論文

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.11.917

전산유체역학을 이용한 항공기 프로펠러 공력특성 연구

조규철*, 김효진**, 박일주*, 장성복*

Application of CFD in The Analysis of Aerodynamic Characteristics for Aircraft Propellers

Kyuchul Cho*, Hyojin Kim**, Il-Ju Park* and Sungbok Jang*

ABSTRACT

The analysis of aerodynamic characteristics for aircraft propellers is studied to develop high efficiency composite propellers. It is to verify the accuracy and reliability of predicting the efficiency characteristics of aircraft propellers by applying nonlinear numerical analysis. The numerical simulation method incorporated the CFD code, which is based on RANS (Reynolds Averaged Navier-Stocks) equation. The study includes a comparative analysis between the numerical simulation results and the wind tunnel test results of the full-scale aircraft propeller. The comparison shows that thrust and power coefficients of the propeller calculated by nonlinear numerical analysis are higher than those based on the results generated from the wind tunnel test. The efficiency of the propeller calculated by numerical analysis matches closely to the efficiency based on the wind tunnel test results. The verification results are analyzed, then, will be used in optimizing the design and manufacture of the subject aircraft propeller studied.

초 록

본 연구는 고효율 복합재 프로펠러를 개발하기 위하여, 항공기 프로펠러 효율 특성 해석을 수행하였다. 비선형 수치해석을 이용하여 프로펠러의 공력 특성을 분석하고, 풍동 실험 결과와 비교 분석하였다. 유동해석코드는 비선형 유동방정식인 RANS(Reynolds Averaged Navier-Stocks)를 수치해석화한 코드를 사용하였다. 해석 결과, 수치해석을 통하여 얻어진 프로펠러의 추력 및 출력계수는 실험결과와 비교하여 다소 높게 분석되었으며, 추력과 출력의 비로부터 계산된 프로펠러 효율은 실험결과와 잘 부합하는 것으로 확인하였다.

Key Words : Numerical Simulation of Propeller (프로펠러 수치해석), Blade Aerodynamic Properties (블레이드 공력 특성), Efficiency Characteristics of Aircraft Propellers (항공기 프로펠러 효율 특성), Thrust and Power Coefficients of Propeller (프로펠러 추력 및 출력계수)

Ⅰ. 서 론

컴퓨터 계산속도의 발전과 전산유체역학의 지속적인 발전은 복잡하고 다양한 조건을 복합적으로 고려해야하는 유동 문제를 해결하는데 있어 정확도를 높이고 해석시간을 단축시키는데 크게

† 2012년 4월 1일 접수 ~ 2012년 10월 30일 심사완료
* 정회원, (주)케이디씨 기술연구소
** 정회원, 한국폴리텍항공대학 항공기계과
교신저자, E-mail : hjkimprof@gmail.com
경남 사천시 대학길 46

기여하고 있다[1,2]. 블레이드 주변 유동해석의 정확성을 확보하는 연구의 중요성은 항공기용 프로펠러[3~7] 및 풍력 발전용 블레이드[8~9], 그리고 산업 전반에 다양하게 적용되고 있는 각종 팬 형태를 갖는 회전체[10~14]의 유동특성에 대한 수치해석을 통하여 제품 제작완료시 발생가능한 문제점을 사전에 도출 보완하여 시간과 비용을 줄이고 최적의 제품 설계 및 제작에 적용할 수 있다는 점에서 매우 중요하다고 할 수 있다. 본 연구는 전산유체역학을 프로펠러 설계 및 제작에 적용하기 위하여 선형 수치해석 코드를 이용한 프로펠러 공력특성 해석결과를 풍동실험 결과와 비교분석하여 신뢰도를 검증하였다.

II. 본 론

2.1 블레이드 모델 분석

수치해석에 사용된 프로펠러는 직경 3.048m의 Clark Y 에어포일 형태의 단면을 갖는 5868-9타입 2엽 금속제 프로펠러로, 풍동실험에 사용된 프로펠러의 형상정보와 동일한 모델을 수치해석에 사용하였다[15]. Fig. 1은 블레이드 반경방향 단면 위치를 나타내고 있다. 단면 번호는 블레이드 루트부분에서 끝단부분가면서 증가하도록 단면을 구분하였다. Table 1은 블레이드 형상정보를 블레이드 반경방향을 따라서 각 단면별로 정리한 것이다. 이 표에서 r은 중심축으로부터 블레이드 단면까지 거리를 나타내고, *R*은 블레이드 반경, *D*는 블레이드 직경, *b*는 단면 에어포일 시위선의 길이, *h*는 단면 에어포일의 두께, 그리고 P는 블레이드 단면에서의 기하학적 피치를 나타낸다.

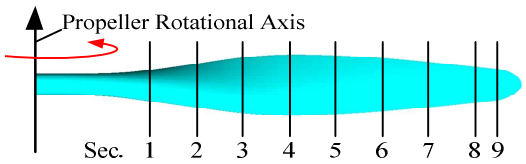


Fig. 1. Propeller Blade Radial Position

Table 1. Blade Parameters

Sec	*r/R*	*b/D*	*h/b*	*P/D*
1	0.20	0.0380		0.4640
2	0.30	0.0560	0.3640	0.5900
3	0.40	0.0690	0.1755	0.6400
4	0.50	0.0760	0.1185	0.6370
5	0.60	0.0732	0.1021	0.6310
6	0.70	0.0662	0.0925	0.6310
7	0.80	0.0565	0.0870	0.6350
8	0.90	0.0445	0.0835	0.6400
9	0.95	0.0380	0.0825	0.6420

Fig.2는 Clark Y 에어포일 형상을 나타내고 있다. 0은 에어포일 앞전을 의미하고, 1은 뒷전을 나타내고 있다. Table 2 아래 표는 Clark Y 에어포일에 대한 좌표 데이터를 정리한 것이다.

