중형 터보프롭 항공기급 프로펠러 공력특성 전산해석

최 원[1*], 최 재 승[1], 정 인 면[1], 김 지 홍[1], 이 일 우[1], 한 성 훈[2], 원 영 수[2]

CFD Analysis of Aerodynamic Characteristics of Regional Turboprop Aircraft Propeller

W. Choi, J.S Choi, I.M Jung, J.H Kim, I.W Lee, S.H Han, Y.S. Won

Propeller shall have high efficiency and improved aerodynamic characteristics to get the thrust to fly at high speed for the Regional turboprop aircraft. That is way Clark-Y airfoil which is used to conventional turboprop aircraft propeller is selected as a blade airfoil. Adkins method is used for aerodynamic design and performance analysis with respect to the propeller 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 of Regional turboprop aircraft. The propeller design results indicate that is evaluated to be properly constructed, through analysis of propeller aerodynamic characteristics using the Meshless method and MRF, SM method.

Keywords: 중형 터보프롭 항공기(Regional Turboprop Aircraft), 프로펠러(Propeller), 전산유체역학(CFD), 다좌표계법(Multiple Reference Frame), 미끄럼 격자(Sliding Mesh), 무격자법(Meshless Method)

1. 서 론

FAR PART 25 AIRWORTHINESS STANDARDS 에서는 TRANSPORT CATEGORY AIRPLANES에 대한 인증 사항을 나타내며 대표적인 FAR25급 중형 터보프롭 항공기로는 ATR(Avions de Transport Regional)사의 ATR72-500, Bombardier 사의 Q400, 중국항공공업의 MA600 등이 있다.

Fig. 1 Representative FAR25 Class Turboprop Airplane (ATR72, Q400, MA600)

FAR25급 중형 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. 그러나, 최근 향상된 기술력으로 FAR25급 중형 터보프롭 항공기에 장착되는 엔진 및 프로펠러의 효율이 매우 우수해졌으며 항공기 시장에서 그 수요가 증가하고 있다. 터보프롭 항공기에서 프로펠러는 고속으로 비행할 수 있는 추력을 얻기 위해 가장 효율적으로 개발되어야 하며 그와 더불어 낮은 소음을 유지해야 한다.[1] Fig. 1은 조기경보기 E-2C 2000 항공기에 장착된 최신의 8엽 프로펠러를 나타낸다.

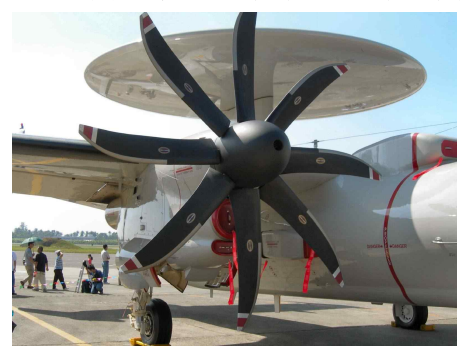

Fig. 1 8 Blade Propeller(E-2C 2000)

본 연구에서는 중형 터보프롭 항공기급에 적용할 수 있는 프로펠러에 대하여 공력설계를 하였으며 전산유체역학을 이

1 정회원, 한국항공우주산업(주) 개발본부 고정익선행연구팀
2 델타이에스 연구소
* TEL : 055) 851-2776
* Corresponding author E-mail: choiwon1@koreaaero.com

용하여 성능을 검토하였다. 또한, 프로펠러 제작사가 공개한 유사 프로펠러 성능정보와의 비교를 통해서 공력특성을 확인하였다. 본 연구에서는 상용 전산해석 프로그램의 다좌표계법(MRF, Multiple Reference Frame Method), 미끄럼 격자(Sliding Mesh)와 무격자법(Meshless Method) 이용하여 설계된 프로펠러에 대한 공력해석을 수행하였다.

