

1600kW급 프로펠러 블레이드 공력설계 및 해석

최원*† · 김광해* · 원영수** · 이원중***

Aerodynamic Design and Analysis on 1600kW Class Propeller Blade

Won Choi*†, Kwang-Hae Kim*, Young-Su Won**, Won-Joong Lee***

Key Words : Propeller(프로펠러), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학), Meshless Method(무격자법), Multiple Reference Frame(다좌표계법), Sliding Mesh(미끄럼 격자)

ABSTRACT

Propeller shall have high efficiency and improved aerodynamic characteristics to get the thrust to fly at high speed for the turboprop aircraft. That is way Clark-Y airfoil which is used to conventional 1600kW class 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 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.

1. 서론

항공 업계는 계속되는 국제 유가 상승과 환경 문제가 대두되면서 항공기 오염물질 감소를 위한 국제적인 관심이 증가하고 있다.

터보프롭 항공기는 터보팬 엔진을 사용하는 항공기보다

오염물질 배출이 적으며 국지노선 운항에서 경제적으로 유리하여 수요가 늘어나고 있다. Fig. 1에 나타난 바와 같이 터보프롭 항공기는 순항속도 300노트 영역에서 터보팬 항공기보다 추진효율이 20% 이상 높은 것을 알려져 있다.

대표적인 여객 수송용 터보프롭 항공기는 ATR(Avions de Transport Regional)사의 ATR72-600과 Bombardier사의 Q400 항공기가 있으며 74~80명의 승객과 최대이륙중량 50,000~65,000 lb를 나타낸다. Fig. 2는 최신 터보프롭 항공기의 좌석 대비 최대이륙 중량을 나타낸다.

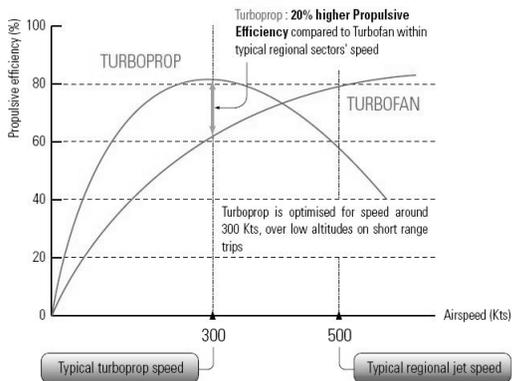


Fig. 1 Characteristics of Turbofan and Turboprop

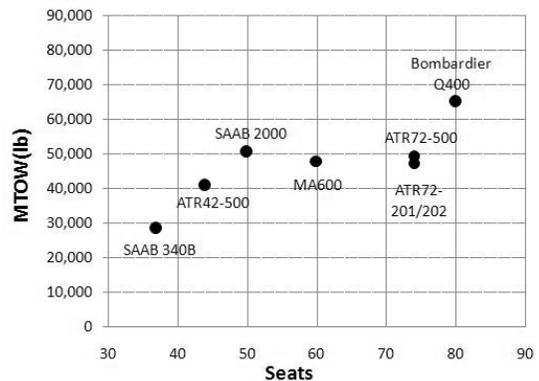


Fig. 2 Characteristics of Recent turboprop aircraft

* 한국항공우주산업(주)
** 델타이에스 연구소
*** 한국항공우주연구원 항공안전기술개발사업단
† 교신저자, E-mail : choiwon1@koreaero.com

본 연구에서는 터보프롭 항공기에 적용할 수 있는 1600kW 급 프로펠러에 대하여 공력설계를 하였으며 전산유체역학을 이용하여 성능을 검토하였다. 수치해석을 위해 상용 CFD 코드인 Fluent 12.0.16과 XFLOW를 사용하였으며 다좌표계 기법(MRF, Multiple Reference Frame Method), 미끄럼 격자 기법(Sliding Mesh Method), 무격자법(Meshless Method)을 이용하여 공력설계 결과를 검증하였다. 최종적으로 프로펠러 제작사가 공개한 568F 프로펠러 성능정보와의 비교를 통해서 공력특성을 확인하였다.

2. 프로펠러 공력설계

2.1 목표 프로펠러

본 연구에서는 ATR72-500 터보프롭 항공기에 장착되는 Hamilton Standard사의 568F 프로펠러 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. Table 1은 프로펠러 설계점 조건을 나타낸다.

