

## 차세대 터보프롭 항공기용 복합재 최신 프로펠러 설계 및 해석

최원\*† · 김광해\* · 이원중\*\*

### The Design and Analysis of Composite Advanced Propeller Blade for Next Generation Turboprop Aircraft

Won Choi\*†, Kwang-Hae Kim\*, Won-Joong Lee\*\*

*Key Words* : Next generation Turboprop Aircraft(차세대 터보프롭 항공기), Composite Advanced Propeller(복합재 최신 프로펠러), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학), Fluid Structure Interaction(유동-구조 연성), Computational Structure Dynamics(전산구조역학)

#### ABSTRACT

The one way fluid structure interaction analysis on advanced propeller blade for next generation turboprop aircraft. HS1 airfoil series are selected as a advanced propeller blade airfoil. Adkins method is used for aerodynamic design and performance analysis with respect to the design point. Adkins method is based on the vortex-blade element theory which design the propeller to satisfy the condition for minimum energy loss. propeller geometry is generated by varying chord length and pitch angle at design point. Blade sweep is designed based on the design mach number and target propulsion efficiency. The aerodynamic characteristics of the designed Advanced propeller were verified by CFD(Computational Fluid Dynamic) and showed the enhanced performance than the conventional propeller. The skin-foam sandwich structural type is adopted for blade. The high stiffness, strength carbon/epoxy composite material is used for the skin and PMI(Polymethacrylimide) is used for the foam. Aerodynamic load is calculated by computational fluid dynamics. Linear static stress analysis is performed by finite element analysis code MSC.NASTRAN in order to investigate the structural safety. The result of structural analysis showed that the design has sufficient structural safety. It was concluded that structural safety assessment should incorporate the off-design points.

#### 1. 서론

항공기 추진기관은 일반적으로 항공기의 중량과 속도에 의해서 선택할 수 있는 범위가 한정된다. 아음속 영역에서는 왕복엔진, 터보프롭엔진을 이용한 프로펠러 추진기관이 유리하고 고속영역에서는 가스터빈 기관이 유리하다. 터보프롭 항공기에 장착되는 터보프롭 엔진은 기관 출력에 대한 감속장치의 크기, 무게, 장착위치 등의 한계로 큰 출력을 얻기 어렵고, 공기 저항을 작게 하는데 한계가 있으며, 프로펠러의 회전속도 때문에 항공기의 최대속도에 한계가 있는 문제점으로 장거리, 대형 항공기에는 거의 사용되지 않았다. 최근 향상된 기술력으로 터보프롭 항공기에 장착되는 엔진 및

프로펠러의 효율이 향상되었으며 100인승 중형 터보팬 항공기의 여객 수송부분까지 터보프롭 항공기로 대체 하기 위한 연구가 활발히 진행 중이다. 또한, 유가 상승 및 친환경문제로 인해 터보팬 항공기를 대체할 수 있는 터보프롭 항공기가 재 관심을 받고 있으며 고속 비행, 저소음, 낮은 오염물질 배출을 위하여 친환경 최신 프로펠러 개발에 많은 연구가 진행되고 있다. 최신 터보프롭 항공기는 고속으로 비행할 수 있는 추력과 저소음을 얻기 위해 Sweep을 가지는 블레이드 형상을 가지며 구조적 강건성 및 경량화를 위해 복합재가 널리 사용되고 있다. 항공산업의 친환경 문제로 인해 터보팬 항공기를 대체할 수 있는 터보프롭 항공기에 저소음, 낮은 오염물질 배출을 위한 최신 프로펠러 개발에 많은 관심을 보이고 있다. 해외에서는 80년대 말~90년대 초 중단되었던 최신 프로펠러, Contra Rotating Open Rotor에 대하여 NASA-GE 연구체, 유럽연합 CLEAN SKY 연구체를 통하여 연구가 다시

\* 한국항공우주산업(주) 고정익비행성능팀

\*\* 한국항공우주연구원 항공안전기술개발사업단

† 교신저자, E-mail : choiwon1@koreaero.com

진행되고 있다. 본 연구에서는 전산유체역학을 이용하여 설계된 최신 프로펠러 공력특성의 설계 요구도 만족 여부 및 공력하중 해석 결과를 적용한 단방향 유동/구조 연성해석을 통해 설계된 최신 프로펠러 블레이드가 안전율을 확보한 구조로 설계되었음을 확인하고자 하였다.

