creative commons

COMMONS DEED

저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:

저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.

비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.

변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 이용허락규약(Legal Code)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

Disclaimer

dCollection

[UCI]I804:24011-200000263461

2012년 8월
석사학위논문

중형 항공기 고효율 경량화 복합재 프로펠러 블레이드의 설계 연구

조 선 대 학 교 대 학 원

항 공 우 주 공 학 과

이 경 선

중형 항공기 고효율 경량화 복합재 프로펠러 블레이드의 설계 연구

- A Study on Design of High Efficiency and Lightweight Composite Propeller Blade of Regional Aircraft -

2012 년 8 월 24 일

조 선 대 학 교 대 학 원

항 공 우 주 공 학 과

이 경 선

중형 항공기 고효율 경량화 복합재 프로펠러 블레이드의 설계 연구

지도교수 공 창 덕

이 논문을 공학 석사학위신청 논문으로 제출함

2012 년 4 월

조 선 대 학 교 대 학 원

항 공 우 주 공 학 과

이 경 선

이경선의 석사학위 논문을 인준함

위원장 조선대학교 교수 김 태 규 (인)

위 원 조선대학교 교수 공 창 덕 (인)

위 원 호원대학교 교수 박 현 범 (인)

2012 년 5 월

조 선 대 학 교 대 학 원

목 차

LIST OF FIGURES vi

LIST OF TABLES viii

ABSTRACT xii

제 1 장 서 론 1
제1절 개 요 1
제2절 문헌 조사 7

제 2 장 설계 개요 3
제1절 설계 및 해석 절차 3
제2절 설계 요구 조건 4

제 3 장 공력설계 및 성능해석 5
제1절 기본이론 5
1. 운동량 이론(Momentum Theory) 5
2. 블레이드 요소 이론(Blade Element Theory) 6
3. 와류 이론(VorTheory) 8
제2절 고효율 블레이드 공력설계 9
1. 공력설계 절차 및 방법 9
2. 공력설계 결과 12
제3절 공력 성능 해석 14
1. 성능 해석 절차 및 방법 14
2. 성능 해석 결과 및 검증 17

제 4 장 경량 블레이드 구조설계 19
제1절 설계개요 및 해석 절차 19
제2절 하중 계산 20
제3절 기본 구조 형상 및 재질 선정 22
제4절 스파 설계 23
1. 단순 설계 방법에 의한 스파 플랜지 및 스파 웹 설계 23
2. 혼합 설계 방법에 의한 스파 플랜지 및 스파 웹 설계 25
제5절 스킨 설계 28

제 5 장 블레이드 설계 개선 및 구조 해석 29
제1절 1차 설계 개선 및 구조 해석 29
제2절 2차 설계 개선 및 구조 해석 30
제3절 3차 설계 개선 및 구조 해석 32
제4절 복합재료 프로펠러 블레이드 최종 구조 해석 33
1. 선형 정적 해석 33
2. 좌굴 해석 36
3. 고유진동수 해석 및 공진 가능성 검토 37
제5절 경량화 구조 설계 평가 39

제 5 장 연결부위 설계 및 해석 41

제 7 장 복합재료 블레이드 시제품 제작 43

제 8 장 복합재료 블레이드 구조 시험 48
제1절 구조 시험 절차 48
제2절 고유진동수 측정 시험 50
제3절 정 하중 구조 시험 52

제 9 장 결 론 55

참 고 문 헌 56

LIST OF FIGURES

Fig. 1 Flow of aerodynamic and structural design 3

Fig. 2 Idealized flow model for application of classical momentum theory 6

Fig. 3 Velocities and forces acting on a propeller blade 7

Fig. 4 Geometry of vortex sheet and velocities in propeller slipstream far downstream 8

Fig. 5 HS1 Series Airfoil 11

Fig. 6 Aerodynamic design result of propeller assembly 12

Fig. 7 Aerodynamic configuration of the proposed propeller blade 13

Fig. 8 Calculated Cp and Ct at each spanwise station 18

Fig. 9 Aerodynamic performance analysis results using commercial CFD code, ANSYS 18

Fig. 10 Structural design procedure of propeller 19

Fig. 11 Force vector on a propeller blade 20

Fig. 12 Bending moment diagram at design load case 1, 2, 3 21

Fig. 13 Bending moment diagram and shear force diagram of load case 3 21

Fig. 14 Modified configuration 22

Fig. 15 Acting stresses on spar flange 23

Fig. 16 Acting stresses on spar wed 24

Fig. 17 Acting stresses on spar flange 25

Fig. 18 Acting stresses on spar wed 26

Fig. 19 Shear flow of skin and spar web 28

Fig. 20 Mesh generation of the first modified blade 29

Fig. 21 Deformed configuration of blade 30

Fig. 22 Mesh generation of the second modified blade 31

Fig. 23 Mesh generation of the third modified blade 32

Fig. 24 Spanwise stress distribution of skin (1st ply) 34

Fig. 25 Spanwise stress distribution of spar (23th ply) 34

Fig. 26 Structural safety of skin based on Tsai-Wu failure criteria 35

Fig. 27 Structural safety of spar based on Tsai-Wu failure criteria 35

Fig. 28 Deformation of blade structure 36

Fig. 29 First buckling mode shape 36

Fig. 30 First flap mode shape 37

Fig. 31 First lead lag mode shape 37

Fig. 32 First torsional mode shape 38

Fig. 33 Campbell diagram of the designed blade 38

Fig. 34 Flow of structural design modification 40

Fig. 35 Force vector on a joint 41

Fig. 36 Sketch of joint 42

Fig. 37 Mesh generation of the join 42

Fig. 38 Stress contour of Joint and blade 42

Fig. 39 Complete manufactured prototype blade 43

Fig. 40 Structural test procedure of propeller 48

Fig. 41 Static test system 49

Fig. 42 Eigenvalue test result 51

Fig. 43 Static strength test loads using 3 point loading method 52

Fig. 44 Static test of the prototype blade 53

Fig. 45 Deflection configuration of structural tested blade 53

LIST OF TABLES

Table 1. Design point for propeller 4

Table 2. Aerodynamic design results 12

Table 3. Blade angle and chord length distribution at each blade section 13

Table 4. Comparison between performance of 6 blades and 8 blades 17

Table 5. Comparison between theoretical analysis results and numerical analysis results using ANSYS 18

Table 6. Load cases for structural design 21

Table 7. Mechanical properties of materials 22

Table 8. Conceptual design results of spar 27

Table 9. Conceptual design results of skin 28

Table 11. Structural analysis results of the first modified blade 29

Table 10. Structural analysis results of the second modified blade 31

Table 12. Structural analysis results of the third modified blade 32

Table 13. The weight reduction depending on three-step midifed structural design 39

Table 14. Comparison weight between commercial and developed blade 39

Table 15. Mechanical properties of materials : SAE J2340 - 1200M 41

Table 16. Specification of the static test system 49

Table 17. Specification of the natural frequencies test system 49

Table 18. Comparison between measured and predicted natural frequencies ... 51

Table 19. Simulated design load for static test 52

Table 20. Comparison between predicted and measured strains and tip deflections 53

NOMENCLATURE

a	Induced Velocity Factor
a	Axial interference factor
a'	Rotational interference factor
A	Tip loss factor
A	Section area
b	Number of blades
b_f	Dimension of spar flange
b_w	Dimension of spar web
B	Tip loss factor
c	Thrust parameter
C_d	Blade section drag coefficient
C_l	Blade section lift coefficient
C_p	Power coefficient
C_r	Blade section chord
C_T	Thrust coefficient
C_x	Torque force coefficient
C_y	Thrust force coefficient
d_j	Diameter of joint
D	Propeller diameter
D'	Drag force per unit radius
E	spinner or nacelle radius
E	Elastic modulus
$\overline{E}$	Equivalent elastic modulus
f_{tux}	Ultimate tensile strength

F	Prandtl momentum loss factor
F_x	Axial force
F_y	Transverse force
G	Circulation function
HP	Engine horse power
I_z	Moment of inertia
J	Advance ratio
K	Goldstein momentum loss factor
$K_{(r)}$	Correction factor
L'	Lift force per unit radius
M	Bending moment
M_0	Pitching moment at zero lift
n	Propeller rps
N	Propeller rotation speed
p	Pitch
P	Power into propeller
P_c	Power coefficient
P_o	Profile drag power
Q	Torque
Q_z	Shear flow
r	Propeller radius
$S.F$	Safety factor
T	Thrust
T_c	Thrust coefficient
V'	Corrected inflow velocity through propeller disc
V_F	Flight velocity
V_t	Tip speed due to rotation

V_R	Resultant velocity at propeller blade section
X_t	Longitudinal compressible strength
w_n	Velocity normal to the vortex sheet
w_t	Tangential (swirl) velocity
α	Angle of attack
β	Blade angle
η	Propeller efficiency
ρ	Air density
σ	Local solidity
σ_1	Principal stress
σ_{crip}	Crippling strength
σ_s	Compressive strength
σ_{x_f}	Stress of spar flange
σ_{x_w}	Stress of spar web
τ_{xy_f}	Shear stress of spar flange
τ_{xy_w}	Shear stress of spar web
ϕ	Flow angle
ϕ_t	Flow angle at the tip
ψ	Section pitch angle
Ω	Propeller angular velocity

ABSTRACT

A Study on Structural Design of High Efficiency and Lightweight Composite Propeller Blade of Regional Aircraft

by Lee, Kyung-Sun
Advisor : Prof. Kong, Chang-Duk Ph. D.
Department of Aerospace Engineering,
Graduate School of Chosun University

Recently, the need for developing the environmental and eco-friendly aircrafts with increased fuel efficiency is being emphasized as an eco-friendly requirement in response to high oil prices. Aircrafts take up 3-5% of the world's carbon dioxide emission amount and the aircraft industry is placed at the top in the emission amount as a single industry. The amount of carbon dioxide being discharged in high altitude atmosphere is larger than that being discharged by every vehicle on the earth. Accordingly, it is necessary to develop the next-generation eco-friendly & high fuel efficiency engine technology to enhance the fuel efficiency and aerodynamic performance of aircrafts for the purpose of reducing carbon dioxide emission amount prior to collecting and dealing with air pollution substances being discharged.

Many studies for advanced turboprop were performed. Among the previous studies, Roy H. Lange performed research about a review of advanced turboprop transport aircraft in 1986. F. Farassat et al. performed the study on advanced turboprop noise prediction based on recent theoretical results in 1987. This paper deals with the

development of a high speed propeller noise prediction code at Langley Research Center. J. A. Liser et al. studied aeroacoustic design of a 6-bladed propeller in 1997. This paper show that tip mach number reduction is a very effective way of reducing noise levels, especially when the original mach number is nearly transonic. In 2006, Quentin R. Wald performed the study on aerodynamics of propellers. In this paper, the theory and the design of propellers of minimum induced loss is treated. In 1992, Takashi Yamane performed the study of aeroelastic tailoring analysis for advanced turbo propellers with composite blades. In this study, the aeroelastic model of advanced composite materials is proposed. Many studies have shown that the efficiency of advanced turboprop is higher than that of the current turbofan design. After many years of study, various aerodynamic design theories were proposed. However, little research work has been carried out to propose the design method of propeller structure.

In this work, aerodynamic and structural designs of the propeller blade for an advanced turboprop aircraft, which will be used for a next generation regional commercial aircraft in Korea, are carried out. In the aerodynamic design, the parametric studies are performed to decide an optimum aerodynamic configuration having a specific HS1 series airfoil. In structural design, the proposed propeller blade uses the carbon/epoxy composite skin and spar and urethane foam core sandwich type structure, so-called skin-spar-foam sandwich, is adopted. In order to confirm the initially designed propeller using the netting rule and the rule of mixture, the structural analysis including stress, eigen value and buckling analyses is performed using finite element code, MSC. NASTRAN. To finalize the proposed propeller structure design, the prototype propeller is manufactured, tested and compared with the structural analysis results.

제 1 장 서 론

최근 고유가, 친환경 요구 조건으로 친환경적이고 연료효율성이 증대된 항공기 개발의 필요성이 강조되고 있다. 항공기는 전 세계 이산화탄소 배출량의 3~5%를 차지하며 단일 산업으로는 배출량 1위이고, 지구상 모든 차량에서 배출되는 이산화탄소량보다 많은 양이 높은 대기권에서 배출되고 있다. 따라서 배출되는 공기오염물질의 회수 및 후처리에 앞서, 배출량을 저감하는 것을 목표로 항공기의 연료 효율과 항공 역학적 성능을 향상시키기 위해 차세대 친환경고효율엔진의 기술 개발이 필요하다.

프로펠러를 이용한 엔진은 다량의 공기에 운동량 변화를 주어 추력을 발생시키는 추진 장치로서 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 분석

되었다.

본 연구에서는 차세대 운송 시스템으로 연구 중인 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 구조 시험 및 고유진동해석을 수행하여 예측치와 비교함으로서 설계의 타당성과 구조 안전성을 최종 확인하였다.

제 2 장 설계 개요

제 1 절 설계 및 해석 절차

설계는 크게 공력 설계와 구조 설계로 나뉜다. 먼저 설계 요구조건으로부터 블레이드의 크기 및 비틀림 각, 깃 끝 속도비 등의 공력 설계를 수행하고, 공력 해석을 통하여 요구 성능 만족 여부를 검토한 후 설계를 개선하거나 확정하게 된다. 공력 설계 완료 후 구조에 영향을 미칠 하중을 분석하고 이를 바탕으로 구조 설계를 한다. 구조 설계결과는 변형률 및 응력분포를 확인하기 위한 정하중 해석, 고유진동수 해석, 좌굴 해석 등을 수행하여 블레이드에 대한 안정성을 판단한다. 다음으로 시제품 제작한 뒤 구조 시험을 통하여 구조해석결과와 비교를 통해 타당성을 검증하성 설계를 확정하게 된다[16]. Fig. 1은 이러한 설계 절차를 보여준다.

