

## 스마트무인기 로터 블레이드 국산화 개발

이명규\*

# Localization Development of Rotor Blade for Smart Unmanned Aerial Vehicle

Myeonk-Kyu Lee\*

### Abstract

A localization development of Composite rotor blade for Smart Unmanned Aerial Vehicle(SUAV) has been conducted. Overall localization development encompassed selection of domestic composite material having similar properties to that of original one at its best, coupon tests for data base of new material properties, re-calculation of blade sectional properties, and validation of structural/dynamic design requirements such as isolation of rotor natural frequency from excitation, static and fatigue strength, aeroelastic stability. The results of all these activities are described. This paper briefly discusses the improved manufacturing process for the localization of SUAV blade.

### 초 록

스마트무인기 로터 블레이드의 국산화 개발이 수행되었다. 국산화 개발은 원소재와 물성치가 가장 유사한 국내 생산 복합소재의 선정, 새로운 소재의 물성치 데이터 구축을 위한 쿠폰시험, 블레이드 단면 물성치의 재계산, 공진, 정적/피로 강도, 공탄성 안정성의 구조동역학 설계요구조건에 대한 검증 등을 포함하며, 그 결과에 대하여 기술하였다. 또한 본 논문에서는 스마트무인기 국산화 블레이드 개발과정에서 개선된 공정에 대하여 간략히 기술하였다.

키워드 : 로터시스템(rotor system), 블레이드(Blade), 국산화 개발(Localization Development), 스마트 무인기(Smart UAV), 공탄성 안정성(aeroelastic stability), 하중해석(loads analysis), 강도해석(strength analysis)

## 1. 서 론

스마트무인기(그림1)는 틸트로터 항공기로서

수직이착륙과 동시에 고속 전진비행 수행을 위하여 일반 회전익기 블레이드와는 상당히 다른 설계요구조건을 가진다. 회전익모드와 고정익모드

접수일(2011년 9월 1일), 수정일(1차 : 2011년 10월 12일, 게재 확정일 : 2011년 10월 21일)

\* 비행체계팀/mklee@kari.re.kr

에서의 효율을 동시에 최대화하기 위하여 회전익기 블레이드에 비하여 블레이드의 비틀림각이 매우 크며 가로세로비가 작고 블레이드 강성이 상대적으로 큰 특징을 가진다. 스마트무인기 블레이드의 외형설계 변수값을 표 1에 제시하였다[1].

스마트무인기개발 사업초기 로터시스템은 미국 EATI(Eagel Aviation Technology Inc.)사와 국제공동개발 형태로 추진되었으며 현재 스마트무인기 1,2호기에 장착된 블레이드의 경우 EATI 사로부터 제작 납품되었다. 반면, 국제 공동개발 과제의 종료와 본 사업을 통해 구축된 기술 및 경험을 바탕으로, 3단계부터 제작/조립이 시작된 스마트무인기 3호기 장착용 블레이드는 순수 국산화 개발로 추진되었다.

국산화 개발의 내용은 국내생산 복합재료 적용, 설계 국산화 및 제작 국산화로 이루어진다. 제한된 기간과 예산으로 기존 블레이드의 외형 형상 및 단면 구조 설계 개념은 동일하게 유지하였으며 국산화 설계 블레이드의 단면 물성치는 기존 블레이드의 단면 물성치에 최대한 유사하게 설계되었다. 이는 블레이드 단면 물성치를 최대한 동일하게 유지함으로써 로터 진동수 분포, 공탄성 특성 및 하중의 변화를 최소화 하여 추가로 반복설계과정을 피하기 위함이다.

본 논문에서는 스마트무인기 블레이드용 국내생산 소재 선정/물성치시험, 단면 설계/해석, 설계변경에 따른 진동수 분포, 공탄성 안정성, 하중 및 강도 해석 결과에 대하여 기술하였으며, 제작 공정에 대하여 간략히 소개하였다.