2.3 프로펠러 공력설계

2.3.1 프로펠러 블레이드 에어포일

프로펠러 설계에 일반적으로 사용하는 익형으로는 RAF-6, Clark-Y, NACA 0016 계열⁽²⁾이 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 700 HP 이하에서는 적절하지 않다. 최근의 프로펠러 개발업체들은 제작사만의 고유한 최적화된 우수한 프로펠러 익형들을 적용하여 효율과 강성이 향상된 프로펠러를 제작하고 있다. Fig. 3은 프로펠러에 적용되는 익형 단면 형상을 나타낸다.

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

Table 1 Conditions of design point

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

2.3.2 공력설계 기법

프로펠러에 적용되는 익형 해석은 패널기법과 적분형 경계층 방정식을 결합한 XFOIL을 이용하였다. XFOIL의 점성 유동모델은 가장 증폭된 Tollmien-Schlichting파의 \tilde{n} 진폭 성장을 고려하는 층류식을 통해 레이놀즈 수 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 점성 유동장을 뉴턴법에 의해 동시에 계산하므로 다른 점성수치 기법에 비해 상당히 빠른 시간내에 해석이 이루어진다.

프로펠러 공력설계 및 해석에는 와류-깃요소 이론에 근거한 Adkins⁽³⁻⁴⁾ 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 축간섭계수는 변위속도비에 의해 표현되며, 역설계기법에 의해서 초기에 변위속도비를 가정하여 설계시에 변위속도비가 수렴할 때까지 반복하여 후류의 형상이 변하지 않고 강체가 되는 최소에너지손실을 위한 조건을 만족시키도록 설계한다.

Fig. 4에서 보여주는 바와 같이 블레이드의 단면에 대한

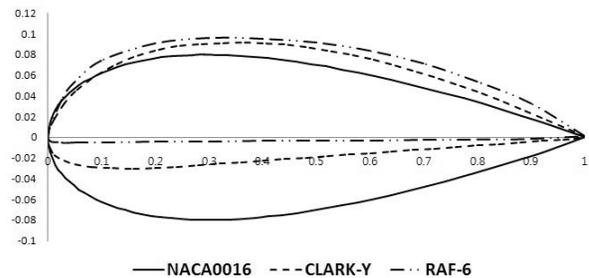


Fig. 3 Propeller blade airfoil

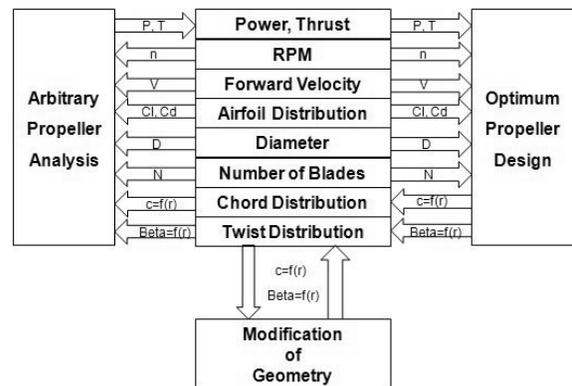


Fig. 4 Propeller design process

기하학적 조건과 엔진 동력, 회전수, 지름, 자유류의 속도를 입력값으로 각 단면에서 시위길이와 피치를 변경해 가면서 요구조건에 만족하는 프로펠러 성능 해석 및 형상을 설계하였다.

2.3.3 설계점 해석 결과

Table 2는 설계점 해석결과를 보여 준다.

Fig. 5, 6은 설계된 프로펠러 형상 정보를 나타낸다. 프로펠러 깃단은 중심부보다 빠르게 회전하기 때문에 중심부의 피치각은 크고 깃단으로 갈수록 피치각을 줄어들게 하여 추력이 균형을 이루도록 구성되었음을 확인할 수 있다.