## 2. 프로펠러 공력설계

### 2.1 프로펠러 특성

터보프롭 항공기에서 프로펠러는 고속으로 비행할 수 있는 추력을 얻기 위해 가장 효율적으로 개발되어야 하며 그와 더불어 낮은 소음을 유지해야 한다.<sup>(1)</sup> 기존의 프로펠러는 대부분 프로펠러 깃끝단 속도 제한으로 인해 아음속 영역에서 운용되었으며 고중량의 감속기어와 높은 소음으로 인해 군수송기나 근거리 도시간의 왕복 여객기에 사용되었다. 80년대 NASA에서 연구된 고효율 비행체 연구의 산물인 Open Rotor 개발 사업은 당시의 기술한계로 인해서 90년대 초 중단되었으나 그 연구결과를 바탕으로 현재 터보프롭 항공기들은 고속, 저소음의 최신 프로펠러를 적용하고 있다. Fig. 1, 2는 Open Rotor와 최신 최신 프로펠러를 나타낸다.

Fig. 3은 Bombardier 사의 Dash-8-Q400 항공기에 적용되는 Dowty R408 프로펠러 블레이드 형상을 보여준다.



Fig. 1 Open Rotor

Fig. 2 Advanced Propeller



Fig. 3 Dowty R408 Propeller Blade

### 2.2 프로펠러 블레이드 에어포일

프로펠러 설계에 일반적으로 사용하는 익형으로는 RAF-6, Clark-Y, NACA0016 계열이 사용된다. RAF-6 익형은 높은 캠버를 가지며 이륙 시 좋은 성능을 나타낸다. Clark-Y 익형은 적절한 캠버와 낮은 최소항력을 가진다. NACA0016 계열 익형은 높은 속도를 가지는 항공기에 적합하며 공급되는 엔진동력이 700HP 이하에서는 적절하지 않다. 최근의 프로펠러 제조업체들은 제작사만의 고유한 최적화된 우수한

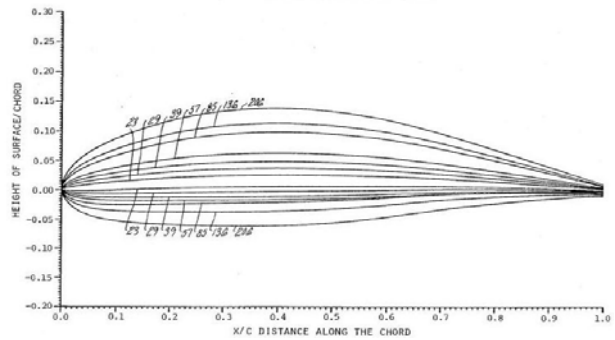


Fig. 4 HS1 Series Airfoil

프로펠러 익형들을 적용하여 효율과 강성이 향상된 프로펠러를 제작하고 있다.

### 2.3 Hamilton Standard 프로펠러 블레이드 에어포일

최근 프로펠러 블레이드에 적용하는 에어포일은 프로펠러 제작사의 고유 기술이며 그 정보는 극소수만 알려져 있다. Hamilton Standard<sup>(2)</sup> 프로펠러 블레이드 에어포일은 PF1, HS1 그리고 HS2 계열이 있다. PF1계열은 순항속도 마하수 0.8~0.85, HS1 계열은 마하수 0.55 또는 그 이하이며 HS2 계열은 마하수 0.55~0.7의 비행영역에 적합하게 개발되었다.

Fig. 4는 HS1 계열 에어포일 형상을 나타낸다. 본 연구에서는 Hamilton Standard 프로펠러 블레이드 에어포일 HS1 계열을 적용하였다.

### 2.4 프로펠러 블레이드 공력설계

항공기의 운용영역에서 순항영역이 가장 많이 차지하므로 본 연구에서의 프로펠러 설계점은 17000ft, 순항조건으로 설정하였다. Table 1은 프로펠러 설계점 조건을 나타낸다.

