

중형항공기급 고효율 경량화 복합재 프로펠러 블레이드 설계 연구

공창덕*† · 이경선** · 박현범*** · 최 원****

Design on High Efficiency and Light Composite Propeller Blade of Regional 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 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 확인하였다. 프로펠러 구조 설계 시 카본/에폭시 복합재료가 적용되었으며, 경량화와 구조 안정성 개선을 위하여 스킨-스파-폼 샌드위치 구조 형식을 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)

* 중신회원, 조선대학교 항공우주공학과
** 학생회원, 조선대학교 대학원 항공우주공학과
*** 정회원, 호원대학교 국방기술학부
**** 정회원, 한국항공우주산업(주)
† 교신저자, E-mail: cdgong@chosun.ac.kr

1. 서 론

프로펠러는 그 특성상 중저속 이하에서 고 추

진효율을 나타내며 초기 항공기 추진 장치로 많이 사용되었다. 타 추진기관에 비해 저속에서 고추진 효율을 나타내기 때문에 경제적이므로 최근 다시 관심 대상으로 전망되어 국외를 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 여객기의 추진기관도 터보 프로펠의 진보 형태인 프로펠 등으로 대체될 전망이다. 따라서 최신 복합재 설계 기법을 적용하여 고속에서 작동될 수 있도록 여러 개의 프로펠러 블레이드가 장착되었을 때 높은 응력을 견딜 수 있는 고강도 블레이드 설계 기법 개발이 중요한 연구 분야이다.

본 연구에서는 차세대 고속 운송 시스템으로 연구 중인 터보프로펠 항공기 프로펠러 블레이드의 공력 및 구조 설계를 수행하고 해석을 통해 안전성을 검토하였다. 블레이드 구조 설계 시 고강도 및 고강성의 특성을 지닌 카본/에폭시 복합재료가 적용되었으며, 경량화를 위하여 스킨-스파 구조 형태를 채택하였다. 최종 설계된 8개 블레이드의 공력 효율이 우수하며 구조적 안전성이 향상된 것으로 검토되었다. 연결 부위는 고강도 금속재 구조를 적용하여 허브에 연결 되도록 설계 하였으며 구조 해석을 통해 안전성을 검토하였다.

2. 프로펠러 공력 설계 및 해석

2.1 프로펠러 공력 설계

본 연구 대상 항공기는 중형 항공기로서 순항 영역은 5,200m 로 설정되었으며, 설계 요구 조건은 Table 1에 명시하였다. 초기 공력 설계 단계의 블레이드 형상은 6개 블레이드 형태였으나 기존 프로펠러 보다 공력 소음을 낮추는 저소음형 블레이드를 제시하고 보다 추진 효율을 향상시키기 위하여 여러 단계의 설계 변경을 통해 최종 8개 블레이드 형태로 결정되었다[4]. 공력 설계는 와류이론과 블레이드 깃 요소 이론으로 설계하였으며[1,2], 블레이드 75% 지점의 시위길이와 블레이드 각 및 피치를 계산하였다. 본 연

구에 적용한 이론적 수식은 아래에 명시한 바와 같으며, 앞서 계산한 반경 75%에서의 시위길이를 기준으로 하여 시위 / 직경비를 이용하여 각 Radius station의 시위를 결정하였다. 설계 결과는 Table 2에 명시하였다.

시위길이 및 블레이드 각, 피치 계산

$$C_r = \frac{4T(r/R)}{B R b \rho V_r^2 C_l} \quad (1)$$

$$\beta = \tan^{-1} \frac{V'}{2\pi r N} \quad (2)$$

$$p = 1.50 \pi R \tan \psi \quad (3)$$

- b : number of blade
- C_r : chord length
- r : section blade radius
- R : propeller tip radius
- p : pitch
- 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

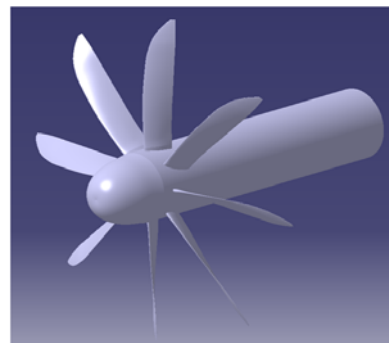


Fig. 1 Aerodynamic design result of propeller assembly

2.2 프로펠러 성능 해석

결정된 공력 형상을 바탕으로 아래와 같은 식을 활용하여 성능 해석을 수행하였다. 간섭계수를 구하여 반복계산법으로 유도영각의 오차값을 줄인 다음 그때의 값들을 취하여 블레이드 각 단면의 추력계수와 동력계수를 구하고 블레이드 전체의 추력과 파워 그리고 효율을 계산하였다 [1]. 또한 ANSYS를 활용하여 성능해석 결과를 다시 한번 검토하였다. 해석 시 경계조건은 입구는 속도조건을 설정하고 출구는 대기압조건으로 설정하였으며, 외부 벽면은 free-slip wall 조건을 적용하였다. 프로펠러 주위의 영역은 actuator disc로 가정하여 MRF 기법을 적용하였다. Fig. 2은 ANSYS 해석 결과이다.

