研究論文

DOI: http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2012.16.3.057

고속 터보프롭 항공기용 고효율 경량화 복합재 프로펠러 블레이드 설계 연구

공창덕* · 이경선**† · 박현범*** · 최 원****

Design on High Efficiency and Light Composite Propeller Blade of High Speed Turboprop Aircraft

Changduk Kong* · Kyungsun Lee**† · Hyunbum Park*** · Won Choi****

ABSTRACT

In this study, designs of the high efficiency composite propeller blade for a high speed turboprop aircraft, which will be used for a next generation regional commercial aircraft in Korea, are performed. Both the vortex theory and the blade element theory are used for preliminary aerodynamic design and performance analysis of the propeller. Then the aerodynamic design result is confirmed through performance analysis using a commercial CFD code, ANSYS. The carbon/epoxy composite materials is used, and the skin-spar-foam sandwich type structure is adopted for improvement of lightness and structural stability. Finally, it is investigated that the proposed propeller blade has high efficiency and structural safety through both aerodynamic and structural analysis and experimental test of a prototype propeller blade.

초 록

본 연구에서는 한국의 차세대 중형항공기에 사용될 고속형 터보프롭 항공기용 고효율 복합재 프로펠러 블레이드의 설계를 수행하였다. 와류 이론과 블레이드 깃 요소 이론을 활용하여 기본 공력설계 및 성능 해석을 수행하였고 공력설계 결과는 상업용 전산유체해석 프로그램인 ANSYS를 이용한 해석을 통해 확인 되었다. 프로펠러 구조 설계 시 카본/에폭시 복합재료가 적용되었으며, 경량화와 구조 안정성 개선을 위하여 스킨-스파-폼 샌드위치 구조 형식를 채택하였다. 제안된 프로펠러 블레이드는 공력 및 구조 해석과 시제품 프로펠러 블레이드의 구조 시험을 통하여 높은 효율과 안전한 구조임이 검토되었다.

Key Words: Propeller Blade(프로펠러 블레이드), Composite Materials(복합재료), Aerodynamic Design(공력 설계), Structural Design(구조 설계)

접수일 2012. 3. 28, 수정완료일 2012. 4. 27, 게재확정일 2012. 5. 3

* 종신회원, 조선대학교 항공우주공학과
** 학생회원, 조선대학교 대학원 항공우주공학과
*** 정회원, 호원대학교 국방기술학부
**** 정회원, 한국항공우주산업(주) 고정익비행성능팀
† 교신저자, E-mail: kscraft@paran.com

1. 서 론

프로펠러를 이용한 엔진은 다량의 공기에 운동량 변화를 주어 추력을 발생시키는 추진 장치

로서 그 특성상 중저속 이하에서 고 추진효율을 나타내며 초기 항공기 추진 장치로 많이 사용되었다. 타 추진기관에 비해 저속에서 고 추진 효율을 나타내기 때문에 경제적이므로 최근 다시 관심 대상으로 전망되어 엔진개발 선진국을 중심으로 연구 중이다. 항공기 공력 설계 기술, 구조 설계 기술 및 경량 고강도 복합재 적용 기술이 발달되면서 경량화 및 성능 극대화로 에너지 절감을 위해 중소형 여객기는 물론 대형 수송기의 추진기관도 터보프롭의 새로운 형태인 프롭팬, UDF(UnDucted Fan), Open Rotor 또는 첨단터보프롭(ATP: Advanced Turboprop) 등으로 대체될 전망이다. 따라서 이들 엔진에 장착되어 고속으로 작동되는 여러 개의 프로펠러 블레이드가 높은 응력을 견딜 수 있도록 최신 복합재 설계 기법을 적용한 고강도 블레이드 설계 기법 개발이 이들 엔진 개발에 있어 매우 중요한 연구 분야로 알려져 있다.

이전부터 첨단터보프롭에 대하여 많은 연구가 수행되어왔다. 1986년에 Roy H. Lange은 첨단터보프롭 수송기에 관한 연구를 하였고[1], 1987년에 F. Farassat은 첨단터보프롭 소음 예측에 대한 연구를 수행하였다[2]. J. A. Liser 등은 프로펠러의 음향학적 설계 연구를 수행한 바 있다. 본 연구는 깃 끝 마하수 감소가 소음 저감에 효율적이다는 결과를 보여주고 있다[3]. 2006년에는 Quentin R. Wald가 프로펠러의 공력 성능 연구를 수행하였는데, 이 연구에서 최소 유도 손실을 고려한 프로펠러의 설계 결과를 제시하였다[4]. 1992년에 Takashi Yamane은 프로펠러의 공력 탄성 해석 연구를 수행하였다. 본 연구에서 복합재료를 적용하여 공탄성을 고려한 설계 결과를 제시하였다[5]. 다양한 연구들이 첨단터보프롭의 장점을 제시하고 있으나 대부분의 연구들은 공력 설계에 대한 연구이며, 구조 설계에 대한 연구는 미흡한 것으로 분석되었다.

본 연구에서는 차세대 고속 운송 시스템으로 연구 중인 고속 터보프롭 항공기용 고효율 프로펠러 블레이드의 공력 설계 방법과 결과를 제시하고 이에 대한 성능해석을 수행하여 설계 결과를 확인 하였다. 또한 구조 경우에도 설계절차 제시 및 설계를 수행하고 구조 해석을 통해 설계된 구조의 구조 안전성을 검토하였다. 블레이드 구조 설계 시 고강도 및 고강성의 특성을 지닌 카본/에폭시 복합재료가 적용되었으며, 경량화를 위하여 스킨-스파-폼 샌드위치 구조 형식을 채택과 블레이드 스팬방향으로 작용하는 각 하중에 따라 적층수를 조절하여 경량화 설계를 수행하였다. 그 결과 기존 유사 HS 568F 블레이드[14] 보다 경량화 된 블레이드를 설계할 수 있었다. 이후 실제 크기의 시제품을 제작하여 구조시험 및 고유진동해석을 수행하여 예측치와 비교함으로서 설계의 타당성과 구조 안전성을 최종 확인하였다.