본 연구에서는 프로펠러 형상 설계 및 성능해석을 위해 프로펠러에 적용되는 익형 해석은 아음속 정상유동의 익형 주위 비점성과 경계층을 포함하는 점성영역이 결합된 유동을 해석 할 수 있는 Xfoil을 이용하였다. 프로펠러 설계를 위해 와류-깃요소 이론(Vortex-Blade element theory)에 기초한 Adkins<sup>(3-5)</sup>의 방법을 이용하였다. Adkins는 역설계기법에 의해 초기에 변위속도비를 가정하여 설계 시에 변위속도비가 수렴할 때까지 반복하여 후류의 형상이 변하지 않고 강

Table 1 Propeller Design Condition

Parameters	Values
Blade Airfoil	HS1
Consumed Power(HP)	2150
Diameter(m)	4.08
Design Velocity(m/s)	142
Number of Blades	8
Propeller RPM	980

체가 되는 최소에너지손실을 위한 조건을 만족시키도록 하는 프로펠러 설계기법과 성능해석 기법의 결과가 정확히 일치하도록 하였다. 설계된 프로펠러 블레이드는 sweep이 적용된 형상이 아니므로 형상정보에 sweep angle을 적용하여 최종 형상을 도출하였다. Fig. 5~6은 설계된 최신 프로펠러와 conventional 프로펠러의 형상 정보 비교 값을 나타낸다. 최신 프로펠러는 일정 코드를 유지 하다가 깃 끝단에서 sweep angle 적용으로 코드 길이가 작아지는 것을 알 수 있으며 conventional 프로펠러는 75% 코드 지점에서 최대 효율이 발생 되는 형상임을 알 수 있다. Fig. 7은 최신 프로펠러에 적용된 sweep angle을 나타낸다. Fig. 8은 sweep angle이 적용된 최종 설계된 프로펠러 형상을 나타낸다.

