



공학석사 학위논문

# 열경화성 복합재를 이용한 헬기용 블레이드 성형에 관한 연구



2014년 2월

부경대학교 대학원

기계공학과

이 희 철

공학석사 학위논문

# 열경화성 복합재를 이용한 헬기용 블레이드 성형에 관한 연구





부경대학교 대학원

기계공학과

이 희 철

## 이희철의 공학석사 학위논문을 인준함.

2013년 11월 22일



위 원 공학박사 강대민 💷

위 원 공학박사 곽 재 섭 💷

목 차

List of tables	iii
List of figures	vi
1. 서론	1
1.1 연구배경 및 필요성	1
1.2 국내외 연구동향	2
1.3 연구목적	4
E E	
2. 이론적 배경	5
2.1 열경화성 복합재	5
2.2 헬기용 블레이드	8
2.3 성형공정	11
3. 성형공정의 시뮬레이션	13
3.1 유동해석 및 결과	13
3.2 온도 분포	17
3.3 구조해석 및 결과	20
4. 실험 및 고찰	28
4.1 금형 치수 오차	28
4.2 블레이드 치수 오차	33

5. 결 론	37
REFERENCES	39
ABSTRACT	46



### List of tables

Table 2.1 Properties of TSN125 (Carbon-epoxy)	6
Table 3.1 The conditions of flow analysis	14
Table 3.2 The heat up rate for the stabilization of prepreg	15
Table 3.3 Temperature of thermosetting composite material of TSN125	19
Table 3.4 Mechanical properties of SS400	21
Table 3.5 Structure analysis results of blade mold	21
Table 4.1 Measurement results using master template	30
Table 4.2 Results of blade mold measurement	32
Table 4.3 Measured results at main rotor blade	36

## List of figures

Fig.	2.1	Chemical formula of TSN125 ·····	7		
Fig.	2.2	Recommended cure cycle of TSN125 ·····	7		
Fig.	. 2.3 The base model of blade geometry 10				
Fig.	2.4	Cross-section of blade	10		
Fig.	2.5	Development process of main rotor blade	12		
Fig.	2.6	Automated tape laying	12		
Fig.	3.1	Analysis results of main rotor blade (Moldflow)	14		
Fig.	3.2	Simulation results of mold temperature	15		
Fig.	3.3	Assembly design for blade mold manufacture	16		
Fig.	3.4	Oil heating system for blade mold	16		
Fig.	3.5	Measurement by changes of outlet temperature	18		
Fig.	3.6	Measurement by changes of gas flow rate	18		
Fig.	3.7	Measurement by changes of velocity	19		
Fig.	3.8	Structure analysis results (CATIA)	22		
Fig.	3.9	Structure analysis results (NX Nastran)	24		
Fig.	3.10	) Design of weight balance, slide core and oil groove	25		
Fig.	3.1	2D plot for blade mold	27		
Fig.	4.1	Measurement of blade mold using master template	30		
Fig.	4.2	Measuring points on blade mold	31		
Fig.	4.3	Geometric error of mold according to length direction	32		
Fig.	4.4	Measuring points at main rotor blade	35		
Fig.	4.5	Geometric error at main rotor blade according to length direction	36		

#### 1. 서론

#### 1.1 연구배경 및 필요성

블레이드는 특성상 중저속 이하에서 고 추진효율을 보이는 회전의 항공 기용 주로터(Main rotor blade)에 많이 사용되고 있다. 최근 세계적으로 항 공우주, 풍력, 레져 산업 분야의 블레이드 공력 및 구조 설계 기술의 발달 로 에너지 절감을 위한 고강도·경량화 복합재 성형기술이 적용되고 있으 며 또한 회전익 항공기용 주로터의 수요가 급증함에 따라 열경화성 복합 재 성형기술을 적용한 블레이드가 장착되었을 때의 높은 응력을 견딜 수 있는 고강도, 경량화 및 저소음 블레이드 성형기술 개발이 중요한 연구 분야로 대두되고 있다.

특히 헬기용 블레이드에 사용되는 복합재의 제조 및 응용기술은 각 국 가마다 방위산업적인 측면에서 보호하는 실정이어서 블레이드의 수요가 급증함에 따른 복합재 블레이드의 양산성 확보를 위해 기술개발 경쟁이 치열하며 수요의 대부분을 수입에 의존하고 있는 국내에서도 복합재 성 형기술을 이용한 블레이드의 국산화를 위한 연구 개발을 다방면으로 진 행하고 있다. 하지만 기존의 블레이드 성형 방식은 각각의 조립 부품을 따로 만들어 2차 본딩(Co-bonding)하는 방식과 고가장비인 오토클레이브 (Auto-clave)를 이용하여 성형을 하고 있어 생산 효율이 낮고 품질 산포가 큰 단점이 있다.

따라서 한정된 공간에서 오랜 시간 성형하는 방식에서 벗어나 보다 효 율적이고 품질이 우수한 방식의 성형기술 확보를 위해 열경화성 복합재를 이용한 성형 연구가 필요하다.

#### 1.2 국내외 연구동향

지금까지의 블레이드는 여러 개가 로터시스템의 허브에 장착되어 높은 응 력을 견딜 수 있는 최신 복합재 설계 기법을 적용한 고강도 블레이드를 사 용하고 있다.<sup>(1)</sup> Hodges 등<sup>(2-4)</sup>은 VABS(Variational asymptotic beam section analysis) 프로그램을 개발 및 발전시켜 블레이드처럼 세장비(Aspect ratio, AR) 가 큰 3차원 모델에 대한 여러 가지 단면 정보를 1차원 보 모델의 변형을 이용하여 3차원 모델의 변위, 변형률, 응력해석이 가능하게 하였다. Kim 등<sup>(5)</sup> 은 헬리콥터 블레이드의 플랜폼 공력 최적설계에 관해 연구하였고 Park 등<sup>(6)</sup> 은 공력탄성학적 최적설계를 연구하였으며 Kong 등<sup>(7)</sup>은 충돌을 고려한 블레 이드 설계를 위한 구조해석을 연구하였다. 같은 맥락에서 Kang 등<sup>(8)</sup>과 Jo 등 <sup>(9)</sup>은 경량화 복합재를 이용한 블레이드 설계 및 개발로 풍력에 적용하였고 구조적 모델에 대해 Won 등(10)은 유전자 알고리즘을 이용하여 복합재 로터 블레이드의 단면 구조를 최적 설계하는 방법에 관해 연구하였다. Do 등(11)은 복합재료를 이용한 로터 블레이드의 단면을 모델링할 수 있는 프로그램을 개발하기 위한 연구를 하였으며 Chandra 등<sup>(12)</sup>은 개발된 프로그램의 유효성 을 확인하기 위해 단면 해석 모듈을 이용한 해석 결과를 비교 실험하는 연 구를 수행하였다. 블레이드의 형상에 대한 해석으로는 임의의 셀에 대해 기 하학적 특성을 갖는 유동 변수들의 값을 Pseudo-laplaian weighting 방법을 이 용한 Frink 등<sup>(13)</sup>은 셀 Coloring을 통한 Jacobi gauss seidel relaxation 방법으로 행렬식을 계산하였다. 그리고 Park 등(14)은 유한요소법 기반의 복합재료 블레 이드의 단면 특성치 계산에 관한 연구를 실시하였다. 또한 블레이드가 고속 회전하면서 로터 시스템의 허브에 가해지는 하중이 증가하고 그 하중변화로 인해 진동을 유발하여 로터 허브를 통해 기체로 전달되어 구조적인 피로하 중뿐만 아니라 블레이드의 성능을 저하시키기 때문에 블레이드의 성능에 주 요한 영향을 미치는 변수를 연구하기 위해 Jang 등<sup>(15)</sup>은 공력해석 및 구조시 험을 통해 소형 복합재 블레이드의 구조 안전성을 평가하였고 Kim 등<sup>(16)</sup>은 주로터 블레이드의 팁 형상 변화에 따른 유동해석을 연구하였다.

