)	최대 변형도
Flexure_1b	4.04	3.63x10 ²	7.44x10 ⁻³
Flexure_2b	4.21	3.63x10 ²	6.78x10 ⁻³
Flexure_3b	5.54	4.10x10 ²	9.66x10 ⁻³
Flexure_4b	7.27	4.89x10 ²	1.49x10 ⁻²
Flexure_5b	7.49	4.69x10 ²	1.38x10 ⁻²
Flexure_6b	5.24	4.61x10 ²	8.81x10 ⁻³

패들형 블레이드를 복합재료 허브 부품인 Flexure_3b와 Flexure_5b에 대하여 장착하여 진동수 계산을 수행하였다. Flexure_3b 복합재료 허브 부품에 패들형 블레이드를 장착하여 로터 회전시 진동수 계산을 수행하였으며 결과는 회전시 1차 래그 고유 진동수는 0.776 Ω 이며 회전시 1차 플랩 고유 진동수는 1.234 Ω 이다. Flexure_5b 복합재료 허브 부품에 패들형 블레이드를 장착하여 로터 회전시 1차 래그 고유 진동수는 0.743 Ω 이며 회전시 1차 플랩 고유 진동수는 1.225 Ω 이다. 그림 7에 복합재료 허브 부품(flexure_5b)과 패들형 블레이드를 장착했을 경우의 진동수 분포도가 제시되어 있다.

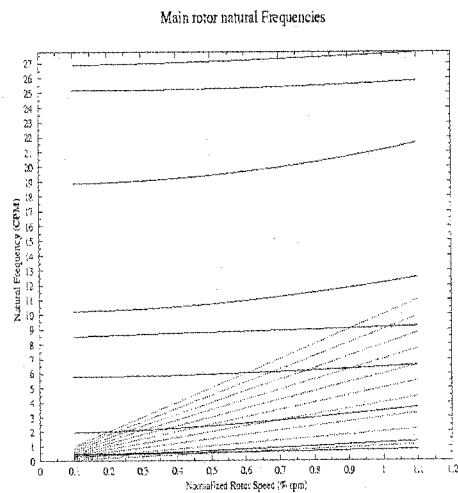


그림 7. 복합재료 허브부품(Flexure_5b) + 패들형 블레이드 진동수 분포도

위에서 수행된 진동수 계산을 토대로 Flexure_5b가 기존 금속재 허브 특성과 비슷하므로 Flexure_5b를 1차 설계(안)로 선정하였으며 다음 절에서 상세설계 내용을 기술하고자 한다.

2.1.2 복합재료 허브 부품 상세 설계/해석

축소 복합재료 허브 부품에 대한 1차 설계 결과를 토대로 2차 상세 설계를 착수했으며 2차 설계는 기존 금속재와 체결성 및 제작성 등을 중점적으로 고려하여 수행하였다. 우선적으로 고려한 부분은 기존에 운용중인 타이-바 어셈블리와 피치 베어링 어셈블리에서 복잡한 형상을 구현하기 어려운 타이-바 어셈블리와 피치 베어링이 직접 체결되면서 접촉되는 부분은 알루미늄 7075로 대체하였으며 바깥으로 복합재료로 허브 부품을 설계하였다. Fiber Placement System (이하 FPS) 장비를 이용하여 제작하는데 적층에 필요한 곡률 조건을 만족시키기 위해 외형 형상을 최대한 완만하게 설계하였다. 또한 FPS 장비를 이용하여 복합재료 허브 부품을 성형할 금형을 설계하였으며 금형 설계시 앞에서 언급한 내용을 고려하였다. 먼저 금형 설계시 작업성이 편리하도록 금형 양쪽에 약 60mm 정도의 여유를 주었으며 복합재료 허브 부품이 제작 완료된 후에 드릴링 작업을 용이하도록 고정 베이스를 몰드에 장착하였다. 또한 블레이드와 체결되는 허브 부품의 플렉서 끝단은 금형을 그대로 심어 강도를 유지하면서 작업성도 편리하게 하였다. 설계된 복합재료 허브 부품 성형용 몰드 형상 안이 그림 8에 제시되었다.