2. 본 론

2.1 목표 프로펠러

본 연구에서는 ATR72-500 터보프롭 항공기에 장착되는 Hamilton Standard사의 568F 프로펠러의 성능을 목표로 하였다. 568F 프로펠러 성능 해석은 Hamilton Standard사에서 제공한 프로펠러 성능해석 프로그램을 이용하여 해석하였다.

2.2 목표 프로펠러 설계점

일반적인 항공기의 운용영역에서 순항영역이 가장 많이 차지하므로 본 연구에서의 프로펠러 설계점은 17000ft, 순항조건으로 설정하였다.[4] Table. 2에서는 프로펠러 설계점 조건을 나타낸다.

Table 2. Design Condition

Diameter(m)	3.96
Spinner Diameter(m)	0.15
Rotation Speed(RPM)	980
Velocity(m/s)	142
Number of Blades	6
Power(kW)	1590.50

2.3 프로펠러 공력설계

프로펠러 설계에 일반적으로 사용하는 익형으로는 RAF-6, Clark-Y, NACA-16 계열이 사용된다. RAF-6 익형은 높은 캠버를 가지며 이륙 시 좋은 성능을 나타낸다. Clark-Y 익형은 적절한 캠버와 낮은 최소항력을 가진다. NACA-16 계열 익형은 높은 속도를 가지는 항공기에 적합하며 공급되는 엔진동력이 700HP 이하에서는 적절하지 않다. 최근의 프로펠러 개발업체들은 제작사만의 고유한 최적화된 우수한 프로펠러 익형들을 적용하여 효율과 강성이 향상된 프로펠러를 제작하고 있다. Fig. 2는 프로펠러에 적용되는 익형 단면 형상을 나타낸다.

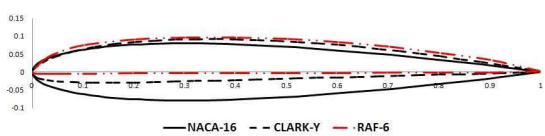

Fig. 2 General Blade Airfoils

본 연구에서는 프로펠러에 사용되는 여러 익형 중 일반적인 Clark-Y 익형을 적용하였다.

프로펠러에 적용되는 익형 해석은 패널기법과 적분형 경계층 방정식을 결합한 XFOIL을 이용하였다. XFOIL의 점성유동 모델은 가장 증폭된 Tollmien-Schlichting파의 $\tilde{n}$ 진폭성장을 고려하는 층류식을 통해 저레이놀즈수 유동현상의 특징인 박리기포의 천이예측능력을 포함하며 운동량 증가로 인한 층류에서 난류로의 유동 상태가 바뀌는 난류 응답내의 지연을 고려하는 난류식을 포함한다. 선형와류 패널법을 이용하는 비점성자유흐름과 경계층과 천이식을 포함하는 점성유동장을 뉴톤법에 의해 동시에 계산하므로 다른 점성수치기법에 비해 상당히 빠른 시간내에 해석이 이루어진다.

프로펠러 공력설계 및 해석에는 와류-깃요소 이론에 근거한 Adkins 등의 방법을 이용하였다. Adkins 등은 Glauert의 이론이 갖는 미소각 가정 및 경량 부하(light load) 가정 및 몇 가지 가정들을 제거함으로써 최소에너지손실을 갖는 프로펠러 설계기법 및 성능해석 기법의 결과가 정확히 일치하도록 하였다. Betz가 제시한 최소에너지손실을 위한 조건은 운동량식과 순환식을 같게 설정하는 것이다. 설계조건에서 축간섭계수(a)는 변위속도비(ζ)에 의해 표현되며, 역설계기법에 의해서 초기에 변위속도비를 가정하여 설계시에 변위속도비가 수렴할 때까지 반복하여 후류의 형상이 변하지 않고 강체가 되는 최소에너지손실을 위한 조건을 만족시키도록 설계한다.[2,3]