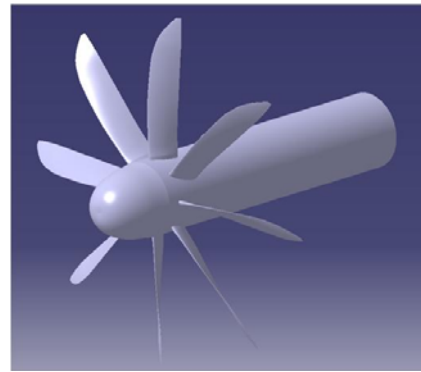


Fig. 8 Designed Advanced Propeller

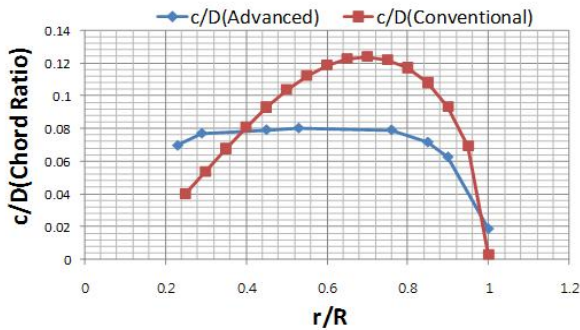


Fig. 5 Comparison of Advanced with Conventional propeller Chord Ratio

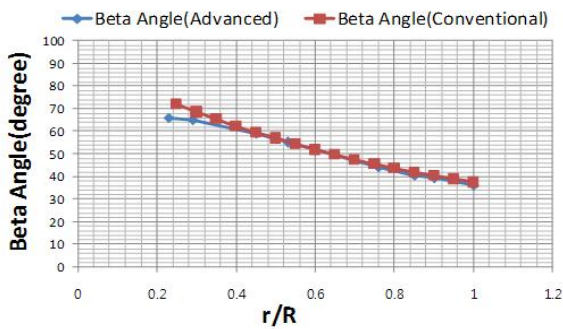


Fig. 6 Comparison of Advanced with Conventional propeller Beta Angle

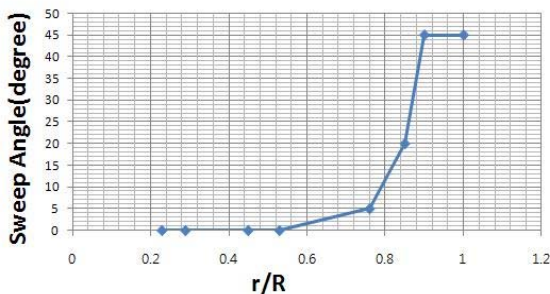


Fig. 7 Advanced Propeller Sweep Angle

### 3. 프로펠러 전산해석

Xfoil을 이용한 해석은 실속 이후의 결과에 대해서는 신뢰도가 낮으며 압축성 효과가 나타나는 영역에서의 적용은 어렵다. 와류-깃요소 이론의 경우 기본적 이론의 단순성으로 인하여 블레이드 루트부분과 팁 부분의 복잡한 형상 적용은 불가능하므로 적절한 설계와 성능개선을 위해서는 전산유체역학의 적용이 필요하다. 본 연구에는 전산유체역학을 이용한 해석을 위해 상용 CFD 코드인 FLUENT 12.0.16을 사용하였으며 다좌표계 기법(MRF, Multiple Reference Frame) 기법을 적용하였다. 유동 지배 방정식은 상류차분기법을 적용하여 공간차분을 하였으며, 속도 압력에 대한 연성기법을 사용하였다. 외부유동 해석에 정확성을 갖는  $k-w$  SST 모델을 사용하여 난류에 의한 점성을 계산하였다. 시간 적분으로는 내재적 시간 적분 기법을 이용 하였으며, 압력항은 이차 방법으로 이산화 하였다. 운동량, 난류 운동에너지와 난류소산율에 대해서는 이차 상류차분법으로 이산화 하였다.

Fig. 9는 유동해석 격자를 나타낸다. 경계조건은 입구는 속도조건을 출구는 대기압조건으로 설정하였으며, 8개 블레이드 중 하나의 형상을 모델링 하였으며 외부벽면은 반복 경계 조건과 미끄럼 경계 조건을 적용하였다. 격자는 375만개의 Hybrid 격자가 사용되었으며 Y plus는 1이하로 경계층을 구성하였다. Table 2는 설계요구도에 대한 해석적인 결과와 Conventional 블레이드 및 최신 블레이드에 대한 수치해석 결과를 나타낸다.

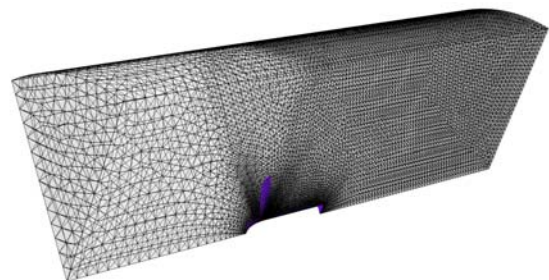


Fig. 9 Mesh for analysis

Table 2 Results of Aerodynamic Analysis

	Design	Conventional	Adv.Prop
Diameter(m)	3.96	3.96	4.08
J	2.20	2.20	2.13
Cp	0.50	0.57	0.54
Thrust(N)	10060.99	10687.3	10368.41
Ct	0.21	0.23	0.22
Power(HP)	2161.79	2321.06	2229.54
Efficiency	0.89	0.88	0.89

프로펠러 블레이드 설계 시 계산된 성능과 수치 해석결과를 비교해 보면 수치 해석결과가 다소 높게 나오는 것을 알 수 있다. 수치해석에서 고속회전을 하는 프로펠러 블레이드 끝단에서 발생하는 와류는 후류에 많은 영향을 미치며 프로펠러 성도에도 영향을 미치기 때문에 와류를 정확히 예측하는 것은 매우 중요하다. 본 해석에 사용된 FLUENT<sup>(6)</sup>의 경우 추력은 비교적 정확하게 예측하나 동력을 다소 높게 예측하는 것을 알려져 있다. 따라서, 본 해석에서도 이와 같은 영향성이 나타난 것으로 예상되며 실제 적용을 위해서는 실험 데이터를 이용하여 동력계수 등에 대한 보정작업이 필요할 것으로 판단된다. 또한, 프로펠러 설계 과정에서는 3차원 허브형상을 고려하지 않은 상태로 공력설계를 하므로 Fig. 6, 7에서 나타난 바와 같이 허브에 의해 야기되는 disturbance potential wake로 인해 프로펠러의 추력과 요구동력이 높게 나오는 원인으로 판단된다. 최신 프로펠러는 conventional 프로펠러 보다 직경과 블레이드 수 증가를 통해 중량의 증가를 예상할 수 있으나 요구추력을 발생하기 위한 요구동력이 더 낮게 나타나고 있다. 이로 인해 conventional 프로펠러보다 최신 프로펠러의 구조적 피로도가 낮을 것을 예상할 수 있으며 프로펠러 유지보수에서 장점이 예상된다.