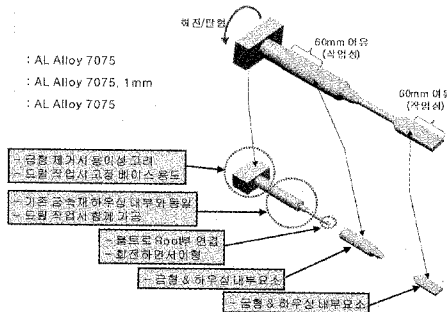


그림 8. 복합재료 허브 부품 성형용 금형

2차 상세 설계된 복합재료 허브 부품에 대한 단면도 및 상세 조립도가 그림 9와 그림 10에 제시되었으며 각각의 적층 구조는 표 6에 정리하였다.

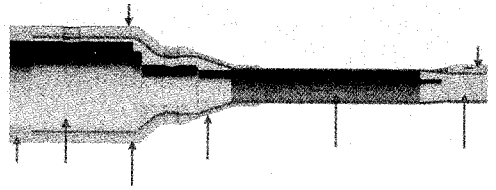


그림 9. 복합재료 허브 부품 상세 설계 단면도

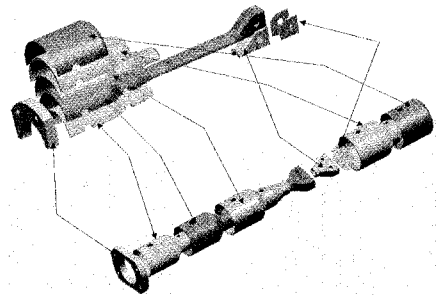


그림 10. 복합재료 허브 부품 상세 조립도

표 6. 복합재료 허브부품 상세 구조 설계 내용

번호	소재	두께 (mm)	세부구조내용	비고
①	Al Alloy	1.0	AL 7075	
②	Composite	0.75	[0 ₂ /[±45] ₂] UD Glass	8 plies
③	Composite	1.0	[[±45] ₄] UD Carbon	8 plies
④	Composite	2.0	[[±45] ₈] UD Carbon	16 plies
⑤	Composite	0.25	[[±45] ₁] UD Carbon	2 plies
⑥	Composite	0.25	[[±45] ₁] UD Carbon	2 plies
⑦	Al Alloy	8.17	AL 7075	
⑧	Composite	7.0	[[±45] ₂₈] UD Carbon	56 plies

* UD Glass = SK Chemical TGN1010
* UD Carbon = SK Chemical TSN1210

상세 설계된 복합재료 허브 부품이 그림 11에 제시되어 있으며 기존 금속재 허브 부품 대신에

새롭게 설계된 복합재료 허브 부품이 장착된 힌지없는 복합재료 로터 시스템은 그림 12에 제시되었다.

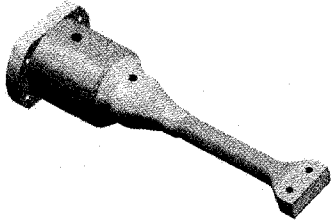


그림 11. 2차 상세 설계된 복합재료 허브 부품

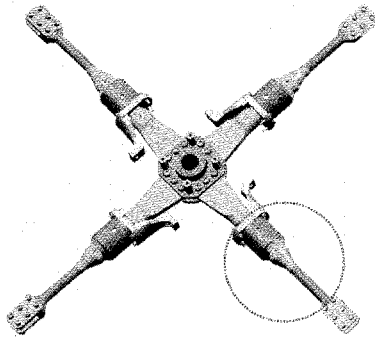


그림 12. 복합재료 허브 부품을 장착한 축소형 복합재료 힌지없는 허브 시스템

유한요소 모델링과 해석을 위하여 MSC/PATRAN 와 NASTRAN을 이용하였다. 그림 13은 CATIA로 설계된 형상 파일을 PATRAN에서 읽어 들인 복합재 허브 부품에 대한 솔리드형상이다. 위의 형상을 메쉬(mesh)작업을 위해 두 개의 대칭부분으로 나누었으며, 대칭기준면의 상부 한쪽 면을 2차원요소로 메쉬하였고, 이를 축방향으로 180도 만큼 스윕(sweep)시켜 8절점 헥사(hexa) 솔리드 요소로 이루어진 절반의 슬리브 부분을 생성하였다. MSC/PATRAN의 미러(mirror)와 회전 기능을 이용하여 전체 슬리브형상으로 확장시켰으며 그 결과가 그림 14에 제시되었다.