Fig. 3은 블레이드 길이방향 각 단면 에어포일 형상의 시위선 길이 분포를 나타내고 있다. 그래프에서 보여주는 바와 같이 블레이드 최대 코드는 0.5*R* 지점에서 결정되고, 끝단으로 갈수록 작아지는 형상을 가지고 있다. Fig. 4는 각 단면 에어포일의 두께 분포를 보여주고 있다. 블레이드 단면형상의 최대두께는 블레이드 루트 부분에서 최대가 되고 끝단으로 가면서 선형적으로 감소하는 형상을 가지고 있음을 알 수 있다. Fig. 5와 Fig. 6은 기하학적 피치 분포와 피치각 분포를 각각 보여주고 있다. 기하학적 피치 분포는 블레이드 반경방향으로 0.4*R* 이후 비교적 일정하게

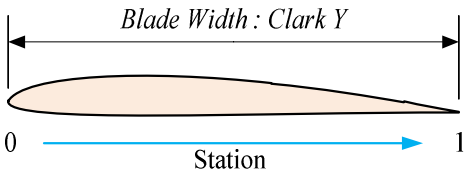


Fig. 2. Clark Y Airfoil Template

Table 2. Basic Blade Section Data of Clark Y

Station	Upper Ordinate Maximum Ordinate	Lower Ordinate Maximum Ordinate
0.025	0.55	0.13
0.05	0.67	0.08
0.1	0.81	0.04
0.2	0.96	0.01
0.3	1.00	0
0.4	0.99	0
0.5	0.93	0
0.6	0.83	0
0.7	0.69	0
0.8	0.52	0
0.9	0.34	0
L. E. radius		0.15
T. E. radius		0.077

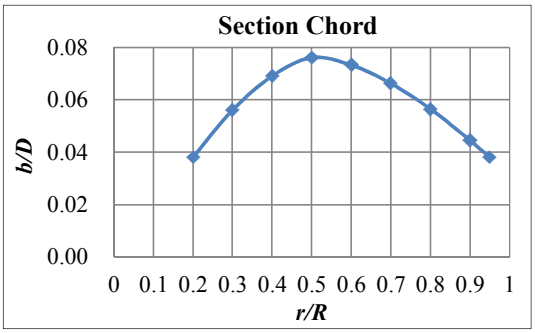


Fig. 3. Blade Section Chord Curve

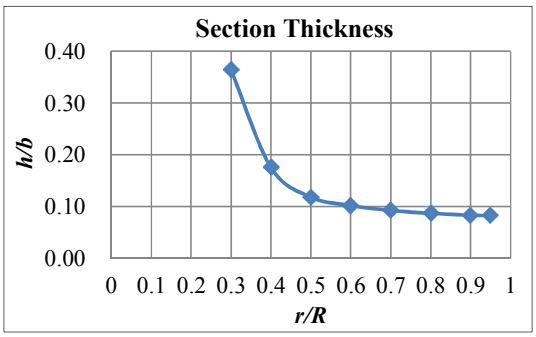


Fig. 4. Blade Section Thickness Curve

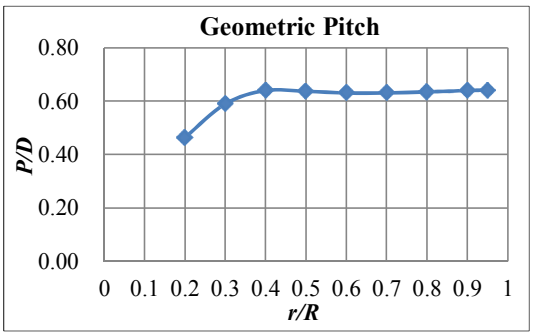


Fig. 5. Blade Geometric Pitch Curve

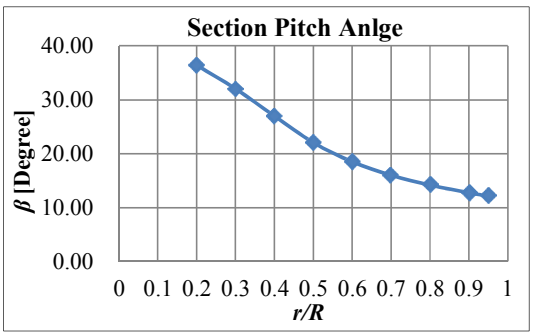


Fig. 6. Blade Section Pitch Angle Curve

유지되고 있다. 피치각(β)은 블레이드 단면 에어포일 시위선(chord line)과 프로펠러 회전면 사이 각을 나타내고, 블레이드 반경방향 각 단면에서 기하학적 피치와 피치각 사이의 관계는 다음 관계식으로 나타낼 수 있다.

$$P = \pi D \tan\beta \,, \tag{1}$$

일반적으로 프로펠러는 반경방향 각 단면에서 기하학적 피치가 동일하도록 $\tan\beta$ 값을 결정한다.

2.2 블레이드 3차원 모델링

위 그래프에 보인 블레이드 각 단면형상 계수에 맞게 Table 2의 Clark Y 에어포일 데이터를 수정하여 각 단면 에어포일의 최종 형상을 결정하였다.

Fig. 7은 주어진 블레이드 단면형상 데이터를 바탕으로 완성된 3차원 블레이드 형상을 보여주고 있다. 블레이드 생크(shank)부분은 직경 0.08m 원으로 모델링하였고, 블레이드 단면 형상 정보가 명시되지 않은 r=0에서부터 r=0.3R지점까지는 원형에서 Clark Y 에어포일 형태로 자연스럽게 변하도록 모델링하였다.