그림 1. 스마트무인기 비행시험 / 실물형상

표 1 블레이드 형상변수 값

GEOMETRY						
No. of Blades	3	Solidity( $\sigma$ )			0,118	
Radius(ft)	4,7	Activity Factor			93,8	
Diameter(ft)	9,4	Taper Ratio			0,64	
Disk Loading(lb/ft <sup>2</sup> )	15,0	Equiv. Chord(ft)			0,58	
Disk Area(ft <sup>2</sup> )	69,4	Root(0,1) Chord(ft)			0,785	
Blade Area(ft <sup>2</sup> )	2,7	Tip(1,0) Chord(ft)			0,503	
Thickness Ratio	r/R	0,10	0,25	0,50	0,75	1,00
	t/c	0,30	0,25	0,18	0,12	0,08

## 2. 소재 선정 및 블레이드 단면 설계

블레이드에 적용하기 위한 국내생산 복합소재 선정을 위하여 기존 블레이드에 사용된 미국산 복합재료 물성치중 인장강성, 밀도, 프리프레그 (Prepreg) 두께의 유사성에 가장 중점을 두고 조사를 하였다. 표 2는 최종 선정된 소재 및 제조 회사(SK Chemical)로부터 접수한 물성치를 이용하여 기존 블레이드용 소재 물성치와 비교한 결과이다.

표 2. 블레이드 복합재료 소재 물성치 비교

구 분	Spec.	두께 (mm)	밀도 (g/cm <sup>3</sup> )	섬유방향 탄성계수 E11 (GPa)
Carbon/Epoxy UD	IM7-G 148/33	0.14	1.577	124.1
	UIN150C *	0.14	1.57	161
Carbon/Epoxy Fabric	3K-70 T300	0.22	1.605	64.5
	WSN3KY *	0.23	1.5	57
Glass/Epoxy Fabric	E120	0.11	1.827	22.1
	GEP 312 *	0.12	1.83	23

\* SK Chemical

### 2.1 소재 물성치 시험 및 결과

선정된 소재에 대한 물성치 시험을 위하여 소

재별로 0, 90, ±45도 적층각으로 각각 5개씩 총 45개의 시편을 제작하였으며 그림 2는 스트레인 게이지가 부착된 시험시편을 보여주고 있다. 시험 및 결과분석은 ASTM D-3039, ASTM D-3518 규격에 따라 수행하였으며, 시편 시험을 통하여 구축된 결과를 표 3에 나타내었다. 표의 각 값들은 5개 시편에 대한 평균값이며, 시험을 통하여 얻은 인장 강성 데이터는 표 2의 제조사 제공 데이터와 대체적으로 유사한 결과를 보여주었다.



그림 2. 물성치 시험용 시편

표 3. 소재 물성치 시험결과

		Carbon UD	Carbon Fabric	Glass Fabric
Tensile	Strength(0°) [MPa]	2639.87	776.65	275.91
	Strength(90°) [MPa]	42.55	811.84	257.44
	Modulus, E11 [Gpa]	159.60	58.40	20.30
	Modulus, E22 [Gpa]	8.10	60.39	21.20
	Poisson's Ratio	0.34	0.04	0.13
In-Plane Shear	Strength [MPa]	60.31	67.60	49.80
	Modulus, G12 [Gpa]	4.60	4.07	3.03
Density (g/cm³)		1.531	1.466	1.684

블레이드 강도계산시 적용되는 최대 허용강도는 5개 시편 시험결과의 "A-Basis"값을 이용하였으며 표 4와 5는 각각 WSN3K Carbon/Epoxy Fabric 및 GEP 312 Glass/Epoxy Fabric의 인장 시험 결과이다.