2. 공력 설계

본 연구 대상 항공기는 고속 중형 항공기로서 순항 영역은 5,200 m 로 설정되었으며, 설계 요구 조건은 Table 1에 명시하였다. 초기 공력 설계 단계의 블레이드 형상은 6개 블레이드 형태였으나 보다 공력 소음을 낮추는 저소음형 블레이드를 제시하고 보다 추진 효율을 향상 시키기 위하여 여러 단계의 설계 변경을 통해 최종 8개 블레이드 형태로 결정되었다. 공력설계는 와류이론과 블레이드 깃 요소 이론을 활용하여 설계하였으며[6, 10], 블레이드 75% 지점의 시위길이와 블레이드 각 그리고 피치를 계산하여 이를 기준으로 시위/직경비 및 두께/시위비를 이용하여 각 지점의 형상을 결정하였다[6-10]. 본 연구에 적용한 이론적 수식은 아래에 명시한 바와 같다.

프로펠러 직경은 다음 식을 이용하여 결정하였다.

$$D = \frac{V_t}{\pi N} \tag{1}$$

D : propeller diameter
N : propeller rotation speed
V_t : blade tip speed

이때 선단속도는 설계점 고도의 음속을 넘지

않게 하여 압축성 효과로 인한 에너지 손실을 방지한다.

진행률은 다음 식으로 정의 된다.

$$J = \frac{V_F}{ND} \tag{2}$$

J : advance ratio
V_F : cruising speed

프로펠러 블레이드 익형은 성능을 결정하는 중요한 설계 파라미터로서 본 연구에서는 고속형 블레이드 설계에 적합한 HS1시리즈를[11] 적용하였으며 스피너, 카울 나셀 등에 기인된 공기흐름의 외곡(distortion)을 고려하여 실제 프로펠러에 유입되는 공기속도를 구하기 위한 아래와 같은 계수들을 구하였다.

블레이드 형상항력에 의해 흡수된 동력은 다음 식으로 구하였다.

$$P_o = \frac{2\eta P}{3 V_F}\pi DN\left(\frac{C_d}{C_l}\right)_{\alpha=0} = 0 \tag{3}$$

C_d : blade section drag coefficient
C_l : blade section lift coefficient
P : power into propeller
P_0 : profile drag power
η : propeller efficiency

추력 파라미터(Parameter) c 는 다음 식을 이용 하였으며,

$$c = \frac{2(P - P_0)}{\pi D^2 \rho V_F^3} \tag{4}$$

유도속도계수(Induced Velocity Factor) a의 계산은 다음과 같다.

$$a^3 + 2a^2 + a - c = 0 \tag{5}$$

위의 식에서 a > 0 인 실근을 구하기 위하여 Newton-Ralphson method를 이용한다.

$$\text{즉, } f_{(a)} = a^3 + 2a^2 + a - c \tag{6}$$
$$a_{i+1} = a_i - \frac{f_{(ai)}}{f'_{(ai)}}$$

수정계수의 계산은 다음 식을 이용하였다.

$$K(r) = 0.7371(r/E)^{-0.4574} + 0.84 \tag{7}$$

r : propeller radius
E : spinner or nacelle radius
$K_{(r)}$: correction factor

프로펠러를 통과하는 공기의 상대속도와 절대속도를 앞의 수정계수를 이용하여 구한다.

$$V' = V_F(1+a)K(r) \tag{8}$$

$$V_R = \sqrt{(2\pi rN)^2 + V'^2} \tag{9}$$

V' : corrected inflow velocity through propeller disc
V_R : resultant velocity at propeller blade section

계수 B (Tip loss factor) : 블레이드의 가장 바깥 부위의 추력은 이상적 값보다 적기 때문에 이를 보정해 주기 위한 계수 B는 다음과 같다.

$$B = 1 - A \tag{10}$$

$$A = \frac{1.5958\sqrt{T/\rho}}{bDV_t} \tag{11}$$

시위길이 및 블레이드 각, 피치는 다음 식들을 이용하여 정할 수 있다. 반경 75%에서의 시위길이를 구한 다음 이를 기준으로 하여 시위/직경비 및 두께/시위비를 이용하여 각 지점의 값을 구한다[11].

$$C_r = \frac{4T(r/R)}{BRb\rho V_r^2 C_l} \tag{12}$$

$$\beta = \tan^{-1}\frac{V'}{2\pi rN} \tag{13}$$

$$p = 1.50\pi R\tan\psi \quad (14)$$

b : number of blade
r : section blade radius
p : pitch
C_r : chord length
R : propeller tip radius
V_r : velocity at radius r
β : blade angle
ρ : air density
ψ : section pitch angle

Table 1. System specification

Rotation speed(RPM)	980
Flight Speed(m/s)	142
Thrust(kN)	10.36
Power(HP)	2229
Efficiency	0.89

Table 2. Aerodynamic design results

Diameter(m)	4.07
Number of Blades	8
Blade root chord(m)	0.347

Table 3. Blade angle and chord length distribution at each blade section

Section	r/R	β(blade angle) [degree]	Cr [mm]
A-A	0.20	65	347
B-B	0.30	63	347
C-C	0.40	59	348
D-D	0.50	55	352
E-E	0.60	50	348
F-F	0.70	46	338
G-G	0.80	41	318
H-H	0.90	39	248
I-I	1.00	35	53

설계된 프로펠러 블레이드는 Table 2에 명시되어 있으며 직경은 4.07 m, 코드는 0.347 m, 8개의 블레이드를 갖는다. 블레이드 스팬 방향에 따른 익형, 블레이드 각 및 코드 분포는 Table 3 및 Fig. 1과 같으며 8개의 블레이드가 조립된 전체 3차원 형상은 Fig. 2와 같다.