2.3 검사체적 모델링 및 격자 생성

검사체적은 크게 비회전 도메인(domain1)과 회전 도메인(domain2)으로 구분된다. Fig. 8에서 보인 바와 같이 외부에 구성되는 도메인은 비회전 도메인으로 유동의 입구와 출구를 포함한다. 외부 비회전 도메인은 유동모델의 전반적인 조건

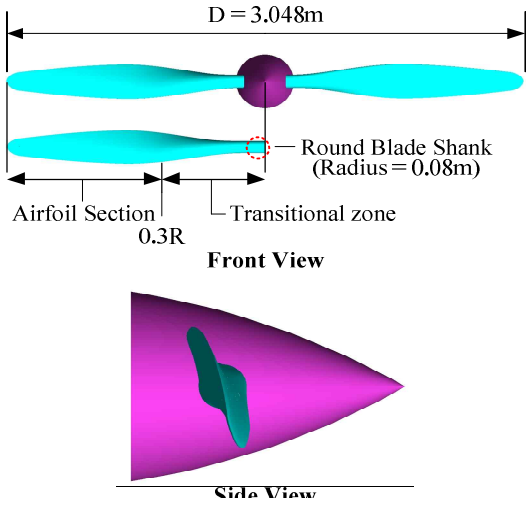


Fig. 7. 3D Modeling of Propeller Blade

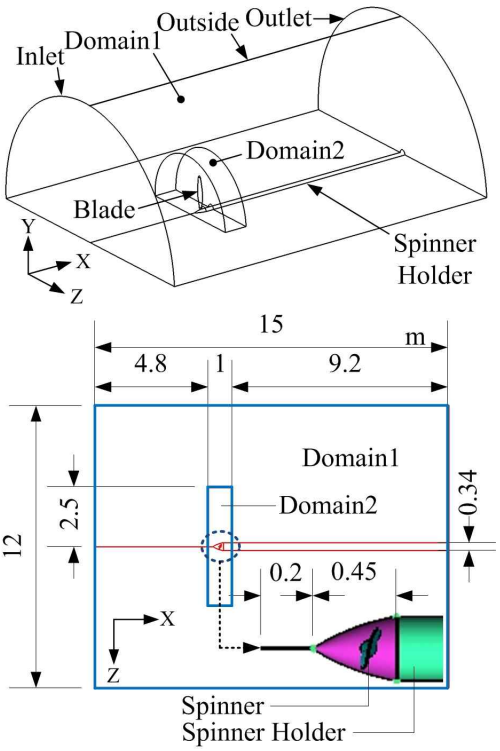


Fig. 8. 3D Computational Domains

을 결정하고, 항공기의 비행 상태나 대기 조건들이 반영되어 결정된다. 내부 회전 도메인은 비회전 도메인 안쪽에 위치하고, 프로펠러의 회전조건을 만족시킬 수 있도록 모델링되었다. 블레이드는 회전 도메인 내부 스피너(spinner)에 장착되었고, 스피너는 스피너 지지대에 고정되었다. 외부 비회전 도메인의 가로와 세로 길이는 각각 15m와 12m로 회전 도메인과 거리를 충분히 유지할 수 있도록 하였고, 내부 회전 도메인의 반경은 블레이드 반경의 약 2.5배이다. 스피너의 회전축방향 길이는 0.45m이며 최대반경은 0.17m이고, 이 크기는 일반적인 프로펠러 스피너 크기를 참고하였다.

전체 검사체적은 원통의 대칭 구조로 해석을 위한 모델링 및 유동 수치해석은 검사체적의 절반만 모델링하여 해석하였으며, 최종 계산 후 추력 및 출력 값에 2배수를 적용하였다. 검사체적 구조와 세부치수는 Fig. 8 아래 나타내었다.

검사체적 격자 형태는 크게 점성유동 해석을 위한 경계층을 기준으로 경계층 내부 격자와 경계층 외부 격자 두 부분으로 나누어 생성하였다. 경계층 내부 격자는 5면체 격자(prism mesh)로 구성되었으며, 외부격자는 4면체 격자(tetrahedral

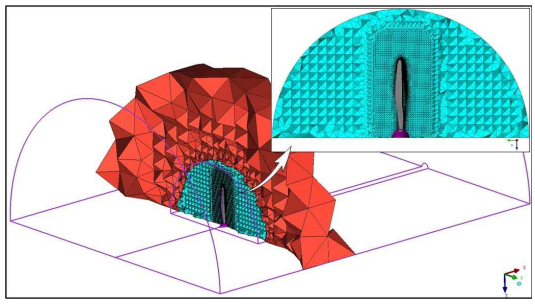


Fig. 9. Mesh Size of the Control Volume

mesh)로 이루어졌다. 경계층 내부 5면체 격자는 최소 15층으로 나누었으며, 평균 Y^+ 값이 1보다 작도록 블레이드 표면으로부터 첫 번째 격자마디의 거리가 결정되었다. 본 해석에서 모델표면 점성유동 해석은 블레이드에 한정하여 해석하였고, 스피너 및 스피너 지지대는 점성 영향을 무시하였다.

Fig. 9는 검사체적 격자 스케일을 보여주고 있다. 효과적인 격자수 조정을 위하여 외부 비회전 도메인의 격자크기를 내부 회전 도메인에 비하여 상대적으로 크게 하였고, 회전 도메인 내부 및 블레이드, 특히 블레이드 주변 격자는 주변 유동 흐름을 효과적으로 해석 할 수 있도록 충분히 작게 결정하였다.

Fig. 10은 블레이드 표면 격자 형태 및 크기를 보여주고 있다. 블레이드 앞전 유동특성을 고려하여 격자크기를 상대적으로 조밀하게 구성하였다. Fig. 11은 블레이드 절단면 볼륨 격자 형태를 보여주고 있으며 블레이드 표면 경계층 정의를 위한 5면체 격자의 배열 형태를 보여주고 있다. 전체적인 격자 형태 및 요소수를 정리하여 표 3에 나타내었다.