국내 기술수준은 가공, 조립 등의 생산기술 분야는 우수하나, 설계 및 시험평 가기술은 선진국에 비해 낮은 것도 사실이다. 이에 블레이드를 검증ㆍ평가하기 위한 연구도 다양하게 진행되고 있으며 Kee 등(17-19)은 주로터 블레이드의 동적 하중이 부가되는 구조물로 피로ㆍ안전 수명을 평가 및 예측 할 수 있는 방법들 을 제시하였고 Kim 등<sup>(20)</sup>은 피로 안전수명 해석을 연구하였다. 또한 Xiong 등<sup>(21)</sup> 도 복합재의 피로수명을 평가하기 위한 방법들을 구분하여 제시하고 연구하였다. 복합재를 이용한 다양한 연구에서 Sa 등<sup>(22)</sup>은 로터 블레이드 익형의 공 력 최적 설계를 연구하였고 Lee 등<sup>(23)</sup>은 헬리콥터 복합재 블레이드의 충 돌하중을 연구하였다. Pawar 등<sup>(24)</sup>은 능동 비틀림 제어기법을 이용하여 복 합재 로터 블레이드의 진동을 억제하는 방법을 연구하였고 Song 등<sup>(25)</sup>은 금속재와 복합재 사이의 무한지 허브시스템의 공력탄성학적 안정성에 관

한 실험을 수행하였다. Kim 등<sup>(26-28)</sup>은 헬리콥터 주로터 휠타워의 사례 및 동향을 통해 패들형 블레이드의 저진동에 관한 설계 및 해석을 연구하였 다. Lee 등<sup>(29)</sup>은 블레이드의 허브하중에 대한 복합재의 연성거동에 관해 연구하였고 Jo 등<sup>(30)</sup>은 전산유체역학을 이용하여 공력특성을 연구하였다. Yun 등<sup>(31)</sup>은 꼬리 블레이드의 피로수명 평가를 위한 시험 연구를 하였다.

이러한 연구를 바탕으로 Lee<sup>(32)</sup>와 Kim 등<sup>(33)</sup>은 스마트무인기 로터 블레 이드를 연구하였고 Yu 등<sup>(34)</sup>은 복합재 블레이드의 불확실성을 고려한 헬 리콥터 허브의 진동하중을 해석하는 등 많은 노력을 기울여 다양한 분야 에 접목시킴으로서 블레이드 산업의 발전을 이루어 왔다.

#### 1.3 연구목적

최근 블레이드를 성형하기 위한 복합재가 여러 분야에 다방면으로 사용이 되면서 적용 대상에 대한 성형 연구가 활발히 진행되고 있다. 이러 한 블레이드는 형상이 3차원이므로 기존의 2차원 소재를 적용시 형상 적 응성이 떨어지고 설계시 설정한 방향으로 보강재를 적층할 수 없어 제품 의 강도 구현에 어려움이 있어왔다. 이에 시트(Sheet) 형태로 된 열경화성 복합재를 이용하여 자동 연속 적층 장비(Automated tape laying)로 성형하 는 기술이 개발되었고 복잡한 형상의 구현이 가능하게 되었다.

따라서 본 연구에서는 열경화성 복합재를 이용한 헬기용 블레이드의 성형에 관한 연구로 열경화성 복합재의 특성과 블레이드의 최적 성형조 건을 파악하고자 한다.

이를 위해 본 논문 1장에서는 연구배경 및 필요성과 국내외 연구동향 에 따라 연구목적을 설명하고 2장에서는 열경화성 복합재의 특성과 헬기 용 블레이드의 특징을 파악하여 성형공정을 설정하였다. 3장에서는 성형 공정에 따른 블레이드의 유동해석과 온도분포를 분석하고 금형의 구조해 석을 통해 금형의 구조적 안정성을 확인하였다. 4장에서는 실험을 통해 금형과 블레이드를 측정하여 결과를 고찰하였고 5장에서는 본 연구를 통 한 결론을 나타냈다.

#### 2. 이론적 배경

#### 2.1 열경화성 복합재

헬기용 블레이드에 사용되는 열경화성 복합재는 외부로부터 하중을 감당 하는 강화 재료와 강화 재료를 결합하고 보호하는 기지 재료로 구성되어 있다. 복합재는 이종, 이방성 물성으로 인해 요구 물성 충족에 대한 유연성 이 높고 고성능을 요구하는 항공우주 부품에서부터 일반적인 기계부품에까 지 폭넓게 사용되고 있다.

본 연구에 사용된 열경화성 복합재는 SK Chemicals사의 카본-에폭시 프 리프레그(Carbon-epoxy prepreg)인 TSN125를 사용하였고 결합재(Matrix)를 강화섬유(Reinforced fiber)에 미리 함침 시킨 시트 형태로 되어 있으며 강화 섬유에 열경화성 수지를 침투시켜 반경화 상태로 만든 것이다. 프리프레그 는 Preimpregnated materials의 약어를 의미하며 강철보다 강하고 알루미늄보 다 가벼운 첨단소재라는 뜻으로 타 재료에 비해 강도, 강성도, 내식성, 피로 수명, 내마모성, 내충격성, 경량화 등의 특성을 개선할 수 있어 다양한 산업 에 활용되고 있다. 프리프레그는 Table 2.1과 같은 카본-에폭시의 물성치를 가지고 있으며 두께가 아주 얇은 특징을 가지고 있어 자동 연속 적층시 수 백 번 교차하여 적층해야 원하는 강도와 두께를 가질 수 있다. 또한 경화 시 낮은 수축률을 가지기 위해 Fig 2.1과 같은 화학식을 가진 열경화성 수 지를 결합재로 사용하여 구성되어 있으며 Fig. 2.2와 같은 권장경화도를 가 지고 있다.