2.3.4 프로펠러 설계 형상

설계점 해석 결과를 통해 계산된 블레이드 각 단면 별 포

Table 2 Analysis of design point

	Design
Advanced Ratio	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

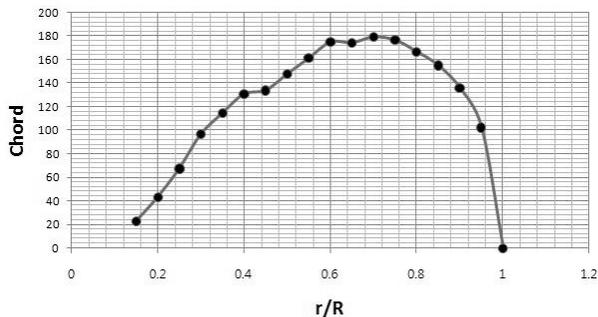


Fig. 5 Chord distribution

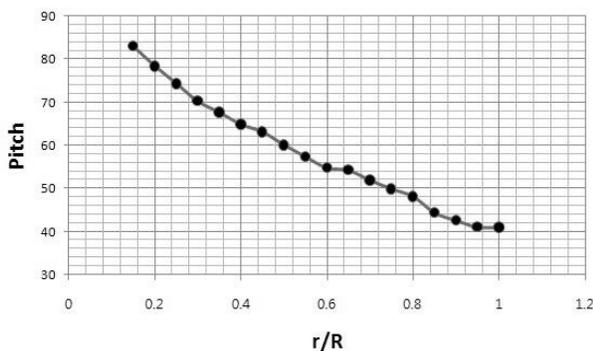


Fig. 6 Pitch distribution

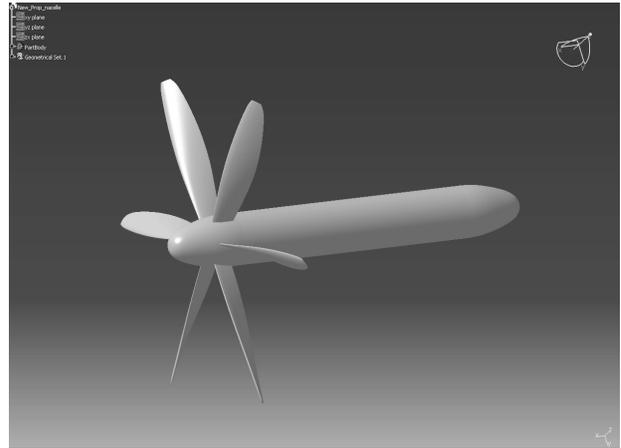


Fig. 7 Propeller with long fairing

인트 정보를 가지고 CATIA를 이용하여 형상을 생성하였다. Fig. 7은 설계된 프로펠러 형상을 나타낸다.

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 ATR72-500 터보프롭 항공기의 나셀 길이(약 3661 mm)를 참조하여 적용하였다.

3. 수치해석

3.1 수치해석 기법

3.1.1 무격자법

유동의 지배방정식을 풀기 위해 입자 운동학에 기초한 격자 볼츠만 방법(Lattice Boltzmann Method)⁽⁵⁻⁶⁾을 사용하여 fully Lagrangian 방정식을 계산하는 무격자법을 이용하였다. 격자 볼츠만 방법은 입자의 분포가 확률적으로 표현되고, 통계역학 특히 입자간의 운동학 이론을 통하여 압력, 속도, 밀도와 같은 거시적 물리량과 입자의 분포함수가 연관되어 입자의 흐름과 충돌항으로 표현하여 유동해석 시 격자를 만들지 않고 해석을 수행할 수 있는 기법이다. 입자들 간의 충돌항을 선형충돌 모형인 BGK(Bhatnagar-Gross-Krook)⁽⁷⁾ 근사 모델로 대체하고, Chapman-Enskog⁽⁸⁾ 가정을 적용하여 이산화 방정식을 구하게 되면 Navier-Stoke 방정식으로 유도될 수 있다. 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.

XFLOW를 사용하는 데 있어 적용하는 입자수가 많을수록 보다 정확한 결과를 구할 수 있으나 과도한 시간비용이 소요

된다. 프로펠러 주위에 조밀한 입자를 배치하기 위해 벽면 근처에 입자를 조밀하게 하고 와류가 발생하는 후류영역에도 와류를 따라 조밀한 입자들을 사용할 수 있도록 하는 XFOLW 내의 옵션을 사용하였다. 본 연구에서는 최소의 시간비용을 통해 신뢰성 있는 해석 결과를 도출하기 위해 해석에 적용하기 위한 입자 수에 대한 반복 해석을 통해 5,041,000개의 입자를 적용하였다. 해석 결과의 향상을 위해 Courant Number는 0.1을 적용하였다. 적절한 크기의 Courant Number를 사용하는 것은 앞 단계에서 사용한 계산 정보를 다음 단계에서 활용하는 비정상 유동해석의 특성상 정상 유동해석에서의 입자수에 따라 해의 정밀도에 영향을 미치는 것과 같이 중요한 요소가 된다.

3.1.2 다좌표계 기법

회전체에 대한 해석 기법 중 다좌표계(MRF, Multiple Reference Frame) 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. 다좌표계 기법은 비정상상태 해석 기법에 비해 시간비용이 작으며 계산시간 대비 정확성의 관점에서 우수하다. 상대운동을 하는 두 영역의 경계에서 유동특성이 일치할 경우 매우 정확한 결과를 보여주는 것으로 알려져 있다. 다좌표계 기법을 통한 해석 결과는 특정 시점에서의 유동장으로 이해되어야 한다.