2.4 블레이드 주변 유동특성 분석

블레이드 주변 유동해석은 RANS(Reynolds

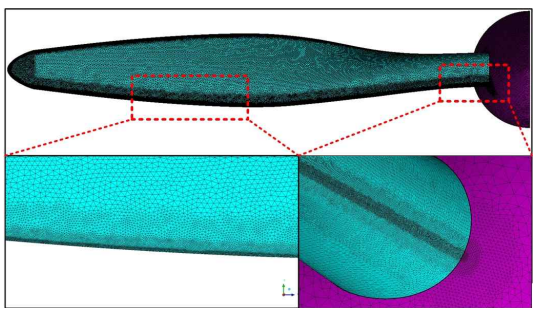


Fig. 10. Surface Mesh for the Blade

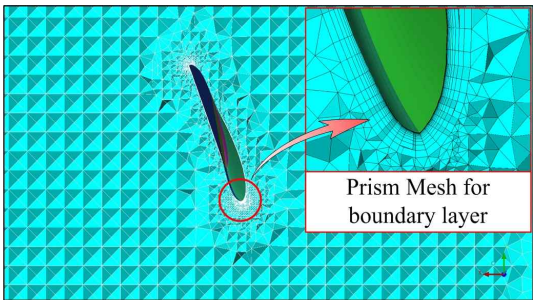


Fig. 11. Volume Mesh Around the Blade

Table 3. Mesh Statistics

Total Number of Nodes		3140365
Number of Elements	Tetrahedrons	9144551
	Prisms	3075540
	Pyramids	795
	Total	12220886
15 Boundary Layers		

averaged Navier-Stocks) 방정식을 수치해석화한 코드를 사용하였다. 지배 방정식의 공간차분법은 고차, 고해상도 수치해석 기법(high resolution scheme)을 적용하여 해석하였고, 난류 모델로 k-ω 모델을 기반으로 한 *SST*(Shear Stress Transport) 모델을 적용하였다. 초기유동 조건으로 완전 발달한 난류 유동을 가정하였고, 난류 강도는 5%로 설정하여 해석하였다. 해의 수렴은 평균 제곱근의 나머지(RMS Residual) 값이 5×10^{-5} 이하가 되도록 하였다. 검사체적 외부 비회전 도메인의 입구(inlet, Fig. 8)는 비행속도를, 출구(outlet, Fig. 8)와 원통면(outlet, Fig. 8)은 압력을 초기값으로 설정하였다. 도메인의 절단면은 회전주기(rotational periodicity)를 결정할 수 있는 인터페이스 기법을 적용하여 대칭조건을 만족시켰다. 비회전 외부 도메인과 내부 회전 도메인의 경계 인터페이스 해석은 정상상태(steady state) 해석이 가능한 MFR(Multiple Frames of Reference) 해석기법을 적용하였다. 프로펠러 회전조건을 모델링하기 위하여 내부 도메인을 회전도메인(rotating domain)으로 설정하였고, X-축을 축으로 하는 회전속도 1200 RPM을 적용하였다. 블레이드 표면은 점성의 영향을 고려하여 해석하였고, 스피너 및 스피너 지지대는 점성의 영향을 무시하고 해석하였다.

해석에 적용된 프로펠러 피치각 조건은 앞서 설명된 Clark Y 블레이드 단면 형상을 갖는 블레이드를 반경방향 r=0.75R 지점에서 15도가 되도록 고정하고, 비행속도 V=39.62m/s, 프로펠러 회전 속도 RPM=1200, 밀도 ρ=1.144kg/m^3 조건에서 해석을 수행하였다. 위 조건에서 블레이드 길이방향 각 단면 평균 레이놀드수(Reynolds number)는 Re=4.49E+05이다.

Fig. 12는 해석된 블레이드 표면 Y^+값 분포를 나타내고 있다. Y^+값은 모델 표면으로부터 생성된 격자의 첫 번째 마디까지의 거리로 계산되는 무차원계수로 다음 식으로부터 구하여진다.

$$Y^+ = \frac{\rho \Delta y u_t}{\mu}, \qquad (2)$$

여기에서 $\rho, \Delta y, u_t, \mu$는 각각 밀도, 물체 표면으로부터 첫 번째 격자 마디까지 거리, 마찰속도, 동점성 계수를 나타낸다.

Y^+값은 점성유동 해석 시 경계층 내부 유동특성을 결정하는 중요한 계수로 경계층내부 격자 생성단계에서 반드시 고려되어야 한다. 해석결과 얻어진 블레이드 표면 Y^+값 분포를 Fig. 12에 나타내었다. 블레이드 표면 평균 Y^+값은 약 0.24이고, 일부 블레이드 끝단 앞전 영역에서 유동가속과 함께 레이놀드수 증가로 인한 Y^+값이 1에 가깝게 분포하고 있는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 13은 블레이드 주변 유동 흐름 특성과 블레이드 표면 압력변화를 가시화 한 것이다. 블레이드 루트(Root)부분 유동 박리현상은 원형에 가까운 에어포일 형상이 주요원인으로 분석되고, 이 구역에서는 국부적으로 역추력이 발생한다. 역추력이 발생하는 지점은 블레이드 r=0.3R지점 Clark Y 에어포일 형태로부터 블레이드 원점 원형형태로 형상이 변해가는 구역에 해당한다. 이 부분의 형상이 비교적 완전한 에어포일 형상을 유지할 때와 원형에 가까울 때, 각각의 형상이 블레이드 공기역학적 특성에 미치는 영향은 실제 크기 프로펠러의 풍동실험 결과[17]를 통하여 확