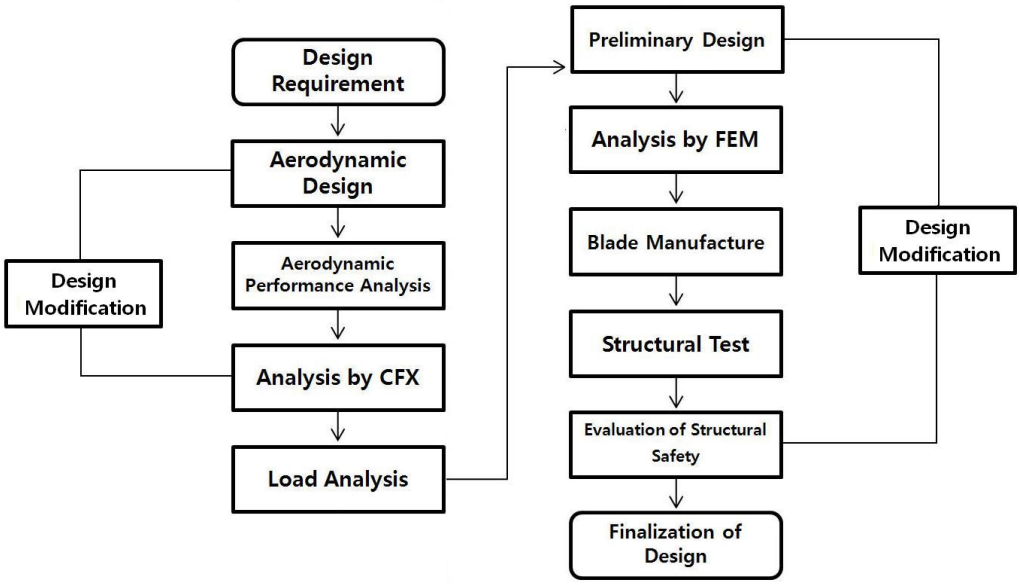


Fig. 1 Flow of aerodynamic and structural design

제 2 절 설계 요구 조건

본 논문에서는 터보프롭 중형 항공기를 연구대상체로 하여 설계를 수행하였다. 대표적인 터보프롭 중형 항공기로는 ATR(Avions de Transport Regional)사의 ATR72-500, Bombardier사의 Q400, 중국항공공업의 MA600 등이 있다. 터보프롭 중형항공기는 프로펠러의 회전속도 때문에 항공기의 최대속도에 한계가 있는 문제점으로 대형항공기에는 거의 사용되지 않았다. 그러나, 최근 향상된 기술력으로 터보프롭 중형항공기에 장착되는 엔진 및 프로펠러의 효율이 매우 우수해졌다. 터보프롭 항공기에서 프로펠러는 고속으로 비행할 수 있는 추력을 얻기 위해 가장 효율적으로 개발되어야 하며 에너지 절감 및 친환경적인 이유로 고강도 경량화가 요구된다.

본 논문에서 ATR72-500 항공기를 대상체로 하여, 터보프롭 중형 항공기에 적용 가능한 프로펠러를 설계하였다. 아래 Table. 1에는 설계 요구 조건을 나타내었다[12].

Table 1. Design point for propeller

Parameter	Values
Cruising altitude(m)	5,200
Flight Speed(m/s)	142
Rotation Speed(rpm)	980
Power(HP)	2229
Blade Airfoil	HS1

제 3 장 공력설계 및 성능해석

제 1 절 기본이론

프로펠러의 이론에는 크게 3가지로 운동량이론(Momentum Theory), 블레이드 요소이론(Blade Element Theory) 및 와류 이론(Vortex Theory) 등이 있다.

1. 운동량 이론(Momentum Theory)

이 이론은 프로펠러의 성능을 예측하는데 정확한 이론은 아니지만 간단한 방법으로 유도속도의 추정과 실제로는 얻을 수 없는 프로펠러의 이상적인 효율을 추정할 수 있다는 점에서 고려할만한 이론[6]이다. 이 이론의 가정을 살펴보면 다음과 같다.

1) 프로펠러를 Actuator Disk로 가정한다.
2) Disc의 앞, 뒷면의 속도는 일정하다.
3) 압력은 Disc 전체에 걸쳐 균일하게 작용한다.
4) 유동의 회전(Rotational Flow)은 무시한다.
5) 유동은 비압축성이다.

또한 유동에 대해 식으로 간단히 표현하면 다음과 같다.

$$
\begin{aligned}
&V_3 = V_0 + 2\omega, \quad V_1 = V_0 + \omega \\
&V_p = (V_0 + V_3)/2 \\
&\text{추력}: T = 2\rho A(V+\omega)\omega \\
&\text{동력}: P = 2\rho A\omega(V+\omega)^2 \\
&\text{효율}: \eta i = TV/(T(V+\omega))
\end{aligned}
\tag{1}
$$

여기에서 유도속도 ω는,

$$\omega = \frac{1}{2}(-V + (V^2 + (\frac{2T}{\rho A}))^{\frac{1}{2}} \tag{2}$$

그러나 이 이론은 이러한 효율을 얻기 위한 형상이 주어지지 않는다는 단점이 있다.

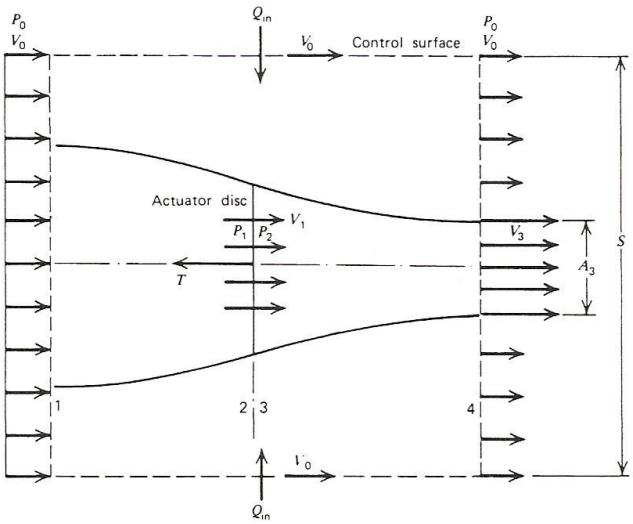


Fig. 2 Idealized flow model for application of classical momentum theory

2. 블레이드 요소 이론(Blade Element Theory)

운동량이론(Momentum Theory)의 단점인 형상이 주어지지 않는다는 점을 개선하기 위하여 제안된 이론으로 프로펠러 블레이드의 각각의 단면이 받음각과 마하수에 따른 양력과 항력의 2차원적 특성을 가진 각각 분리된 에어포일로 구성된다고 본다 [7~10].

결국 각 단면에 작용하는 추력과 토오크의 분포를 더하여 전체 프로펠러 블레이드에 작용하는 추력과 토오크를 구한다.

$$dT = \frac{1}{2}\rho V^2 b\, dr\, C_L[\frac{\cos(\psi+\gamma)}{\sin^2\psi\cos\gamma}] \tag{3}$$

$$dQ = \frac{1}{2}\rho V^2 b\, r\, dr\, C_L[\frac{\sin(\psi+\gamma)}{\sin^2\psi\cos\gamma}] \tag{4}$$

$$\eta = \frac{Output}{Input} = \frac{TV}{2\pi n Q} \tag{5}$$

식 (3), (4)를 프로펠러 블레이드의 허브에서 선단까지 적분을 하여 추력 T와 토오크 Q를 구한다. 그러나 이 경우에 있어서도 실제 프로펠러 블레이드에 의해 발생되는 유도속도를 고려하지 않았으므로 실제 프로펠러의 설계에 직접 사용하기에는 부적합하다. Fig. 3은 프로펠러 블레이드 단면에 작용하는 속도와 힘의 성분을 보여주고 있다.

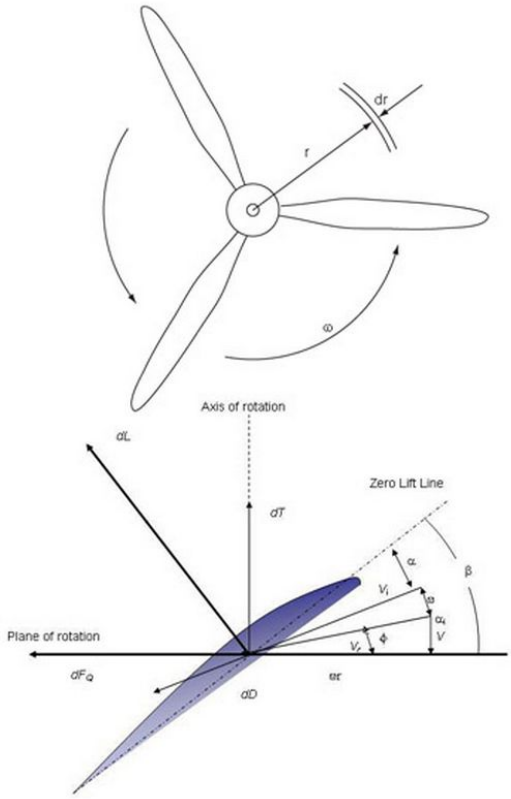


Fig. 3 Velocities and forces acting on a propeller blade

3. 와류 이론(Vortex Theory)

뒷전 와류(Trailing vortex)가 프로펠러의 회전하는 블레이드로부터 발생되고 나선형의 와류면(Vortex Sheet)의 형태로 하류 흐름(Down Slipstream)으로 내려갈 때 와류에 의한 운동량 손실이 최소가 되도록 간섭 계수(Interference Factor)등을 조절하여 프로펠러 전체의 추력과 동력을 구한다[7~10]. 프로펠러 회전 유동에 의한 와류의 기하학적인 형상을 Fig. 4에 제시하였다.

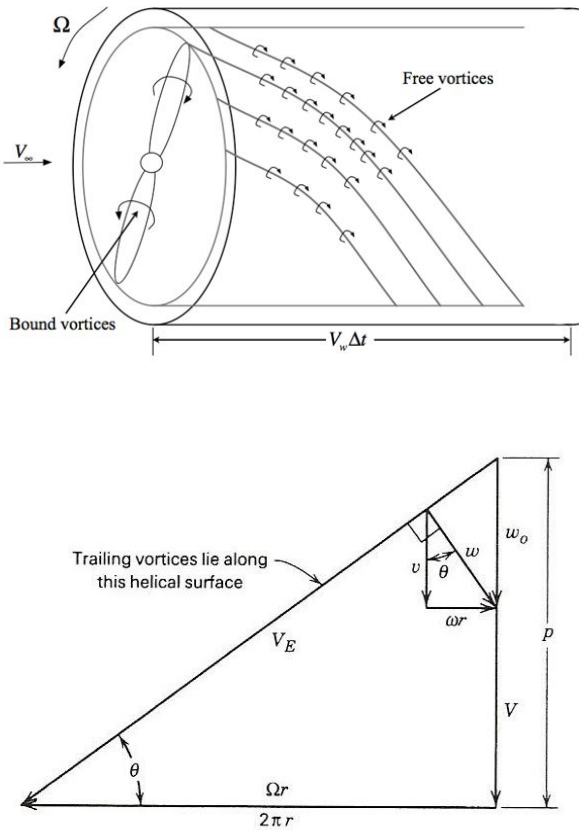


Fig. 4 Geometry of vortex sheet and velocities in propeller slipstream far downstream

제 2 절 고효율 블레이드 공력설계

공력설계는 와류이론과 블레이드 깃 요소 이론을 활용하여 설계하였으며, 블레이드 75% 지점의 시위길이와 블레이드 각 그리고 피치를 계산하여 이를 기준으로 시위/직경비 및 두께/시위비를 이용하여 각 지점의 형상을 결정하였다[6,9]. 본 연구에 적용한 이론적 수식은 아래에 명시한 바와 같다.

1. 공력설계 절차 및 방법

직경설계 : 선단손도 고정에 의한 방법을 사용하여 다음과 같은 식으로 구한다.

$$D = V_{tip} / (\pi \cdot N) \tag{6}$$

여기에서 선단속도는 운용고도 5,200m에서 음속인 ≒ 320m/s를 넘지 않아야 하는데 그 이유는 만약 선단(Tip)에서 음속을 넘었을 시는 압축성 효과로 인한 에너지 손실이 크기 때문이다.

진행율은 다음 식으로 정의 된다.

$$J = V_F / (N \cdot D) \tag{7}$$

스피너, 카울, 나셀 등에 기인된 공기 흐름의 외곡(distortion)을 고려하여 실제로 프로펠러에 유입되는 공기속도를 구하기 위한 아래와 같은 수정계수를 구한다.

블레이드의 형상항력에 의해 흡수된 동력은 다음 식으로 구하였다.

$$P_o = \frac{2\eta P}{3 V_F} \Omega R \left[\frac{C_d}{C_l} \right]_{a=0} = 0 \tag{8}$$

추력 파라미터(Parameter) c 는 다음 식을 이용 하였으며,

$$c = \frac{2(P - P_0)}{\pi D^2 \rho V_F^3} \tag{9}$$

유도속도계수(Induced Velocity Factor) : a의 계산

$$a^3 + 2a^2 + a - c = 0 \tag{10}$$

위의 식에서 a>0인 실근을 구하기 위해 Newton-Ralpshon Method를 이용한다.

즉, $f(a) = a^3 + 2a^2 + a - c$ $\qquad a_{i+1} = a_i - \frac{f(a_i)}{f'(a_i)}$

수정계수의 계산은 다음 식을 이용하였다.

$$K(r) = 0.7371(r/E)^{-0.4574} + 0.84 \tag{11}$$

프로펠러를 통과하는 공기의 상대속도와 절대속도를 앞의 수정계수를 이용하여 구한다.

$$V' = V(1+a)K(r) \tag{12}$$

$$V_R = \sqrt{(2\pi r N)^2 + V'^2} \tag{13}$$

계수 B : 블레이드의 가장 바깥 부위의 추력은 이상적 값보다 항상 적다. 이를 보정해 주기 위한 계수 B는 다음과 같다.

$$B = 1 - A \tag{14}$$

여기에서, $A = \frac{1.5958\sqrt{T/\rho}}{bDV_{TIP}}$

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 구하였다.

시위 길이의 계산,

$$C_r = \frac{4T(r/R)}{BRb\rho V_R^2 C_l} \tag{15}$$

블레이드각의 결정,

$$\beta = \tan^{-1}\frac{V'}{2\pi r N} \tag{16}$$

피치의 계산,

$$p = 1.50\pi R \tan\psi \tag{17}$$

블레이드 두께 결정 : 블레이드 두께 / 시위비를 이용하여 결정한다.

최근 프로펠러 블레이드에 적용하는 에어포일은 프로펠러 제작사의 고유 기술이며 그 정보는 극소수만 알려져 있다. Hamilton Standard 프로펠러 블레이드 에어포일은 PF1, HS1 그리고 HS2 계열이 있다[11]. PF1계열은 순항속도 마하수 0.8~0.85, HS1은 마하수 0.55 또는 그 이하이며 HS2는 마하수 0.55~0.7의 운영영역에 적합하게 개발되었다. 본 연구에서는 Hamilton Standard 프로펠러 블레이드 에어포일 HS1 계열을 적용하였다.

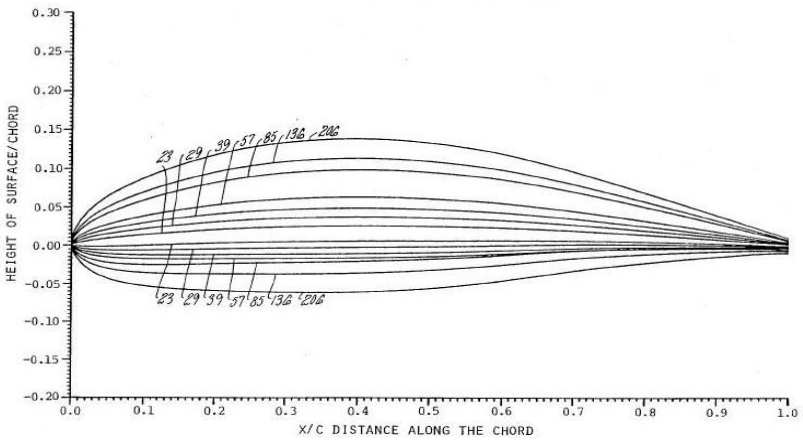


Fig. 5 HS1 Series Airfoil

2. 공력설계 결과

위와 같은 식에 의하여 본 연구에서 공기역학적으로 설계되어진 최종 프로펠러 블레이드 형상은 다음과 같다. HS1 익형을 가진 8개의 블레이드가 장착되며 직경은 4.07m 이다. 블레이드의 3차원 형상과 블레이드의 제원을 Table 2, 3과 Fig. 6, 7 에 명시하였다.