Property	Unit	Value
Longitudinal modulus	MPa	140,000
Transverse modulus	MPa	10,000
Shear modulus	MPa	5,000
Poisson ratio		0.3
Compressive strength	MPa	105~170
Ultimate tensile strength	MPa	82.7
Longitudinal tensile strength	MPa	1,500
Longitudinal compressive strength	MPa	1,200
Transverse compressive strength	MPa	250
In plane shear strength	MPa	70
Izod impact strength	J/cm	0.1~0.53
Tension stiffness	GPa	2.4~2.8
Density	g/cm <sup>3</sup>	1.1~1.4
Specific heat	KJ/(kg K)	800~1300
Thermal conductivity	W/(m K)	0.17~0.23
Thermal expansion	10 <sup>-6</sup> /℃	92
Thickness	mm	0.01
Width	mm	25
Roll tape length	m/roll	150

Table 2.1 Properties of TSN125 (Carbon-epoxy)



Fig. 2.1 Chemical formula of TSN125



Fig. 2.2 Recommended cure cycle of TSN125

#### 2.2 헬기용 블레이드

헬기용 블레이드는 크게 Fig. 2.3과 같이 Root-end section, 1st mid-section, Transition section, 2nd mid-section, Tip section의 다섯 구간으로 나눠져 있으 며 블레이드의 복잡한 Tip section 부분을 생략하고 2nd mid-section의 에어 포일에만 질량중심을 설계하였다.

기초 연구 자료가 없는 상황에서 각 블레이드 구성요소가 특성과 성능 에 어느 정도의 비중을 차지할지 알 수 없기 때문에 기본적인 블레이드 모델을 세우고 분석 결과를 참고로 설계 시 민감한 영향을 미치는 변수를 찾기 위해 블레이드 에어포일을 기초로 단면형상을 분석하였다. 블레이드 단면에 대한 구성요소 각무의 역할과 기능은 Fig. 2.4와 같이 (a) LE cover, (b) Skin, (c) Spar, (d) Balance weight, (e) Spar core, (f) TE core, (g) Front web으로 구분하고 있다.<sup>(35)</sup>

(a) LE cover : 최종 블레이드 성형시 LE 부분에서 스킨의 결합부가 매 끄럽게 접착되어 공기 역학적 특성 저하가 없도록 하고 구조적으로도 스 킨의 결합력을 증대시키는 역할을 위해 사용한다. (a)는 날의 20% 위아래 를 감싸며 전체 블레이드에서 사용되는 방식막과 유사한 형상으로 구현되 며 마모방지의 기능보다는 형상 유지를 위한 기능을 담당한다.

(b) Skin : 블레이드의 공기역학적 외형을 유지하는 역할과 블레이드의 강성의 일부를 담당하는 부재로, 별도의 성형 과정을 통해 제작된 후 최 종 블레이드 성형에 사용된다. 블레이드는 중량 절감과 강성유지를 위해 카본-에폭시 프리프레그의 적층을 적용한다.

(c) Spar : 블레이드의 주 하중지지 부재로서 D형 스파 형상을 적용하였다. LE부터 날 방향으로 40% 내외의 위치까지 빔 형상으로 구현된다.

(c) 또한 (b)처럼 정확한 형상을 요하므로 몰드를 사용한 별도의 성형 과정을 통해 제작 후 최종 블레이드 성형에 사용된다.

(d) Balancing weight : 블레이드의 날 방향 질량중심 위치 조절을 위해 사용되며 축소 블레이드는 밀도 8.3 g/cc 인 황동을 기준으로 설계가 수 행되었다. 하중지지 부재가 아니므로 유사 밀도를 가진 대체 재료의 사 용이 가능하며 타 재료로 대체할 경우 전체적인 블레이드 중량 증가는 없어야 한다.

(e) Spar core : 코어 재료는 폼과 허니콤이 사용될 수 있는데 (e)의 경 우에는 질량중심 조절을 위해 비중이 큰 편에 속하고 스파 형상 유지에 유리한 Rohacell WF71을 적용하였다.

(f) TE Core : 블레이드 뒷부분 셀 구조에 들어가는 코어는 스킨으로 구성되는 외형을 유지하는 기능을 가지고 최대한 가벼운 재료를 적용하 여 질량중심이 TE 쪽으로 오지 않도록 재료를 선정하여 폼 재료 중 가 벼운 블루폼을 채택하였다.

(g) Front web : (d)가 (e)를 침범하여 들어오지 못하도록 격벽을 만들어 주는 역할을 한다. 또한 날 방향 굽힘 강성의 일부를 담당한다. 재료는 카 본-에폭시 프리프레그를 사용하고 날에 수직으로 스파 내부에 형성하는 것 을 기준으로 설계가 수행되었으며 (d)의 형상에 따라 완전히 고정되는 곡 률을 가진다.



Fig. 2.4 Cross-section of blade

#### 2.3 성형공정

헬기용 블레이드는 Fig 2.5와 같은 개발공정으로 이뤄지며 블레이드의 성형공정에는 Fig. 2.6과 같은 자동 연속 적층 장비를 사용하여 소재를 적층한다. 자동 연속 적층 장비는 크게 두개의 부분으로 나눌 수 있으며 소재를 적층하는 헤드부와 헤드부를 움직이는 구동부로 이뤄져 있다. 헤 드부는 소재를 공급하는 공급장치부, 소재의 층간을 압착 시키는 가압 로울러부, 소재를 가열하기 위한 열원부로 나눠진다. 카본-에폭시 프리프 레그의 경우 상온에서 프리프레그의 점도가 높아지는 것을 방지하기 위 해 소재 공급장치에 냉각장치를 설치하였으며 온도를 -6.5℃로 유지한다. 가압 로울러부는 압력 조절장치를 설치하여 프리프레그가 압착되는 압력 을 일정하게 유지할 수 있도록 하였으며 로울러의 소재는 열전달이 적은 고무 소재를 사용하였다. 자동 연속 적층 장비에서 열원은 레이저 가열 방식, 초음파 가열방식, 고온가스 가열방식 등이 있는데 레이저 가열방식 의 경우 고질의 복합재의 생산에 유망한 열원으로 입증 되었으나 고가로 어려움이 있으며 초음파 가열 방식의 경우 레이저 가열방식에 비해 저가 의 장점이 있으나 프로세스 제어와 크기를 조절하기 힘든 문제가 있어 본 연구에 사용된 장비에는 질소 가스를 이용한 가열방식을 사용하였다. 질소 가스 가열방식의 경우 복잡한 복합재의 구조와 구성요소가 다른 다 양한 시스템 요구에도 폭넓게 적용할 수 있으며 작업성 및 비용적인 측 면에서도 주요한 열원으로 사용되고 있다.