표 4. Carbon/Epoxy Fabric (WSN 3K Y)

인장강도시험 결과

시편번호	강도 [MPa]	섬유방향 탄성계수 [GPa]	변형률 [μs]
1	700.18	58.90	
2	775.01	58.80	
3	755.81	59.00	
4	835.19	58.90	
5	817.04	56.40	
<b>Average</b>	<b>776.65</b>	<b>58.40</b>	
<b>StdDev</b>	<b>53.25</b>	<b>1.10</b>	
<b>B-Basis</b>	<b>595.2</b>		<b>10191.3</b>
<b>A-Basis</b>	<b>470.9</b>		<b>8064.1</b>

표 5. Glass/Epoxy Fabric (GEP 312) 인장강도시험 결과

시편번호	강도 [MPa]	섬유방향 탄성계수 [GPa]	변형률 [μs]
1	252.22	19.90	
2	278.72	20.30	
3	292.17	20.80	
4	279.38	20.20	
5	277.03	20.50	
<b>Average</b>	<b>275.91</b>	<b>20.30</b>	
<b>StdDev</b>	<b>14.55</b>	<b>0.30</b>	
<b>B-Basis</b>	<b>226.3</b>		<b>11148.9</b>
<b>A-Basis</b>	<b>192.4</b>		<b>9476.8</b>

## 2.2 블레이드 단면 설계형상 및 물성치 계산

블레이드 구조는 기존 블레이드와 동일하게 D 형상 스파, 상/하 스킨, 코어 및 앞전 Balancing Weight로 구성된다. 스파는 Carbon UD, ±45도 Carbon Fabric의 조합으로 설계되었으며, 상/하 스킨은 ±45도 Glass Fabric으로 설계되었다.

스파의 압축강성 보강을 위하여 스파 내부에는 로하셀 폼 코어가 삽입되고 뒷전부의 스킨 압축강성 보강을 위하여 하니콤 코어가 삽입된다. 그림 3은 40%R 단면의 구조설계 형상이다.

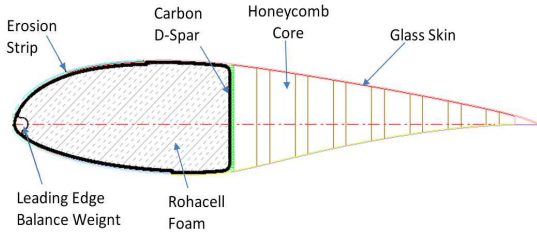


그림 3. 40%R 단면 구조 설계 형상

로터 구조동역학 해석을 위하여 국내생산 복합재료를 적용한 블레이드의 단면 물성치 재계산이 요구된다. 블레이드 단면 물성치는 건국대/인하대에서 공동개발한 KSEC2D[2] 프로그램을 적용하여 계산하였다. 그림 4는 단면 물성치 계산을 위한 유효요소 모델이며 등가단면강성(EI, GJ, EA), 단면질량, 무게중심, 전단중심, 인장중심 및 관성모멘트 값들을 계산할 수 있다.

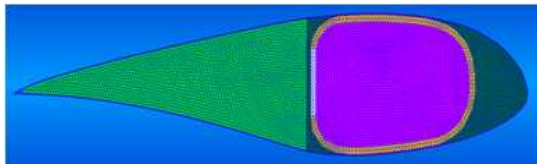
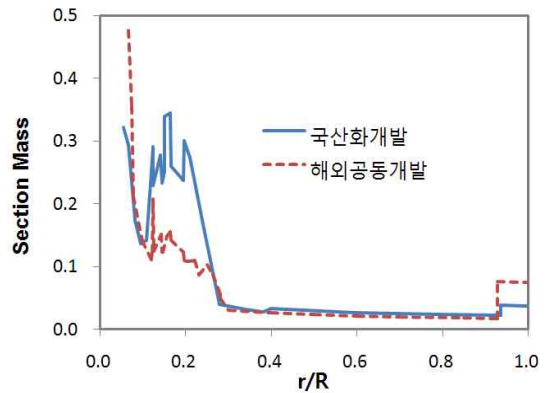
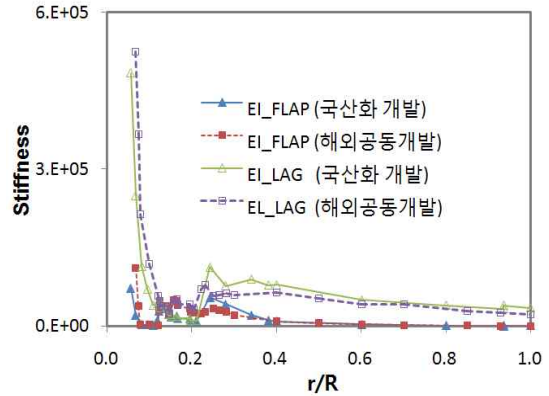