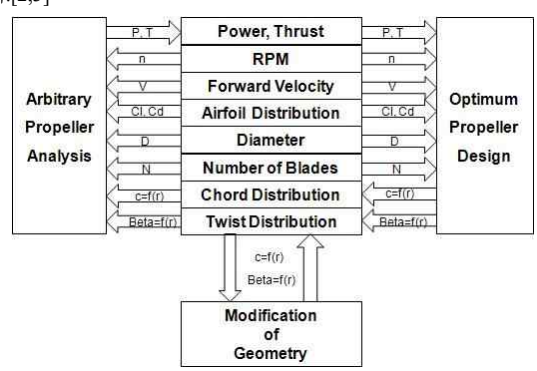

Fig. 3 Propeller Analysis Process

Fig. 3에서 보여주는 바와 같이 블레이드의 단면에 대한 기하학적 조건과 엔진 동력, 회전수, 지름, 자유류의 속도를 입력값으로 각 단면에서 시위길이와 피치를 변경해 가면서 요구조건에 만족하는 프로펠러 성능 해석 및 형상을 설계 한다.

2.4 프로펠러 설계점 해석 결과

Table. 3은 설계점 해석결과를 보여 준다.

Table 3. Design Point Analysis

	Design
v/(nD)	2.19
Efficiency(%)	89.8
Thrust(N)	10060
Power(kW)	1590.5
β at 75%(°)	49.8
Ct	0.21
Cp	0.50
Pitch(m)	9.2

Fig. 4, 5는 설계된 프로펠러 형상 정보를 나타낸다. 프로펠러 깃단은 중심부보다 빠르게 회전하기 때문에 중심부의 피치각은 크고 깃단으로 갈수록 피치각을 줄어 들게 하여 추력이 균형을 이루도록 구성되었음을 확인할 수 있다.

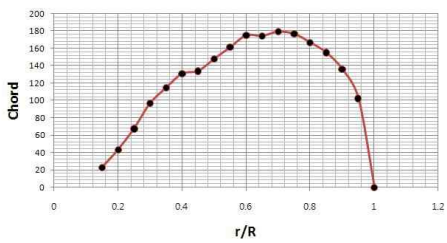

Fig. 4 Chord Distribution

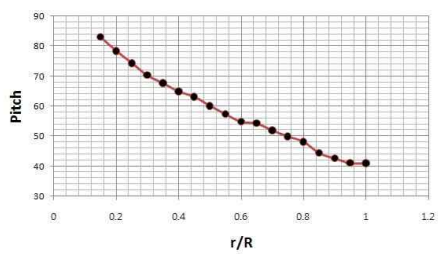

Fig. 5 Pitch Distribution

3. 수치해석 방법

3.1 수치해석 기법

3.1.1 유한체적법

회전체에 대한 해석 기법에는 SRF(Single Reference Frame), MRF(Multiple Reference Frame), MPM(Mixing Plane Model), SMM(Sliding Mesh Model), DMM(Dynamic Mesh Model) 등이 사용된다. 본 연구에서는 MRF(Multiple Reference Frame) 기법과 SM(sliding mesh) 기법을 이용하여 수치해석을 하였다. MRF 기법은 유동장을 회전영역과 비회전 영역으로 나눈 후, 회전 영역에 대해서 비관성 좌표계에서의 가상 힘을 운동량 방정식에 추가하여 계산하는 기법이다. 회전 좌표계와 비회전 좌표계 각각의 영역에 대해서 해석을 수행하고, 회전 좌표계에서 계산된 속도에 블레이드의 회전속도를 벡터 합하는 방식이다. 이 방법은 정상상태 해석이 가능하고 블레이드 형상을 고려할 수 있으며 계산시간 대비 정확성의 관점에서 우수하다. 상대운동을 하는 두 영역의 경계에서 유동특성이 일치할 경우 매우 정확한 결과를 보여주는 것으로 알려져 있다. MRF 기법은 비정상상태 해석 기법인 Mixing plane, sliding mesh, Dynamic mesh 보다 추가적인 source나 UDF를 사용하지 않으며, 계산시간이 작은 장점이 있다. MRF 기법을 통한 해석 결과는 특정 시점에서의 유동장으로 이해되어야 한다.