Fig. 10은 프로펠러 피치각 변화에 따른 프로펠러 효율을 나타낸다. 최신 프로펠러는 피치각 조절을 통해 항공기 운항

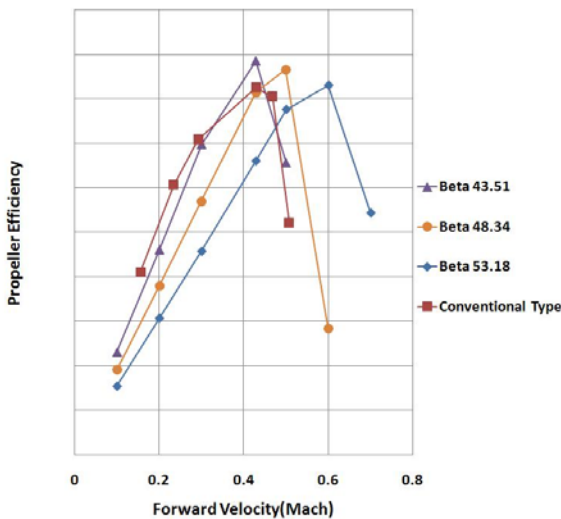


Fig. 10 Propeller Efficiency

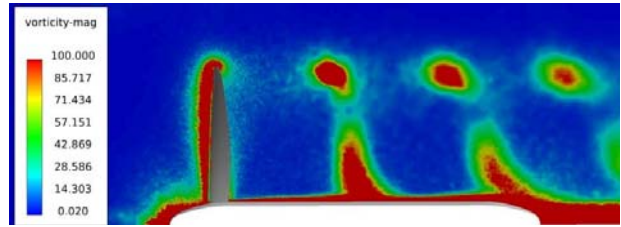


Fig. 11 Vorticity of Conventional Propeller

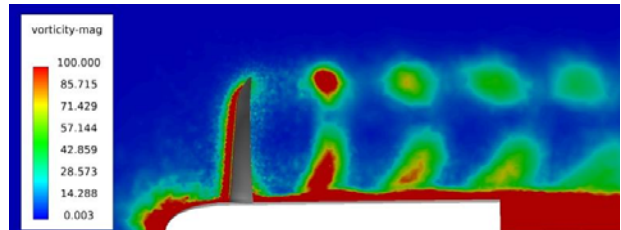


Fig. 12 Vorticity of Advanced Propeller

에 적합한 프로펠러 효율 조절이 가능하며 고속 영역에서 높은 효율로 운용이 가능함을 알 수 있다. 고정 피치 형태인 conventional 프로펠러는 저속영역에서 상대적으로 높은 프로펠러 효율을 나타내지만 고속영역에서는 운용이 불가능하다는 것을 알 수 있다. Fig. 11, 12는 설계점에서의 conventional 프로펠러와 최신 프로펠러의 와류 크기를 보여준다.

Conventional 프로펠러에서 강한 와류가 후류로 전파되는 것을 알 수 있으며 이와 같은 강한 와류<sup>(7)</sup>는 항공기 주날개 공력특성 교란과 높은 소음 발생원이 된다. 낮은 와류 강도를 가지는 최신 프로펠러는 상대적으로 낮은 소음레벨을 발생할 것으로 예상된다.

#### 4. 프로펠러 유동-구조 연계 해석

유동/구조 연계해석은 Direct Coupled FSI, 단방향 FSI 그리고, 양 방향 FSI기법으로 구분된다. Direct Coupled 기법은 유동 및 구조해석을 유동해석 도구에서 자체적으로 수행하는 기법으로 고체는 강제로 적용한다. 단방향 FSI는 유동해석 결과를 구조해석의 하중조건으로 적용하는 기법으로 경계면에서의 전달은 한번만 이루어진다. 단방향 FSI는 대상모델의 변위가 유체의 흐름에 큰 영향을 미치지 않는 경우 지속적인 반복계산이 필요 없는 기법이다. 양방향 FSI는 계속적인 반복계산이 필요한 기법으로서 변위가 유동의 영향을 많이 받고 유동 또한 모델의 이동에 따라 달라지게 될 때 적용하는 기법이다. 본 해석에서는 프로펠러가 전진속도에 의한 변위가 크지 않아 형상의 변위가 유동에 크게 영향을 미치지 않는 것으로 가정하여 단방향 FSI<sup>(8)</sup> 기법을 적용하여 해석하였다. 일반적으로 유동해석을 위한 표면격자 수가 구조해석 보다 많으므로 공력 하중을 구조해석 격자에 적용하기 위해 mapping 과정을 수행한다. 본 연구에서는 공력해석



에 사용된 격자를 구조해석에 동일하게 적용하였으며 Fig. 13은 유동해석 결과인 공력하중을 구조해석 하중 값으로 적용된 결과를 나타낸다. 구조해석을 위해 공력하중 값이 잘 전달된 것을 알 수 있다.