Fig. 2.6 Automated tape laying

#### 3. 성형공정의 시뮬레이션

#### 3.1 유동해석 및 결과

카본-에폭시 프리프레그의 성형조건을 이용하여 블레이드 성형시 수축률에 따 른 블레이드의 두께분포를 예측하여 설계에 스케일을 반영하고 금형의 성형 온 도를 설정하기 위해 Moldflow S/W로 유동해석을 실시하였다. 해석 조건으로는 Table 3.1과 같이 소재는 열경화성 복합재와 유사한 성질을 가진 에폭시를 선정 하여 금형 온도 60~140℃, 녹는점 100℃, 무게 284.03kg, 체적 165,577㎝의 조건 으로 해석을 수행하였다. 해석결과 Fig 3.1과 같이 수축률에 따라 두께가 가장 두꺼운 부분은 체결부가 119.3mm 가장 얇은 부분은 날끝부 2.619mm로 두께분 포를 나타냈으며 전체적인 수축량은 평균 0.4mm로 양호한 결과를 나타냈다. 또 한 Fig. 3.2와 Table 3.2는 시간에 따른 금형 온도를 가열율에 따라 필요사양. 해 석 및 실험결과를 비교분석한 것으로 초기 가열시 분당 0.3~0.4℃ 이하로 금형 을 가열하고 프리프레그의 안정화를 위해 70~90분간 온도를 유지한 뒤 최종 경 화를 위해 분당 0.5~3℃로 다시 금형을 가열하고 100~150분간 온도를 유지하여 야 한다. 그리고 냉각시 분당 0.5℃ 이하로 금형을 냉각하여야 한다. 가열 오일 (이수화학, SERIORA KS2120)을 주입한 실험결과로 가열율에 따라 최종 경화 온도에 도달하는 시간이 70분으로 가장 빠른 시간에 도달하였지만 경화 시점이 늦고 급격한 온도변화로 수축에 따른 변형이 많을 것이다. 따라서 최종 경화를 위하 가열율의 오차 범위가 적은 해석결과에 따라 90분간 126℃까지 금형을 가 열하는 것이 최적의 효율을 보일 것으로 판단되었다.

해석결과에 따라 금형 설계에 스케일을 반영하여 Fig 3.3과 같이 금형설계를 하였으며 Fig. 3.4는 오일 가열 장치를 설계한 개념도이다.

Table 3.1 The conditions of flow analysis

Size	mm	7.171×554×164
Material	Grade	Epoxy
Mold temperature	°C	60~140
Melt temperature	°C	100
Part weight	g	284,030
Volume	CM <sup>3</sup>	165,577



## **Thickness distribution**

Fig. 3.1 Analysis results of main rotor blade (Moldflow)



Table 3.2 The heat up rate for the stabilization of prepreg

Requirement specification					
Heat up rate (°C/min)	0.5~3.0				
120~130°C range (°C/min)	0.2~3.0				
Flow analy	Flow analysis results				
Heat up rate (°C/min)	0.45~1.47				
120~130°C range (°C/min)	0.17				
Experiment					
Heat up rate (°C/min)	0.56~1.13				
120~130℃ range (℃/min)	0.31				



Fig. 3.4 Oil heating system for blade mold

#### 3.2 온도 분포

열경화성 복합재로 사용되는 카본-에폭시 프리프레그 TSN125는 자동 연속 적층 장비를 이용하여 블레이드 금형에 테이핑 된다. 자동 연속적층 공정은 가열과 냉각 과정이 반복해서 일어나 복합재의 기계적 성질에 결 정적인 영향을 미친다. 이때 발생하는 온도는 복합재의 경화도보다 낮아 야하며 온도가 높을수록 적층시 기포가 발생하지 않기 때문에 적층조건에 따른 온도분포를 파악해야한다. 따라서 프리프레그가 적층되는 표면 및 층간의 온도 분포를 측정하여 온도 변화를 알아보았다.

온도 측정은 복합재의 첫 번째 층을 적층한 후 열전대를 복합재 표면 가운데에 설치하고 연속적층 하는 복합재의 내부 온도를 측정하였다. 온 도 측정에 사용된 열전대는 K형이며 온도 신호는 A/D 변환기를 사용하였 다. 압착력은 10kgf로 일정하게 하여 가스 열원의 온도 및 유량을 측정하 였고 공정속도별 최대온도에 대해서도 알아보았다. Fig. 3.5과 같이 가스 열원의 온도가 증가할수록 복합재의 온도가 상승하며 70~100℃ 사이의 온도 변화보다 100~120℃ 사이의 온도 변화가 더 큰 것을 알 수 있었다. Fig. 3.6에서는 가스 열원의 유량이 증가하는 것이 온도를 증가시키는 것 보다 효과가 적은 것을 알 수 있었고 Fig. 3.7의 공정속도별로 살펴보면 온도, 열량의 증가보다 변화가 더 큰 것을 알 수 있었다. 온도 측정 결과 에 대해 Table 3.2에 정리하였고 공정속도를 느리게 하는 것은 생산성 저 하 문제가 있으며 가스 열원 온도 및 유량 증가는 생산비 상승 문제를 가 진다. 따라서 경화가 일어나지 않는 30℃ 이하의 비슷한 결과로 나타난 가스 열원 온도 100℃, 유량 60 1/min, 공정속도 38.1 mm/s, 압착력 10kgf 로 하였을 때 프리프레그 적층의 최적 성형 조건으로 판단된다.