미끄럼 격자(Sliding Mesh) 기법은 격자의 이동을 통해 회전효과를 처리하는 기법이다. 미끄럼 격자 기법은 서로 독립적인 두 개 이상의 격자공간이 상대속도를 가지고 이동하는 상황을 해석할 수 있어 정확한 비정상 상태의 해석이 가능하다. 그러나 미끄럼 격자 기법은 격자생성 및 모델 설정에 MRF 기법보다 많은 노력과 시간이 필요하다. 미끄럼 격자 기법에서는 일정한 각속도로 회전영역의 격.자를 이동시키며 고정영역과의 경계에서는 보간을 통해 압력 및 유동장을 매칭시킨다.[4]

3.1.2 무격자법

본 연구에서는 유동의 지배방정식을 수치해법으로 풀기위해 입자 운동학에 기초하여 수치해법으로 격자 볼츠만 방법(Lattice Boltzmann Method)을 사용하여 fully Lagrangian 방정식을 계산하는 무격자법을 이용하였다. 격자 볼츠만 방법은 입자의 분포가 확률적으로 표현되고, 통계역학 특히 입자간의 운동학 이론(kinetic theory)를 통하여 압력, 속도, 밀도와 같은 거시적 물리량과 입자의 분포함수가 연관되어 입자의 흐름(streaming)과 충돌(collision)항으로 표현하여 유동해석 시 격자를 만들지 않고 해석을 수행할 수 있는 기법이다. 격자볼츠만 방법은 역사적으로 LGA(Lattice Gas Automata)로부터 발전되었으며, 볼츠만 방정식에서 직접 격자볼츠만 방정식(LBE)이 유도됨으로써 이론적인 바탕이 세워지게 되었다. 한편 격자볼츠만 기법에 입자들 간의 충돌항을 선형충돌 모형인 BGK (Bhatnagar-Gross-Krook) 근사로 대체하고, Chapman-Enskog 가정을 적용하여 이산화 방정식을 구하게 되면 Navier-Stoke 방정식으로 유도될 수 있다.

LGA(Lattice Gas Automata) schemes들은 가스들의 형태를 풀는 가장 단순한 모델이다. 입자들이 d차원 격자내에서 미리 결정된 방향으로 미리 결정된 시간 t=0, 1, 2,....와 속도 $c_i, i = 0, \ldots, b,$를 가지고 각각 이동한다는 개념이다. 가장 단순한 모델인 HPP(Hardy, Pomeau and de Pazzis)는 입자들이 2차원 사각 격자내에서 4방향으로 이동하는 모델이다. 순간 시간 t에서 요소 격자의 상태는 occupation number $n_i(r;t)$, $i = 0, \ldots, b,$로 주어진다. 여기서 $n_i = 1$은 i 방향 입자가

존재한다는 것을 $n_i = 0$는 존재하지 않는다는 것을 나타낸다. 시스템 전개를 위한 지배방정식은 아래와 같다.

$$n_i(r + c\Delta t, t + \Delta t) = n_i(r, t) + \Omega(n_1, ..., n_b) \quad (1)$$

Ω_i는 충돌연산자로 각각의 이전 상태 $(n_1, ..., n_b)$ 선형 모멘텀과 에너지, 질량을 유지하여 충돌 후의 상태 $(n^{c_1}, ..., n^{c_b})$를 계산한다. r은 격자에서 위치를 나타내고 c_i는 속도를 나타낸다. 통계적 관점에서 시스템은 탐색된 시스템과 거시적으로 동등한 큰 수의 요소들로 구성된다. 거시적인 밀도와 선형모멘트는 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$\rho = \frac{1}{b}\sum_{i=1}^{b} n_i \quad (2)$$

$$\rho\nu = \frac{1}{b}\sum_{i=1}^{b} n_i c_i \quad (3)$$

Boltzmann의 수송방정식은 아래와 같이 표현된다.

$$f_i(r + c_i dt, t + dt) = f_i(r, t) + \Omega_i^B(f_1, ..., f_b) \quad (4)$$

f_i는 i 방향과 충돌 연산자 Ω_i^B의 분포함수 이다.