Fig. 14, 15는 설계점에서 피치각 변화에 따른 블레이드에서 발생하는 추력과 동력 계수값을 나타낸다.

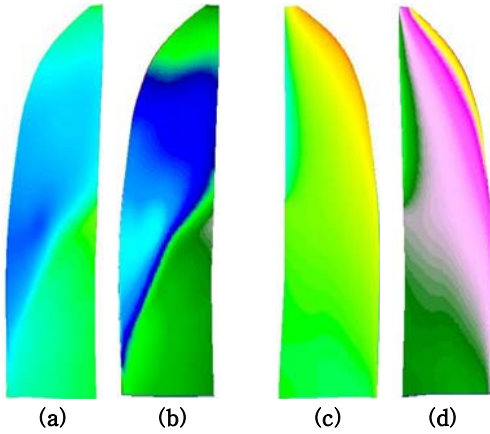


Fig. 13 Translation of Aeroload for Structure Analysis (Pressure Surface:(a)CFD, (b)CSD, Suction Surface:(c)CFD, (d)CSD)

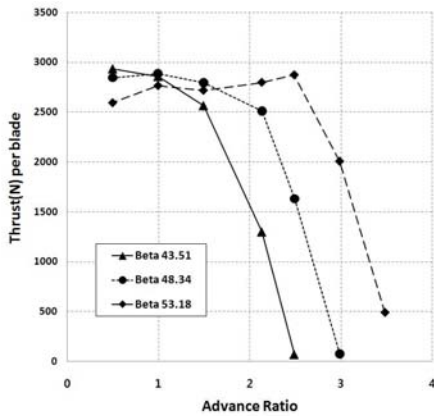


Fig. 14 Thrust per blade vs. Advance ratio

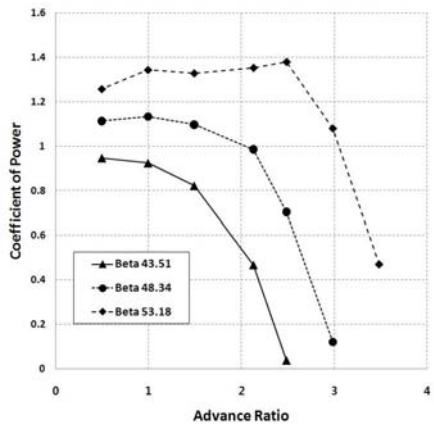


Fig. 15 Coefficient of Power vs. Advance Ratio

프로펠러에서 추력이 크게 발생된다는 것은 블레이드의 suction면과 pressure면에 압력차가 크게 발생한다는 것이고 그에 따라 블레이드에 공력하중이 크다는 것을 알 수 있다. 하지만 전진속도 증가에 따라 프로펠러 블레이드에 걸리는 공력하중은 운용 영역에 따라 그 특성이 각각 다르다. 본 연구에서는 설계점인 전진비 2.13에서 피치각 변화에 따른 공력하중과 전진비 0.49의 최대 공력하중 지점에 대한 연성 해석을 수행하여 그 특성을 분석하였다.

### 5. 프로펠러 구조해석

#### 5.1 복합재 프로펠러 구조

복합재 프로펠러는 목화 섬유를 강화한 페놀 수지 프로펠러가 개발된 이후 유리/에폭시(Glass/epoxy), 탄소/에폭시(Carbon/epoxy) 등이 복합재 프로펠러 재료로 다양하게 적용되고 있다. Fig. 16은 현대 복합재 프로펠러 블레이드의 단면과 적용된 물성치를 나타낸다. 복합재 적용 블레이드 구조는 45° 방향으로 적층하여 주로 전단하중을 담당하는 스킨, 블레이드의 길이 방향으로 적층되어 주로 굽힘 하중을 담당하는 스파 그리고, 내부는 강성을 유지하기 위한 폼으로 구성되어있는 형태이다.