Fig. 3.6 Measurement by changes of gas flow rate



Table 3.3 Temperature of thermosetting composite material of TSN125

			1		
Temperature (velocity 38.1 mm/s, gas flow rate 30 l/min)					
Heating temperature ( $^{\circ}C$ )	70	100	120		
Max. temperature (°C)	20.9	23.1	29.7		
Gas flow rate (velocity 38.1 mm/s, outlet temperature 70 $^\circ$ C)					
Outlet gas flow rate (l/min)306090					
Max. temperature (°C)	20.8	23.8	27.3		
Velocity (outlet temperature 100 °C, outlet gas flow rate 30 l/min)					
Velocity (mm/s)	38.1	28.6	19.1		
Max. temperature (°C)	23.5	27.8	35.1		

#### 3.3 구조해석 및 결과

블레이드 금형은 폭이 좁고 길이가 긴 금형으로 성형시 금형의 무게 중 심과 오차가 크기 때문에 금형의 안정성을 확보하기 위해 블레이드 금형 의 강성, 응력분포, 변형량 등을 알아보았다. 블레이드 금형의 소재는 SS400을 사용하였고 Table 3.3과 같은 기계적 성질을 가지고 있다. 이 값들 은 일반적인 값이 아닌 산업협장에서 많은 시행착오를 거치면서 얻어진 값들로 표준 값과는 조금 차이를 보인다. 구조해석으로 CATIA S/W를 사 용하였으며 구조물에 유한요소, 정적평행 경계조건을 구속하고 자중을 5,000kgf, 중력가속도를 9.8m/s<sup>2</sup>, 분포하중을 블레이드 금형에 적용하여 해 석을 실시하였다. Fig. 3.8과 같이 구조물과 결합된 금형의 해석결과에서 변형량은 상형이 0.09,4, 하형이 0.03,4 기의 결과로 나타났으며 변형이 거의 일어나지 않는 것으로 보인다. 해석결과에 대한 최대압축응력, 인장응력 및 오차율은 Table 3.4와 같은 결과로 나타냈다. 또한 구조물이 금형에 미 치는 영향을 확인하기 위해 CATIA와 동일한 조건으로 Fig. 3.9과 같이 NX Nastran S/W을 이용하여 메쉬 크기 5, 최대 야코비 10, 표면 곡률 기반 크 기 변화와 체적당 요소 증가율은 50을 적용하여 해석을 수행하였다. 구조 물을 뺀 나머지 금형만으로 해석을 실시한 결과 1.78~3.62mm의 변형이 발 생하였으며 구조물이 결합되었을 때와 같은 두께만큼 소재만 적용하였을 때는 0.06~0.07mm의 변형이 발생하였다.

따라서 금형과 구조물과의 결합으로 변형이 가장 적게 발생된다는 시 뮬레이션 결과를 얻을 수 있었으며 소재의 일반적 물성치보다 비교적 높 은 최대압축응력과 인장강도를 얻을 수 있었다. 구조물에 가열 오일 주 입구 및 클램프 설계가 가능함에 따라 금형에는 최대한 부담을 주지 않 을 것으로 판단된다.

구조해석 결과를 바탕으로 Fig. 3.10와 같이 금형의 최적설계를 실시하였다. 블레이드의 질량중심을 맞추기 위한 환봉자리와 성형품을 금형에서 탈형을 용이하게 하기 위한 슬라이드 코어 그리고 가열 오일을 3D 설계하고 Fig. 3.11과 같이 금형 제작을 위한 상세설계를 실시하였다.

Table 3.4 Mechanical properties of SS400

Young's module	MPa	205
Poisson ratio	VAL	0.29
Density	kg/m³	7850
Thermal expansion	e-005/K	1.17
Yield strength	MPa	230

Table 3.5 Structure analysis results of blade mold

Mold properties	Unit	Upper	Lower
Maximum compressive stress	MPa	1.18	0.402
Tensile strength	MPa	0.191	0.367
Global error rate	%	17.89	13.37



(b) Lower mold

Fig. 3.8 Structure analysis results (CATIA)



(a) Mold of height without the structure coupled



(b) Mold of the same height as the structure coupledFig. 3.9 Structure analysis results (NX Nastran)



(a) Design of weight balance



(c) Design of oil groove

Fig. 3.10 Design of weight balance, slide core and oil groove



(b) 2D plot of the lower mold





Fig. 3.11 2D plot for blade mold

#### 4. 실험 및 고찰

#### 4.1 금형 치수 오차

블레이드의 해석결과를 설계에 반영하고 최적설계를 통해 금형을 제작하였 다. 블레이드 금형과 같이 비선형으로 폭이 좁고 길이가 긴 금형은 마스터 템 플레이드(Master template)를 이용하여 빠르고 정확하게 금형을 검사할 수 있 다. 블레이드의 각 구간별로 제작된 마스터 템플레이드를 이용하여 Fig. 4.1과 같이 측정하였다. 마스터 템플레이드에 볼을 부착하고 레이저 트래커(Laser tracker)를 통해 위치를 확인한 뒤 윤곽도, 위치도 및 경사도를 측정한다. 표면 조도는 DIAVITE DH-7 조도측정기를 사용하여 측정하였고 Mating 공차는 실 납의 변형된 단차 및 필러 케이지를 이용하여 측정하였다. 측정결과 윤곽도의 경우 평균 0.0198mm로 일반 공차 0.2mm보다 좋은 결과를 나타냈고 표면조도 는 Ra0.0732µm로 우수한 결과를 나타냈다. 블레이드 트위스트 위치도 및 에어 포일 경사도는 각각 0.072mm로 나타났으며 측정결과에 대한 것은 Table 4.1 에 정리하여 나타냈다.

또한 설계자의 의도대로 정확하게 가공되었는지를 판단하기 위해서는 정밀 측정기에 의한 측정기술이 필요하다.<sup>(36-37)</sup> 3차원 측정기는 구조의 복잡성, 측 정물 오차, 샘플링 기법, 측정 알고리즘과 기타 외부의 요인 등으로 인하여 측정에 영향을 미치는 수많은 측정 불확도(Measurement uncertainty) 원인들이 존재한다.<sup>(38-39)</sup> 따라서 본 연구에 사용된 금형의 상형에는 마스터 템플레이드 로 검사가 불가능한 부분이 있기 때문에 3차원 측정기를 이용하여 측정을 실 시해야한다. Fig. 4.2와 같이 Y축 길이방향으로 X축의 어느 한 지점에서 Z값 (깊이)이 일정한 부분이 존재하며 이 부분은 측정이 어려운 비선형의 블레이 드 형상에 대해 정확하게 측정하여 성형품과 비교·분석할 수 있을 뿐만 아 니라 블레이드의 내장재가 위치하고 질량 중심을 잡기 위한 환봉이 설치되는 부분이기도 하다. 실험을 위한 측정 장비는 3차원 측정기 Hexagon lambda 706030을 사용하였고 측정에 앞서 마스터볼에 보정을 실시하여 0.003mm의 오 차를 보정 후 측정을 실시하였다. 측정방향 및 범위는 X축은 기준점에서 258.50mm로 동일하고 Y축은 로터시스템에 장착되는 허브와 블레이드의 끝부 분을 제외하였다. Y축은 허브로부터 119.70mm 지점인 Root-end section부터 길이방향으로 500mm씩 이동하여 6619.70mm 지점인 2nd mid-section까지 14지 점을 측정하였다. Z축은 기준면에서 -42.70mm로 동일한 깊이의 좌표를 가지 고 있기 때문에 측정 결과는 좌표값을 의미하며 Table 4.2에 정리하여 나타내 었다. Y축으로 1619.70mm 지점에 오차가 0.05mm로 가장 큰 (+)오차를 보였 으며 6619.70mm 지점의 오차가 -0.057mm로 가장 큰 (-)오차를 보였다. 전체 적으로는 Fig. 4.3과 같이 길이방향에 따른 금형의 측정 결과가 모두 공차 범 위에 들어오는 것을 알 수 있었다. (+)오차가 클수록 가공이 많이 된 부분이 고 (-)오차가 클수록 가공이 덜 된 부분을 의미한다. (+)오차만큼 가공이 많이 된 부분일수록 성형시 블레이드의 두께가 두꺼워지고 (-)오차만큼 가공이 덜 된 부분일수록 얇아질 것으로 예상이 된다.