$$C_x = C_L \sin \psi + C_D \cos \psi \quad (4)$$

$$C_y = C_L \cos \psi + C_D \sin \psi \quad (5)$$

$$a = \frac{\sigma K}{F - \sigma K} \quad (6)$$

$$a' = \frac{\sigma K'}{F - \sigma K'} \quad (7)$$

$$\sigma = \frac{bc}{2\pi r} \quad (8)$$

$$K = \frac{C_y}{4\sin^2 \psi} \quad (9)$$

$$K' = \frac{C_x}{4\cos \psi \sin \psi} \quad (10)$$

$$F = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \exp \left[-\frac{B(1-x)}{2\sin \psi_T} \right] \quad (11)$$

$$\tan \psi' = \frac{V_F(1+a)}{\omega r(1-a')} = \frac{\lambda(1+a)}{x(1-a')} \quad (12)$$

$$\psi' = \tan^{-1} \frac{\lambda(1+a)}{x(1-a')} \quad (13)$$

$$\frac{dC_T}{dx} = \frac{\pi^3}{4} (1-a')^2 x^3 \sigma C_y \sec^2 \psi \quad (14)$$

$$\frac{dC_P}{dx} = \frac{\pi^4}{4} (1-a')^2 x^4 \sigma C_x \sec^2 \psi \quad (15)$$

$$T = C_T \rho n^2 D^4 \quad (16)$$

$$P = C_P \rho n^3 D^5 \quad (17)$$

$$\eta = \frac{C_T \cdot J}{C_P} \quad (18)$$

- C_x : torque force coefficient
- C_y : trust force coefficient
- a : axial interference factor
- a' : rotational interference factor
- K : Goldstein momentum loss factor
- F : Prandtl momentum loss factor
- x : nondimensional distance
- σ : air density
- ψ_T : pitch angle at the tip
- λ : speed ratio

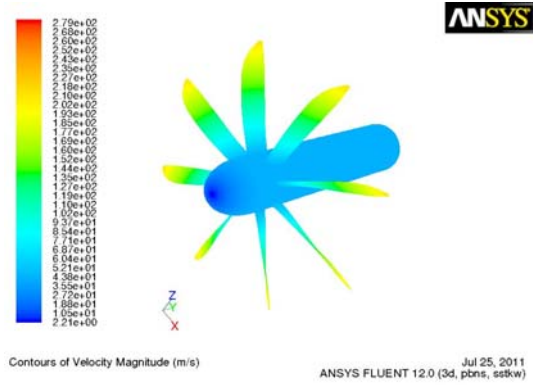


Fig. 2 Aerodynamic performance analysis results using commercial CFD code, ANSYS

3. 블레이드 구조 설계

블레이드 공력 형상을 분석하여 블레이드 구조 형상은 스킨-스파 구조 형태를 채택하였다. 구조 설계 하중을 위해 공력 설계에서 계산된 추력과 토크에 의한 하중을 분석하여 설계 하중을 계산하였다. 프로펠러 블레이드 재질은 항공기에 다양하게 적용되고 있는 Carbon / epoxy UD Prepreg 재질을 선정하였다. Table 3에 선정된 재질에 대한 물성치를 나타내었다. 블레이드는 총 10개의 구획으로 분할하여 각 구획에 적용된 하중을 담당하는 범위 내에서 적층수를 조절하는 방식으로 경량화 하였다[5]. Fig. 3은 블레이드 단면 구조 형상이며, Table 4는 분할된 블레이드의 구조 설계 결과를 보여주고 있다.