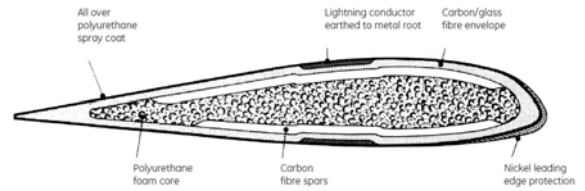


Fig. 16 Composite blade Construction

Table 3 Structural Design Results

Station	Skin
all	[ ±45,±45,0,90,∓45,∓45 ]

Table 4 Mechanical properties of UD-HSCFEP

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
Density(kg/m <sup>3</sup> )	1500
UD prepreg thickness(m)	0.00125

본 연구에서는 공력 형상 내부에 구조 설계 결과를 적용하여 경량화 되면서 진동을 흡수할 수 있고 충분한 강도를 확보할 수 있는 장점이 있는 스킨-폼 구조를 적용하였다. Table 3은 블레이드 스킨의 구조 설계<sup>(9-10)</sup> 결과를 보여 준다.

Table 4는 적용된 물성치<sup>(11)</sup>의 상세 정보를 나타낸다. 복합재 표면은 carbon/epoxy UD Prepreg을 적용하였으며 내부는 PMI(Polymethacrylimide) 폼을 적용하였다.

**5.2 프로펠러 구조해석**

본 연구에서는 블레이드 구조 설계 결과의 안전성을 검토하기 위해 유한 요소 해석 코드인 NASTRAN을 활용하여 설계점 전진비 2.13에서 피치각에 따른 공력하중과 전진비 0.49, 최대 공력하중 지점에 대하여 블레이드 응력 해석<sup>(12)</sup>, 변위 해석을 수행 하였다. Table 5는 블레이드의 선형 정적해석 결과를 나타내며 Fig. 17은 전진비 2.13, 피치각 53.18 지점과 전진비 0.49, 피치각 43.51인 최대추력 조건에서의 응력 해석 결과를 나타낸다.

전진비 0.49 지점에서 피치각 43.51의 최대 추력이 발생되는 지점에 비해 설계점 전진비 2.13의 피치각 53.18에서 더 큰 응력과 변위가 발생하는 것을 알 수 있다. 이는 Fig. 15에서와 같이 전진비 증가는 전진 속도의 증가를 의미하며 그에 따른 블레이드 부하 증가 때문이다. 따라서, 블레이드 설계 시 설계점에서 구조적 안정성을 만족하더라도 프로펠러 운용 영역을 고려한 탈설계점 해석을 통하여 구조적 안전

Table 5 Results of Linear Static Analysis

	J=0.49 (Max. load)	J=2.13		
	Beta Angle(Degree)	43.51	43.51	48.34
Compression stress(MPa)	227	46.7	224	305
Tensile stress(MPa)	15.5	3.15	15.4	20.9
Displacement(mm)	166	18.6	167	196

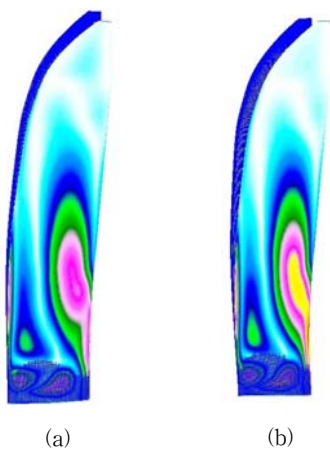


Fig. 17 (a) J=2.13, beta=53.18 (b) J=0.49(Max.load), beta=43.51

성을 확보해야 함을 알 수 있다. 블레이드의 선형 정적 해석 결과 스킨의 최대 압축 응력은 305MPa 이며, 인장 응력은 20.9MPa 로 확인되었다. 변형 해석 결과는 최대 196mm로 블레이드 끝단 부위에서 확인 되었으며 전체 응력을 검토한 결과 안전율을 확보한 구조로 설계되었음을 확인하였다.