Fig. 4.1 Measurement of blade mold using master template

	1						1
Table	<b>4</b> .1	Measurement	results	using	master	template	T
		1 1				1	/

A			/
Element characteristic	Unit	Measuring method	Measuring results
Surface/Resin groove waviness	mm	СММ	0.0198
Tool surface roughness	Ra	Surface roughness tester	0.0732
Sliding core mating tolerance	mm	Filler	No-gap
True position tolerance of Blade twist axis	mm	Master template & Laser tracker	0.072
A gradient of Blade air-foil twist angle	angle	Master template & Laser tracker	0.072





No	Length(Y)	Depth(Z)		Error(±)	Variation
	(mm)	Nominal (mm)	Measured (mm)	(mm)	(mm)
1	119.70	42.70	42.655	0.07	-0.045
2	619.70	42.70	42.712	0.07	0.012
3	1119.70	42.70	42.731	0.07	0.031
4	1619.70	42.70	42.750	0.07	0.050
5	2119.70	42.70	42.725	0.07	0.025
6	2619.70	42.70	42.716	0.07	0.016
7	3119.70	42.70	42.697	0.07	-0.003
8	3619.70	42.70	42.665	0.07	-0.035
9	4119.70	42.70	42.671	0.07	-0.029
10	4619.70	42.70	42.663	0.07	-0.037
11	5119.70	42.70	42.658	0.07	-0.042
12	5619.70	42.70	42.653	0.07	-0.047
13	6119.70	42.70	42.651	0.07	-0.049
14	6619.70	42.70	42.643	0.07	-0.057

Table 4.2 Results of blade mold measurement



#### Length direction (mm)

Fig. 4.3 Geometric error of mold according to length direction

#### 4.2 블레이드 치수 오차

카본-에폭시 프리프레그가 블레이드 금형에 적층이 되면 가열 오일을 이 용하여 금형 온도를 소재가 경화되지 않는 30℃정도로 가열한다. 적층된 소재 내부에 혹시 있을지 모를 기포를 제거하기 위해 금형을 가열한 것이 며 소재 내측부에 스크래치 방지포를 덮어 끌개를 이용하여 제거한다.

내장재인 스파 코어에 빔 대신 사용되는 열경화성 복합재는 경량화 및 외 부 충돌 시 발생되는 충격하중을 줄이기 위한 것으로 주입 온도 130℃, 경 화 온도 180℃, 압력은 0.7MPa(100psi)의 성질을 갖는 Rohacell WF 71을 사 용하였고 블레이드 코어는 폭이 좁고 길이가 길게 설계되어 있어 일반 최소 사양 보다 30% 이상 폭이 좁게 성형이 되기 때문에 금형 성형 온도인 12 6℃로도 충분히 성형이 가능하다. 나머지 Cell 부분은 질량 중심을 위한 환 봉과 형상 유지가 잘되고 가벼운 블루폼 및 에폭시로 충진 후 금형을 닫고 클램핑 후 가열 오일이 주입되면서 금형을 126℃로 가열시켜 블레이드를 성 형한다. 여기에 사용된 에폭시의 경우 경화 온도가 100~120℃로 비교적 낮 은 수지를 선택하여 안정적이므로 성형에 무리가 없을 것으로 보았다.

성형이 완료된 블레이드의 측정은 Fig. 4.4와 같이 금형을 측정한 장비 및 측 정 Point와 방법 등을 동일하게 측정하였으며 Table 4.3에 측정 결과를 정리하 여 나타냈다. Fig. 4.5의 블레이드의 측정 결과는 모두 공차 범위 안에 들어오 는 것을 알 수 있었으나 금형의 측정 결과로부터 금형의 (+)오차 부분이 클수 록 성형시 블레이드의 두께가 두꺼워지고 (-)오차 부분이 클수록 두께가 얇아 질 것으로 예상하였으나 반대로 (+)오차가 가장 큰 부분에서 블레이드의 두께 가 가장 많이 얇아진 결과로 나타났다. 금형 측정 결과에서 Y축으로 1619.70mm 지점에서 0.05mm로 가장 큰 (+)오차를 보인 지점이 블레이드 측정 결과는 반대 로 -0.142mm로 가장 큰 (-)오차를 보였으며 또한 금형 측정 결과에서는 6619.70mm 지점이 -0.057mm로 가장 큰 (-)오차를 보였으나 블레이드 측정 결과 는 -0.009mm로 가장 작은 (-)오차를 보였다.

이는 측정 범위에 블레이드의 내장재가 위치하고 블레이드의 내부에 (+)오차 만큼 더 채워진 열경화성 수지의 영향으로 수축이 다른 부분보다 많이 발생하 였고 내장재의 방향과 공간이 차지하는 것에 따라 수지의 양이 많은 곳에서 적 은 곳으로 당김 현상이 일어났을 것으로 보여진다. 따라서 블레이드 내장재의 위치와 채워지는 열경화성 수지의 양에 따라 블레이드의 성형에 영향을 미친다 는 것을 알 수 있었으며 복잡한 형상의 블레이드일수록 정밀 성형을 위해서는 이러한 점들을 충분히 고려해야하는 것으로 판단된다.