식(7)과 Chapman-Enskog expansion을 이용하여 압축성 Navier-Stokes 방정식을 풀게된다. 또한, BGK 근사에 의해 연산자는 아래와 같이 규정된다.

$$\Omega_i^{BGK} = \frac{1}{\tau}(f_i^{eq} - f_i) \quad (5)$$

여기서 f_i^{eq}는 국부평형함수이며, τ는 이완 특성 시간 (relaxation characteristic time) 이며 아래와 같이 macroscopic viscosity와 연관된다.

$$\nu = c^{2_s}\left(\tau - \frac{1}{2}\right) \quad (6)$$

c_s는 음속을 의미한다. positive viscosity를 위해서 이완시간은 0.5보다 커야 한다. 일반적으로 평형 분포 함수는 아래와 같이 표현된다.

$$f_i^{eq}(r, t) = \tau_i \rho\left(1 + \frac{c_{i\alpha}\nu_\alpha}{c_s^2} + \frac{\nu_\alpha \nu_\beta}{2c_s^2}\left(\frac{c_{i\alpha}c_{i\beta}}{c_s^2} - \delta_{\alpha\beta}\right)\right) \quad (7)$$

격자볼츠만 방법은 기존의 연속체 개념을 사용하지 않고 분자 운동론을 따르는 가상의 입자를 이용하여 유동을 해석하는 방법으로 선형적인 형태로 이루어진 방정식을 계산하기 때문에 기존의 전통적인 방법에 비해 알고리즘 측면에서 간단하다고 할 수 있다. Fig. 6,7은 수치해석 기법 중 FEM, FVM, ALE, 입자해석기법 등을 사용한 해석결과를 보여 주며 해석결과의 경향에 대해서는 서로 비슷한 경향을 나타내지만, 실제 현상을 구현하는 측면에서는 입자해석 기법이 매우 실제적인 물리 현상을 나타내는 것으로 나타난다.[5~7]

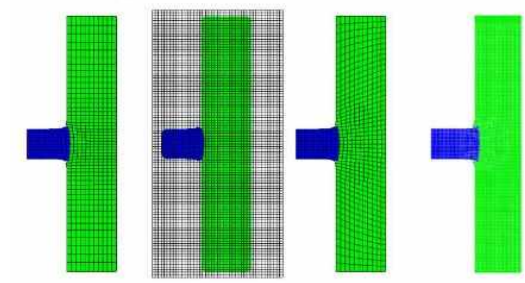

Fig. 6 Initial Condition and Meth Type

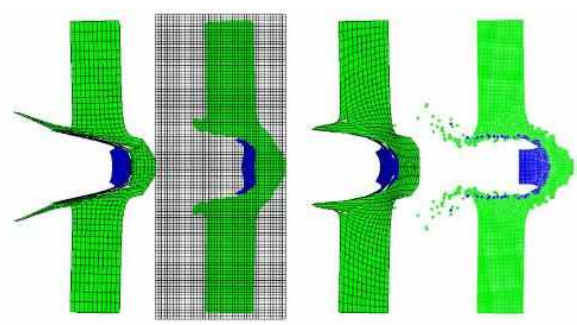

Fig. 7 Analysis Result
(From Left, Lagrange, Euler, ALE, Particle solver)

3.2 해석모델

설계점 해석 결과를 통해 계산된 블레이드 각 단면 별 포인트 정보를 가지고 CATIA를 이용하여 형상을 생성하였다. Isolated 프로펠러 해석 시 허브 축에 의한 항력으로 인해 프로펠러 성능에 영향을 미칠 수 있으므로 전산유체해석을 위한 형상은 나셀 길이를 고려하여 허브축을 후류 방향으로 연장한 형상을 적용하였다. 나셀 길이는 ATR72-500의 나셀 길이(약 3661mm)를 참조하여 적용하였다. Fig.8은 설계된 프로펠러 형상을 나타낸다.