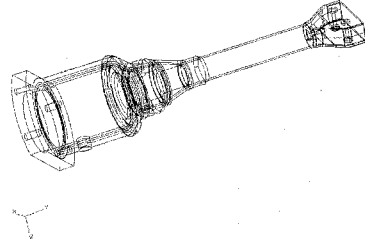


그림 13. PATRAN으로 읽은 복합재 허브 부품 형상

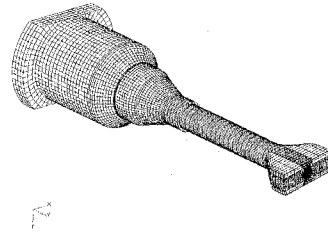


그림 14. 복합재 허브부품 형상(유한요소 모델링)

그림 15에 두 개의 핀 구멍(pin hole)을 갖는 플렉서 끝단 부위로 핀 구멍 중앙에 절점(node)을 위치시켜 6분력하중을 가할 수 있게 모델링하였다.

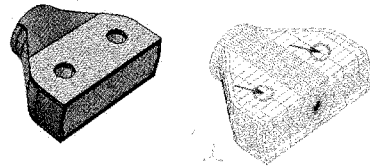


그림 15. 하중이 가해지는 핀 부분 (형상 및 유한요소 모델링)

복합재료 허브 부품내 각 부분에 대해 표 2와 6의 재료 및 적층 순서를 이용해 등가 물성치를 구하여 유한요소 모델에 적용하였다. 복합재료 허브 부품 각 부분에 대한 등가 물성치를 표 7에 제시하였다.

표 7. 슬리브 각 부분의 등가 물성치

Part	Equivalent properties (GPa)			
1 and 7 Al 7075 (isotropic)	$E = 72 \text{ GPa}$ $\nu = 0.33$ $G = 26.9 \text{ GPa}$			
2 [0 ₂ /(±45) ₂] UD Glass/Epoxy	$E_{11} = 22.4$ $E_{22} = 14.6$ $E_{33} = 12.3$	$\nu_{12} = 0.456$ $\nu_{23} = 0.197$ $\nu_{31} = 0.053$	$G_{12} = 8.97$ $G_{23} = 3.16$ $G_{31} = 3.95$	
3, 4, 5, 6, and 8 [(±45) _n] UD Carbon/Epoxy	$E_{11} = 13.3$ $E_{22} = 13.3$ $E_{33} = 8.56$	$\nu_{12} = 0.798$ $\nu_{23} = 0.082$ $\nu_{31} = 0.053$	$G_{12} = 30.4$ $G_{23} = 2.77$ $G_{31} = 2.77$	

하중은 플렉서 끝단 핀 구멍 중앙 절점들이 가하였다. 끝단 부분의 중앙 축은 Z방향 하중 축과 대략 10.94도 기울어져있으며, 이는 정확한 모멘트를 가하는 것을 어렵게 하므로, 본 모델에서는 이 각도를 작다고 가정하여 하중적용에서는 무시하였다. 위에서 나온 하중 및 경계 조건 값을 적용하여 NASTRAN을 이용한 전산구조해석을 수행하였다. 최대 응력 위치는 플렉서 안쪽 슬리브와 연결되는 부분으로 나왔다. 해석 결과가 그림 16에 제시되었다.

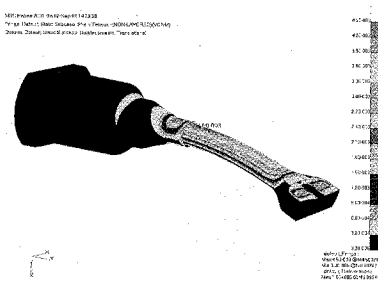


그림 16. 전산구조 해석 결과(응력값)

전산구조 해석 결과를 각 비행조건에 대하여 구하였다. 변위, 변형도 및 응력값들의 최대값을 구하였으며 그 결과를 표 8에 정리하였다. 또한 안전계수 평가를 위해 최대 변형도가 생기는 복합재료 적층 위치를 구하였다. 그 결과는 표 9에 제시되었다.

표 8. 각 비행조건에서 전산구조해석 결과

Parameter (maximum value)	패들형 블레이드	
	제자리 비행	전진 비행
Tip displacement	1.66 mm	1.93 mm
Von Misses Strain	4500 $\mu\epsilon$	4900 $\mu\epsilon$
Von Misses Stress	120 MPa	131 MPa

표 9. 적층 위치에서 계산된 최대 변형도 결과

Strain (ms)				Maximum strain
inner 0° layer		outer -45° layer		
fiber	lateral	fiber	lateral	
5070	-2460	1150	1390	5070
5520	-2670	1150	1600	5520

플렉서(flexure; part 2)의 넥(neck) 부근 바깥층에서 1.78의 최소 안전계수를 갖으며, 계산된 안전계수 값을 통해 슬리브는 주어진 하중조건들에 대해 안전함을 알 수 있다.