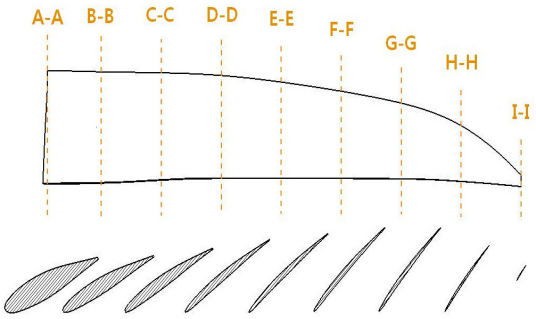

Fig. 1 Aerodynamic configuration of the proposed propeller blade

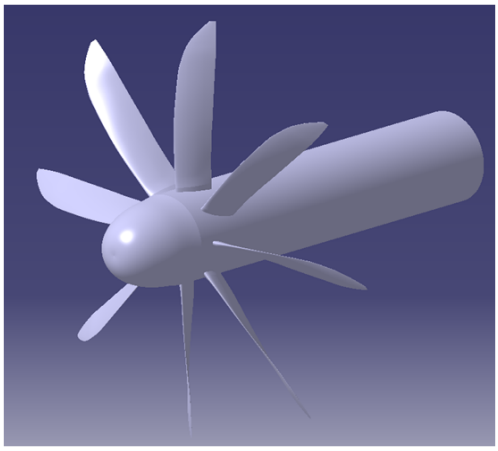

Fig. 2 Aerodynamic design result of propeller assembly

3. 성능 해석

결정된 공력 형상을 바탕으로 성능 해석을 수행하였다. 성능 해석을 위하여 와류이론을 바탕으로 이론적 배경을 확립한 다음 성능해석 프로그램을 작성하였다[9]. 프로그램 계산절차는 간섭계수들을 구하여 반복계산법으로 유도받음각의 오차값을 줄인 다음 이때 계산된 값들을 가지고 블레이드 각 단면의 추력계수와 동력계수를 구하고 블레이드 전체의 추력, 동력, 효율 등을 계산하는 방법이며 아래에 성능 해석 이론적 식과 절차를 명시하였다. 이 후, 본 프로그램의 결과를 상용소프트웨어인 ANSYS를 통하여 검증하였다.

몇 개의 받음각을 가정한 다음 선택한 받음각에 따른 피치각을 구한다.

$$\psi = \beta - \alpha \tag{15}$$

수정된 피치각에 따른 공력값을 이용하여 C_x, C_y (Propeller force coefficients) 값을 구한다.

$$C_x = C_L \sin\psi + C_D \cos\psi \tag{16}$$

$$C_y = C_L \cos\psi - C_D \sin\psi \tag{17}$$

C_x : torque force coefficient
C_y : trust force coefficient

위의 값들을 사용하여 간섭 계수(Interference Factor)들을 구한다.

a는 축(Axial) 간섭계수이고 a'은 회전(Rotational) 간섭계수이다.

$$a = \frac{\sigma K}{F - \sigma K} \tag{18}$$

$$a' = \frac{\sigma K'}{F - \sigma K'} \tag{19}$$

Solidity 계산식은 다음과 같다.

$$\sigma = \frac{bc}{2\pi r} \tag{20}$$

Goldstein의 운동량 손실계수 계산은 다음 식과 같으며,

$$K = \frac{C_y}{4\sin^2\psi} \tag{21}$$

$$K' = \frac{C_x}{4\cos\psi \sin\psi} \tag{22}$$

Prandtl의 선단 손실계수 계산은 다음식과 같다.

$$F = \frac{2}{\pi} cos^{-1} \exp\left[-\frac{B(1-x)}{2\sin\psi_T} \right] \tag{23}$$

λ : speed ratio
ψ_T : pitch angle at the tip

위에서 구한 간섭계수들의 값을 이용하여 ψ' 값을 계산한다.

$$\tan\psi' = \frac{V'(1+a)}{\omega r(1-a')} = \frac{\lambda(1+a)}{x(1-a')} \tag{24}$$

$$\psi' = \tan^{-1}\frac{\lambda(1+a)}{x(1-a')} \tag{25}$$

$|\psi - \psi'|$의 값이 허용 오차값 보다 작으면 반복계산을 끝내고 그때의 값 (ψ_n, C_{xn}, C_{ym}, a_n, a_n') 들을 취하여 블레이드 단면의 추력계수와 동력계수를 구한다.

$$\frac{dC_T}{dx} = \frac{\pi^3}{4}(1-a')^2 x^3 \sigma C_y \sec^2\psi \tag{26}$$

$$\frac{dC_P}{dx} = \frac{\pi^4}{4}(1-a')^2 x^4 \sigma C_x \sec^2\psi \tag{27}$$

블레이드 전체 단면에 대해 Eq. 15에서 Eq. 27까지 계산을 수행한 다음 각각의 Eq. 26과 Eq. 27의 값들을 적분하여 전체 추력계수와(C_T), 동력계수(C_P)를 구한다. 이 값을 이용하여 전체 추력과 파워, 프로펠러 효율을 구하였다.