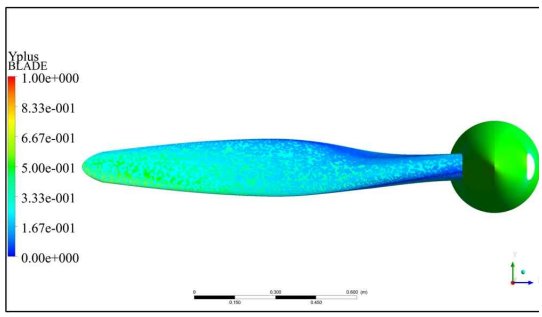


Fig. 12. Y^+ Value Distribution on the Blade Surface

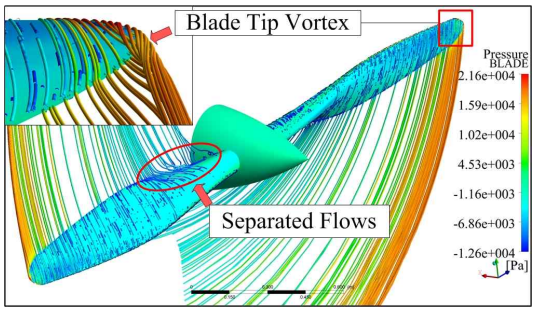


Fig. 13. Streamline Around the Blade and Pressure Distribution on the Blade Surface

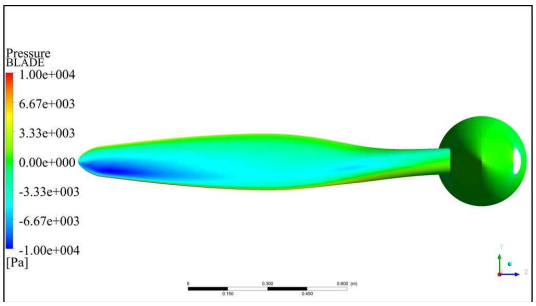


Fig. 14. Pressure Distribution on the Blade Surface

인할 수 있다.

블레이드 루트부분 형상이 에어포일 형태에 가까울수록 유동 박리 가능성은 낮아지고 따라서 공력특성에, 특히 진행률(V/nD)이 높을수록 효율부분에, 장점으로 작용하는 것으로 분석되고 있다. Fig. 13의 왼쪽 위에 표시된 유동흐름은 블레이드 끝단 유동흐름을 가시화한 것으로 전형적인 날개 끝단 교란유동의 양상을 보여주고 있다.

Fig. 14는 블레이드 표면 압력분포를 보여주고 있다. 블레이드 끝단으로 갈수록 유동가속과 함께 블레이드 앞전부분에서 상대적으로 높은 저압분포를 보여주고 있다. Fig. 15는 블레이드 r=0.75R 지점 단면 압력 분포를 보여주고 있다. 블레이드 앞전 유동이 정체되면서 고압대가 형성되고, 블레이드 윗면은 유동이 가속되면서 저압대가 형성되고 있는 것을 확인할 수 있다.

2.5 블레이드 단면 공력특성 분석

Fig. 16은 블레이드에 작용하는 비행속도(V), 프로펠러 회전속도(ωr) 및 합성속도와의 관계를 그림으로 보여주고 있다.

여기에서 ω는 각속도를 나타내고, 블레이드 반

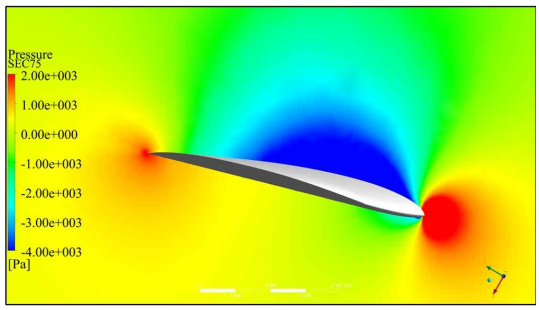
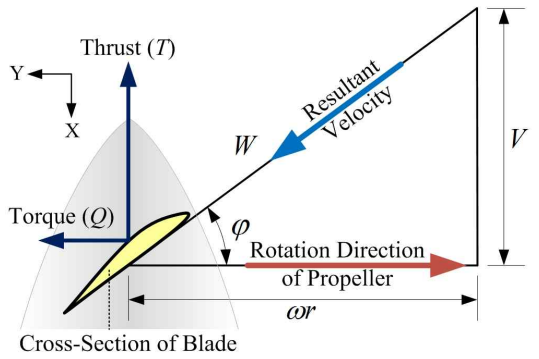


Fig. 15. Pressure Distribution at the Blade Cross-Section (r=0.75R)



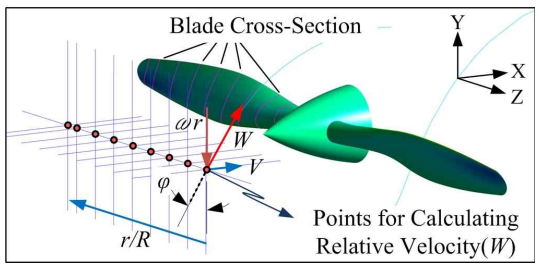


Fig. 16. Velocity Diagram for Propeller

경 단면을 따라서 각속도는 $2n\pi r$로 구할 수 있다. 비행속도와 프로펠러 회전속도로부터 합성속도(W)의 크기가 결정되고, 합성속도 유입각(φ)은 합성속도와 블레이드 회전면 사이의 각으로 비행속도와 블레이드 회전속도로 계산할 수 있다. 블레이드 표면에 발생하는 힘은 두 방향 벡터로 분리 계산되고, 전진하는 방향으로 작용하는 힘 성분은 추력(T)을, 프로펠러 회전방향과 반대되는 방향으로 발생하는 힘은 토크(Q)를 각각 나타낸다.

Fig. 16 아래 나타낸 그림은 수치해석 결과 계산된 블레이드 전방에서의 합성속도(W)의 크기를 계산한 지점을 나타내고 있다. 각 점들은 프로펠러 회전면으로부터 0.2m 전방에 위치하고, Z-축을 따라서 일정한 간격으로 배열되었다. 수

치해석 결과 이 지점에서 계산된 합성속도를 이론적으로 계산된 값과 비교하여 Fig. 17에 나타내었다. 이론적으로 얻어진 합성속도는 비행속도(V)와 프로펠러 회전속도(ωr)로부터 계산되었다.