그림 4. KSEC2D를 이용한 단면물성치 계산 유효요소모델(34%R)

그림 5는 해외공동개발 블레이드와 국산화 블레이드의 주요 단면 물성치 설계값을 비교한 그림이다. 로터 동특성 변화를 최소화하고자 한 당초 설계 의도대로 순수 블레이드부의 단면 강성 및 질량분포는 비교적 유사한 결과를 보여주고 있다. 0.1R-0.25R 단면부 질량증가는 강도보강을 위한 블레이드 설계변경과 해외공동개발당시 로터 페더링 힌지부에 대한 단면질량 계산오류에 기인한다. 한편, Root부 질량 증가를 보상하기 위하여 블레이드 끝단에 삽입되는 Weight Chamber의 길이를 줄여 무게를 감소시켰다.


 그림 5. 단면 물성치 비교 (해외공동개발 vs 국산화개발)  
 주) Root부 값은 블레이드 물성치와 허브 물성치 합

### 3. 로터 구조동역학 해석

로터시스템의 구조동역학적 주요 설계요구조건은 로터의 고유회전진동수 특성, 공력탄성학적 안정성, 하중 및 강도 등이며, 구조동역학 해석은 회전익기 및 틸트로터 항공기 분야 범용해석프로그램인 CAMRAD II [3]를 이용하였다.

#### 3.1 로터 회전고유진동수

틸터 로터의 운용특성상 회전익모드와 고정익 모드에서 로터의 운용 RPM이 서로 다르며, 블레이드 일괄피치각 조종이 일반 회전익기에 비하여 매우 큰 범위에서 이루어진다. 따라서 회전익모

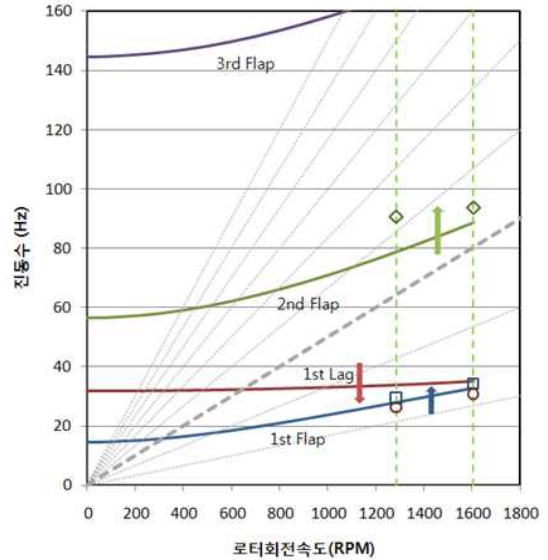
드와 고정익모드 전체 로터 회전RPM 범위와 피치각 범위에서 회전고유진동수 계산을 통한 공진가능성 분석이 요구된다. 수정 설계된 블레이드에 대하여 진공상태 및 대기조건에서의 회전고유진동수를 각각 계산하여 운용회전수 및 콜렉티브 피치각에 따른 공진가능성이 배제됨을 확인하였다. 짐발허브 로터의 특성상 콜렉티브 모드와 사이클릭모드에 대하여 각각 공진가능성 분석이 수행되었으며 그림 6은 진공상태에서 콜렉티브 모드 및 사이클릭모드 고유진동수 해석 결과이다. 로터 회전고유진동수 분포 설계 기준은 아래와 같이 V-22 설계시 적용된 기준[4]을 적용하였으며, 해석결과 설계기준이 만족됨을 확인하였다.