$$T = C_T \rho n^2 D^4 \tag{28}$$

$$P = C_P \rho n^3 D^5 \tag{29}$$

$$\eta = \frac{C_T \cdot J}{C_P} \tag{30}$$

Figure 3은 이론식들을 이용한 블레이드 각 단면의 추력계수 및 동력계수 분포를 보여주고 있다. 이렇게 계산된 성능은 ANSYS를 이용한 수치적 성능해석 결과와 비교하여 성능 예측의 타당성을 검증하였다. 해석 시 경계조건은 입구는 속도조건을 설정하고 출구는 대기압조건으로 설정하였으며, 외부 벽면은 free-slip wall 조건을

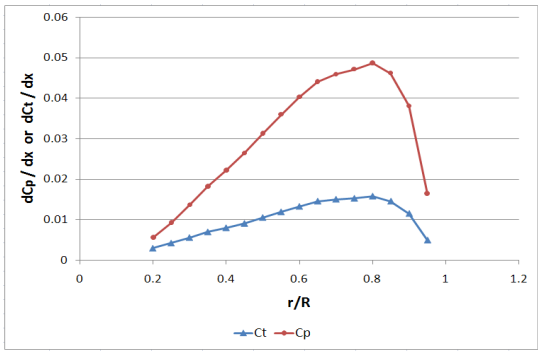

Fig. 3 Calculated Cp and Ct at each spanwise station

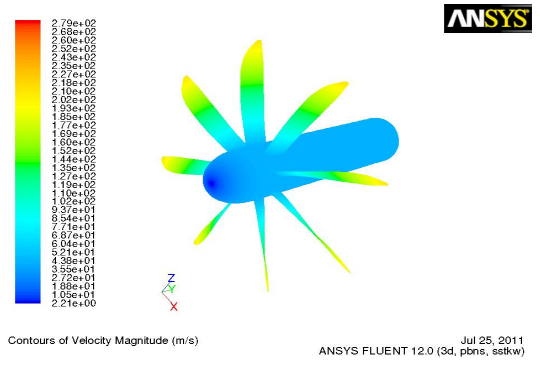

Fig. 4 Aerodynamic performance analysis results using commercial CFD code, ANSYS

Table 4. Comparison between theoretical analysis results and numerical analysis results using ANSYS

	Theoretical analysis results	Analysis results using commercial CFD program
J	2.13	2.13
Efficiency(%)	87.8	89.0
Thrust(N)	11028.97	10378.41
Power(HP)	2374.17	2229.54
C_t	0.209	0.22
C_P	0.505	0.54

적용하였다. 프로펠러 주위의 영역은 actuator disc로 가정하여 MRF 기법을 적용하였다. Fig. 4은 ANSYS 해석 결과이다. Table 4에는 이론해석 결과와 수치해석 결과를 비교한 것으로 이론해석 결과의 타당성을 보여주고 있으며 설계된 프로펠러 효율 89%는 기존 유사급 프로펠러보다도 높은 효율을 가짐을 알 수 있었다[13].

4. 블레이드 구조 설계

프로펠러 블레이드 구조 형상은 경량이면서도 구조적 안정성 특성이 양호한 기존 유사급 HS 568F 프로펠러[14] 등을 분석하여 스킨-스파-폼 샌드위치 구조 형식을 채택하였다. Fig. 5는 본 연구에서 제안된 블레이드 단면 구조 형상이다. 블레이드에 작용하는 하중을 분석하면 공력 하중에 의한 전단력과 굽힘 모멘트와 원심하중으로 분류할 수 있다. 구조 설계 하중 산출은 공력 설계 시 계산한 추력과 토크에 의한 여러 경우의 하중을 분석하여 이로 부터 설계 하중을 계산할 수 있다. 구조 설계 하중은 다양한 하중 조건들이 있으나 본 연구에서는 Table 5와 같이 크게 세 가지로 분류하여 검토하였다. 검토결과 Load case 3에서 최대 굽힘모멘트가 발생함을 확인하여 구조 설계 하중은 Load case 3을 기준으로 하여 설계를 수행하였다. Load case 3은 이륙 상태로 설계 하중 조건 중에서 하중이 가장 극한 상태로 작용하는 조건이다. Fig. 6에 3 가지 설계 하중 조건에서 블레이드에 작용하는 굽힘 모멘트 선도를 나타내었다. 프로펠러 블레이드 재질은 항공기에 다양하게 적용되고 있는 Carbon/epoxy UD Prepreg 재질을 선정하였다. 적용된 재료의 기계적 물성치는 Table 6에 정리하였다.

초기 구조 설계는 하중방향으로 적층된 섬유만이 그 하중을 담당하며, 다른 방향으로 적층된 섬유는 강도에 기여하지 않는다고 가정하는 방법으로 복합재료의 초기 개념 설계에 유용한 단순 설계 기법(Netting rule)을 적용하였다. 단순 설계 기법을 적용하여 설계된 결과를 혼합 설계 기법(Rule of mixture)을 통해 보완하였다. 혼합법칙은 하중 방향과 다른 방향으로 적층된 섬유도 원래 강도의 10%가 하중 방향에 기여한다는 이론으로서 보다 경량화 된 설계 개념이다[15, 16]. 블레이드 구조 형상은 스킨-스파-폼 샌드위치 구조 형상이므로 구조 설계 하중에서 분석된 전단 하중은 스킨이 담당하도록 하여 45° 방향으로 적층하여 스킨 설계를 수행하였으며, 스파는 주 굽힘 하중을 담당하도록 0° 방향을 주로