Table 3. Mechanical properties of materials

Longitudinal modulus(MPa)	140000
Transverse modulus(MPa)	10000
Shear modulus(MPa)	5000
Poisson ratio	0.3
Longitudinal tensile strength(MPa)	1500
Longitudinal compressive strength(MPa)	-1200
Transverse compressive strength(MPa)	-250
In plane shear strength(MPa)	70
UD prepreg thickness(m)	0.000125

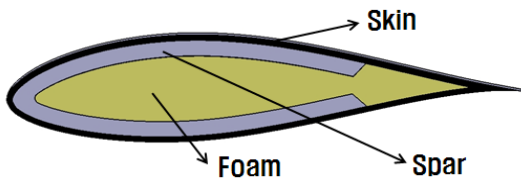


Fig. 3 Schematic blade sectional view with the skin-spar-foam sandwich

Table 4. Thickness distribution of spar and skin along blade radius station

Station	Spar flange	Plies
Station 1 (Root)	[(±45,0 ₄ ,90) ₁₀]s	140
Station 2-1	[(±45,0 ₄ ,90) ₆ ,±45,0 ₃]s	94
Station 2-2	[(±45,0 ₄ ,90) ₄ ,±45]s	60
Station 3-1	[(±45,0 ₄ ,90) ₃ ,±45,0]s	48
Station 3-2	[(±45,0 ₄ ,90) ₂ ,±45,0 ₂]s	36
Station 4-1	[(±45,0 ₄ ,90) ₂]s	28
Station 4-2	[±45,0 ₄ ,90]s	14
Station	Skin	Plies
Station 1~5-1	[±45 ₂ ,0,90,±45 ₂]s	20
Station 5-2(Tip)	[±45 ₂ ,0]s	10

4. 블레이드 구조 해석

블레이드의 구조설계 결과의 구조안전성은 상용 유한 요소 해석 코드 MSC.NASTRAN를 이용하여 확인하였다. 블레이드의 선형 정적 해석

결과 스킨의 첫 번째 프라이의 스펀방향 최대압축응력은 84MPa 이며, 최대인장응력은 90MPa로 확인되었다. 스파 플렌지의 23번째 프라이의 스펀방향 최대압축 응력은 74MPa, 최대인장응력은 69MPa 로 확인되었다. Tsai-Wu 파손 이론에 의한 안전을 검토한 결과 스킨은 0.4로 확인되었으며, 스파는 0.3으로 검토되어 충분한 안전율을 확보한 것으로 확인되었다. 변형 해석 결과는 42mm 로 블레이드 끝단 부위에서 확인 되어 적절한 변형 범위내에 있음을 확인하였다. 좌굴 해석 결과 1차 모드의 좌굴 하중 배수는 4.8로서 좌굴에도 충분히 안정한 것으로 검토되었다. 고유 진동수 해석을 통해 Campbell 선도를 검토한 결과 블레이드의 다양한 회전 환경에서 공진에 대한 안전성도 확보된 것으로 확인되었다. Fig. 4와 Fig. 5는 스킨, 스파의 응력 상태를 보여주고 있다.

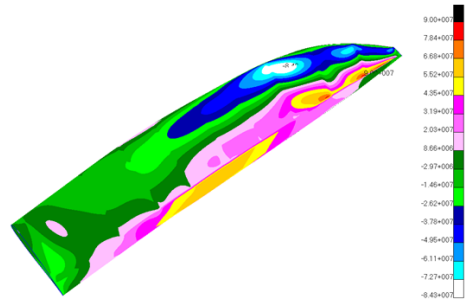


Fig. 4 Spanwise stress distribution of skin (1st ply)

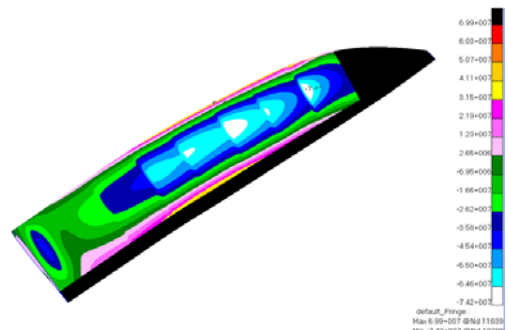


Fig. 5 Spanwise stress distribution of spar (23th ply)

5. 연결 부위 구조 설계 및 해석

블레이드 연결 부위는 블레이드 회전에 의한 원심력과 공력 하중에 의한 모멘트 및 비틀림을

고려하여 설계하였다. 적용 재질은 고강도 스틸을 적용하였다. 허브와 연결되는 금속재 구조의 응력은 128MPa 이며, 블레이드 복합재 부분의 응력은 85MPa로서 검토되어 두 가지 구조 형태 모두 안전한 것으로 확인되었다.