2.2 축소 복합재료 블레이드 설계/해석

2.2.1 패들형 블레이드 외형 정의

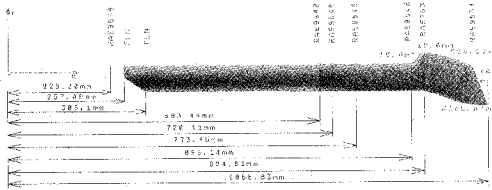
축소 패들형 블레이드의 외형은 BERP (영국 GKN-WHL제작) 블레이드를 1/6으로 축소한 패들형 블레이드로서 그림 17과 같으며, 외형에 대한 상세 규격은 다음과 같다.

- 블레이드 반경(R) : 1066.83mm
- 블레이드 시위 길이 :
 - c0 = 65.83mm(r/R<84%),
 - ctipn = 93.33mm(86.67%<r/R<95%)

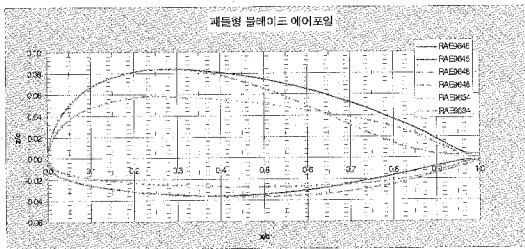
축소 패들형 블레이드 날개끝 위치 및 비틀림(Twist)각 분포는 아래 표 10과 같다.

표 10. 패들형 블레이드 익형 및 비틀림 분포

Radial Station (r/R, %)	Airfoil	Blade Washout (deg, 75% C.C) -ve nose down	Blade Washout (deg) -ve rose down
0.00%		5.9383	-0.2935
21.40%		4.1738	-2.0580
26.60%	RAE9648	3.5802	-2.6518
67.50%	RAE9648	0.3728	-5.8590
72.50%	RAE9645	-1.7922	-8.0240
75.00%		-2.0000	-8.2318
84.00%	RAE9645	-2.7482	-8.9800
86.67%	RAE9634	-2.4072	-8.6390
93.00%	RAE9634	-2.4072	-8.6390
100.00%		-2.4072	-8.6390


그림 17. 축소 패들형 블레이드 외형 정의

사용된 익형은 RAE 9634, 9645 와 9648로 모두 3 종류이며 프로파일은 그림 18과 같다. 모든 축적은 시위 길이로 무차원화 되었다.


그림 18. RAE 9634, 9645 및 9648 익형 프로파일

일반적으로 실용화된 로터 블레이드는 2-3개의 익형을 사용하게 되는데, 그것은 회전하는 로우터 블레이드의 스펠 방향에 따라 유동장의 특성이 서로 다르기 때문이다. 보통 약 40-90%R 정도의 위치는 로우터 양력의 대부분을 발생시키는 구간으로 실속특성이 우수하고 최대 양력계수가 큰 익형을 사용하게 되고 이 익형의 공력 특성이 전체적인 로터의 성능을 결정하게 된다. 그러나 양력계수를 최대화하기 위해서는 전굴 피칭 모멘트가 과도하게 발생하게 되므로 허브에 부과되는 비틀림 모멘트를 최소화하기 위하여 블레이드 안쪽과 바깥쪽에 서로 다른 피칭모멘트 특성을 가

진 익형을 사용하게 된다. 아울러 깃단 부분 (>80%R)은 특히 전진 비행 시 방위각 위치로 전진하는 부분에서 매우 고속의 유동장(M~1)을 겪게 되므로 충격파에 의한 박리 및(shock-induced separation) 이에 따른 항력과 피칭모멘트의 급격한 증가를 방지하기 위하여 두께가 얇은 익형을 이용하게 된다.