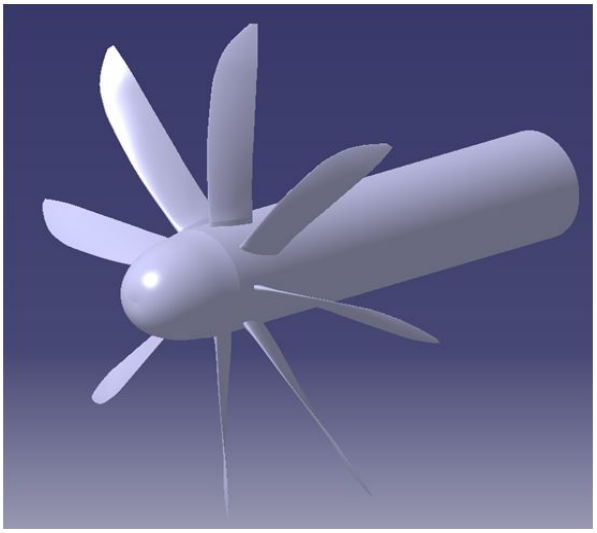


Fig. 6 Aerodynamic design result of propeller assembly

Table 2. Aerodynamic design results

Parameter	Values
Diameter(m)	4.07
Number of Blades	8
Blade root chord(m)	0.347
Blade Airfoil	HS1

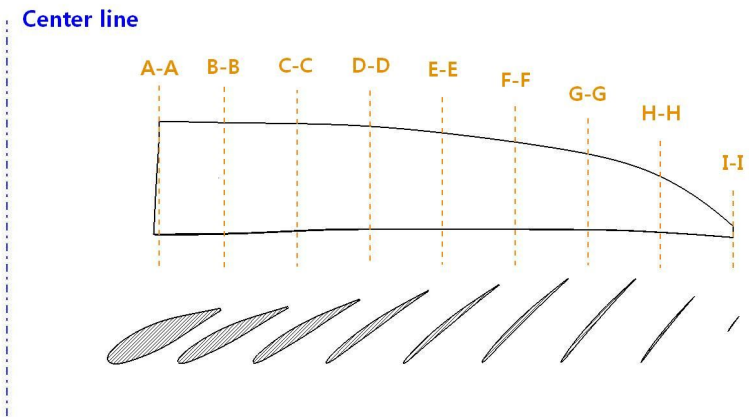


Fig. 7 Aerodynamic configuration of the proposed propeller blade

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

Section	r/R	β[deg]	c[mm]
A-A	0.20	65.453	347
B-B	0.30	63.602	347
C-C	0.40	59.575	348
D-D	0.50	55.076	352
E-E	0.60	50.760	348
F-F	0.70	46.094	338
G-G	0.80	41.862	318
H-H	0.90	39.180	248
I-I	1.00	35.999	53

제 3 절 공력 성능 해석

1. 성능 해석 절차 및 방법

결정된 공력 형상을 바탕으로 성능 해석을 수행하였다. 성능 해석을 위하여 와류이론을 바탕으로 이론적 배경을 확립한 다음 성능해석 프로그램을 작성하였다[9,10]. 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.

$$\psi = \beta - \alpha \tag{18}$$

예비설계에서 구한 피치각 ψ 값을 이용하여 C_x, C_y (Propeller force coefficients) 값을 구한다.

$$C_x = C_L \sin\psi + C_D \cos\psi \tag{19}$$

$$C_y = C_L \cos\psi + C_D \sin\psi \tag{20}$$

여기에서 C_L, C_D 값은 에어포일의 값을 사용한다.

위의 값들을 사용하여 간섭 계수(Interference Factor)들을 구한다. 여기에서, a는 축(Axial) 간섭계수이고, a'은 회전(Rotational) 간섭계수이다.

$$a = \frac{\sigma K}{F - \sigma K} \tag{21}$$

$$a' = \frac{\sigma K'}{F - \sigma K'} \tag{22}$$

Solidity 계산식은 다음과 같다.

$$\sigma = \frac{bc}{2\pi r} \tag{23}$$

Goldstein의 운동량 손실계수 계산은 다음 식과 같으며,

$$K = \frac{C_y}{4\sin^2\psi} \tag{24}$$

$$K' = \frac{C_x}{4\cos\psi\sin\psi} \tag{25}$$

Prandtl의 선단 손실계수 계산은 다음식과 같다.

$$F = \frac{2}{\pi} cos^{-1}\exp\left[-\frac{B(1-x)}{2\sin\psi_T}\right] \tag{26}$$

위에서 구한 간섭계수들의 값을 이용하여 ψ' 값을 계산한다.

$$\tan\psi' = \frac{V(1+a)}{\omega r(1-a')} = \frac{\lambda(1+a)}{x(1-a')} \tag{27}$$

$$\psi' = \tan^{-1}\frac{\lambda(1+a)}{x(1-a')} \tag{28}$$

만약 $|\psi - \psi'|$ 의 값이 허용오차 값 보다 작으면 반복계산을 끝내고 그때의 값 $(\psi_n, C_{x_n}, C_{y_n}, a_n, a_n')$들을 취하여 블레이드 단면의 추력계수와 동력계수를 구한다.

블레이드 단면의 추력계수와 동력계수는 다음식을 이용하여 구한다.

$$\frac{dC_T}{dx} = \frac{\pi^3}{4}(1-a')^2 x^3 \sigma C_y \sec^2\psi \tag{29}$$

$$\frac{dC_P}{dx} = \frac{\pi^4}{4}(1-a')^2 x^4 \sigma C_x \sec^2\psi \tag{30}$$

블레이드 전체 단면에 대해 (18) ~ (30) 까지의 계산을 수행한 다음 각각의 (29)와 (30)의 값들을 적분하여 전체 추력계수와(C_T), 동력계수(C_P)를 구한다. 이 값을 이용하여 전체 추력과 파워, 프로펠러 효율을 구한다.

$$T = C_T \rho n^2 D^4 \tag{31}$$

$$P = C_P \rho n^3 D^5 \tag{32}$$

$$\eta = \frac{C_T \cdot J}{C_P} \tag{33}$$

2. 성능 해석 결과 및 검증

초기 공력 형상 설계 결과는 6개 블레이드가 장착된 형태로 설계 되었으나 보다 효율을 증가 시킨 형태로 개선하기 위하여 설계방향이 변경되었다. 최종 블레이드 형상은 8개 블레이드로 선정되었으며, 설계된 블레이드의 직경은 4.07m이고 기존 프로펠러보다 낮은 동력으로 비슷한 추력을 발생시킬 수 있도록 효율이 증가되었다. 설계점 성능 해석 결과 효율은 0.89인 것으로 확인되었다. 또한 소음 해석 결과 기존 프로펠러 대비 약 5dB 낮은 저소음 형태로 설계되었다. Table 4에는 설계점 성능 비교 결과를 명시하였다.

Figure 8은 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 적용하였다. 프로펠러 주위의 영역은 actuator disc로 가정하여 MRF 기법을 적용하였다. Fig. 9는 ANSYS 해석 결과이다. Table 5에는 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[20].

Table 4. Comparison between performance of 6 blades and 8 blades

	ALT (m)	Mach	RPM	Dia. (m)	J	Cp	Thrust (kN)	Ct	Power (HP)	Efficiency
8 Blade	5,200	0.42	980	4.07	2.13	0.54	10.36	0.22	2229.54	0.89
6 Blade	5,200	0.42	980	3.95	2.20	0.57	10.68	0.23	2321.06	0.88

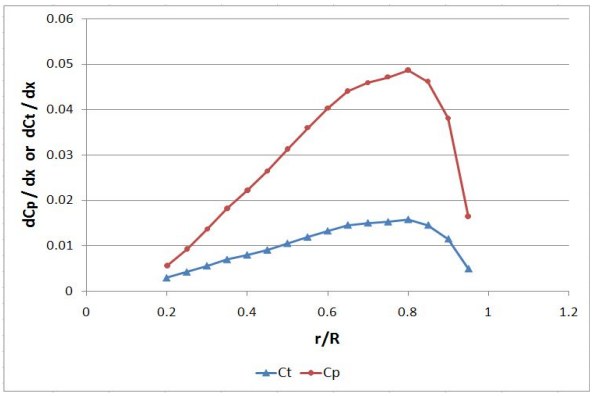


Fig. 8 Calculated Cp and Ct at each spanwise station

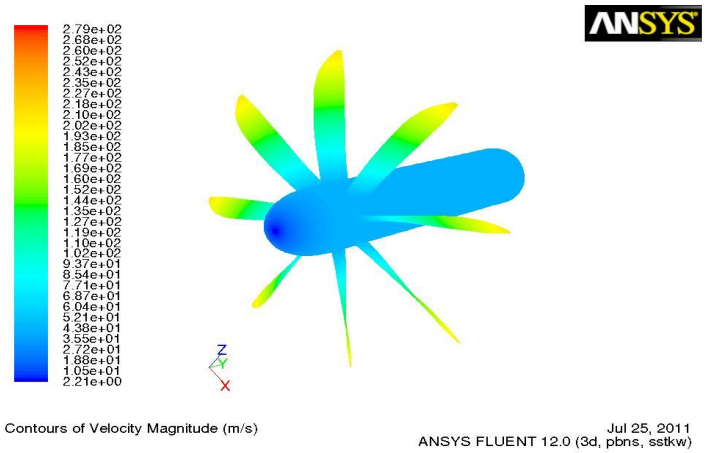


Fig. 9 Aerodynamic performance analysis results using commercial CFD code, ANSYS

Table 5. 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

제 4 장 경량 블레이드 구조설계

제 1 절 설계개요 및 해석 절차

프로펠러 블레이드 설계 요구 조건으로부터 공력 설계 결과와 공력 하중을 검토하여 구조 설계를 위한 하중을 정의하게 된다. 구조 하중 정의가 완료되면 유사 구조 형상을 이용하여 구조 설계를 수행한다. 이와 같이 설계된 구조의 안전성 판단을 위해 선형 정적 해석을 수행하여 응력 분포 및 변형량을 검토하고, 국부 좌굴 해석, 고유 진동수 해석을 통해 구조 설계 요구 조건 만족 여부를 검토한다[16]. 최종 설계 확정된 결과에 대해 설계 요구 조건 만족 여부를 검토하여 구조 안전성 및 안정성을 확인하고 설계를 확정하게 된다. 구조 설계 및 해석 절차를 Fig. 10에 명시 하였다.

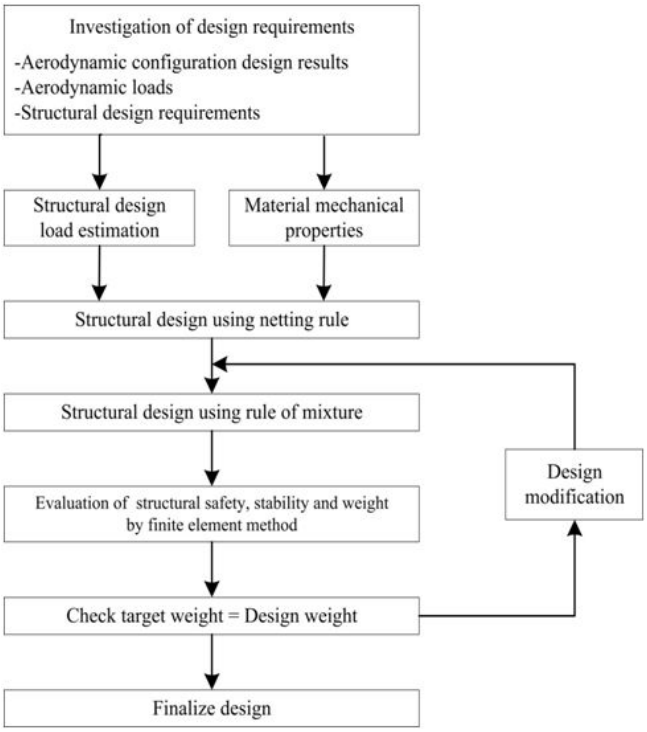


Fig. 10 Structural design procedure of propeller

제 2 절 하중 계산

설계에 적용되는 하중은 공력하중에 의한 전단력 및 굽힘 모멘트가 있으며, 여기에 원심 하중이 더해진다. 구조 설계 하중 산출 위해 공력 설계 시 계산한 추력과 토크에 의한 여러 경우의 하중을 분석하여 이로 부터 설계 하중을 계산하였으며, 원심하중은 운용 정격 회전수인 980rpm으로 회전하는 경우를 고려하였고, 아직 무게가 결정된 상태가 아니므로 최초 임의의 값을 가정하여 계산을 수행하고 반복계산(Iteration) 기법으로 계산하였다.

블레이드 단면에 작용하는 힘의 성분들은 다음과 같은 식으로 구할 수 있다[9].

$$T' = L'\cos\Phi - D'\sin\Phi = L'\cos\Phi(1-\epsilon\tan\Phi) \tag{34}$$

$$Q'/r = L'\sin\Phi - D'\cos\Phi = L'\sin\Phi(1+\epsilon\tan\Phi) \tag{35}$$

여기에서, $T' = \frac{1}{2}\rho W^2 BcC_y$, $Q'/r = \frac{1}{2}\rho W^2 BcC_x$

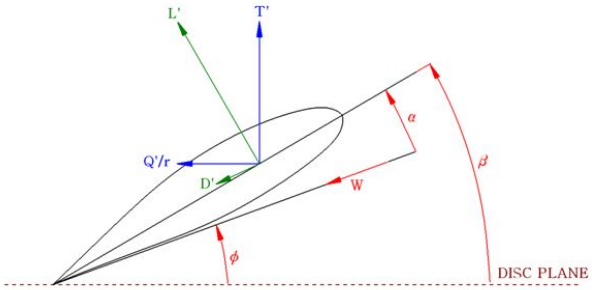


Fig 11. Force vector on a propeller blade

구조 설계 하중은 다양한 하중 조건이 있으나 본 연구에서는 크게 세 가지로 분류하여 검토하였다. Load case 1은 Cruise 조건으로 설정하였으며, Load case 2는 Loiter 상태, Load case 3은 Take off 상태이다. 세 가지 하중을 분석한 결과 Load case 3에서 가장 극한 상태로서 최대 모멘트가 발생하므로 구조 설계 하중은 Load

case 3에 기초하여 설계를 수행하였다. Fig. 12는 3 가지 설계 하중 조건에서 블레이드에 작용하는 굽힘 모멘트 선도를 나타내었고, Fig. 13은 Load case 3의 계산된 구조설계 하중을 보여준다.