Fig. 17에 보인 바와 같이 블레이드 반경을 따라서 전체적으로 수치해석 결과와 이론계산 결과가 잘 맞는 것을 확인할 수 있다. Fig. 18은 블레이드 반경을 따라서 합성속도 유입각 변화를 비교한 것이다. 블레이드 반경방향 전 구간에서 이론계산 결과와 수치해석상의 결과가 잘 부합하는 것으로 분석되고, 두 계산 결과 값 사이의 차이는 1도보다 작게 나타나고 있다. Fig. 19은 블레이드 표면에 발생하는 힘을 추력 성분 벡터와 토크성분 벡터로 분리하여 각각 추력계수, 출력계수, 효율을 블레이드 반경방향으로 각 지점에서 계산하여 나타낸 것이다. 추력, 출력 계수 및 효율은 다음 식으로부터 구하였다.

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4},\ C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5},\ \eta = J\frac{C_T}{C_P}, \qquad (3)$$

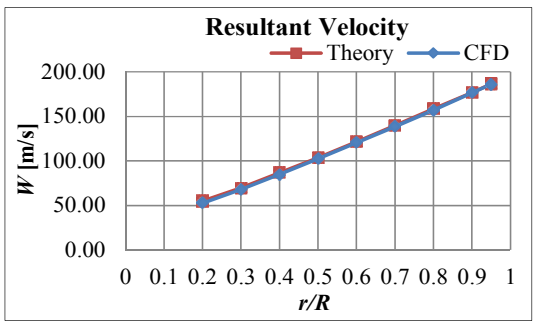


Fig. 17. Resultant Velocity(W) Curves along the Blade Radial Position for V=39.62m/s, RPM=1200

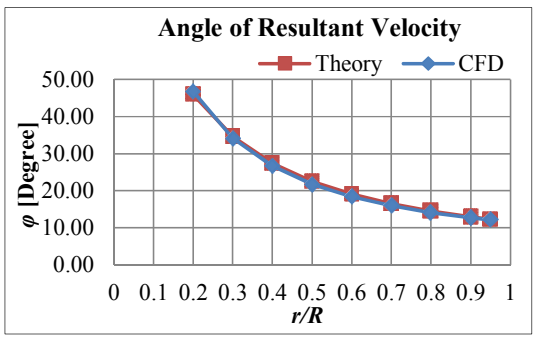


Fig. 18. Angle of Resultant Velocity(φ) Distribution along the Blade Radial Position for V=39.62m/s, RPM=1200

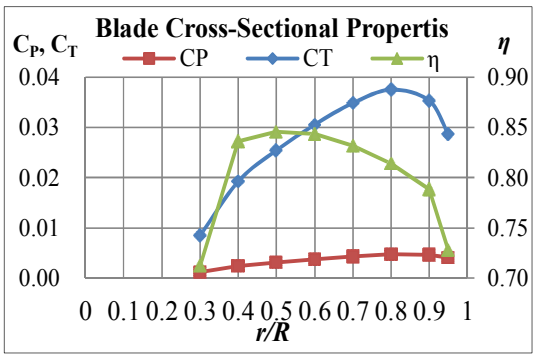


Fig. 19. Blade Cross-Sectional Properties along the Blade Radial Position for V=39.62m/s, RPM=1200

여기에서 T, P, n, C_T, C_P, J는 각각 추력, 출력($Q\omega = P$), 프로펠러 초당 회전수, 추력계수, 출력계수, 진행률($J = V/nD$)을 나타낸다. Fig. 19에서 보인 바와 같이 전체적으로 블레이드 끝단으로 갈 수 록 추력이 증가하는 것을 알 수 있고, 블레이드 반경방향 약 0.8R지점에서 최대 추력이 발생하는 것을 확인 할 수 있다. 추력과 출력으로부터 계산된 효율은 블레이드 반경방향 0.4R~0.6R 지점에서 상대적으로 높게 나타나는 것으로 분석되었다.

2.6 프로펠러 풍동실험 및 수치해석 결과 비교 분석

실물크기 프로펠러 풍동실험 결과와 수치해석 결과를 비교하기위하여 풍동실험조건[2]을 바탕으로 진행률 변화에 따른 해석 초기 값들을 결정하였다.

Table 4는 수치해석에 적용된 초기 값들을 정리한 것이다. 진행률 증가에 따라 비행속도는 증가하고 프로펠러 회전속도와 밀도는 일정하게 유지된다. 유동해석 결과 얻어진 블레이드 표면에 발생하는 추력과 토크 성분을 바탕으로 프로펠러 추력계수, 출력계수 및 효율을 계산하였다.

Fig. 20은 실험결과 얻어진 추력계수와 수치해석 결과 얻어진 추력계수를 비교하였고, Fig. 21은 출력계수를, Fig. 22는 효율을 비교한 결과이다. Fig. 20과 Fig. 21에 보인 바와 같이 추력 및 출력계수는 수치해석결과가 실험결과에 비하여 전체적으로 높게 계산되고 되고 있으며, 진행률이 증가 하면서 차이가 줄어드는 양상을 보이고 있다. 실험값과 수치해석 값의 차이는 추력계수보다 출력계수 비교 값에서 더 크게 나타나고 있다. 효율은 비교적 실험결과에 근접한 해석결과

Table 4. Initial Values for the Calculating Propeller Coefficients

V/nD	*V(m/s)*	*RPM*	*ρ (kg/m³)*
0.20	12.19	1200	1.14E+00
0.30	18.29	1200	1.14E+00
0.40	24.38	1200	1.14E+00
0.50	30.48	1200	1.14E+00
0.60	36.58	1200	1.14E+00
0.63	38.40	1200	1.14E+00
0.65	39.62	1200	1.14E+00
0.67	40.84	1200	1.14E+00
0.70	42.67	1200	1.14E+00
0.75	45.72	1200	1.14E+00
0.80	48.77	1200	1.14E+00