**6. 결 론**

본 연구에서는 고효율, 저소음의 친환경 요소를 만족하는 최신 프로펠러에 대한 공력설계 및 전산유체역학을 이용하여 공력 해석하였으며 단방향 유동/구조 연성해석을 수행하였다. 와류-깃요소 이론과 패널법에 근거한 공력 설계방법은 한계점이 있기 때문에 정밀한 설계를 위해서 전산유체역학을 이용하여 공력 특성을 분석하였다. 설계점 요구도와 수치 해석결과를 비교했을 시 수치해석의 경우 해석에 사용된 FLUENT에서 동력을 다소 높게 예측하는 경향과 허브에 의해 야기되는 disturbance potential wake로 인해 프로펠러의 추력과 요구동력이 다소 높은 값이 나오는 것으로 판단된다. 최신 프로펠러는 conventional 프로펠러 보다 직경과 블레이드 수 증가를 통해 중량의 증가를 예상할 수 있으나 요구추력을 발생하기 위한 요구동력의 감소를 통해 유지보수의 장점과 고속영역에서 운용 가능함을 알 수 있다. 또한, 상대적으로 낮은 와류 강도로 인해 낮은 소음레벨을 발생할 것으로 판단된다. 설계된 블레이드에 대해 경량화 되면서 진동을 흡수할 수 있고 충분한 강도를 확보할 수 있는 스킨-폼 구조와 고강도, 고강성을 가지는 카본/에폭시 복합재료와 헬리콥터 블레이드 폼으로 사용되는 PMI를 각각 적용하였다. 프로펠러 운용조건 별 블레이드의 선형 정적해석 결과 스킨의 최대 압축 응력은 305MPa 이며, 인장 응력은 20.9MPa 로 확인되었다. 전체 응력을 검토한 결과 안전율을 확보한 구조로 설계되었음을 확인 하였으나 변형 해석 결과 블레이드 끝단 부위에서 최대 196mm 발생하였다. 전진비 증가에 따른 블레이드 부하 증가로 인해 탈설계점에서 설계점보다 높은 응력과 변형률이 발생하는 것을 알 수 있었으며 블레이드 설계 시 탈설계점에 대한 해석을 통하여 구조적 안전성을 확인해야 함을 알 수 있다. 추후 연구에서는 블레이드 변형을 줄이기 위한 구조적 보강과 스킨-스파 구조 형태 적용 및 블레이드 길이 방향 적층수 감소를 통하여 구조적 안전성을 확보하는 경량화 설계를 수행할 예정이다.

**후 기**

본 논문은 국토해양부가 출연하고 한국건설교통기술평가원에서 위탁 시행한 항공안전기술개발사업으로 수행된 연구임.

## 참고문헌

- (1) Colman Shattuck, Jon Young., 1993 “Modern Propeller Technology for Advanced Turboprop Aircraft,” AIAA/SAE/ASME/ASEE 20th Joint Propulsion Conference and Exhibit.
- (2) J.A. Lieser, D. Lohmann, C.H. Rohardt., 1997, “Aeroacoustic Design of a 6-Bladed Propeller,” Aerospace Science and Technology, No. 7, pp. 381~389.
- (3) Adkins, Charles N., Liebeck, Robert H., 1983, “Design of Optimum Propellers,” American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- (4) 이기학, 김규홍, 이경태, 2002. 4, “효율최대화를 위한 초소형비행체 프로펠러 최적형상설계,” 한국항공우주학회 2002년도 춘계학술발표회 논문집, pp. 286~292.
- (5) Lee, K.H, Jeon, Y.H, Bae, E.S, Lee, D.H, Lee, K.T, 2004, “Implementation of the Numerical Optimization for the Micro-Air Vehicle Propeller,” 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Albany, New York.
- (6) W. Choi, J.S Choi, I.M Jung, J.H Kim, I.W Lee, S.H Han, Y.S. Won., 2011.5, “CFD Analysis of Aerodynamic Characteristics of Regional Turboprop Aircraft Propeller,” Proceeding of the 2011 KSCFE Spring Conference, pp. 447~452.
- (7) W. Choi, J. H. Kim, 2011. 11, “Aerodynamic Analysis on Advanced Propeller Blade for Turboprop Aircraft,” Proceeding of the 2011 KSAS Fall Conference.
- (8) Y. G. Kim, K. C. Kim., 2007. 5, “FSI analysis on wind turbine blade,” Proceeding of the 2011 KSME Spring Conference, pp. 2368~2371.
- (9) C. D. Kong, H. B. Park, G. S. Lee, W. Choi., 2011. 4, “A Study on Conceptual Structural Design for Composite Propeller Balde of Turboprop,” Proceeding of the 2011 KSAS Spring Conference.
- (10) C. D. Kong., 2005, “Structural investigation of composite wind turbine blade considering various cases and fatigue life”, ENERGY, Vol. 30, pp. 2101~2114.
- (11) www.matweb.com
- (12) H. K. Kim, J. H. Lee, S. M. Jang, K. W. Kang., 2010. 7, “Structural Analysis and Testing of 1.5kW Class Wind Turbine Blade,” Journal of the Korea Fluid Machinery Association, Vol. 13, No. 4, pp. 51~57.