Table 6. Load cases for structural design

	Flight condition	Power(HP)	Thrust(N)
Load case 1	Cruise	2229	10378
Load case 2	Loiter	1148	5229
Load case 3	Take off	3983	29055

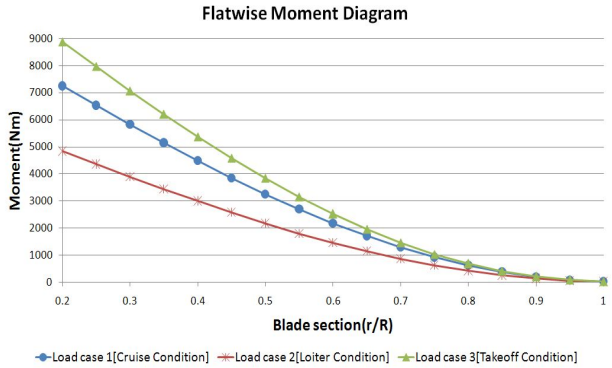


Fig. 12 Bending moment diagram at design load case 1, 2, 3

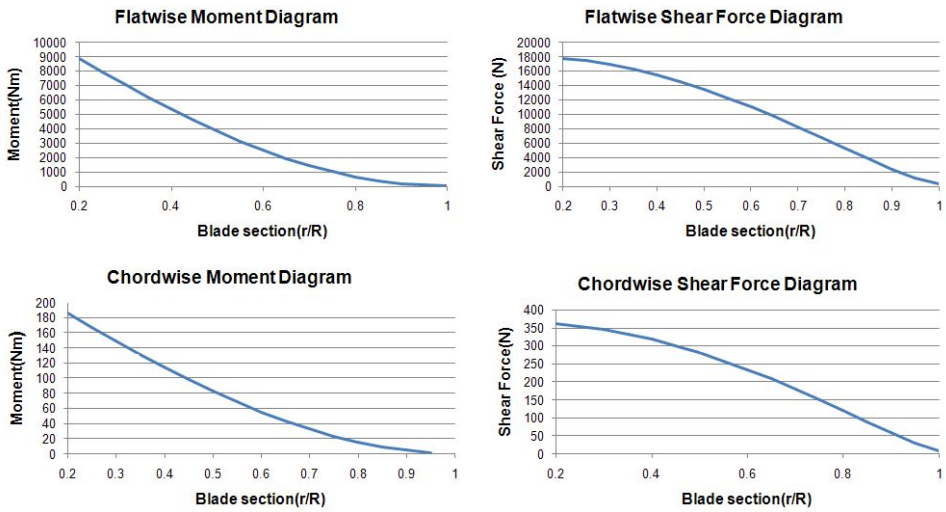


Fig. 13 Bending moment diagram and shear force diagram of load case 3

제 3 절 기본 구조 형상 및 재질 선정

프로펠러 블레이드 구조 형상은 경량이면서도 구조적 안정성 특성이 양호한 기존 유사급 HS 568F 프로펠러 등을 분석하여[14] 스킨-스파-폼 샌드위치 구조 형식을 채택하였다. 이는 최근 항공기 날개 뿐만 아니라 프로펠러 블레이드, 풍력 발전 블레이드 구조 설계 방안으로 다양하게 적용되고 있는 방법이다[19]. Fig. 14는 블레이드 단면의 구조 개념 형상을 보여주고 있다. 프로펠러 블레이드 재질은 항공기에 다양하게 적용되고 있는 Carbon/epoxy UD Prepreg 재질을 선정하였다. 적용된 재료의 기계적 물성치는 Table 7에 정리하였다.

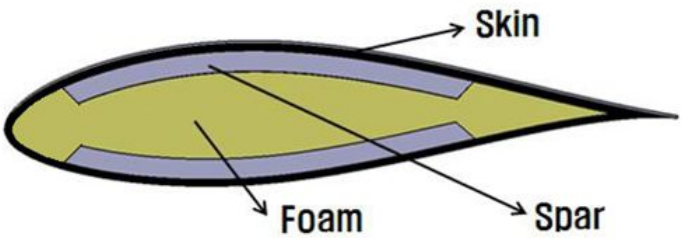


Fig. 14 Modified configuration

Table 7. 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/cm3)	1.5	0.1197
Ply thickness (mm)	0.125	12.5

제 4 절 스파 설계

1. 단순 설계 방법에 의한 스파 플랜지 및 스파 웹 설계

단순 설계 방법(Netting Rule)에 의한 설계 개념은 하중 방향으로 적층된 섬유만이 그 하중을 담당하며, 다른 방향으로 적층된 섬유는 강도에 기여하지 않는다고 가정하는 방법으로서 초기 개념 설계에 유용하다[16]. 스파 플랜지의 두께는 안전율 1.5를 고려하여 플랜지의 폭을 고정한 상태에서 두께를 예측하였다. 0°층 섬유가 플랜지에 작용하는 모든 하중을 받는다고 가정하여 (36)식의 조건을 만족하도록 설계하였다. 이 때 스파는 앵글 부재 형태이므로 크리플링(Crippling) 좌굴로부터 안전율을 고려한 압축 좌굴 허용 강도를 기준으로 하여 설계를 수행하였다. 압축 좌굴 강도 계산식은 (37)식과 같이 계산된다. 스파 플랜지의 응력 상태는 Fig. 15과 같다.

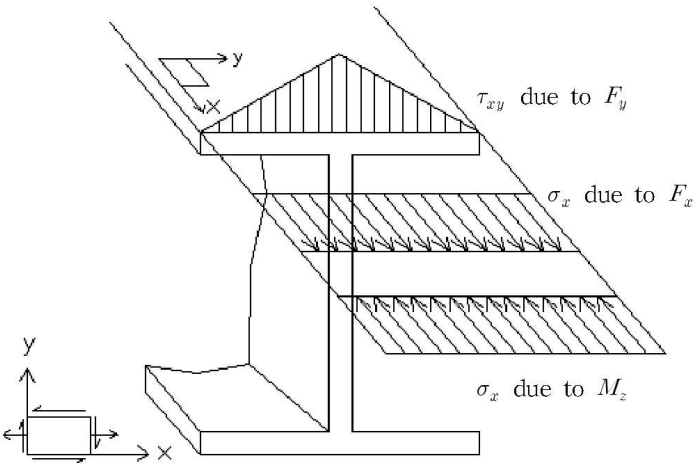


Fig. 15 Acting stresses on spar flange

$$\left|\frac{F_x}{A}+\frac{M_z(\pm y)}{I_z}\right| \le \left|\frac{X_t}{S.F}, \frac{\sigma_{crip}}{S.F}\right| \tag{36}$$

$$\sigma_{crip} \ge 0.065\sqrt{\sigma_s E} \tag{37}$$

여기서 F_x는 축하중, A는 단면적, M_z는 굽힘 모멘트, I_z는 단면 2차 관성 모멘트, X_t는 인장강도, σ_{crip}는 좌굴 허용 강도, $S.F$는 안전율, σ_s는 압축 강도, E는 축방향 탄성 계수를 의미한다.

본 연구에서 제시한 블레이드 구조 형상에는 웹이 존재 하지 않으므로, 이론식을 통한 초기 설계시 무한이 얇은 웹이 존재한다고 가정하여 설계한 다음 차후 제거하는 방식으로 설계를 수행하였다.

가정한 스파 웹의 응력 상태는 Fig. 16과 같고 스파 플랜지와 동일한 방법으로 아래와 같이 전단력을 기준으로 허용 응력을 고려하여 설계하였다.

$$\left|\frac{F_y}{A}\right| \le \left|\frac{X_t}{S.F}, \frac{\sigma_{crip}}{S.F}\right| \tag{38}$$

여기서 F_y는 횡하중을 의미한다.

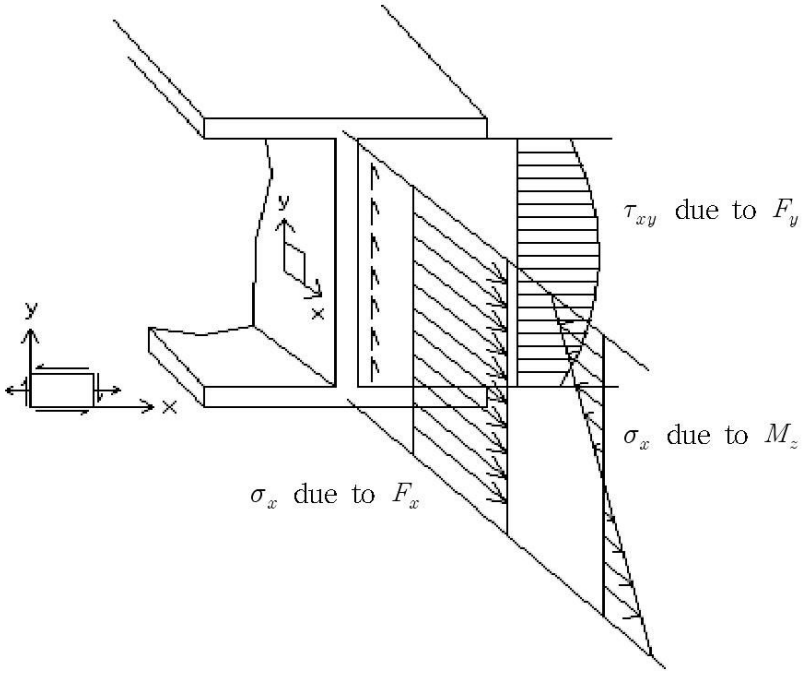


Fig. 16 Acting stresses on spar web

2. 혼합 설계 방법에 의한 스파 플랜지 및 스파 웹 설계

초기 구조 설계 결과를 혼합 설계 방법(Rule of Mixture)에 의하여 수정 설계 하였다. 혼합 설계 방법은 복합재료 설계시 하중 방향과 다른 방향으로 적층된 섬유도 원래 강도의 10%가 하중 방향에 기여한다는 이론으로서 보다 경량화된 설계 개념이다 [16]. 초기 설계에서 결정된 0° 방향 섬유에 ±45°, 90° 방향 섬유를 보완하여 최종 설계 결과를 도출하였다. 혼합 설계 방법에 의한 설계 결과는 준등방성(Quasi isotropic) 설계로서 복합재료 해석시에 일반 균일한 강체처럼 취급할 수 있고 복합재료의 성형시에 발생하는 재료의 비틀림 등의 변형을 방지할 수 있는 장점을 지니고 있다.

각 단면의 형상은 초기 구조 설계를 그대로 유지하여 CCD 프로그램을 이용하여 적층판 해석을 수행하였다. 적층판 강도해석 프로그램 CCD는 고전적층판이론(Classical laminate theory)을 이용한 구조 해석 프로그램으로서 적층 순서와 재질의 물성치를 입력 자료로 하여 적층판의 등가 탄성 계수를 계산한다. 계산된 등가 탄성 계수를 이용하여 초기 구조 설계 결과를 수정 설계 하였다.

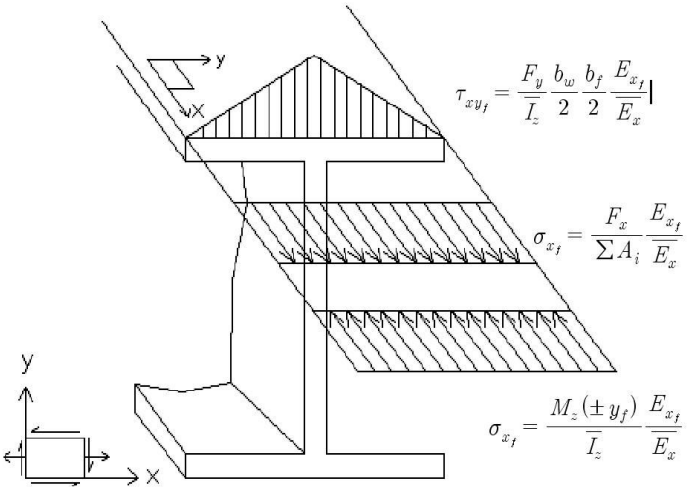


Fig. 17 Acting stresses on spar flange

스파 플랜지의 응력 상태는 Fig. 17과 같고 다음 (39)식과 (40)식을 만족하도록 설계를 수행하였다.

$$\sigma_{x_f} = \frac{F_x}{\sum A_i}\frac{E_{x_f}}{\overline{E_x}} + \frac{M_z(\pm y_f)}{\overline{I_z}}\frac{E_{x_f}}{\overline{E_x}} \tag{39}$$

$$\tau_{xy_f} = \frac{F_y}{\overline{I_z}}\frac{b_w}{2}\frac{b_f}{2}\frac{E_{x_f}}{\overline{E_x}} \tag{40}$$

여기서 σ_{x_f}는 스파 플랜지 응력, F_x는 축하중, E_{x_f}는 스파 플랜지 탄성계수, M_z는 굽힘 모멘트, $\sum A_i$는 스파 플랜지와 웹의 단면적, $\overline{E_x}$는 등가 탄성계수, $\overline{I_z}$는 스파 플랜지와 웹의 단면 2차 관성 모멘트, τ_{xy_f}는 스파 플랜지의 전단응력, F_y는 횡하중, b_w는 웹의 길이, b_f는 플랜지의 길이를 의미한다.

스파 웹의 응력 상태는 Fig. 18과 같고 다음 (41), (42)식을 이용하여 적층수를 결정하였다.

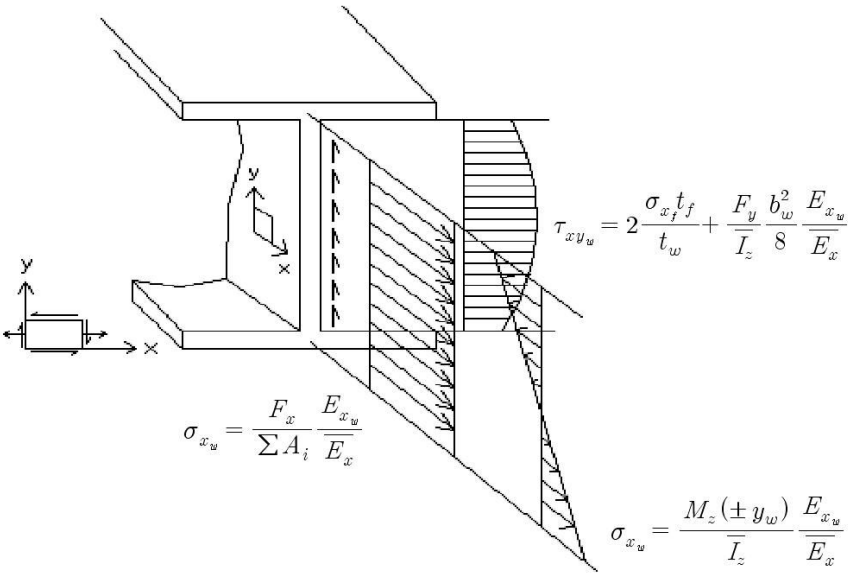


Fig. 18 Acting stresses on spar web

$$\sigma_{x_w} = \frac{F_x}{\sum A_i}\frac{E_{x_w}}{\overline{E_x}} + \frac{M_z(\pm y_w)}{\overline{I_z}}\frac{E_{x_w}}{\overline{E_x}} \tag{41}$$

$$\tau_{xy_w} = 2\frac{\sigma_{x_f} t_f}{t_w} + \frac{F_y}{\overline{I_z}}\frac{b_w^2}{8}\frac{E_{x_w}}{\overline{E_x}} \tag{42}$$

여기서 σ_{x_w}는 스파 웹 응력, E_{x_w}는 스파 웹 탄성계수, τ_{xy_w}는 스파 웹의 전단응력, t_f는 스파 플랜지 두께, t_w는 스파 웹의 두께를 위미한다. 스파 플랜지의 적층 형태를 Table 8에 명시하였다.