패들형 축소 복합재료 블레이드의 구조 설계 도구로 본 연구원 보유의 CORDAS(COMposite Rotor Design Analysis Software)를 사용하였다 [6]. 기본적인 설계 접근 방법은 기존의 실물 크기 Lynx 헬리콥터의 패들형 복합재료 블레이드 (일명 BERP 블레이드)의 구조동역학적 특성을 모사할 수 있도록 설계하였으며 축소화 기준값으로는 1/6 프루드 축적 값을 참고로 하여 설계하였다. 표 11에 프루드 축소화에 요구되는 주요 파라미터가 제시되었다.

표 11. 프루드 축소화 주요 파라미터

Model = Full Scale/S ^N , S>1.0	
Full Scale Rotor Blade Radius =	6.40 m
Model Rotor Blade Radius =	1.06667 m
Scale Factor (S) =	6
Linear Dimension S = S =	6
Mass or Weight =	S ³ = 216
Time = S ^{0.5} =	2.449
Stiffness = S ⁵ =	7776
Natural Frequency = S ^{-0.5} =	0.4082
Force = S ³ =	216

설계된 블레이드 주요 내부 구성 요소로 아래와 같이 구성되어 있다. 여기서는 블레이드 각 단품 위주로 기술하였다.

- Skin 구성 : 공력성능을 좌우하는 외형 유지 및 전단력 감당
 - 두께 : 0.5mm
 - 구성 : ±45 Woven E-Glass (2장)
- Spar 구성 : 블레이드 하중을 대부분 받는 요소로 가장 중요한 부분임.
 - 두께 : 0.5mm
 - 구성 : ±45 Woven E-Glass (2장)

- Nose Molding : 익형의 앞전 부분의 정확한 형상과 강도 보강 요소임.
 - 두께 : 1.0mm ~ 0.5mm
 - 구성 : ±45 Woven E-Glass(4장~2장)
- Spar Core : 가공성, 제작성 및 스파의 구조적 안정성을 위한 요소임.
 - PEI Hard Foam
- Trailing Edge Core : 제작성 및 구조적 안정 요소임.
 - Blue Foam
- Nose Weight : 블레이드의 무게중심을 조절해주는 요소임.
 - Lead : Dia. = 2.5mm

패들형 블레이드 스파 형상을 기존 자료를 통해 분석하였으며 그 결과 스파 전체 플랜 폼형상은 기준형 블레이드처럼 직사각형 형태이며 그림 19에 형상이 제시되어 있다. 패들형태의 형상은 Foam Core와 스킨으로 형상을 구현하였으며 노즈 웨이트는 Spar 기준형과 같이 스파 성형 후 앞전 쪽에 위치하게 하는 방법을 선택하였다. 블레이드 끝단의 패들형 부분은 Notch 앞전을 따라 Weight 삽입 가능하도록 함으로써 전체 C. G. 맞출 수 있게 하였다.

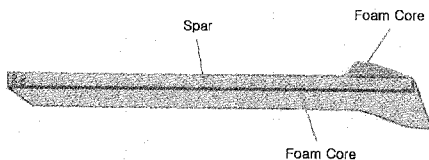


그림 19. 패들형 축소 블레이드 내부 구조 설계

본 연구원이 보유한 CORDAS를 이용하여 패들형 블레이드 단면 설계를 수행하였으며 설계된 대표적인 root 부와 끝단 부 단면 형상이 그림 20에 제시되었다.

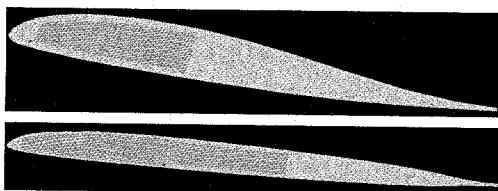


그림 20. 블레이드 설계 단면(root, tip)

패들형 블레이드에 대한 질량 및 강성 분포에 대한 요구치와 설계값을 정리하였다. 그림 21과 22에 질량 및 플랩 강성 요구치 및 설계치 비교 결과가 제시되었다.

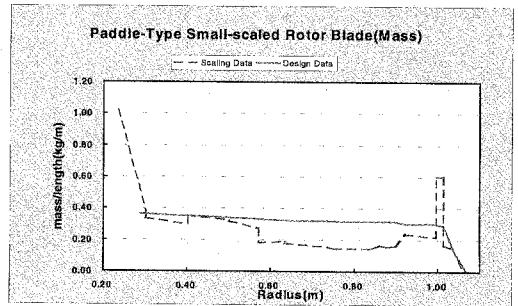


그림 21. 질량 분포값 비교(축소치 vs. 설계치)