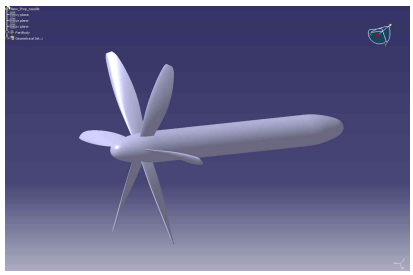

Fig. 8 Propeller with long hub

본 해석에는 다좌표계 기법 및 미끄럼 격자법을 위해 상용 CFD 코드인 Fluent 12.0.16을 사용하였으며 무격자법 해석에는 XFLOW를 이용하였다. 다좌표계 기법에서 비압축성 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes) 해석과 $k-w$ SST 모델을사용하여 난류에 의한 점성을 계산하였다. 유동 지배 방정식은 상류차분기법을 적용하여 공간차분을 하였으며, 속도 압력 연성에 대한 scheme은 연속방정식과 운동량 방정식, species transport를 하나의 set of equation으로 푸는 coupled를 사용하였다. 시간 적분으로는 내재적 시간 적분 기법을 이용하였으며, 압력항은 2nd Order 방법으로 이산화 하였다. 운동량, turbulent kinetic energy와 turbulent dissipation rate에 대해서는 2nd order upwind 방법으로 이산화 하였다.

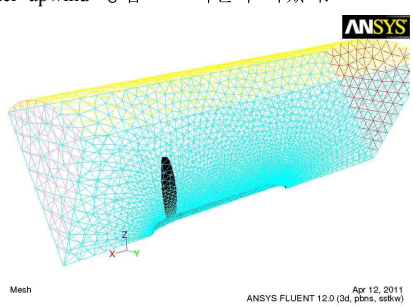

Fig. 9 Mesh for Flow Analysis

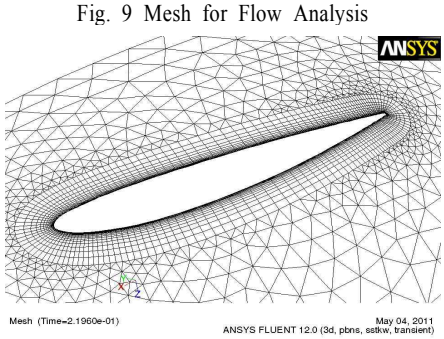

Fig. 10 Blade Surface Mesh

경계조건은 입구는 속도조건을 출구는 대기압조건으로 설정하였으며, 외부벽면은 periodic 조건과 free-slip wall 조건을 적용하였다. 프로펠러 주위의 영역은 actuator disc로 가정하여 다좌표계 기법을 적용하여 해석 후 수렴된 결과 값을 미끄럼 격자 기법의 초기 입력값으로 적용하여 해석하였다. 비정상 해석을 위해 프로펠러는 6회 회전하였으며 여섯 번째 회전 결과로부터 공력특성을 분석하였다. 격자는 8백만여개의 Hybrid grid로 구성하였으며 프로펠러 블레이드 표면의 y+가 1 이하가 되도록 구성하였다. Fig. 9, 10은 유동해석 격자를 나타낸다.