- 1차 래그모드 : 1.25/rev 이상
- 사이클릭 모드 : 2/rev 및 4/rev 가진주파수와 0.25/rev 이상 분리
- 콜렉티브 모드 : 3/rev 가진주파수와 0.15/rev 이상 분리

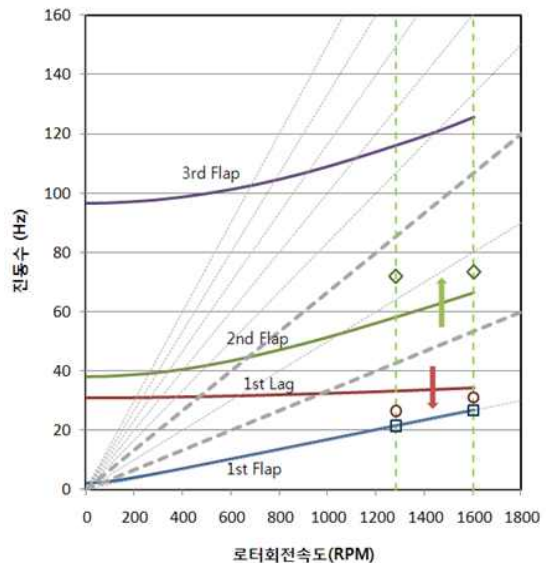
그림에서 선은 블레이드 피치각이 0도일 때의 진동수 분포이며, 화살표는 블레이드 피치각이 증가함에 따른 각각의 고유진동수 증가 또는 감소를 표시한 것이다. 또한 원(1st lag), 사각형(1st flap) 및 마름모(2nd flap)는 회전익 RPM(1605)과 고정익 RPM(1284)에 대한 블레이드 최대 피치 운용범위에서의 고유진동수 값이다. 따라서 회전익모드 및 고정익모드 각각의 운용 피치각 전 범위에 대해서 로터 고유진동수는 로터회전 주파수와 분리됨을 확인할 수 있다.

### 3.2 로터 공탄성 안정성 해석

로터만의 공탄성 안정성 해석을 수행하였으며 회전익모드, 천이모드 및 전진비행 모드 각각에 대하여 감쇠값을 계산하였다. 일반적으로 구조감쇠값은 2~4% 수준이며, 본 해석에서는 구조감쇠효과를 무시하고 계산하였다. 그림 7과 8은 각각 제자리비행과 천이비행에서의 로터 플랩 및 래그 모드에 대한 계산 결과이며, 전체 비행영역에서 안정한 (stable) 결과를 확인하였다. 그림에서 아래첨자 0과 1은 각각 collective 모드와 progressive cyclic 모드를 의미한다.



(a) collective mode



(b) cyclic mode

그림 6. 로터 회전고유진동수 (진공 상태)

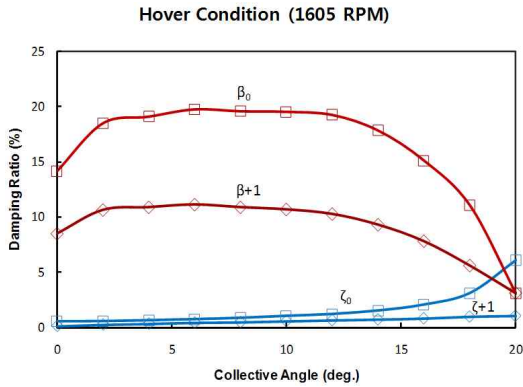


그림 7. 제자리 비행조건 감쇠비 (%)

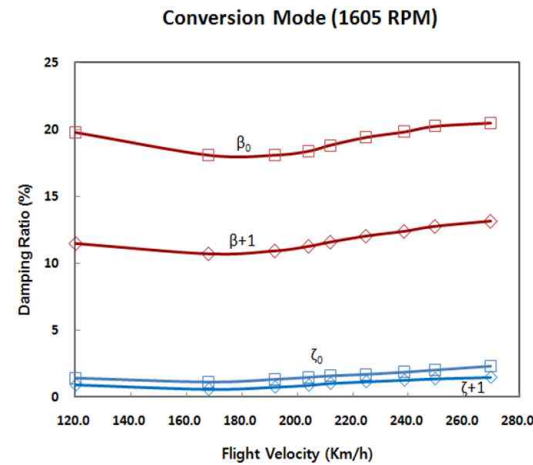


그림 8. 천이비행조건 속도별 감쇠비 (%)

치별 플랩모멘트 평균값과 진폭값이다. 하중해석의 불확실성(uncertainty)을 고려하여 CAMRAD II 하중해석 결과의 평균값과 진폭에 대해 각각 1.5를 곱한 하중을 설계하중으로 설정하였다.