No	Length(Y)	Depth(Z)		Error(±)	Variation
	(mm)	Nominal (mm)	Measured (mm)	(mm)	(mm)
1	119.70	42.70	42.656	0.2	-0.044
2	619.70	42.70	42.587	0.2	-0.113
3	1119.70	42.70	42.574	0.2	-0.126
4	1619.70	42.70	42.558	0.2	-0.142
5	2119.70	42.70	42.579	0.2	-0.121
6	2619.70	42.70	42.583	0.2	-0.117
7	3119.70	42.70	42.605	0.2	-0.095
8	3619.70	42.70	42.629	0.2	-0.071
9	4119.70	42.70	42.617	0.2	-0.083
10	4619.70	42.70	42.641	0.2	-0.059
11	5119.70	42.70	42.650	0.2	-0.050
12	5619.70	42.70	42.675	0.2	-0.025
13	6119.70	42.70	42.682	0.2	-0.018
14	6619.70	42.70	42.691	0.2	-0.009

Table 4.3 Measured results at main rotor blade



#### Length direction (mm)

Fig. 4.5 Geometric error at main rotor blade according to length direction

#### 5. 결론

본 논문의 목적은 열경화성 복합재를 이용한 헬기용 블레이드의 성형에 관한 연구로 헬기용 블레이드를 성형하는데 이용되는 열경화성 복합재의 특성을 파악하고 블레이드의 최적의 성형조건을 알아보고자 하였다. 이에 성형공정에 대해 시뮬레이션하고 금형과 블레이드를 측정하여 다음과 같 은 결론을 얻을 수 있었다.

- 헬기용 블레이드의 성형에 사용된 열경화성 복합재 카본-에폭시 프리 프레그 TSN125는 시뮬레이션을 통한 성형 분석 및 유동해석의 결과 로 금형의 성형 온도는 126℃일 때가 경화시점이 빠르고 필요 사양 에 근접하여 가장 효율적이고 적합한 온도라는 것을 알 수 있었다.
- 2. SS400 재질의 블레이드 금형과 같이 길이가 길고 폭이 좁은 금형 구조에 대한 시뮬레이션으로 금형의 안정성을 확인하였고 금형에 구 조물을 결합한 경우 변형이 0.03~0.09µm로 거의 없었으며 구조물이 없는 경우 60µm 이상의 변형을 보였다. 구조물이 결합될 경우 소재의 일반적 물성치보다 높은 최대압축응력 0.402~1.18MPa과 인장강도 0.191~0.367MPa의 결과를 얻을 수 있었다.
- 금형 및 블레이드의 측정 결과로는 금형에서 Y축 방향으로 1619.70mm 지점에서 0.05mm의 가장 큰 (+)오차를 보인 부분이 두께가 가장 두꺼워 질 것으로 예상되었으나 블레이드의 동일한 지점에서 -0.142mm로 가장 큰 (-)오차를 보여 가장 얇아진 결과로 나타났고 금형의 6619.70mm 지

점에서 -0.057mm로 가장 큰 (-)오차를 보인 부분은 블레이드의 동일한 지점에서는 -0.009mm로 가장 작은 (-)오차를 나타냈다. 이는 블레이드 내장재의 위치와 채워진 열경화성 수지의 양에 따라 수축 및 당김 현상 이 일어난 것으로 보이며 블레이드 성형에 영향을 미치는 변수로 작용 하는 것을 알 수 있었다.



#### REFERENCES

- C. D. Kong, K. S. Lee, H. B. Park, W. Choi, "Design on High Efficiency and Light Composite Propeller Blade of High Speed Turboprop Aircraft", Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, Vol. 16, No. 3, pp. 57~68, 2012
- W. Yu, D. H. Hodges, "The Timoshenko-like Theory of the Variational Asymptotic Beam Sectional Analysis", AIAA, 2003-1419, 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Norfolk, Virginia, Apr, 2003
- C. E. S. Cesnik, D. H. Hodges, "VABS: A New Concept for Composite Rotor Blade Cross-Section Modeling", Journal of the American Helicopter Society, Vol. 42, No. 1, pp. 27~38, 1997
- 4. W. Yu, V. V. Vitali,, "Validation of the Variational Asymptotic Beam Sectional Analysis (VABS)", AIAA, Vol. 40, No. 10, pp. 2105~2112, 2002
- C. J. Kim, S. H. Park, S. G. Oh, S. H. Kim, K. H. Chung, S. B. Kim, "Aerodynamic Optimization of Helicopter Blade Planform (I): Design Optimization Techniques", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 38, No. 11, pp. 1049~1059, 2010

- J. Y. Park, S. N. Jung, S. J. Kim, "Aeroelastic Optimum Design of Helicopter Rotor Blade made of Composites", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 21, No. 3, pp. 44~54, 1993
- C. D. Kong, J. H. Lee, "A Study on the Structural Behavior for the Design of the Small Aircraft Composite Propeller Blade by Considering Bird Strike Impact", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 25, No. 4, pp. 72~85, 1997
- B. Y. Kang, J. Y. Han, C. H. Hong, B. Y. Moon, "A Study on Development and Analysis for Wind Turbine Blades Using Composites Materials", Journal of Fluid Machinery, Vol. 14, No. 2, pp. 59~64, 2011
- J. M. Cho, K. B. Lee, "Development of Turbine Blade with Composite in Wind Turbine", Transactions of the Korea Society Mechanical Engineering, Vol. 34, No. 5, pp. 342~350, 1994
- Y. J. Won, S. Y. Lee, "A Study on the Structural Optimum Design Method of Composite Rotor Blade Cross-section Using Genetic Algorithm", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 41, No. 4, pp. 278~283, 2013
- H. S. Do, J. Y. Cho, I. J. Park, S. N. Jung, T. J. Kim, D. H. Kim, "Development of Program for Modeling of Cross Section of Composite Rotor Blade", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 39, No. 3, pp. 261~268, 2010

- Chandra. R, Chopra. I, "Structural Response of Composite Beams and Blades with Elastic Couplings", Composites Engineering, Vol. 2, No. 5, pp. 347~374, 1992
- N. T. Frink, "Upwind Scheme for Solving the Euler Equations on Unstructured Tetrahedral Meshes", Journal of AIAA, Vol. 30, No. 1, pp. 70~77, 1992
- I. J. Park, S. N. Jung, J. Y. Jo, D. H. Kim, "A Study on Calculation of Cross-Section Properties for Composite Rotor Blades Using Finite Element Method", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 37, No. 5, pp. 442–449, 2009
- Y. J. Jang, J. H, Jung, J. H. Lee, K. W. Kang, "Structural Integrity Through Aerodynamic Analysis and Structural Test for Small Wind Turbine Composite Blade", Journal of Fluid Machinery, Vol. 15, No. 2, pp. 63~68, 2012
- 16. S. I. Kim, "A study of Main Rotor Blade Tip Shape and Analysis of Flow Around Main Rotor Blade Tip", EDISON, 2010
- Y. J. Kee, S. H. Kim, J. H. Han, J. K. Jung, J. W. Heo, "High Cycle Fatigue Life Evaluation of Damaged Composite Rotor Blades", Transactions of the Korea Society Mechanical Engineering, Vol. 36, No. 10, pp. 1275~1282, 2012