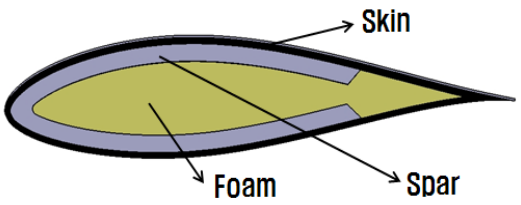

Fig. 5 Schematic blade sectional view with the skin-spar-foam sandwich

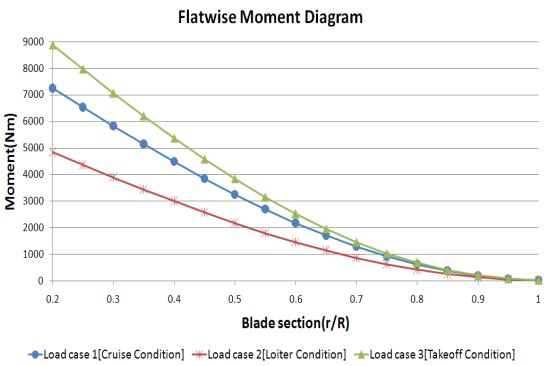

Fig. 6 Bending moment diagram at design load case 1, 2, 3

Table 5. Load cases for structural design

Load case 1	Load case 2	Load case 3
Cruise condition	Loiter condition	Take off condition

적층하여 설계하였다.

블레이드 설계 시 길이 방향으로 구획을 분할하여 블레이드 뿌리 부위는 적층수를 증가시키고, 블레이드 끝 부위는 적층수를 감소시켜 각 구획이 담당하는 하중에 따라 적층수를 조절하는 방식으로 경량화 설계를 수행하였다. 선행연구에서는[12] 총 5개의 구획으로 나누어 설계를 수행 하였으나 블레이드 전연 부분이 취약함을 확인하고 이를 보완하기 위하여 적층수를 증가하였다. 적층 수 증가에 따라 무게가 증가하여 스파의 구획을 좀 더 세분화 한 다음 재 경량화 설계를 수행 하였고, 총 9개의 구획으로 분할된 최종형상을 결정하였다.

Table 6. Mechanical properties of materials

Material property	Carbon/epoxy UD Prepreg	Polyurethane Foam
Longitudinal modulus (MPa)	140,000	60.86
Transverse modulus (MPa)	10,000	59.86
Shear modulus (MPa)	5,000	19.18
Poisson ratio	0.3	0.2
Longitudinal tensile strength (MPa)	1,50	2.63
Longitudinal compressive strength (MPa)	-1,200	1.41
Transverse compressive strength (MPa)	-250	1.41
In plane shear strength (MPa)	70	0.71
Density (g/cm^3)	1.5	0.1197
Ply thickness (mm)	0.125	12.5

Table 7. Thickness distribution of spar and skin along blade radius station

Station	Spar flange	Plies
Station 1(Root)	$[\ (\pm45,0_4,90)_{10}\ ]s$	140
Station 2-1	$[\ (\pm45,0_4,90)_6,\pm45,0_3\ ]s$	94
Station 2-2	$[\ (\pm45,0_4,90)_4,\pm45\ ]s$	60
Station 3-1	$[\ (\pm45,0_4,90)_3,\pm45,0\ ]s$	48
Station 3-2	$[\ (\pm45,0_4,90)_2,\pm45,0_2\ ]s$	36
Station 4-1	$[\ (\pm45,0_4,90)_2\ ]s$	28
Station 4-2	$[\ \pm45,0_4,90\ ]s$	14
Station	Skin	Plies
Station 1~5-1	$[\ \pm45_2,0,90,\pm45_2\ ]s$	20
Station 5-2(Tip)	$[\ \pm45_2,0\ ]s$	10

5. 블레이드 구조 해석

블레이드의 구조설계 결과의 구조안전성은 상용 유한 요소 해석 코드 MSC.NASTRAN를 이용하여 확인하였다[17]. 블레이드의 선형 정적 해석 결과 스킨의 첫 번째 프라이의 스팬방향 최대압축응력은 84 MPa 이며, 최대인장응력은

90 MPa로 확인되었다. 스파 플렌지의 23번째 플라이의 스팬방향 최대압축 응력은 74 MPa, 최대 인장응력은 69 MPa 로 확인되었다. Tsai-Wu 파손 이론에 의한 안전율 검토한 결과 스킨은 0.4로 확인되었으며 스파는 0.3으로 검토되어 충분한 안전율을 확보한 것으로 확인되었다. 변형 해석 결과는 42 mm 로 블레이드 끝단 부위에서 확인 되어 적절한 변형 범위내에 있음을 확인하였고 전체 응력을 검토한 결과 충분한 안전율을 확보한 구조로 설계되었음을 확인하였다. 좌굴 해석 결과 1차 모드의 좌굴 하중 배수는 4.8로서 좌굴에도 충분히 안정한 것으로 확인되었다. 고유 진동수 해석을 통해 Campbell 선도를 검토한 결과 블레이드의 다양한 회전 환경에서 공진에 대한 안전성도 화보된 것으로 확인되었다. 또한 블레이드 중량을 검토한 결과 유사 HS 568F 블레이드보다[14] 15% 경량화 된 것을 확인하였다. Fig. 7과 Fig. 8은 스킨, 스파의 응력 분포, Fig. 9와 Fig. 10은 Tsai-Wu 안전율 검토 결과이며 Fig. 12는 좌굴 해석 결과이다.