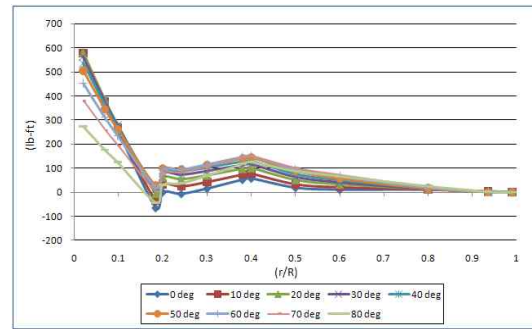


그림 9. 천이모드 플랩모멘트 평균값

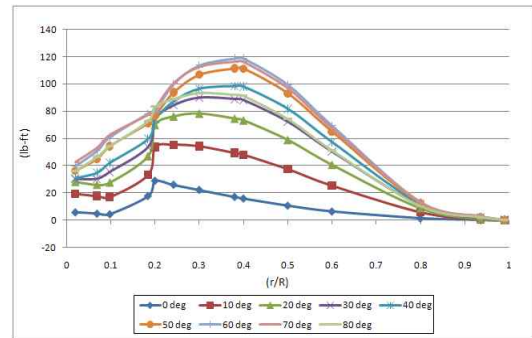


그림 10. 천이모드 플랩모멘트 진폭(1/2 peak-to-peak)

## 4. 블레이드 하중해석 및 강도해석

### 4.1 블레이드 하중해석

일반적으로 틸트로터 항공기의 경우, 천이모드에서 블레이드에 가장 큰 진동하중이 발생한다. 스마트무인기 운용스펙트럼을 기준으로 회전익모드, 천이모드 및 고정익모드에 대한 하중해석을 수행하였다. 회전익 비행모드에서는 9.2m/s, 고정익 비행모드에서는 15.2m/s 속도의 수직돌풍을 동시에 고려하였다. 그림 9, 10은 각각 천이모드의 나셀 각도별 그리고 블레이드 스펜방향 위

### 4.2 블레이드 강도해석

스마트무인기 운용스펙트럼 중 가장 가혹한 조건의 하중해석 결과를 이용하여 정하중 해석 및 피로하중해석을 수행하였다. 정적강도는 원심력, 플랩모멘트 및 래그모멘트에 의한 인장 변형율과 비틀림모멘트에 의한 전단흐름을 계산하였으며, 허용변형율값을 바탕으로 각각에 대하여 안전여유값을 계산하였다. 표 6은 정적강도 해석 결과로서 표의 값은 블레이드 스펜 위치별 인장 변형율 및 전단변형율 각각에 대한 최소 안전여유 값이며, 충분한 강도를 가짐을 알 수 있다. 한

편 그림 11은 스파의 Carbon UD에 대한 피로강도 해석결과이며, 여건상 하중스펙트럼을 이용하여 피로수명을 예측하는 대신 블레이드에 가장 큰 동적하중이 가해지는 전환모드의 피로하중을 블레이드용 복합재료의 내구한도(endurance limit)와 비교하는 방법으로 접근하였다. 결과는 내구한도 이내의 변형율 값을 보여주며 이는 이론적으로는 무한대 수명이 예측된다. 본 연구에서 사용된 소재 피로강도 데이터는 국내생산 소재의 피로시험을 통하여 구축된 값이 아니며 미국소재의 피로강도 데이터에 일정부분 마진을 주어 설정한 값이다.