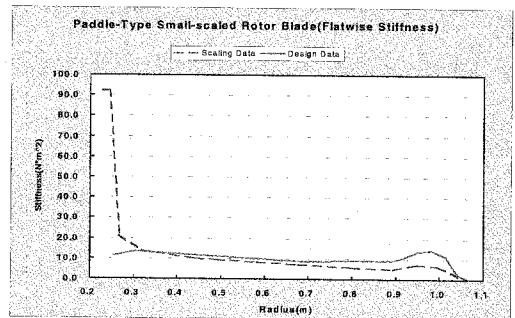


그림 22. 플랩 강성 분포값 비교(축소치 vs. 설계치)

또한 구조적 안전성을 판단하기 위해 설계 하중 조건에서 회전의 단면에 FLIGHTLAB에서 계산된 하중값을 가해 변형도를 계산하였다. 계산된 변형도는 식 (1)과 같이 간단한 오일러 빔 공식을 적용하였으며 하중이 가장 많이 작용하는 반경 안쪽(Inboard) root부에 대한 변형도를 계산하였다. 계산된 변형도 최대 변형도는 단면 중심의 스파 바깥쪽 외피에서 발생하였으며 그 크기는 2000 $\mu\epsilon$ 정도 값이 나왔다. 일반적으로 복합재료의 경우 약 6000 $\mu\epsilon$ 이내에서 허용하므로 비교적 안전하다고 할 수 있다. 그림 23에는 오일러 공식을 적용할 때 사용되었던 블레이드 단순화된 모델을 나타낸 것이며 그림 24에는 변형도 해석 결과가 제시되었다.

$$\epsilon = \frac{-M_{xx}(y-\bar{y})}{EI_{xx}} - \frac{M_{yy}(x-\bar{x})}{EI_{yy}} + \frac{CF}{EA} \quad (1)$$

장점들이 존재하게 된다.

표 12. 회전수에 따른 로터 고유 진동수 계산값

rpm	1st Lag Hz	1st Flap Hz	2nd Flap Hz	3rd Flap Hz	2nd Lag Hz	1st Torsion Hz
78	4.22	5.37	24.59	75.00	75.01	131.18
234	5.76	6.10	26.72	75.47	75.49	133.25
390	6.51	6.67	30.55	77.02	77.04	137.64
546	7.48	11.46	35.54	79.39	79.42	144.07
702	8.61	14.34	41.31	82.25	82.32	152.14
780	9.21	15.80	44.41	83.60	83.90	156.70
858	9.83	17.26	47.62	85.38	85.54	161.55