- Y. J. Kee, S. W. Lee, S. K. Park, "Resonant Fatigue Testing of Composite Rotor Blades", The Korean Society for Aeronautical and Space System Sciences, Vol. 4, No. 2, pp. 21~25, 2010
- Y. J. Kee, T. J. Kim, S. H. Kim, "Resonant Fatigue Testing of Full-scale Composite Helicopter Blades", Aerospace Engineering and Technology, Vol. 9, No. 2, pp. 1~7, 2010
- 20. T. J. Kim, Y. J. Kee, D. K. Kim, S. H. Kim, "Fatigue Safe Life Analysis of Helicopter Bearingless Rotor Hub Composite Flexbeam", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 41, No. 7, pp. 561~568, 2013
- J. J. Xiong, R. A. Shenoi, "The New Practical Models for Estimating Reliability-based Fatigue Strength of Composites", Journal of Composite Materials, Vol. 38, No. 14, pp. 1187~1209, 2004
- 22. J. H. Sa, S. H. Park, C. J. Kim, C. Y. Yun, S. H. Kim, S. H. Kim, Y. H. Yun, "Aerodynamic Design Optimization of Rotor Blade OA Airfoils", Journal of Computational Fluids Engineering, Vol. 14, No. 2, pp. 25~31, 2009
- 23. H. C. Lee, B. I. Jeon, J. S. M, S. J. Yee, "A Study on the Helicopter Composite Blade Impact Loads", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 37, No. 3, pp. 181~186, 2009

- Prashant M. Pawar, Y. H. Yu, S. N. Jung, "Vibration Reduction of Composite Helicopter Blades using Active Twist Control Concept", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 37, No. 2, pp. 139~146, 2009
- 25. K. W. Song, J. H. Kim, D. K. Kim, W. Rhee, "An Experimental Study of Aeroelastic Stability of Hingeless Hub System with Metal and Composite Hub Flexure", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 33, No. 2, pp. 98~105, 2005
- 26. D. K. Kim, D. B. Hong, K. W. Song, T. J. Kim, S. H. Kim, "Case and Trend of Helicopter Main Rotor Whirl Tower", Current Industrial and Technology Trends in Aerospace, Vol. 5, No. 2, pp. 23~32, 2007
- D. K. Kim, J. Joo, M. G. Lee, D. B. Hong, "A Study on the Low Vibration Design of Paddle Type Composite Rotor Blade for Helicopter", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 31, No. 4, pp. 99~104, 2003
- D. K. Kim, D. B. Hong, M. G. Lee, J. Joo, "Design and Analysis of Composite Flexure and Paddle-type Blade for Helicopter Hingeless Rotor System", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 2, No. 2, pp. 33~44, 2003

- J. Y. Lee, S. N. Jung, "Effects of Composite Couplings on Hub Loads of Hingeless Rotor Blade", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 32, No. 7, pp. 29~36, 2004
- 30. K. C. Jo, H. J. Kim, I. J. Park, S. B. Jang "Application of CFD in the Analysis of Aerodynamic Characteristics for Aircraft Propellers", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 40, No. 11, pp. 917~926, 2012
- 31. C. Y. Yun, D. S. Kim, S. J. Kim, "Stability Augmentation of Helicopter Rotor Blades Using Passive Damping of Shape Memory Alloys", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 7, No. 1, pp. 137~147, 2006
- M. G. Lee, "Localization Development of Rotor Blade for Smart Unmanned Aerial Vehicle", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 10, No. 2, pp. 11~19, 2011
- 33. D. H. Kim, J. Y. Lee, Y. S. Kim, M. G. Lee, S. H. Kim, "Rotor Aeroelastic and Whirl Flutter Stability Analysis for Smart UAV", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 34, No. 6, pp. 75~82, 2006

- 34. Y. H. Yu, S. N. Jung, "Vibratory Hub Loads of Helicopters due to Uncertainty of Composite Blade Properties", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 37, No. 7, pp. 634–641, 2009
- D. H. Kim, S. H. Kim, J. H. Han, "Design of KUH Main Rotor Small Scaled Blade", Aerospace Engineering and Technology, Vol. 8, No. 1, pp. 32~41, 2009
- 36. G. J. Lee, S. Oh, J. K. Kim, "A studt on Measurement Uncertainty of 3-dimensional Coordinate Measuring Machine Used for Inspection of Precision Machined Parts", Transactions of the Korean Society of Machine Tool Engineers, Vol. 14, No. 2, pp. 55~61, 2005
- 37. R. G. Wilhelm, R. Hocken, H. Schwenke, "Task Specific Uncertainty in Coordinate Measurement", Annal of CIRP, Vol. 52, No. 2, pp. 553~563, 2001
- S. H. Park, Modern Design of Experiments, Minyongsa, Seoul, pp. 121~140, 2001
- D. C. Montgomery, Design and Analysis of Experiments, Willey, New York, pp. 228~249, 1991

### A study on the helicopter blade molding using thermosetting composite materials

Lee, Hui-Chul

School of Mechanical Engineering Graduate School of Pukyong National University

#### Abstract

The purpose of this study was to identify the characteristics of thermosetting composite materials and the optimum conditions of the helicopter blades molding process. The characteristics of thermosetting composite were investigated through the simulation and experiment.

As a results, The carbon-epoxy prepreg TSN125 used for helicopter blades had optimal molding temperature,  $126^{\circ}$ C. And this temperature was approaching required specifications that showed proper temperature at a fast curing point and efficiency.

The structural stability of the blade mold of SS400 material was confirmed by structure analysis. In the results of structure analysis, the deformation of mold was occurred as  $0.03\sim0.09\mu$ m. But the mold without structure deforms to over  $60\mu$ m. The maximum compressive stress of mold with structure was distributed as  $0.402\sim1.18$ MPa. The tensile strength, as  $0.191\sim0.367$ MPa, was higher than conventional material properties.

The dimension of mold and blade was evaluated by the 3-axis coordinate measurement machine of Hexagon lambda 706030. The dimensional errors was distributed within the range of tolerance. The mold measurement results to Y-axis length direction from the reference point has maximum (+) error 0.05mm at 1619.70mm and maximum (-) error 0.057 mm at 6619.70mm. The blade measurement results has maximum (-) error 0.1425mm at 1619.70mm and minimum (-) error 0.009mm at 6619.7mm point. At maximum (+) error part of mold, the blade showed the maximum (-) error. The change of thickness of blade was caused by shrinkage and pull of resin. Thus, the amount of Epoxy filled in cavity between mold and thermosetting composite materials affected the dimensional accuracy of blade.