무격자법 해석용 XFLOW를 사용하는데 있어, 프로펠러 주위에는 조밀하게 멀리 떨어진 유동장 영역에는 성근 입자를 배치하여 수치계산을 수행하였다. 프로펠러 주위에는 조밀한 격자를 배치하기 위해 Refinement Algorithm으로 adapt to walls and dynamically adapt to wake model을 사용하여 벽면 근처에 입자를 조밀하게 구성하였고, 와류가 발생하는 후류영역에도 와류를 따라 조밀한 격자들을 사용할 수 있도록 하였다. 적용하는 입자수가 많을수록 보다 정확한 결과를 구할 수 있으나 과다한 시간비용이 소요된다. 본 연구에서는 해석에 적용하기 위한 입자수에 대하여 trade off 해석을 통해 약 5백만여개 정도의 입자를 적용하였다. 이때 해석 결과의 향상을 위해 Courant Number는 0.1을 적용하였다. 적절한 사이즈의 Courant Number를 사용하는 것은 앞단계에서 사용한 계산 정보를 다음 단계에서 활용하는 Unsteady Solver의 특성상 Steady Solver에서 격자 수의 많고 작음에 따라 해의 정밀도에 영향을 미치는 것과 같이 중요한 요소가 된다.

4. 수치해석 결과

4.1 프로펠러 유동 해석 결과

허브 축 형상이 적용된 프로펠러에 대한 해석을 수행하였다. 설계점 전진속도 142m/s와 프로펠러 회전속도는 980 RPM 영역에 대한 공력 특성을 구하였다. Fig. 11은 프로펠러 블레이드 표면의 y+ 분포를 나타내며 1이하로 구성된 것을 알 수 있다.

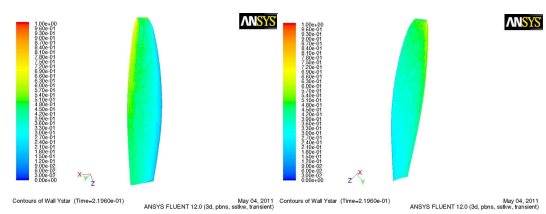

Fig. 11 Blade surface Y+ Distribution(left:Suction, Right:Pressure)

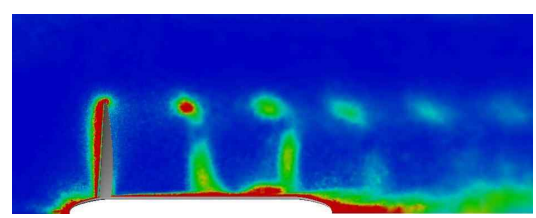

Fig. 12 Vorticity Distribution

Fig. 12는 프로펠러 후류 vorticity 특성을 보여준다. 프로펠러 끝단에서 발생하는 와류는 회전하는 프로펠러에서 생성되는 순환과 연계되어 있으며 강한 와도가 발생하는 것을 볼 수 있다. 또한, 프로펠러 허브를 감싸는 와류를 확인할 수 있으며 허브 끝단에서 유동의 박리로 인한 와류가 발생하는 것을 알 수 있다.

4.2 성능 비교 결과

Table. 4에서는 전진비 2.19에서의 설계점 해석결과, 568F 프로펠러 DECK, 수치해석 결과 값을 보여 주고 있다.

Table 4. Results of Design Point Analysis

	DECK	Design	CFD	LBM
Efficiency(%)	86.6	89.8	88.7	88.9
Thrust(N)	9750	10061	10775	10593
Power(kW)	1579	1590.5	1699.9	1668.4
β at 75%(°)	47.2	49.8	49.8	49.8
Ct	0.23	0.21	0.23	0.22
Cp	0.59	0.50	0.56	0.55

본 연구의 설계점 해석결과와 568F 프로펠러 DECK 비교 시 설계결과가 더 높게 나타나고 있다. J.A.Lieser[8]등의 연구에서 blunt 타입의 블레이드 tip 형상이 sweep 형상보다 다소 높은 추력을 발생하는 것을 알 수 있지만 tip 근처에서 급격하게 추력이 감소되는 것을 보여준다. 본 연구에서 설계된 프로펠러의 블레이드 끝단이 blunt 형상과 유사하므로 소음 저감을 위해 Tip 형상에 sweep angle이 적용된 568F 프로펠러보다 추진효율은 높게 나타나지만 소음 측면에서는 다소 불리 할 것으로 판단된다.