Table 8. Conceptual design results of spar

Station	Spar flange	Plies
Station 1 (Root)	[$(\pm 45,0_4,90)_{10}$]s	140
Station 2-1	[$(\pm 45,0_4,90)_6,\pm 45,0_3$]s	94
Station 2-2	[$(\pm 45,0_4,90)_4,\pm 45$]s	60
Station 3-1	[$(\pm 45,0_4,90)_3,\pm 45,0$]s	48
Station 3-2	[$(\pm 45,0_4,90)_2,\pm 45,0_2$]s	36
Station 4-1	[$(\pm 45,0_4,90)_2$]s	28
Station 4-2	[$\pm 45,0_4,90$]s	14

제 5 절 스킨 설계

스킨은 스파 플랜지와 스파 웹의 설계 결과를 바탕으로 블레이드 상하면 스킨 부위에 작용하는 전단 흐름을 고려하여 아래 (43)식과 (44)식을 이용하여 닫힌 단면 구조 부재의 전단 흐름을 계산하는 방법으로 허용 응력에 따른 적층수를 결정하였다[16]. 스킨 설계 경우 통상 좌굴을 고려하여 설계를 보완하여야 하나 유한요소 해석을 통한 상세 설계 단계에서 좌굴을 확인하여 복잡성을 피하고 최종 샌드위치 구조로 변경하기 위하여 초기 설계 단계에서는 좌굴을 고려하지 않았다. Table 9에는 적층형태를 명시하였다.

$$q_i = -\frac{Q_y I_z - Q_z I_{yz}}{I_y I_z - I_{yz}^2}\sum A_i y_i - \frac{Q_z I_y - Q_y I_{yz}}{I_y I_z - I_{yz}^2}\sum A_i z_i + q_0 \tag{43}$$

$$\tau_{allow} = \frac{q_i}{t} \tag{44}$$

여기서 q_i는 y방향 성분의 합, Q_z는 z방향 성분의 합, I_z, I_y, I_{yz}는 단면 2차 관성 모멘트, Q_z는 전단흐름, $\sum A_i y_i$는 도심을 통과하는 y축에 관한 단면 1차 관성 모멘트, $\sum A_i z_i$는 도심을 통과하는 z축에 관한 단면 1차 관성 모멘트를 의미한다.

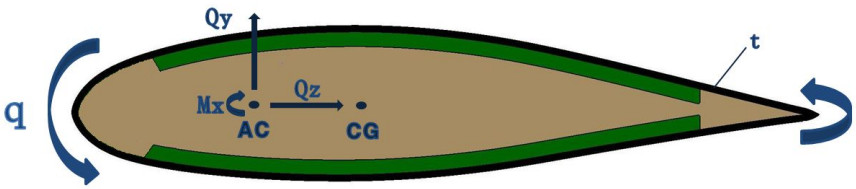


Fig. 19 Shear flow of skin and spar web

Table 9. Conceptual design results of skin

Station	Skin	Plies
Station 1~5-1	[$\pm 45_2$,0,90,$\pm 45_2$]s	20
Station 5-2(Tip)	[$\pm 45_2$,0]s	10

제 5 장 블레이드 설계 개선 및 구조 해석

제 1 절 1차 설계 개선 및 구조 해석

1차 블레이드 구조 설계 결과는 상용 유한 요소 해석 코드를 활용한 응력, 변위, 좌굴 및 고유 진동수 해석을 통하여 구조 안전성을 검토하였다. 본 연구의 구조 해석에 사용된 하중은 공력 해석을 통해 계산된 분포 하중을 블레이드 길이방향으로 각 구획에 적용하고, 블레이드 회전에 의한 원심 하중을 동시에 적용하여 해석을 수행하였다 [18]. 해석결과 스킨 전연부에서 높은 응력이 검토되어 설계 개선이 요구되는 것으로 분석되었다. Fig. 20은 유한요소 해석을 위한 격자 생성 모습을 보여주고 있고, Table 10은 구조해석 결과를 나타내었다.

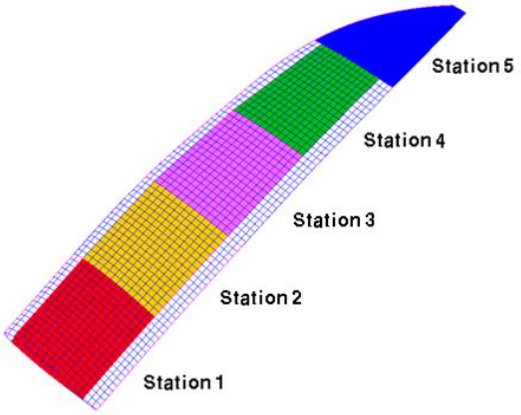


Fig. 20 Mesh generation of the first modified blade

Table 10. Structural analysis results of the first modified blade

Analysis results		
Skin	Compression stress	55.7 MPa
	Tension stress	199 MPa
Spar	Compression stress	50.3 MPa
	Tension stress	132 MP
Displacement		24 mm
First buckling load factor		2.67

제 2 절 2차 설계 개선 및 구조 해석

본 연구에서 1차 구조 설계 및 해석 결과를 분석한 후, 블레이드 전연 부위의 접합성을 향상시키기 위하여 스파의 형상을 블레이드 전연 부위까지 적층되는 형태로 구조 형상을 변경하여 2차 설계를 수행하였다. 또한 변경된 구조에는 유체-구조 연성 해석 기법을 제안하기 위하여 공력 하중을 구조 모델에 직접 적용하는 방안을 구축하였다. 따라서 공력 해석에 사용한 격자와 하중을 구조 해석 프로그램으로 연동하여 해당 영역의 구조 설계 결과를 적용하고 구조 해석을 수행하였다. 하중 조건은 프로펠러 운용 과정에서 피치각이 변하는 4가지 경우로서 각각의 경우는 beta43.51, beta43.51max, beta48.34, beta53.18 로 정의되었다. 구조 해석 결과를 검토한 결과 case 2, 3, 4 경우 전반적으로 응력이 높은 것으로 검토되었다. 따라서 블레이드는 회전하는 구조물로서 피로 수명 등을 고려할 때 현재 적층수에서는 응력이 높으므로 설계 개선이 요구되는 것으로 분석되었다. Fig 21은 개선된 블레이드 단면의 구조 개념 형상을 보여주고 있으며 Fig 22는 격자 생성 모습을 Table 11은 구조해석 결과를 보여준다.

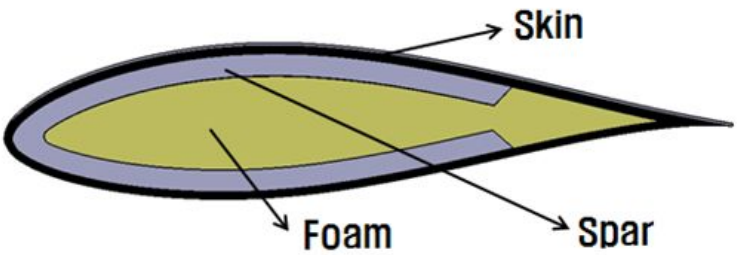


Fig. 21 Deformed configuration of blade

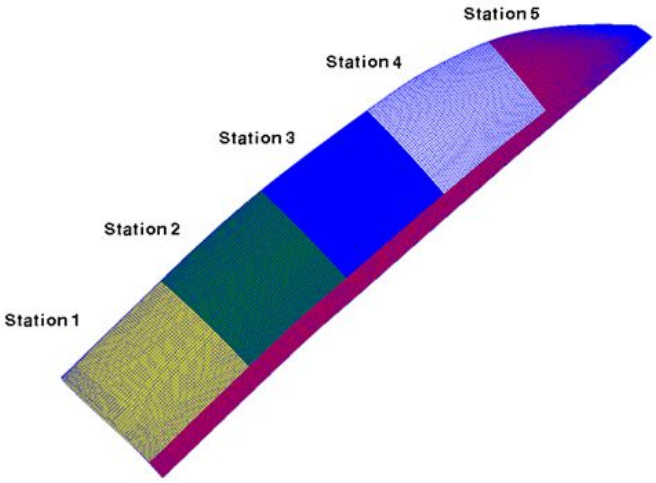


Fig. 22 Mesh generation of the second modified blade

Table 11. Structural analysis results of the second modified blade

		Case 1	Case 2	Case 3	Case 4
Skin	Compressive stress	35.2 MPa	367 MPa	373 MPa	424 MPa
	Tensile stress	39.5 MPa	174 MPa	180 MPa	209 MPa
Spar	Compressive stress	25.6 MPa	360 MPa	361 MPa	283 MPa
	Tensile stress	27.7 MPa	277 MPa	271 MPa	431 MPa
Displacement		53 mm	174 mm	3.3 mm	207 mm
Buckling load factor	1st	100	15	30	4
	2nd	132	21	35	5

제 3 절 3차 설계 개선 및 구조 해석

1, 2차 구조 설계 결과를 분석/검토한 결과 다양한 운용 하중 중, 일부 경우에서 높은 응력이 검토되어 3차 구조 설계 변경을 통해 최종 구조 설계 결과를 도출하였다. 3차 설계 변경에서는 블레이드 뿌리 부위 적층수를 증가시키고 각 스파 영역을 세분화 하여 경량화 설계를 수행하였다. 구조 형태는 2차 구조 설계에서 변경한 전연 부위 접합 성능을 향상한 구조와 동일한 형태로 최종 결정하였다. Fig. 23은 세분화된 스파 위치와 격자 생성 모습을 보여주고 있다. Table 12는 최종 결정된 각 영역별 스파 및 스킨의 적층수를 보여주고 있다.

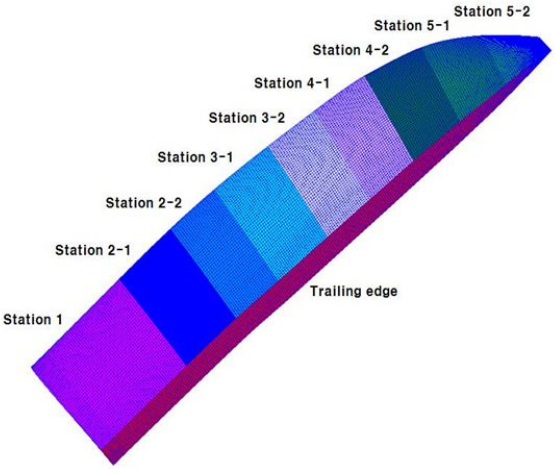


Fig. 23 Mesh generation of the third modified blade

Table 12. Structural analysis results of the third modified blade

Station	Spar flange	Plies
Station 1 (Root)	[(±45,04,90)10]s	140
Station 2-1	[(±45,04,90)6,±45,03]s	94
Station 2-2	[(±45,04,90)4,±45]s	60
Station 3-1	[(±45,04,90)3,±45,0]s	48
Station 3-2	[(±45,04,90)2,±45,02]s	36
Station 4-1	[(±45,04,90)2]s	28
Station 4-2	[±45,04,90]s	14
Station	**Skin**	**Plies**
Station 1~5-1	[±452,0,90,±452]s	20
Station 5-2(Tip)	[±452,0]s	10

제 4 절 복합재료 프로펠러 블레이드 최종 구조 해석

개선된 최종 블레이드 구조 설계 결과에 대하여 상용 유한 요소 해석 코드를 활용하여 구조 안전성을 검토하였다. 구조 해석은 응력, 변위, 좌굴 및 고유 진동수 해석을 통해 구조 설계 결과의 타당성을 제시하였다[16]. 최종 구조 해석의 경우 또한 공력 해석을 통해 분석된 공력 하중이 구조 하중 모델에 바로 적용될 수 있는 방안을 적용하였다. 따라서 단계적인 검토를 통해 공력 해석에 사용한 격자와 하중을 구조 해석 프로그램으로 입력하여 해당 영역의 구조 설계 결과를 연동하여 구조 해석을 바로 수행하였다. 하중 조건은 프로펠러 운용 과정에서 피치각이 변하는 4가지 경우로서 각각의 경우는 beta43.51, beta43.51max, beta48.34, beta53.18 로 정의되었다. 4가지 경우 중에 가장 극한 상태인 beta53.18 의 구조 해석 결과를 다음에 명시하였다.

1. 선형 정적 해석

블레이드의 선형 정적 해석 결과 스킨의 최대 압축 응력은 84MPa 이며, 인장 응력은 90MPa 로 확인되었다. 스파 플렌지의 압축 응력은 74MPa, 인장 응력은 69MPa 로 검토되었다. Tsai-Wu 파손 이론에 의한 안전율 검토한 결과 1 이하이면 안전한데 스킨은 0.4로 확인되었으며 스파는 0.3으로 검토되어 충분한 안전율을 확보한 것으로 확인되었다. 변형 해석 결과는 42mm 로 블레이드 끝단 부위에서 확인 되었으며 전체 응력을 검토한 결과 충분히 안전율을 확보한 구조로 설계되었음을 확인하였다.

Figure 24는 블레이드의 스킨 부위 응력 분포를 보여주고 있으며, Fig. 25는 스파 부위의 응력 분포이다. Fig. 26, 27은 스킨 및 스파의 안전율 검토 결과이다. Fig. 28은 변형 해석 결과를 보여준다.