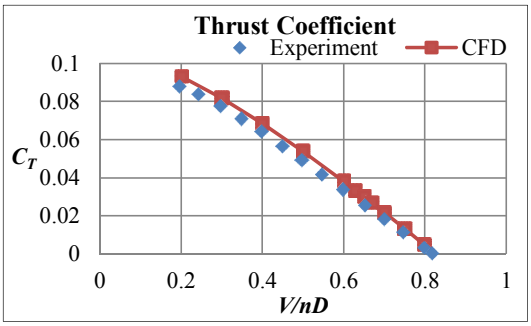


Fig. 20. Comparison of Thrust Coefficient

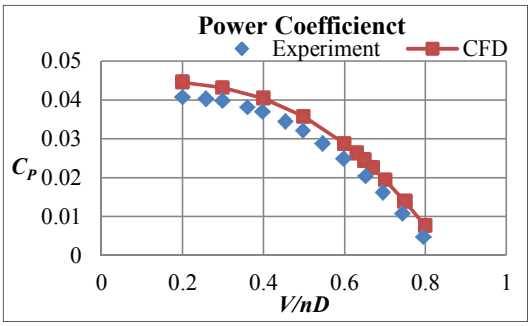


Fig. 21. Comparison of Power Coefficient

를 보여주고 전체적으로 실험결과에 비하여 수치해석 결과가 약 2%정도 낮게 분석되고 있다.

프로펠러 피치각의 변화가 추력, 출력 및 효율에 미치는 영향을 분석하기 위하여 r=0.75R 단면에서 피치각(β)이 14°, 15°, 16°일 때 각각의 결과들을 비교하였다.

Fig. 23, Fig. 24, Fig. 25는 피치각 변화에 따른 추력계수, 출력계수 및 효율곡선을 각각 보여주고 있다. 그래프에서 피치 A는 피치각(β)을 나타낸다. 피치각이 14도인 경우 수치해석 결과 얻어진 추력 및 출력 계수는 피치각이 15도일 때와 비교하여 실험값에 근접한 결과를 보여주고 있으나, 효율은 진행률 J=0.6 이후 급격하게 감소하여 실험값과 큰 차이를 보이고 있다. 피치각이 16도인 조건에서는 추력 및 출력계수가 15도인 경우

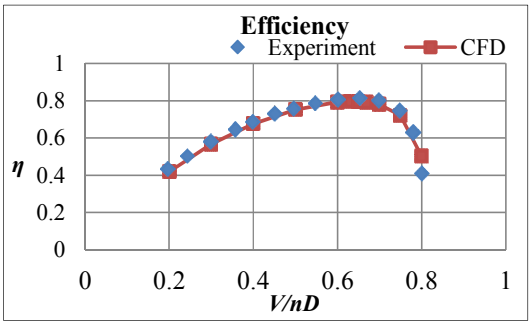


Fig. 22. Comparison of Efficiency Curves

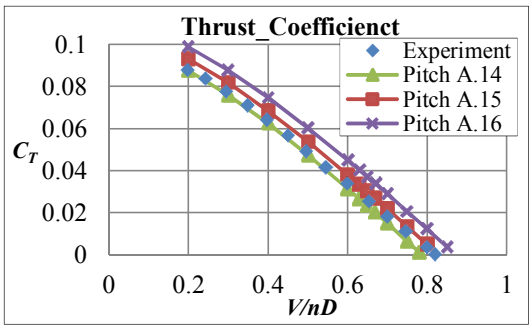


Fig. 23. Comparison of Thrust Coefficient Curves for Variable Pitch Angle of 14°, 15°, 16°

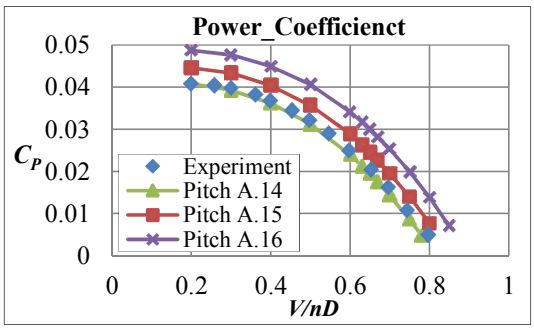


Fig. 24. Comparison of Power Coefficient Curves for Variable Pitch Angle of 14°, 15°, 16°

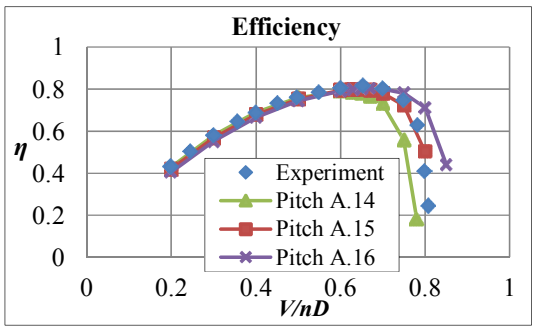


Fig. 25. Comparison of Efficiency Curves for Variable Pitch Angle of 14°, 15°, 16°

보다 높게 나타고 있으며, 효율 감소가 급격해지는 진행률상의 지점은 15도일 경우보다 뒤쪽에 위치하고, 실험값과도 많은 차이를 보여주고 있다. 따라서 추력계수, 출력계수 및 효율에 대한 수치해석 결과와 실험값 사이 차이의 원인은 피치각 설정의 오류가 아닌 것으로 분석된다.

본 연구에서는 프로펠러 회전시 발생하는 굽힘 모멘트 및 비틀림 모멘트에 의한 프로펠러의 변형은 고려되지 않았다. 실험결과[18]에 의하면 본 연구에서 모델로 정한 프로펠러와 동일한 프로펠러를 피치각 β=15° (r=0.75R)로 고정하고 진행률 V/nD=0.23, 회전속도 RPM=1200 조건에서 블레이드 0.7R 지점에서 프로펠러 회전면을 기준으로 전방으로 약 0.7° 의 변형이 발생하는 결과를 보여주고 있다. 이와 같은 굽힘 및 비틀림 모멘트에 의한 블레이드의 변형이 추력, 출력 및 효율에 어떠한 영향을 미치는지는 후속연구를 통하여 분석되어야 할 것으로 판단된다.