유동 지배 방정식은 상류차분기법을 적용하여 공간차분을 하였으며, 속도 압력 연성에 대한 기법은 coupled를 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 upwind 방법으로 이산화 하였다. 경계조건은 입구는 속도조건을 출구는 대기압조건으로 설정하였으며, 외부벽면은 periodic 조건과 free-slip wall 조건을 적용하였다. 다좌표계 기법과 미끄럼 격자 기법에 적용된 해석 격자는 9,699,600개의 Hybrid grid로 구성하였으며 프로펠러 블레이드 표면의 Y^+ 는 1 이하로 경계층을 구성하였다.

3.1.3 미끄럼 격자 기법

미끄럼 격자(Sliding Mesh) 기법은 격자의 이동을 통해 회전효과를 처리하는 기법으로 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 다좌표계 기법보다 많은 시간 비용이 소요된다. 미끄럼 격자 기법에서는 일정한

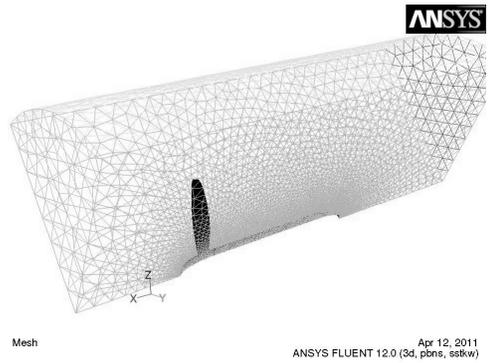


Fig. 8 Mesh for flow analysis

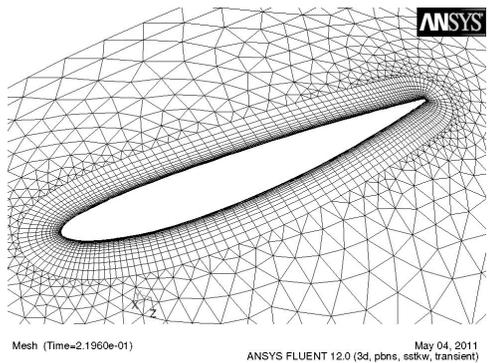


Fig. 9 Blade surface boundary mesh

각속도로 회전영역의 격자를 이동시키며 고정영역과의 경계에서는 보간을 통해 압력 및 유동장을 매칭시킨다.

다좌표계 기법을 적용하여 해석 후 수렴된 결과 값을 미끄럼 격자 기법의 초기 입력 값으로 적용하여 해석하였다. 비정상 해석을 위해 프로펠러는 6회 회전하였으며 여섯 번째 회전 결과로부터 공력특성을 분석하였다.

Fig. 8, 9는 유동해석을 위한 격자를 나타낸다.

4. 수치해석 결과

4.1 프로펠러 유동해석 결과

허브 축 형상이 적용된 프로펠러에 대한 해석을 수행하였다. 설계점 전진속도 142 m/s와 프로펠러 회전속도는 980 RPM 영역에 대한 공력 특성을 계산하였으며 탈설계점 해석은 시간비용을 고려하여 다좌표계 기법과 무격자법을 적용하였다. Fig. 10, 11은 무격자법과 유한체적법을 이용한 프로펠러 후류 와류 강도를 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.

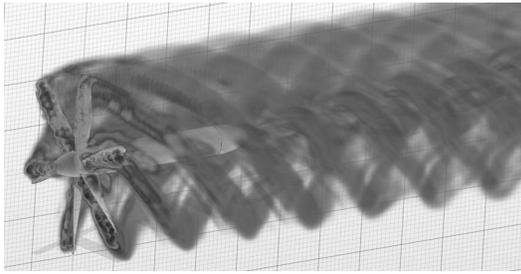


Fig. 10 Vorticity distribution(meshless method)



Fig. 11 Vorticity Distribution(Sliding Mesh)

Table 3 Comparison of Analysis

	568F	Design	MRF	SM	Meshless
Efficiency	0.86	0.89	0.87	0.88	0.88
Thrust(N)	9,750	10,061	10,687	10,775	10,593
Power(kW)	1579	1,590	1,707	1,699	1,668
β at 75%(°)	47.2	49.8	49.8	49.8	49.8
Ct	0.23	0.21	0.23	0.23	0.22
Cp	0.59	0.50	0.56	0.56	0.55

4.2 성능 비교 결과

프로펠러의 성능은 프로펠러 진행비에 따른 추력과 동력값 그리고, 효율을 비교하여 나타낸다. 프로펠러 진행비는 프로펠러 깃 끝이 그리는 선속도와 비행속도의 비를 나타낸다.