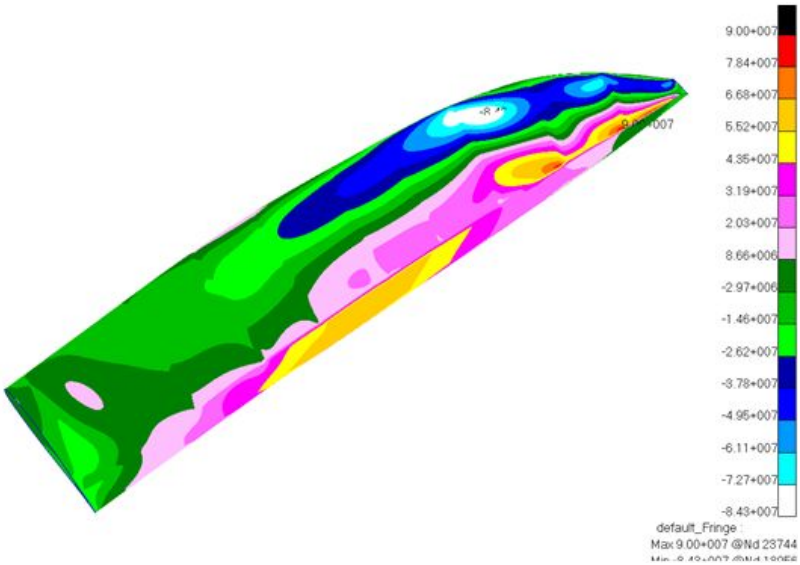


Fig. 24 Spanwise stress distribution of skin (1st ply)

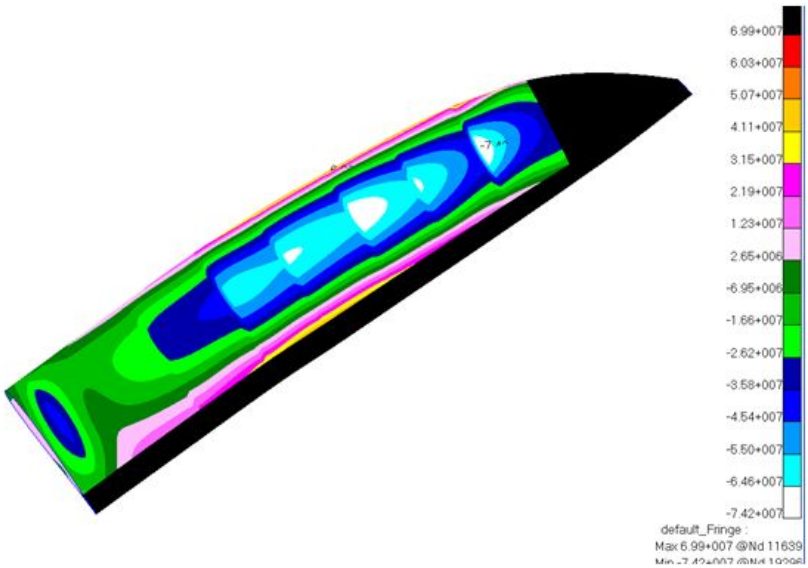


Fig. 25 Spanwise stress distribution of spar (23th ply)

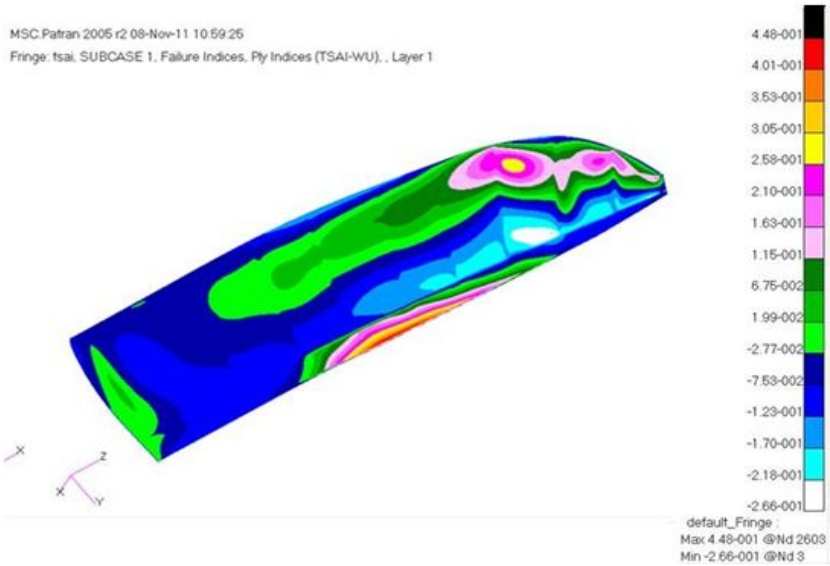


Fig. 26 Structural safety of skin based on Tsai-Wu failure criteria

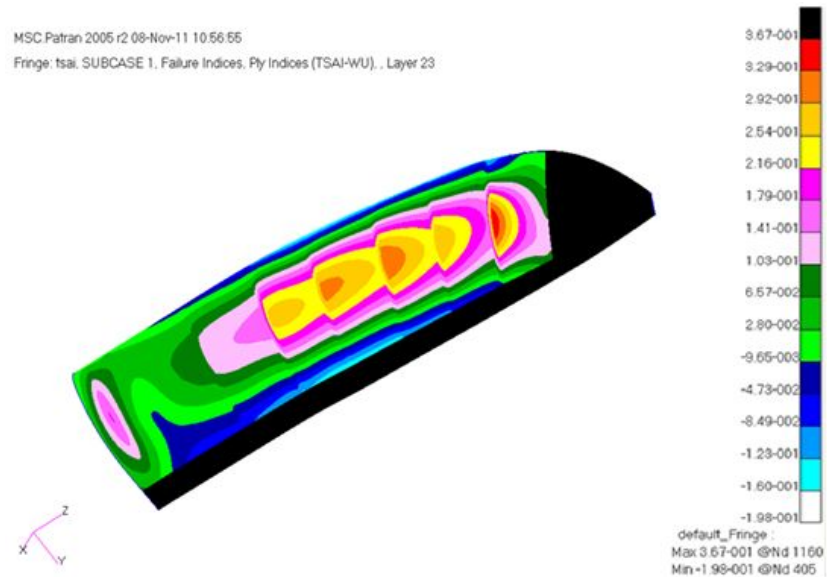


Fig. 27 Structural safety of spar based on Tsai-Wu failure criteria

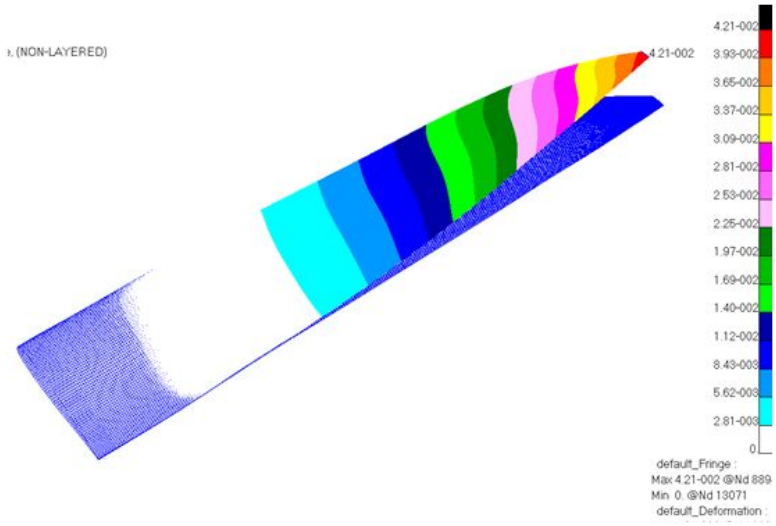


Fig. 28 Deformation of blade structure

2. 좌굴 해석

좌굴 해석 결과 1차 모드의 좌굴 하중 배수는 4.8이며 2차는 5.5로서 좌굴에도 충분히 안정한 것으로 검토되었다. 여기에서 하중 배수(Load factor)란 현재 작용하는 하중에 이 값을 곱하면 해당 모드의 좌굴이 발생함을 의미하는 것으로서 주어진 하중에 대해 구조물의 좌굴에 대한 안정성을 나타내는 일종의 안전계수이다. Fig. 29는 좌굴 해석에 의한 1차 모드 형상 및 하중 배수이다.

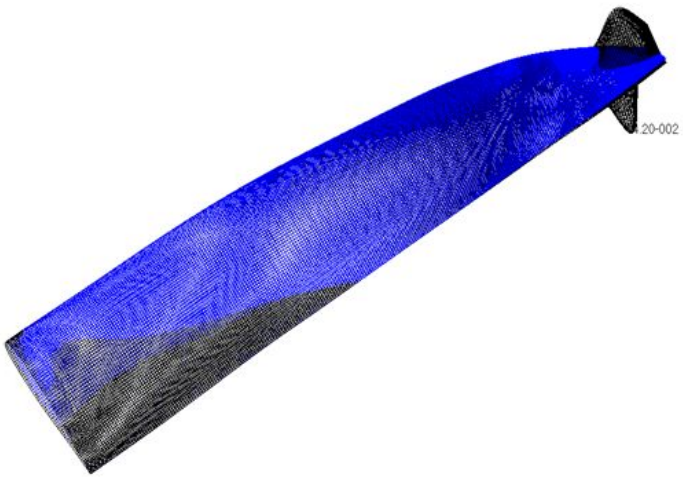


Fig. 29 First buckling mode shape

3. 고유진동수 해석 및 공진 가능성 검토

고유 진동수 해석은 구조물의 공진 여부를 검토하기 위해 수행되었다. 고유 진동수 해석을 통해 Campbell 선도를 검토한 결과 운용회전수인 980rpm에서 공진이 발생하지 않음을 확인 할 수 있었다. Fig. 30, 31, 32는 고유 진동수 해석 결과이며, Fig 33은 고유 진동수 해석을 통해 Campbell 선도 검토 결과이다.

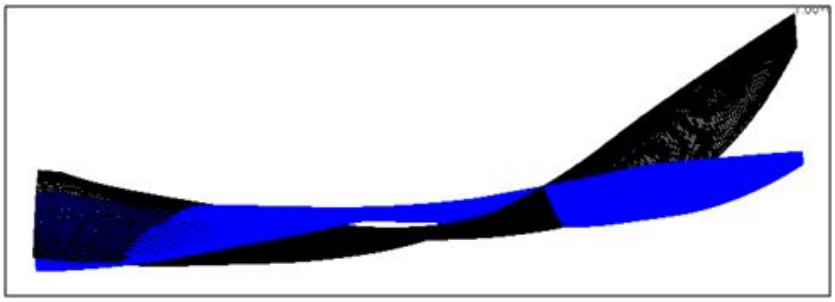


Fig. 30 First flap mode shape

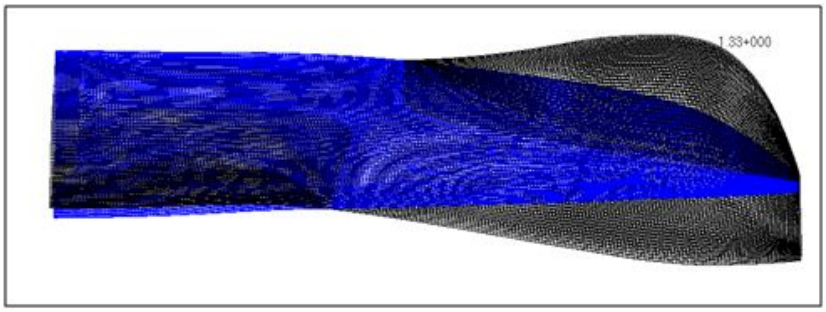


Fig. 31 First lead lag mode shape

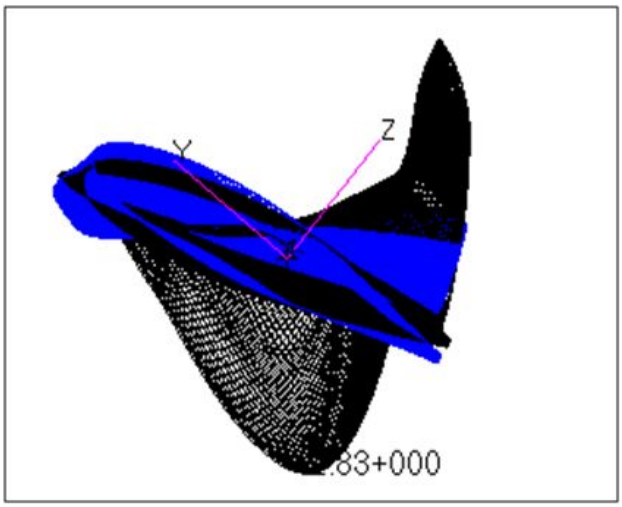


Fig. 32 First torsional mode shape

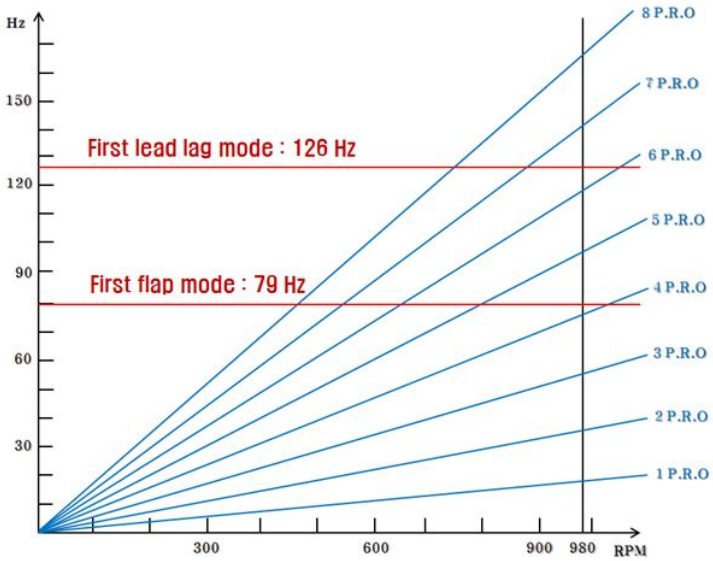


Fig. 33 Campbell diagram of the designed blade

제 5 절 경량화 구조 설계 평가

본 연구에서 블레이드 경량화 구조 설계를 위해 적용한 스킨-스파-폼 샌드위치(Skin-Spar-foam sandwich) 구조 설계 방안을 평가하였다. 초기 블레이드의 설계 무게가 19kg 이었으나 블레이드 전연 부위 접착 부분이 취약한 것으로 검토되었다. 따라서 블레이드 구조 형상을 Fig. 34의 Step 2와 같이 변경하여 설계를 개선하였다. 그 결과 무게는 26kg 까지 증가하였다. 따라서 스파를 보다 세분화하여 9개 영역으로 분할하였다. 블레이드 뿌리 부위는 보다 적층수를 증가시키고 블레이드 끝으로 갈수록 경량화 하여 설계한 결과 최종 블레이드의 무게는 23kg으로 확인되었으며, 현재 상용화된 블레이드의 무게는 27kg 인 것으로 확인되었다[14]. 따라서 상용화된 블레이드와 비교할 때 약 15% 경량화 되었으므로 본 연구 개발에서 제시한 블레이드 구조 설계 기법은 경량화 설계에 적용할 수 있을 것으로 판단된다. Table. 24는 단계적 무게 변경 과정을 나타내었으며 Table. 25는 상용화된 블레이드와 무게를 비교한 결과이다. Fig. 34는 단계적 구조 설계 변경 과정을 보여주고 있다.