Ⅲ. 결 론

본 연구는 수치해석 과정을 프로펠러 설계 및 제작에 적용하기 위하여 수치해석 결과의 신뢰도를 검증하기 위하여 수행되었다. 비선형 수치해석 결과 얻어진 프로펠러 공력특성을 풍동실험 결과와 비교 분석하고, 다음 결과를 도출하였다.

1. 수치해석 결과 얻어진 프로펠러의 효율은 풍동실험 결과와 잘 부합하는 것으로 분석되었다.

2. 추력 및 출력계수의 수치해석 결과 얻어진 값은 실험결과와 비교하여 다소 높게 분석되었다.

3. 수치해석 결과와 실험결과 사이의 차이는 출력결과가 추력결과와 비교하여 다소 높게 나타나고 있다.

전산유체 수치해석 방법을 사용하여 프로펠러의 공력특성을 분석한 결과 특히 효율 예상에 있어서는 실제 효율값에 매우 근접한 결과를 얻을 수 있었다. 따라서 수치해석 과정을 프로펠러 제작에 적용 할 경우 설계 및 제작과정의 시행착오를 최소화하고, 주어진 항공기의 요구조건에 최적화된 프로펠러의 설계 및 제작에 기여할 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 2011년도 중소기업청 “산학연 공동기술개발사업”의 지원으로 수행된 연구입니다.

참고문헌

1) Ashford, G. and Powell, K., “An Unstructured Grid Generation and Adaptive Solution Technique for High Reynolds Number Compressible Flows,” 27th Computational Fluid Dynamics, vol. VKI LS 1996-06, pp. 1_84.

2) R.V. Chima, D.J. Arend, R.S. Castner, and J.W. Slater, P.P. Truax, “CFD Models of a Serpentine Inlet, Fan, and Nozzle,” NASA/TM－2010-216349, AIAA－2010－33, 48th Aerospace Sciences Meeting sponsored by the American Institute of Aeronautics and Astronautics Orlando, Florida, January 4－7, 2010.

3) Lötstedt, P., “Propeller Slip-stream Model in Subsonic Linearized Potential Flow,” Journal of Aircraft, vol. 29 (6), pp. 1098_1105, 1992.

4) Ohad, G., Aviv, R., “Propeller Performance at Low Advance Ratio,” Journal of aircraft, vol. 42-2, 2005.

5) Pelletier, D., Garon, A. and Camarero, R., “Finite Element Method for Computing Turbulent Propeller Flow,” AIAA Journal, vol. 29(1), pp. 68_75, 1991.

6) Michele De Gennaro, Domenico Caridi, and Prof. Mohamed Pourkashanian, “Ffowcs Williams-Hawkings Acoustic Analogy for Simulation of NASA SR2 Propeller Noise in Transonic Cruise Condition,” V European Conference on Computational Fluid Dynamics, ECCOMAS

CFD 2010, M. De Gennaro, D. Caridi and M. Pourkashanian, Lisbon, Portugal, 14 – 17 June 2010.

7) Schetz, J., Pelletier, D. and Mallory, D., "Experimental and Numerical Investigation of a Propeller with Three-Dimensional Inflow," Journal of Propulsion, vol. 4(4), pp. 341_349, 1988.

8) Sezer-Uzol, N. and Long, L., "3d Time-Accurate CFD Simulations of Wind Turbine Rotor Flow Fields," AIAA 2006-0394, 2006.

9) Pelletier, D. and Schetz, J., "Finite Element Navier-Stokes Calculation of Three-Dimensional Turbulent Flow Near a Propeller," AIAA Journal, vol. 24(9), pp. 1409_1416, 1986.

10) Thiart, G. and von Backström, T., "Numerical Simulation of the Flow Field Near an Axial Flow Fan Operating Under Distorted Inflow Conditions," Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, vol. 45, pp. 189_214, 1993.

11) Kelecy, F., "Study Demonstrates that Simulation Can Accurately Predict Fan Performance," Journal Articles by Fluent Sofware Users, vol. JA108, pp. 1_4, 2000.

12) Shuichi Igarashi, Koichi Kitagawa, "Numerical Analysis for Propeller Fan in Freezing Compartment of Household Refrigerator," The 9th of International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery Honolulu, Hawaii, February 10-14, 2002.

13) Michael Brendel, "CFD Analysis of Laboratory Exhaust Fans and Applications," ASHRAE 2002 Winter Annual Meeting Atlantic City, NJ.

14) G.V.R. seshagiri rao, Dr.V.V.subba rao, "Design of Cooling Fan for Noise Reduction Using CFD," International Journal of Scientific & Engineering Research Volume 2, Issue 9, September-2011.

15) Edwin P. Hartman and David Biermann, "The Aerodynamic Characteristics of Full-Scale Propellers Having 2, 3 and 4 Blades of Clark Y and R. A. F. 6 Airfoil Sections," Report No. 640, Langley Memorial Aeronautical Laboratory, National Advisory Committee for Aeronautics, Langley Field, Va., November 9, 1937.

16) ANSYS CFX Theory-Solver Guide. (Release 5.6)

17) David Biermann and Edwin P. Hartman, "Tests of Five Full-Scale Propellers in The Presence of A Radial and A Liquid-Cooled Engine Nacelle, Including Tests of Two Spinners," Report No. 642, Langley Memorial Aeronautical Laboratory, National Advisory Committee for Aeronautics, Langley Field, Va., November 23, 1937.

18) Edwin P. Hartman and David Biermann, "The Torsional and Bending Deflection of Full-Scale Duralumin Propeller Blades Under Normal Operating Conditions," Report No. 644, Langley Memorial Aeronautical Laboratory, National Advisory Committee for Aeronautics, Langley Field, Va., January 18, 1938.