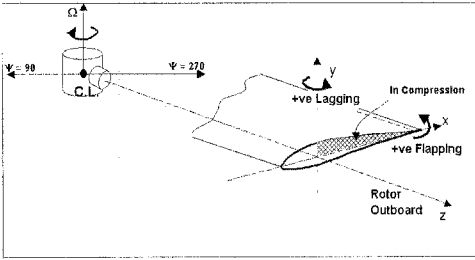


그림 23. 오일러 빔 공식 적용위한 블레이드 모델

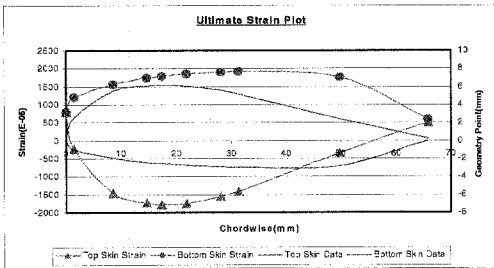


그림 24. 블레이드 단면 변형도 해석 결과

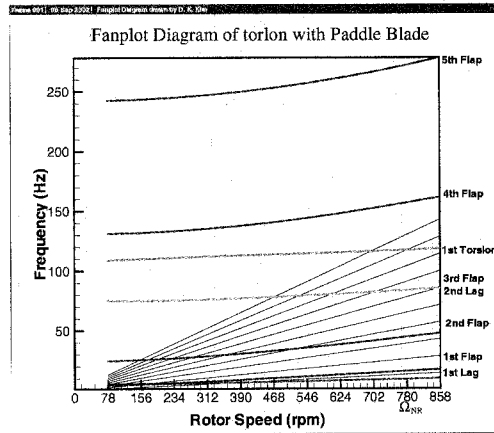


그림 25. 회전수에 따른 로터 고유 진동수 분포도

앞에서 설계/해석된 복합재료 허브 부품과 패들형 블레이드가 연결된 로터 시스템에 대한 구조동역학 특성을 분석하였다. 사용된 해석 도구는 미국 Advanced Rotorcraft Technology(ART)에서 개발한 FLIGHTLAB을 사용하였으며 블레이드 탄성 변형을 고려하기 위해 탄성체 블레이드로 모델링하였다. 유한요소 해석을 통해 로터 시스템의 동적 거동을 계산하며 로터 회전수에 따른 블레이드 고유 진동수 및 고유 모드를 계산하게 된다. 이 결과로부터 로터 시스템에 대한 1차적인 진동 특성을 파악하며 여러 비행조건(제자리 비행, 전진비행)에 대한 하중값을 계산하게 된다. 로터 회전수에 따라 계산된 고유진동수 값 및 분포도가 표 12와 그림 25에 제시되었다. 그 결과 값은 기존 금속재 허브와 매우 유사하며 동역학적으로 교체하여 적용할 수 있다. 또한 공력탄성학적 감쇠 증가 및 중량 감소 효과 등 복합재료 힌지없는 허브 시스템을 적용할 경우 여러

4. 결 론

힌지없는 로터 시스템 설계의 핵심요소인 복합재료 플렉서 설계 및 패들형 복합재료 블레이드 설계/해석 기법을 소개하였다. 기존 금속재 혹은 엔지니어링 플라스틱 플렉서 부품을 복합재료를 사용하여 설계한 후 FLIGHTLAB을 이용하여 동역학적 특성을 분석하였으며 구조적 안전성을 판단하기 위해 설계하중값에 대하여 NASTRAN을 이용하여 구조 해석을 수행하였다.

복합재료 허브 부품인 플렉서 설계시 고전적층판 이론(CLPT)을 이용하여 단면물리량 예측을 수행하였으며 그 결과를 이용하여 상세설계 과정을 수행하였다. 패들형 블레이드 설계는 기존 익형 및 형상은 그대로 사용하였으며 공력탄성학적 안정성 해석 및 시험을 위해 프루드 축소로 이루어졌다. 기존 실물크기 블레이드 구조 자

료를 이용하여 축소화하였으며 축소 값을 기준으로 삼아 시험용 블레이드를 설계하였다. 이 과정을 통해 형상이 복잡한 패들형 복합재료 블레이드에 대한 형상 설계 및 단면구조 설계 기법을 습득하였다. 소재는 국산 소재를 사용하였으며 순수 국산 기술을 통해 설계하였다. 설계된 복합재료 플렉서를 장착한 힌지없는 허브에 패들형 블레이드를 연결하여 전체 힌지없는 로터 시스템에 대한 동적 특성을 살펴보았다. 그 결과 기존 로터 시스템과 유사한 특성을 나타냈으며 안정성도 조금 향상된 것을 알 수 있었다.

본 논문에서 기술된 로터 시스템 설계/해석 기술은 현재 수행중인 “차세대 헬리콥터 로우터 시스템 개발” 사업 등에 직접 적용될 수 있을 것으로 기대되며 향후 추진 예정인 한국형 다목적 헬기(KMH) 개발에도 적용될 수 있을 것이다.

본 논문은 “헬리콥터용 힌지없는 허브시스템 핵심기술 선행연구(2000.12 ~ 2003.8)” 과제의 결과물이며 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. S. P. Garbo, K. M. Rosen, “Composite Usage on the RAH-66 Comanche”, Vertiflite March-April, 1992.
2. Ajay Sehgal, “Design and development of a four-blade bearingless main rotor system for the USMC H-1 upgrade program”, AHS 55th Annual Forum, 1999.
3. 김덕관, 주진, “헬리콥터 힌지없는 로터 시스템용 축소 복합재료 블레이드 개발”, '01 추계 복합재료 학술대회논문집, 2001. 10.
4. 주진, 김덕관 외 8명, “헬리콥터용 힌지없는 허브시스템 핵심기술 선행연구”, 한국항공우주연구원, 1차년도 보고서, 2001. 8.
5. Stephen W. Tsai, H. Thomas Hahn, "Introduction to Composite Materials", TECHNOMIC Publishing Co., 1980.
6. 김덕관, 주진, “CORDAS 소프트웨어”, 한국

항공우주연구원, 2000-01-12-4633.

7. "NASTRAN", MSC Software, 2001.

8. ART, "FLIGHTLAB User's manual", 2000.