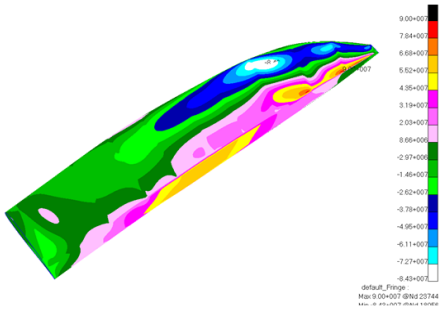

Fig. 7 Spanwise stress distribution of skin (1st ply)

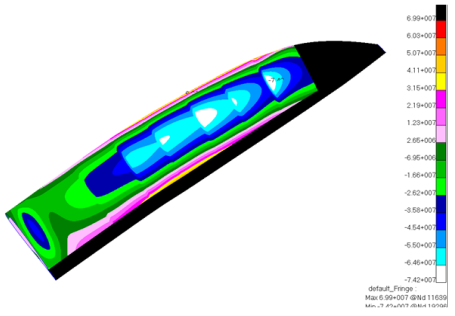

Fig. 8 Spanwise stress distribution of spar (23th ply)

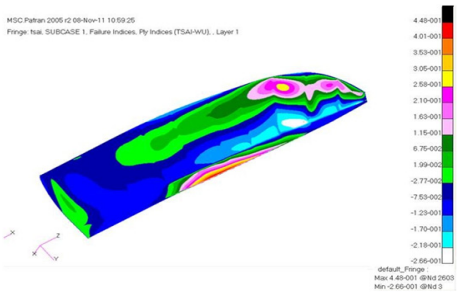

Fig. 9 Structural safety of skin based on Tsai-Wu failure criteria

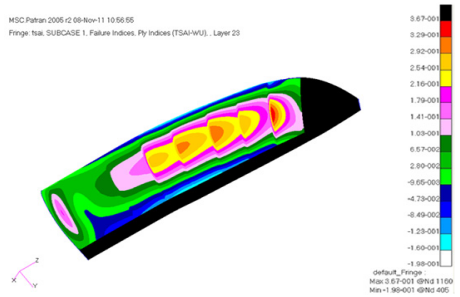

Fig. 10 Structural safety of spar based on Tsai-Wu failure criteria

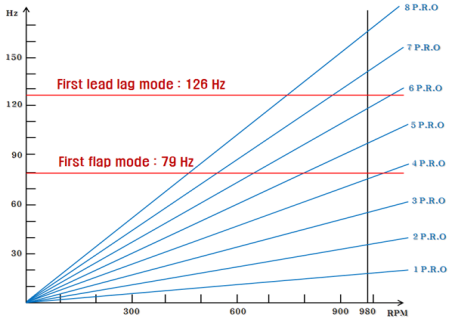

Fig. 11 Campbell diagram of the designed blade

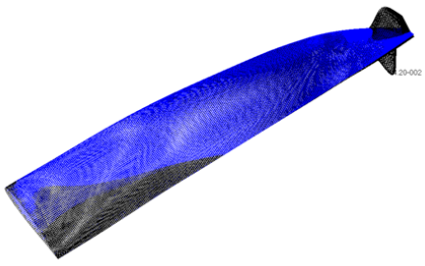

Fig. 12 First buckling mode shape

6. 연결 부위 구조 설계 및 해석

블레이드 연결 부위는 블레이드 회전에 의한 원심력과 공력 하중에 의한 굽힘모멘트 및 비틀림 모멘트을 고려하여 다음과 같은 간단한 식을 이용 기본적인 사이징을 한 후 유한요소를 이용한 구조해석을 하여 경량화 하는 방법을 택하였다[16]. 적용 재질은 고강도 강을 적용하였으며, 해석결과 허브와 연결되는 금속재 구조의 최대 주응력은 128 MPa 이며, 블레이드 복합재 부분의 최대 주응력은 85 MPa로서 검토되어 두 가지 구조 형태 모두 안전한 것으로 확인되었다. 설계된 연결부위의 형상은 Fig. 13과 같으며, 강 연결 부위의 주응력 분포는 Fig. 14와 같고, 복합재 연결부위의 응력 분포는 Fig. 15와 같다.

$$\left|\frac{P_c}{A}+\frac{M}{S}\right| \le \left|\frac{\sigma_{allow}}{SF}\right| \tag{31}$$

$$\left|\frac{16T}{\pi d_j^3}\right| \le \left|\frac{\tau_{\max}}{SF}\right| \tag{32}$$

d_j : diameter of joint
A : area of joint
M : moment
P_c : centrifugal force
S : section modulus of joint
SF : safety factor (=1.5)
T : torque

7. 블레이드 시제품 제작 및 구조 시험

7.1 블레이드 시제품제작

구조 설계 및 해석에 의해 결정된 적층 방법으로 시제품을 제작하였다. 시제품 제작을 위해 목업(mock-up)을 제작하여 이를 상면과 하면으로 분할하여 몰드를 제작하였으며, 제작된 몰드는 제품이 경화 중에 압력을 받더라도 변형되지 않도록 충분한 강도를 갖도록 하였다. 제작된 몰드 상하면에 이형제를 도포한 후, 수적층 방법으로 구조 설계 결과를 반영하여 블레이드 스킨 및 스파를 적층하고, 내부에 우레탄 폼을 적용한

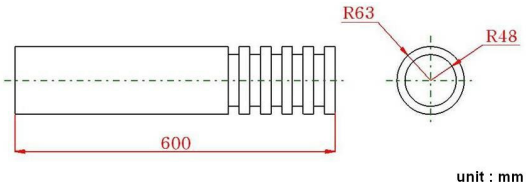

Fig. 13 Design result of joint part

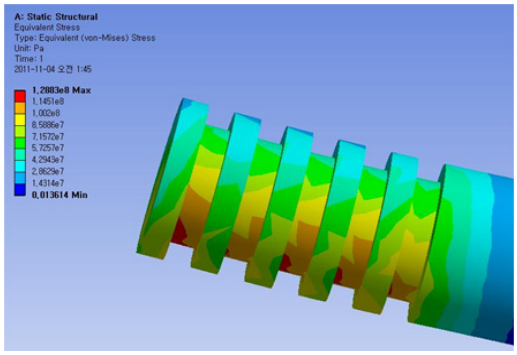

Fig. 14 Stress contour of joint part (steel bolt insert)