Table 13. The weight reduction depending on three-step modified structural design

Item	Weight of blade
First structural design	19 kg
Second structural design	26 kg
Final structural design	23 kg

Table 14. Comparison weight between commercial and developed blade

Item	Weight of blade	Reduction ratio
Conventional blade	27.3 kg	15.1 %
Designed blade	23.7 kg	

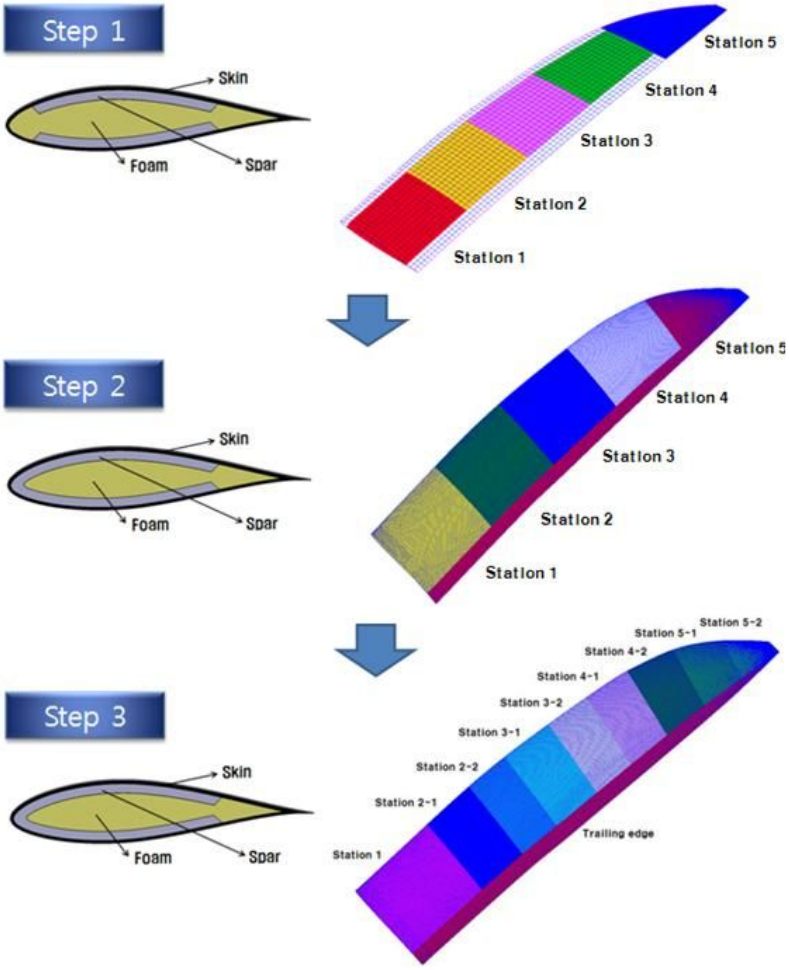


Fig. 34 Flow of structural design modification

제 6 장 연결부위 설계 및 해석

블레이드 연결 부위는 블레이드 회전에 의한 원심력과 공력 하중에 의한 굽힘모멘트 및 비틀림 모멘트를 고려하여 다음과 같은 간단한 식을 이용 기본적인 사이징을 [16] 한 후 유한요소를 이용한 구조해석을 하여 경량화 하는 방법을 택하였으며, 적용 재질은 고강도 강을 적용하였다.

$$\left|\frac{P_c}{A}+\frac{M}{S}\right| \le \left|\frac{\sigma_{allow}}{SF}\right| \tag{45}$$

$$\left|\frac{16T}{\pi d_j^3}\right| \le \left|\frac{\tau_{\max}}{SF}\right| \tag{46}$$

여기에서, $P=mr\omega^2$ 이고 $T=0.2F_i d$ 이다. P_c는 블레이드의 원심력, M은 모멘트, T는 토크, F_i 축하중, S는 연결 부위의 단면계수, A는 연결 부위의 단면적, d는 연결부위의 직경을 의미하며, SF는 1.5를 적용하였다.

Fig. 35 Force vector on a joint

Table 15. Mechanical properties of materials : SAE J2340 - 1200M

Modulus of elasticity E	210 GPa
Shear modulus of elasticity G	80 GPa
Poisson's ratio	0.3
Yield strength	1.2GPa

설계 결과 직경이 96mm 로 설계 되었으며, Fig 37은 해석을 위한 모델링과 유한요소 ANSYS 해석을 위한 격자 생성 결과를 보여주고 있다. 유한요소 해석결과 허브와 연결되는 금속재 구조의 최대주응력은 128MPa 이며, 블레이드 복합재 부분의 최대주응력은 85MPa로서 검토되어 두 가지 구조 형태 모두 안전한 것으로 확인되었다. 강 연결 부위의 주응력 분포와 복합재 연결부위의 응력 분포는 Fig. 38와 같다.

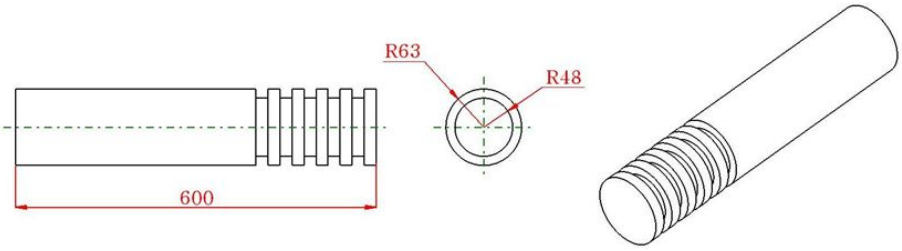


Fig. 36 Sketch of the joint

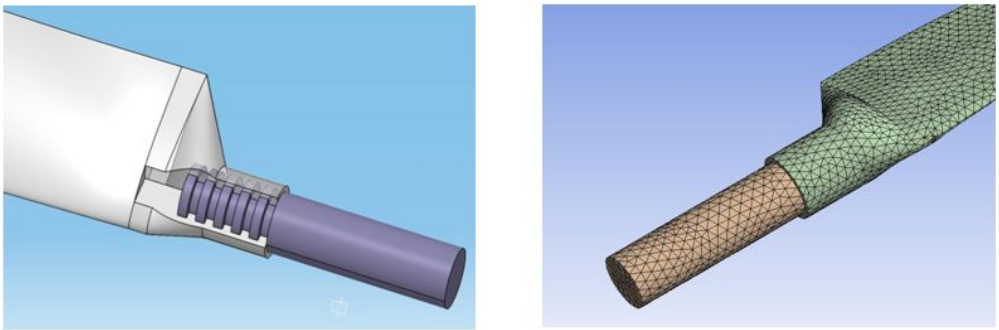


Fig. 37 Mesh generation of the joint

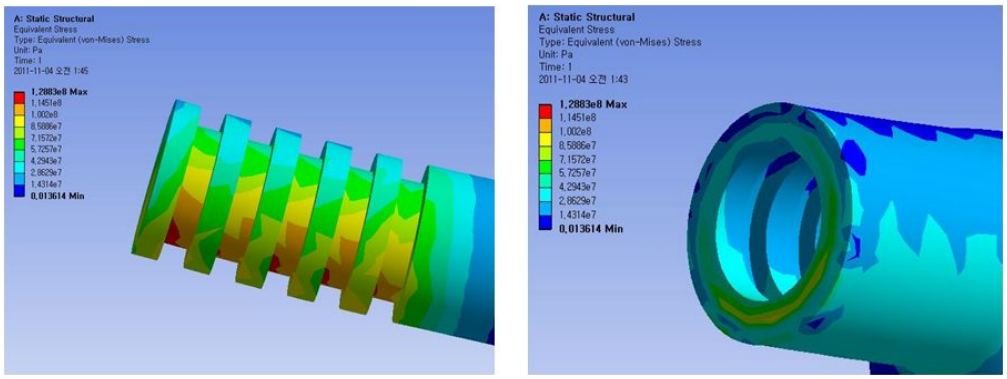
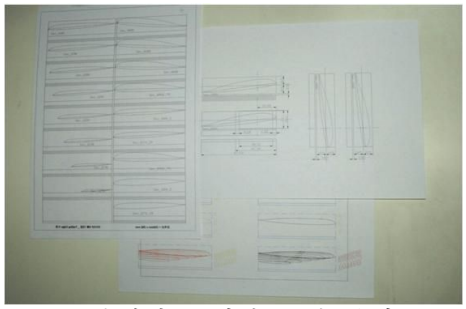


Fig. 38 Stress contour of Joint and blade

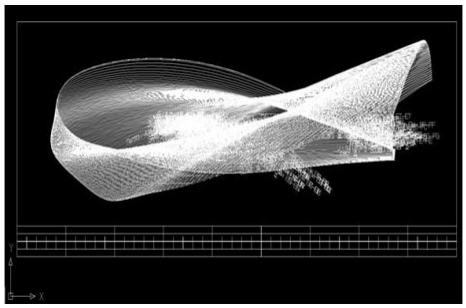
제 7 장 복합재료 블레이드 시제품 제작

시제품 제작은 목업(mock-up)을 제작하여, 이를 상면과 하면으로 분할하여 몰드를 제작하였다. 제작된 몰드는 제품이 경화 중에 압력을 받더라도 변형되지 않도록 충분한 강도를 갖도록 제작되었으며, 몰드가 제작되면 상하면 몰드에 이형재를 도포한 후 구조 설계 결과를 반영하여 블레이드 스킨 및 스파를 적층하고, 내부에 우레탄 폼을 적용한 후 두 몰드를 결합하여 상하면 블레이드가 접합되도록 하는 방안을 채택하였다[16]. 본 연구에서 채택한 프로펠러 블레이드 제작 방안은 선행 연구를 통하여 검증된 방법으로서 선행 연구된 풍력 터빈 블레이드 제작 과정에서 적용하였던 공법이다. 대상 블레이드의 제작 공정 사진을 나열하였다.

Fig. 39 Complete manufactured prototype blade

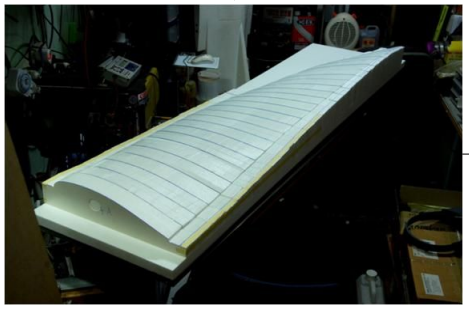


1.블레이드 제작 도면 분석



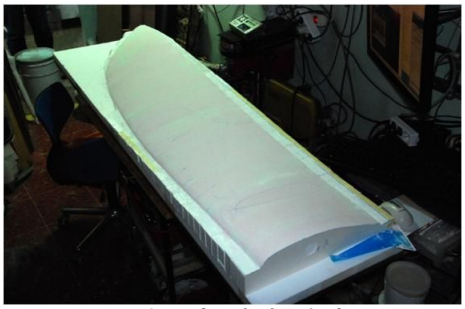
2.블레이드 각 섹션 단면 분할

3.각 섹션 펨플릿 작업

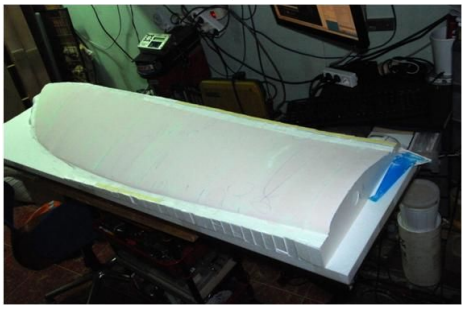


4.블레이드 목업 가공-1

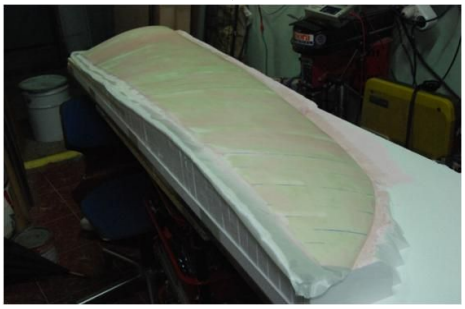
5.블레이드 목업 가공-2



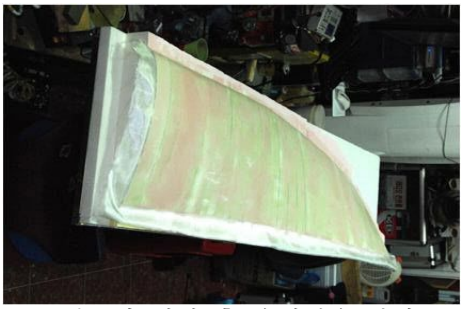
6.표면 1차 퍼티 작업-1



7.표면 1차 퍼티 작업-2



8.표면 1차 퍼티 후 유리섬유 작업-1



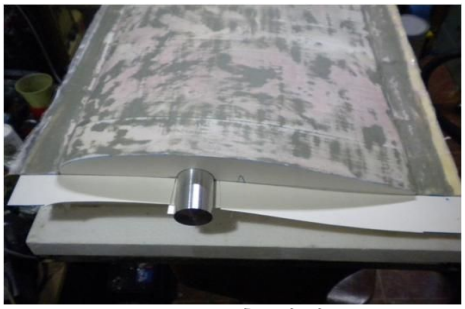
9.표면 1차 퍼티 후 유리섬유 작업-2

10.표면 2차 퍼티 작업-1

11.표면 2차 퍼티 작업-2

12.목업 뿌리 부위 가공

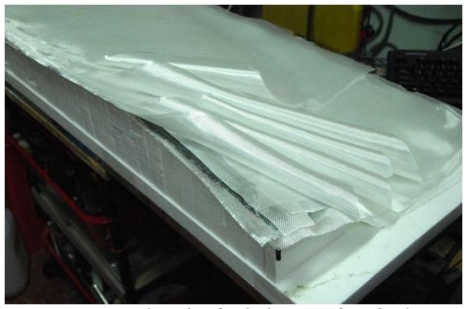
13.몰드용 축 가공



14.몰드 축 삽입

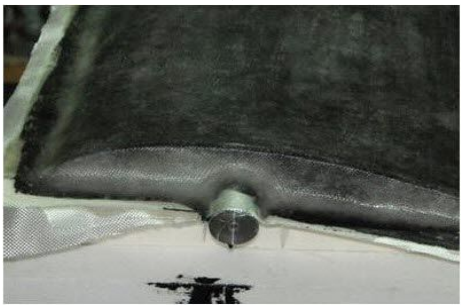
15.표면 이형제 처리

16.표면 겔코트 처리

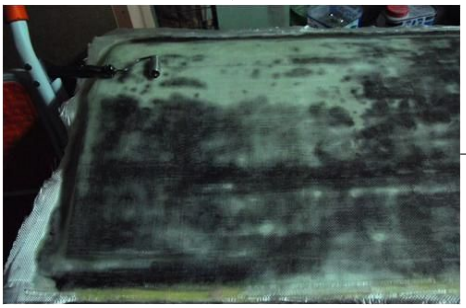


17.몰드용 유리섬유 준비 과정

18.몰드용 유리섬유 적측과정 1



19.몰드용 유리섬유 적측과정 2

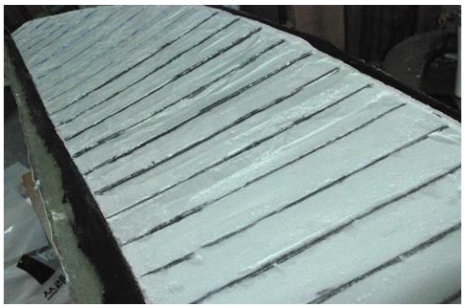


20.몰드용 유리섬유 적측과정 3

21.유리섬유 적층 완료 후 프레임 적용

22.항온 챔버 내 몰드 성형

23.블레이드 하면 표면 가공-1



24.블레이드 하면 표면 가공-2

25.표면 퍼티 후 유리섬유 작업

26.상하면 완성된 몰드-1

27.상하면 완성된 몰드-2

28.시제품 적층-1

29.시제품 적층-2

30.몰드 탈형 후 시제품

31.완성된 시제품

32.조립된 8 블레이드

제 8 장 복합재료 블레이드 구조 시험

제 1 절 구조 시험 절차

구조 시험은 구조 설계 및 해석에 의해 결정된 적층 방법에 의해 제작된 시제품 복합재 프로펠러 블레이드를 사용하여 실제 운행 중에 나타나는 하중들을 인위적으로 프로펠러에 가하여 각 부위의 스트레인을 측정하고, 각 하중에 의한 변위량을 측정한다. 또한 프로펠러는 회전체 구조물로서 진동에 취약하기 때문에 고유 진동수를 측정하여 공진 가능성을 검토한다. 따라서 본 연구에서는 스트레인 측정과 고유 진동수 측정 두 가지 시험을 수행하고 해석 결과와 비교하여 구조 설계 결과의 타당성을 평가할 계획이다[18,19]. 세부적인 구조 시험 절차를 Fig. 38에 명시하였다.