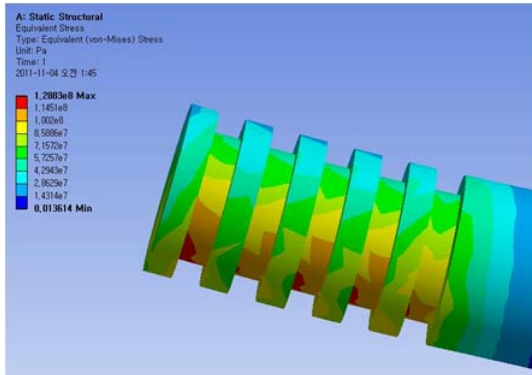


Fig. 6 Stress contour of joint part (steel bolt insert)

6. 정적구조시험 및 고유진동수 시험

구조 설계 및 해석에 의해 결정된 적층 방법으로 시제품을 제작하여 정적구조시험과 고유진동수 시험을 수행 하였다. 정적구조시험을 위한 분포 하중은 블레이드에 작용하는 분포하중을 블레이드 길이 방향으로 3 부분에 작용하는 집중하중으로 모사하여 적용하였다. 작용점에서의 하중 크기는 Fig. 7에 나타낸 바와 같이 분포하중에 의한 모멘트 선도에 근접하도록 각각의 작용점에서의 하중 크기를 설정하였다[5].

구조 설계에 적용된 안전계수는 1.5로서 구조 시험 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 5는 블레이드 끝 처짐과 변형율의 해석치 실험치의 비교 결과를 보여준다. 수직중하여 비록 적층각이 정확하지 않았지만 해석치와 실험치의 오차가 10% 이내임을 알 수 있다.

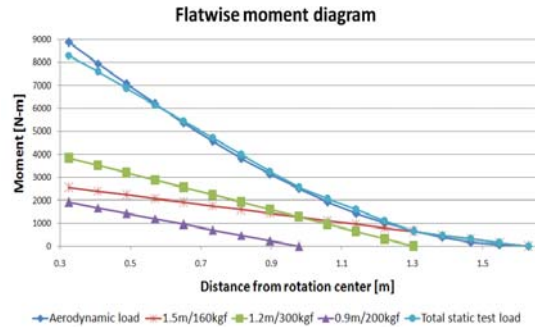


Fig. 7 Static strength test load

Table 5. 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 μ S	+236 μ S	6.8
Lower surface strain at B point	+191 μ S	211 μ S	10.5
Lower surface strain at C point	+560 μ S	583 μ S	4.1

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. 해석은 NASTRAN을 이용하여 수행하였다. 실험은 가속도계를 블레이드에 부착하고 충격 망치를 통해 획득된 동적 변형율을 FFT를 이용 분석하여 블레이드의 고유 진동수들을 획득하였다. 시험 결과 제작된 블레이드의 첫 번째 모드의 고유 진동수는 85Hz로 이론 해석치인 79Hz 보다 다소 높게 측정 되었지만 비교적 잘 일치함을 확인하였다. Table 6은 유한 요소 해석 결과와 시험 결과를 비교한 것이다. Fig. 8은 8 블레이드 시제품 제작 후 조립된 전체 형상을 보여주고 있다

Table 6. 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. 8 View of prototype propeller assembly with 8 blades

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 확인 하였다. 구조설계를 위한 설계하중은 여러 비행 운용조건을 분석 하여 가장 큰 설계하중을 도출 하였다. 구조 형상은 경량 및 구조안전성을 향상시킬 수 있는 스킨-스파-폼 샌드위치 구조 형식을 채택하였으며 구조 설계는 블레이드 스펠방

향으로 작용하는 각 하중에 따라 적층수를 조절 하여 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 한국항공우주산업에서 위탁시행한 2011년도 R&D 선행연구과제의 일환으로 수행된 연구임.

참 고 문 헌

1. Adkins, C.N., Design of Optimum Propellers, J. of Propulsion and Power, Vol.10, No.5, Sept-Oct, 1994, pp.676~682.
2. McCormick, B.W., Aerodynamic Aeronautics and Flight Mechanics, John Wiley & Sons, Inc., 1995, pp.291-319.
3. Harry S. Wainauski et al., Airfoiled Blade United State Patent, Patent Number: 4,830,574, Date of Patent: May 16 1989.
4. 공창덕, 박현범, 이경선, 최원, 2011, "터보프롭 항공기 프로펠러 블레이드의 스킨-스파-폼 샌드위치 복합재 구조 설계 연구", 한국항공우주학회 추계학술대회.
5. 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, 2006, pp.1382-1388.