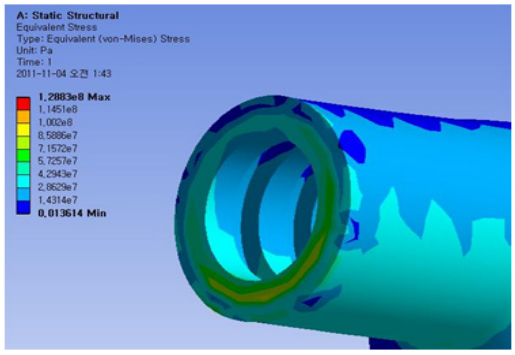

Fig. 15 Stress contour of joint part (composite part)

Fig. 16 Complete manufactured prototype blade

후 두 몰드를 결합하여 상하면 블레이드가 접합되도록 하는 방안을 채택하였다[18-19]. Fig. 16는 완성된 시제품을 보여준다.

7.2 정적구조시험 및 고유진동수 시험

정적구조시험을 위한 분포 하중은 블레이드에 작용하는 분포하중을 블레이드 길이 방향으로 3부분에 작용하는 집중하중으로 모사하여 적용하였다. 집중 하중으로 적용한 장비는 유압식 구조시험 장치이며, 블레이드 뿌리 부위를 고정하고 지정한 위치에 하중을 작용하였다. 응력 측정은 블레이드 길이 방향으로 블레이드 상면 3부분과 하면 3부분 총 6개 위치에 스트레인 게이지를 부착하여 변위량을 측정한 다음 해석 결과와 비교하였다. 또한 변위는 블레이드 끝단에서 변형량을 측정하였다. 블레이드에 작용하는 분포하중은 시험 시 하중 적용이 용이한 집중하중 형태로 변환하였다. 작용점에서의 하중 크기는 Fig. 17에 나타낸 바와 같이 분포 하중에 의한 모멘트 선도에 근접하도록 각각의 작용점에서의 하중 크기를 설정하였다. Fig. 18은 3점 모사 하중법을 이용 구조 시험장치에서 하중을 가하는 모습으로 보여 주고 있다.

구조 설계에 적용된 안전계수는 1.5로서 구조시험 하중 또한 안전계수 1.5가 적용된 값을 사용하였는데 구조 시험 과정 및 최종 구조 시험 후 블레이드를 조사한 결과 균열이나 접착 부위에서의 국부적인 파손이 발견되지 않았다. 따라서 구조 시험용으로 제작된 블레이드는 최소한 안전계수 1.5가 확보되었음을 확인하였다. Table 8은 블레이드 끝 처짐과 변형율의 해석치 실험치의 비교 결과를 보여준다. 수적층하여 비록 적층각이 정확하지 않았지만 해석치와 실험치의 오차가 10%이내 임을 알 수 있다.

회전체 구조물에서 매우 중요한 진동에 대한 안전성을 평가하기 위해 제작된 복합재 블레이드의 고유 진동수의 해석과 실험을 하여 엔진 회전에 의한 가진 상태에서 블레이드 고유 진동수를 측정하고 공진가능성을 확인하였다[18, 19]. 해석은 NASTRAN을 이용하여 수행하였다. 실험은 가속도계를 블레이드에 부착하고 충격 망치

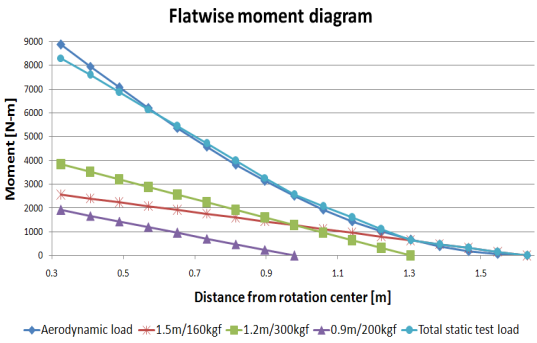

Fig. 17 Static strength test load

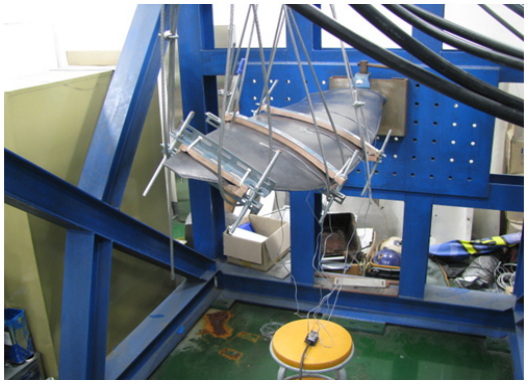

Fig. 18 View of the prototype blade under loading by three-point loading fixture

Table 8. Comparison between predicted and measured strains and tip deflections

Item	Analysis results	Test results	Error (%)
Tip displacement	42 mm	44 mm	4.8
Lower surface strain at A point	+221 μS	+236 μS	6.8
Lower surface strain at B point	+191 μS	211 μS	10.5
Lower surface strain at C point	+560 μS	583 μS	4.1

를 통해 획득된 동적 변형율을 FFT를 이용 분석하여 블레이드의 고유 진동수들을 획득하였다.