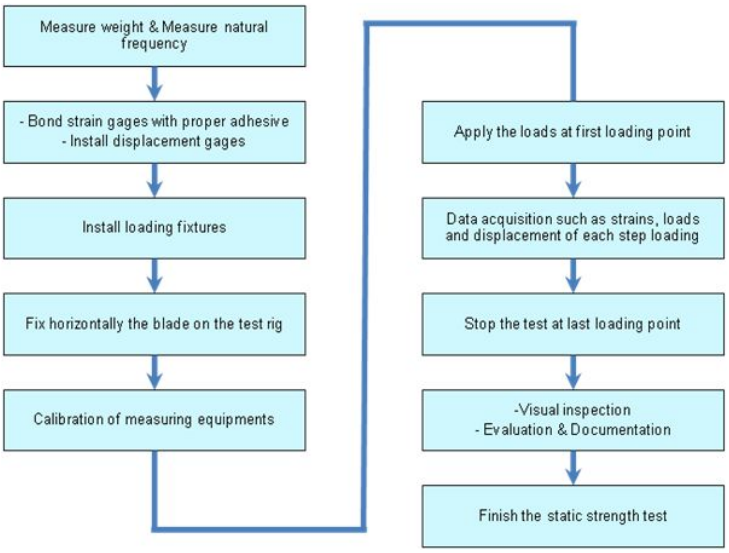


Fig. 40 Structural test procedure of propeller

구조시험은 설계된 블레이드의 실제 거동이 이론적인 해석결과와 잘 일치하는지를 확인하여 이론해석에서 제시한 안전계수 등의 제반 사항을 입증하기 위해 수행되었다. 일반적으로 구조시험은 정하중 시험을 수행하며 구조물이 파괴에 이를 때까지 하중을 증가하여 파괴강도를 얻는 형태를 취하지만 본 연구에서는 설계 하중만을 작용

하여 이 때의 응력 및 변위를 측정하여 해석 결과와 비교하였다. 그리고 정하중 구조 시험 시 발생할지 모르는 블레이드의 손상에 대비하여 고유진동수 시험을 먼저 수행하였다. Fig. 39는 본 구조 시험 장비 및 시스템의 모습이며, Table. 16과 Table. 17은 구조 시험 장비의 세부 사양과 고유 진동수 측정 장비의 세부 사양이다.

Fig. 41 Static test system

Table 16. Specification of the static test system

Hydraulic system	
tank	3.7kW x 60liter
gear pump	Z12.3
prop. relief valve	PMV41-41-24
cylinder	Ø63xØ40x100st
pilot check valve	RH1
Control system	
plc controller	PLVC/X/1/PMW/1/PMW
pressure transducer	DT2V-100
stroke sensor	LWH-100
load Indicator	SM210

Table 17. Specification of the natural frequencies test system

cDAQ-9178, Compact DAQ Academic Bundle with LabVIEW Academic Premium Suite
General Purpose Shear Accelerometer, 10 mV/g
Modal Impact Hammer, 10 mV/lb

제 2 절 고유진동수 측정 시험

회전체 구조물에서 중요성이 대두되는 진동 문제를 해석하기 위해 제작된 복합재 블레이드의 고유 진동수를 측정하여 엔진 회전에 의한 가진 상태에서 블레이드의 고유 진동수가 겹치지 않아 공진의 위험이 없음을 확인해야 한다. 먼저 고유 진동수 측정을 위해 뿌리 부분이 고정된 블레이드에 가속도계를 부착하고 충격망치를 이용하여 충격을 가하였다. 데이터 획득장치를 통해 획득한 데이터를 MATLAB 프로그램을 이용하여 FFT 분석을 하였다. 시험 결과 제작된 블레이드의 고유 진동수는 85Hz로 이론 해석값 보다 다소 높게 측정 되었지만 비교적 잘 일치함을 확인하였다. Table 18은 유한 요소 해석 결과와 시험 결과를 비교한 것이며, 아래 사진은 고유 진동수 측정 과정을 순서대로 나열한 사진들이다.

1.가속도계 부착

2.충격 망치를 통한 고유진동수 측정-1

3.충격 망치를 통한 고유진동수 측정-2

4.고유 진동수 측정 결과 분석

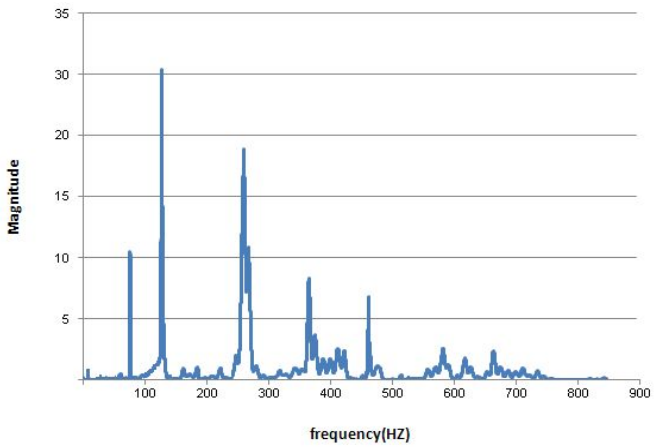


Fig. 42 Eigenvalue test result

Table 18. Comparison between measured and predicted natural frequencies

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

제 3 절 정 하중 구조 시험

블레이드에 작용하는 공력하중을 시험 시 하중 적용이 용이한 집중하중 형태로 모사하였다. 작용점에서의 하중 크기는 Fig. 40에 나타낸 바와 같이 분포 하중에 의한 모멘트 선도에 근접하도록 각각의 작용점에서의 하중 크기를 설정하였으며, Table 19에 하중 작용점의 위치와 하중 크기를 정리하였다.

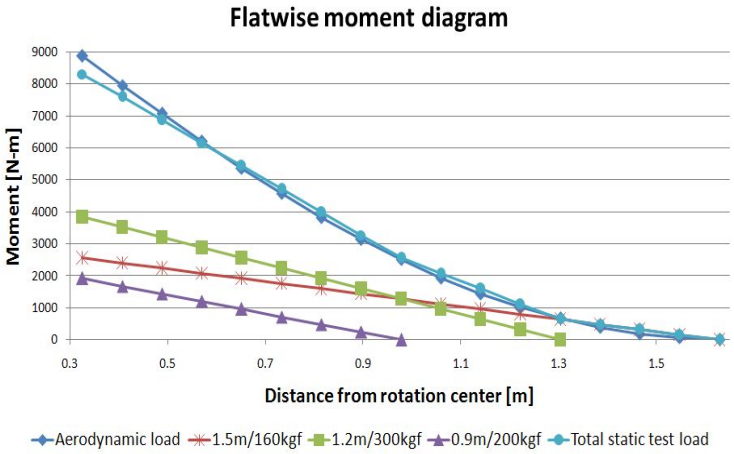


Fig. 43 Static strength test loads using 3 point loading method

Table 19. Simulated design load for static test

Loading point	A (0.9m point from blade root)	B (1.2m point from blade root)	C (1.5m point from blade root)
Loads [kgf]	200	300	160

블레이드 정적 구조 시험을 위하여 블레이드 상하면에 각각 3 지점씩 총 6 지점에 스트레인 게이지를 부착하였다. 스트레인 게이지 부착 후 구조 시험 장비에 고정된 바이스에 블레이드를 고정하고, 유압식 구조 하중 시험 장비를 구동하여 3 지점에 Table 19에 명시한 하중을 적용하였다. 하중은 블레이드 뿌리 부위에서 가까운 곳부터 순차적으로 적용하였다. Fig. 41은 구조 시험 중인 블레이드 모습을 보여주고 있으며, Fig. 42는 구조 시험을 통해 변위를 확인하는 과정이다. Table 20은 선형 정적 해석 결과의 변위 및 스트레인과 측정 변위 및 스트레인의 비교를 보여주고 있다.

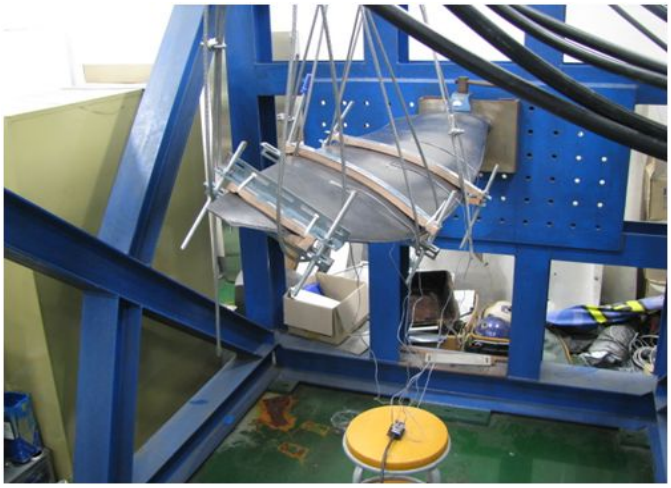


Fig. 44 Static test of the prototype blade

- before - - after -

Fig. 45 Deflection configuration of structural tested blade

Table 20. Comparison between predicted and measured strains and tip deflections

Item	Analysis results	Test results	Error (%)
Tip displacement	42 mm	44 mm	4.8
Upper and lower surface strain at A point	-56μS +221μS	-67μS +236μS	6.8
Upper and lower surface strain at B point	-109μS +191μS	-129μS +211μS	10.5
Upper and lower surface strain at C point	-273μS +560μS	-297μS +583]μS	4.1

종합적인 블레이드 구조물의 안전성을 평가하면 현재 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 확보되었음이 입증되었고 운용상에 있어 구조적인 문제점이 발생하지 않을 것으로 판단된다.

제 9 장 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 비행운용조건을 분석 하여 가장 큰 설계하중을 도출하였다. 구조 형상은 경량 및 구조안전성을 향상 시킬 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.

참 고 문 헌

1. Roy H. Lange, A Review of Advanced Turboprop transport aircraft, Prog. Aerospace Sci. Vol. 23, 1986, pp.151-166.
2. F. Farassat, S. L. Padula, M.H.Dunn, Advanced turboprop noise prediction based on recent theoretical results, J. of Sound and Vibration, Vol. 119, No.1, 1987, pp53-79.
3. J. A. Liser, D, Lonhmann, C. H. Rohardt, Aeroacoustic Design of a 6-Blades Propeller, Aerospace Science and Technology, Vol. 6, 1997, pp381-389.
4. Quentin R. Wald The Aerodynamics of Propellers, Prog. Aerospace Sci., Vol. 42, 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, 박현범, 이경선, 최원, 2011, “터보프롭 항공기 프로펠러 블레이드의 스킨-스파-폼 샌드위치 복합재 구조 설계 연구”, 한국항공우주학회 추계학술대회.
13. 최원, 김지홍, 2011, “터보프롭 항공기의 Advanced 프로펠러 블레이드 공력해석”, 한국항공우주학회 추계학술대회.
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.
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, 2008, pp.1-16.
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, 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.
20. Mihaela Florentina Nita., Aircraft Design Studies Based on the ATR 72 : June 16 2008

저작물 이용 허락서

학 과	항공우주공학과	학 번	20107099	과 정	석사
성 명	한글: 이경선 한문 : 李京宣 영문 : Lee Kyung Sun				
주 소	전남 나주시 교동 36-7				
연락처	E-MAIL : kscraft@paran.com				
논문제목	한글 : 중형 항공기 고효율 경량화 복합재 프로펠러 블레이드의 설계 연구 영문 : A Study on Structural Design of High Efficiency and Lightweight Composite Propeller Blade of Regional Aircraft				

본인이 저작한 위의 저작물에 대하여 다음과 같은 조건아래 조선대학교가 이용할 수 있도록 허락하고 동의합니다.

- 다 음 -

1. 저작물의 DB구축 및 인터넷을 포함한 정보통신망에의 공개를 위한 저작물의 복제, 기억장치에의 저장, 전송 등을 허락함
2. 위의 목적을 위하여 필요한 범위 내에서의 편집·형식상의 변경을 허락함. 다만, 저작물의 내용변경은 금지함.
3. 배포·전송된 저작물의 영리적 목적을 위한 복제, 저장, 전송 등은 금지함.
4. 저작물에 대한 이용기간은 5년으로 하고, 기간종료 3개월 이내에 별도의 의사표시가 없을 경우에는 저작물의 이용기간을 계속 연장함.
5. 해당 저작물의 저작권을 타인에게 양도하거나 또는 출판을 허락을 하였을 경우에는 1개월 이내에 대학에 이를 통보함.
6. 조선대학교는 저작물의 이용허락 이후 해당 저작물로 인하여 발생하는 타인에 의한 권리 침해에 대하여 일체의 법적 책임을 지지 않음
7. 소속대학의 협정기관에 저작물의 제공 및 인터넷 등 정보통신망을 이용한 저작물의 전송·출력을 허락함.

동의여부 : 동의(0) 반대( )

2012년 8월 24일

저작자: 이 경 선 (서명 또는 인)

조선대학교 총장 귀하