표 6. 블레이드 정적강도 해석결과 요약

Blade 위치 (r/R)	Normal Strain (최소 안전여유)	Shear Strain (최소 안전여유)
0.242	0.87	0.72
0.3	1.39	0.38
0.38	0.71	0.91
0.4	0.69	0.93
0.5	0.71	1.77
0.6	0.68	2.03
0.8	1.57	> 3.0
0.936	> 3.0	> 3.0

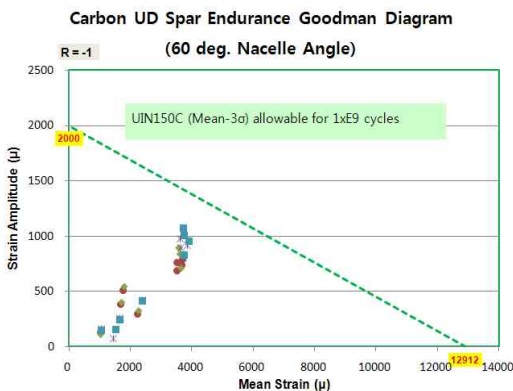


그림 11. Carbon UD Goodman Diagram

## 5. 블레이드 제작공정 및 개선

블레이드 제작공정은 크게 스킨 성형, 스파성형 그리고 스킨, 스파, 하니콤 등의 2차 본딩을 위한 조립 성형으로 구성된다. 스파 내부의 로하셀 코어는 NC가공을 통하여 제작되며 블레이드 뒷전부의 하니콤 코어는 반복적인 그라인딩과 형상화인 방법으로 제작된다. 미국 EATI사는 하니콤 코어를 완전 수작업으로 제작하였으나 국내 제작시에는 자동화된 기계장치를 제작하여 가공시간을 대폭 단축시킬 수 있었다. 블레이드 성형을 위한 몰드는 스파몰드와 어셈블리 몰드 2가지가 이용되며(그림 12), 어셈블리 몰드는 스킨 성형에도 이용된다. 국산화 과정에서, 블레이드 소재 변경으로 인한 적층 두께 차이 보정, 기존 제작 방식에서 블레이드 뒷전부 마무리 작업과정에서 코드 길이의 불균형이 야기되는 문제 등을 해결하고 일부 설계개선 사항을 반영하기 위하여 성형 몰드 또한 국내에서 수정 설계 및 제작되었다. 몰드 재료는 열에 의한 형상 변경을 최소화 하기 위하여 알루미늄 대신 S45C 탄소강이 사용되었다.

성형은 열챔버(thermal chamber)에서 그림 13과 같이 125°C 조건으로 이루어지며 성형 온도 프로파일 조건을 최대한 맞추기 위하여 몰드 내외부에 열전대 센서를 부착하여 실시간 모니터링 하였다. 열챔버의 특성상 몰드를 이용한 기계적인 방식으로 압력을 가하였으며 그림의 압력 프로파일(점선)은 적용되지 않았다. 블레이드 국산화 과정에서 부딪힌 가장 큰 기술적 어려움은 스파 성형과정에서 국부적으로 압력이 충분히 가해지지 않음에 따라 완전한 성형이 이루어지지 않는 것이었다. 스파 탈형후 그림14와 같이 일부 부위에서 함몰이 되거나 거친 면을 육안으로 확인할 수 있었고 이는 충분한 압력이 가해지지 않은 증거이다. 이를 해결하기 위하여 많은 시행착오를 겪었으며 스파 적층과정 개선 및 국부적으로 프리프레그 추가 적층을 통하여 문제를 해결하였다. 제작 과정에서 스파 시제품에 대한 단면 절단을 통하여 접합 상태를 확인하였으며 최종 블레이드 시제품에 대해서도 단면 절단 후 성형 완결성을 확인하

였다. 한편 해외공동개발 블레이드의 경우 설계과정에서 분석된 질량 2,250g 비하여 실측치는 2,400g으로 약 150g (7%) 증가하였다.