Table 9. Comparison between measured and predicted natural frequencies

Mode shape	Analysis results	Test results
First flap mode	79 Hz	85 Hz
First lead lag mode	126 Hz	135 Hz

Fig. 19 View of prototype propeller assembly with 8 blades

시험 결과 제작된 블레이드의 첫 번째 모드의 고유 진동수는 85 Hz로 이론 해석치인 79 Hz 보다 다소 높게 측정 되었지만 비교적 잘 일치함을 확인하였다. Table 9는 유한 요소 해석 결과와 시험 결과를 비교한 것이다. Fig. 19는 8 블레이드 시제품 제작 후 조립된 전체 형상을 보여주고 있다.

8. 결 론

본 연구에서 차세대 고속 터보프롭 항공기의 프로펠러 블레이드에 대한 공력 설계 및 성능 해석, 그리고 구조 설계 및 해석을 수행하였다. 블레이드 깃 요소 이론과 와류이론을 이용하여 공력 설계와 성능해석 수행 후, 상업용 CFD 코드인 ANSYS를 이용하여 성능해석을 수행하여 이론적 해석 결과와 수치 해석 결과를 비교한 결과 두 결과가 잘 일치 하였으며 설계된 프로펠러의 효율이 기존 프로펠러 보다 높음을 확인하였다. 구조설계를 위한 설계하중은 여러 비행 운용조건을 분석 하여 가장 큰 설계하중을 도출하였다. 구조 형상은 경량 및 구조안전성을 향상시킬 수 있는 스킨-스파-폼 샌드위치 구조 형식을 채택하였으며 구조 설계는 블레이드 스팬방향으로 작용하는 각 하중에 따라 적층수를 조절하여 경량화 설계를 수행하였다. 그 결과 기존 유사 HS 568F 블레이드보다 약 15% 경량화 된 블레이드를 설계할 수 있었다. 구조 설계 결과의 구조 안전성 검토를 위해 유한요소법을 이용하여 구조 해석 후 시제품을 제작하여 구조시험을 수행하였다. 해석 결과와 구조 시험 결과를 비교한 결과 두 결과가 잘 일치함을 확인 하였다. 본 연구를 통해 설계 요구조건에 적합한 프로펠러 블레이드의 설계 방법과 설계 결과가 새롭게 제안 되었다.

후 기

본 논문은 한국항공우주산업의 2011년도 R&D 선행연구과제의 일환으로 수행되었습니다.

참 고 문 헌

1. Roy H. Lange, "A Review of Advanced Turboprop transport aircraft," Progress in Aerospace Sciences, Vol. 23, Issue 2, 1986, pp.151-166
2. F. Farassat, S. L. Padula, M.H.Dunn, "Advanced turboprop noise prediction based on recent theoretical results," Journal of Sound and Vibration, Vol. 119, No. 1, 1987, pp.53-79
3. J. A. Liser, D, Lonhmann, C. H. Rohardt, "Aeroacoustic Design of a 6-Blades Propeller“, Aerospace Science and

Technology, Aerospace Science and Technology Vol. 1, Issue 6, 1997, pp.381-389
4. Quentin R. Wald, "The Aerodynamics of Propellers," Progress in Aerospace Sciences, Vol. 42, Issue 2, 2006, pp.85-128
5. Takashi Yamane, "Aeroelastic Tailoring Analysis for Advanced Turbo Propellers with Composite Blades," Computers & Fluids, Vol. 21, No. 2, 1992, pp.235-245
6. Nelson, W.C., Airplane Propeller Principles, John Wiley & Sons, Inc., 1948, pp.4-34
7. Welch, W.A., Light plane Propeller Design, Selection, Maintenance, & Repair, Tab Books, 1979, pp.113-118
8. Larrabee, .E., "The screw Propeller," Scientific American, Vol. 243, No. 1, 1980, pp.114-124
9. Adkins, C.N., "Design of Optimum Propellers," J. of Propulsion and Power, Vol. 10, No. 5, Sept-Oct, 1994, pp.676-682
10. McCormick, B.W., Aerodynamic Aeronautics and Flight Mechanics, John Wiley & Sons, Inc., 1995, pp.291-319
11. Harry S. Wainauski et al., "Airfoiled Blade United State Patent," Patent Number: 4,830,574, Date of Patent: May 16 1989
12. 공창덕, 이경선, 박현범, 최 원, “터보프롭 항공기 프로펠러 블레이드의 스킨-스파-폼 샌드위치 복합재 구조 설계 연구,” 한국항공우주학회 추계학술대회, 2011, pp.803-807
13. 최 원, 김지홍, “터보프롭 항공기용 Advanced 프로펠러 블레이드 공력설계 및 해석”, 한국항공우주학회 추계학술대회, 2011, pp.67-71
14. HAMILTON SUDSTRAND CORPORATION, “TYPE CERTIFICATE DATA SHEET No EH-2005T09,” Windsor Locks, CT 06096-1010, April 2005, USA
15. C. D. Kong, H. B. Park, G. S. Lee, W. Choi, 2011. 4, "A Study on Conceptual Structural Design for Composite Propeller Blade of Turboprop," Proceeding of the 2011 KSAS Spring Conference, pp.181-184
16. C. D. Kong, H. B. Park, K. J. Kang, "A Study on Conceptual Structural Design of Wing for a Small Scale WIG Craft Using Carbon/Epoxy and Foam Sandwich Composite Structure," Advanced Composite Materials, Vol. 17, No. 4, 2008, pp.343-358
17. MSC, Software, MSC. NASTRAN 2005 Release Guide, 2005
18. C. Kong, T. Kim, D. Han, Y. Sugiyama, “Investigation of fatigue life for a medium scale composite wind turbine blade, International Journal of Fatigue,” Vol. 28, Issue 10, 2006, pp.1382-1388
19. C. Kong, J. Bang, Y. Sugiyama, "Structural investigation of composite wind turbine blade considering various load cases and fatigue life," ENERGY, Vol. 30, 2005, pp.2101-2114