수치 해석결과와 설계된 프로펠러의 성능 값과 비교했을 시 수치 해석결과의 추력과 요구동력이 다소 높게 나오는 것을 알 수 있다. 이러한 차이는 설계된 프로펠러의 경우 3차원 허브형상을 고려하지 않은 상태로 공력설계를 하므로 Fig. 12에서 나타난 바와 같이 허브 축 형상에 의해 공력특성이 영향을 받아 오차가 발생되었을 것으로 판단된다. 단순 허브만을 적용한 Isolated 프로펠러의 경우 프로펠러 허브쪽에서 발생한 회전류가 프로펠러를 밀어주는 역할을 하게 되어 추력을 더 많이 발생하는 요인이 될 수 있다[9]. 이와 같은 현상을 방지하기 위해 long 허브가 적용된 본 모델의 경우 허브에 의해 야기되는 disturbance potential wake로 인해 프로펠러의 추력과 요구동력이 높게 나오는 원인으로 판단된다. 전산유체역학을 이용한 수치해석결과와 LBM을 이용한 수치해석 결과 유사한 결과 값을 확인 할 수 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 중형 터보프롭 항공기급에 적용할 수 있는 프로펠러에 대해 공력설계를 통하여 형상을 생성하였으며 수치해석기법을 이용하여 설계된 프로펠러의 공력특성을 검토하였다. 프로펠러의 블레이드 끝단이 blunt 형상과 유사하므로 소음 저감을 위해 Tip 형상에 sweep angle이 적용된 568F 프로펠러보다 추진효율은 높게 나타나지만 소음 측면에서는 다소 불리 할 것으로 판단된다. 허브 축 형상이 적용된 프로펠러 형상으로 인해 수치해석 결과가 설계된 프로펠러보다 허브에 의해 야기되는 disturbance potential wake로 인해 다소 높은 추력과 동력값을 나타내는 것을 알 수 있다. 전산유체역학과 LBM 해석결과는 유사한 값을 나타내는 것을 알 수 있다. 설계된 프로펠러의 공력특성 분석을 통하여 중형 터보프롭 항공기급에 적용 가능함을 확인하였으며 차후 소음 영향성을 고려한 최적 프로펠러 형상에 대해 연구할 예정이다.

후 기

이 연구는 한국과학기술정보연구원의 슈퍼컴퓨팅응용연구 전략지원프로그램을 통해 수행되었음.

참고문헌

[1] 2010. 11, 최원, 정인면, 김지홍, 이일우, "FAR25급 터보프롭 항공기 프로펠러 설계 및 공력특성 연구", 한국추진공학회 2010년도 추계학술발표회 논문집, pp. 648 ~ 651.

[2] 2004, Lee, K.H, Jeon, Y.H, Bae, E.S, Lee, D.H, Lee, K.T, “Implementation of the Numerical Optimization for the Micro-Air Vehicle Propeller”, 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Albany, New York.

[3] 1983, Adkins, Charles N., Liebeck, Robert H, "Design of Optimum Propellers", American Institute of Aeronautices and Astronautics.

[4] 2009, ANSYS FLUENT 12.0, Theory Guide.

[5] 2010, Next Limit Technologies & qpunkt GmbH, "Aerodynamic analysis involving moving parts with XFlow"

[6] 2011, XFLOW Basic Training Manual.

[7] 2010. 5, 원영수, 민동호, 한성훈, 정영배, "Meshless CFD SW, XFLOW를 사용한 클린 룸 제조설비 내 기류분석 연구", 한국풍공학회 학술발표회 논문집, pp. 258 ~ 263.

[8] 1997, J.A. Lieser, D. Lohmann, C.-H. Rohardt, “Aeroacoustic Design of a 6-Bladed Propeller”, Aerospace Science and Technology, No.7., pp. 381 ~ 389.

[9] 2003.4, 최원, 안존, 이경태, “저 레이놀즈수 영역의 초소형 비행체용 프로펠러 공기역학적 특성에 관한 실험적 연구”, 한국항공우주학회, 2003년도 춘계학술발표회 논문집, pp. 94 ~ 100.