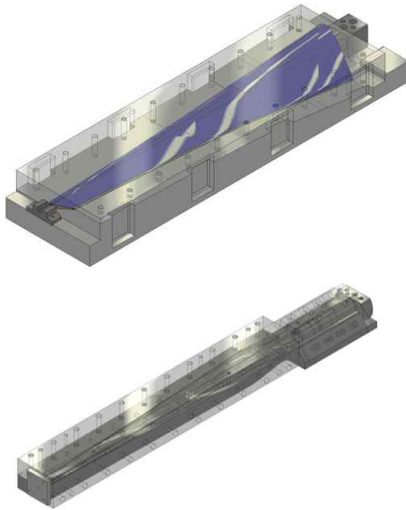


그림 12. 블레이드 몰드 설계 형상

무게 증가 원인 분석 결과 스파와 스킨 및 하니콤 코어의 최종 조립 성형과정에서 부품간의 접합을 위한 film adhesive의 양이 과다하게 적용된 것이 주된 원인으로 추정되었다. 국산화 과정에서는 이러한 가능성을 최소화하기 위하여 구성 부품들의 공차 관리를 철저히 하였으며 이를 통해 문제 발생을 최소화할 수 있었다. 그림 15에 블레이드 제작 과정을 간단히 소개하였다. 국산화 개발 블레이드의 경우 설계변경 과정에서 이루어진 무게절감분을 제외하고도 기존 블레이드 대비 약 8% 무게 절감을 이루었다.

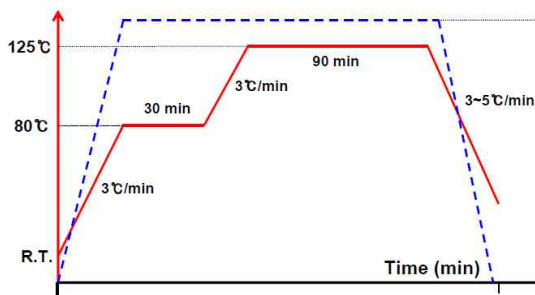


그림 13. 성형 온도 사이클



그림 14. 스파 성형결합부

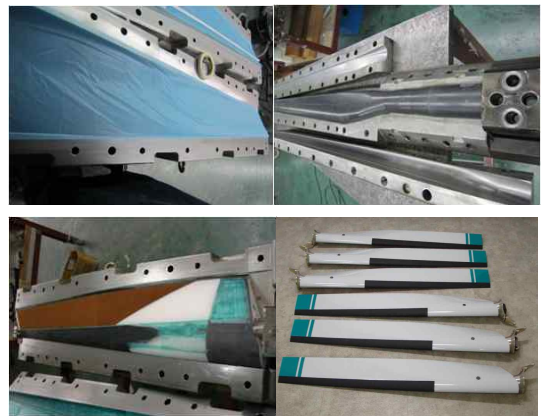


그림 15. 블레이드 제작 과정

## 6. 결 론

본 논문에서는 스마트무인기용 블레이드 국산화개발 과정에서 이루어진 소재선정 및 설계요구도 검증에 대한 해석 결과에 대하여 기술하였다. 국내생산 소재 적용을 통하여 기존 블레이드와 동일한 수준의 설계요구도 검증이 이루어졌으며 요구도가 만족됨을 해석적으로 확인하였다. 또한 국산화 과정에서 일부 공정의 개선이 이루어졌으며 최종 제작된 블레이드의 무게는 해외공동개발 블레이드 대비 약 8%의 무게절감이 이루어졌다.



## 후 기

이 논문은 지식경제부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 기술개발사업 (스마트무인기기술 개발)의 일환으로 수행되었습니다.

## 참 고 문 헌

1. 최성욱, 김유신, 박영민, 김재무, “스마트무인기 프로토타입 공력설계”, 한국항공우주학회지, 제33권, 제9호, 2005.9., pp.16-26.
2. 도형수, 조진연, 박일주, 정성남, 김태주, 김도형, “복합재료 로터 블레이드 단면 모델링 프로그램 개발”, 한국항공우주학회지, 제39권, 제3호, 2011.3., pp.261-268.
3. W. Johnson, “CAMRAD II Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics”, Johnson Aeronautics, 2008.
4. Popelka, D. and Agnihotri, A., “Prediction and Alleviation of V-22 Rotor Dynamic Loads,” AHS National Specialists Meeting on RotorcraftDynamics, Arlington, TX, November 1989.