Table 3은 프로펠러 진행비 2.19에서의 568F 프로펠러 성능과 설계점 성능해석 결과, 수치해석 결과 값을 보여 주고 있다. 본 연구의 설계점 해석결과와 568F 프로펠러 성능 비교 시 설계 결과가 더 높은 추력과 효율을 나타내고 있다. J.A.Lieser⁽⁹⁾ 등의 연구에서 블레이드 깃 끝이 무딘 형상이 sweep 형상보다 다소 높은 추력을 발생시키는 것을 알 수 있지만 깃 끝단 근처에서 급격하게 추력이 감소되는 것을 보여준다. 본 연구에서 설계된 프로펠러의 블레이드 깃 끝이 무딘 형상과 유사하므로 고속 비행 및 소음 저감을 위해 깃 끝단 형상에 sweep angle이 적용된 568F 프로펠러보다 추진효율은 높게 나타나지만 소음 측면에서는 다소 불리할 것으로 판단된다. 설계점에서 수치 해석결과와 설계된 프로펠러의 성능 값과 비교했을 시 수치 해석결과와 추력과 요구동력이 다

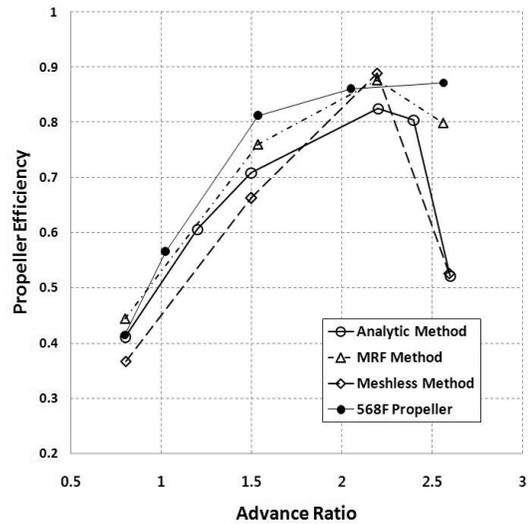


Fig. 12 Propeller Efficiency

소 높게 나오는 것을 알 수 있다. 이러한 차이는 설계된 프로펠러의 경우 3차원 허브형상을 고려하지 않은 상태로 공력설계를 하므로 Fig. 7에서 나타난 바와 같이 허브 축 형상에 의해 공력특성이 영향을 받아 오차가 발생되었을 것으로 판단된다. 단순 허브만을 적용한 프로펠러의 경우 프로펠러 허브 쪽에서 발생한 회전류가 프로펠러를 밀어주는 역할을 하게 되어 추력을 더 많이 발생하는 요인이 될 수 있다.⁽¹⁰⁾ 이와 같은 현상을 방지하기 위해 길이가 긴 허브가 적용된 본 모델의 경우 자유류 흐름은 그대로 유지 되지만 허브축 표면에서 벽면 효과에 의한 영향으로 인해 프로펠러 후류의 흐름이 통과하는 영역이 작아지게 되어 프로펠러의 추력이 높게 나오는 원인으로 판단된다. Fig. 12는 진행비에 따른 프로펠러 효율을 나타낸다.

탈설계점 영역에서 프로펠러 효율 비교 시 수치해석 결과와 프로펠러 공력 설계 성능해석 결과가 유사한 경향을 나타내는 것을 알 수 있으며 sweep angle이 적용된 568F 프로펠러가 저속, 고속 영역에서보다 높은 효율을 보여주는 것을 알 수 있다. 이는 깃끝단에 sweep angle이 적용된 프로펠러를 장착한 터보프롭 항공기의 경우 기존 항공기에 비해 보다 확장된 비행영역을 운항할 수 있음을 예상할 수 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 터보프롭 항공기에 적용할 수 있는 1600 kW급 프로펠러에 대해 공력설계를 하였으며 수치해석을 이용하여 설계된 프로펠러의 공력특성을 검토하였다. 설계점 비교 시 프로펠러의 블레이드 끝단이 무딘 형상이므로 소음 저감을 위해 깃 끝단 형상에 sweep angle이 적용된 568F 프로펠러보다 추진효율은 높게 나타나지만 소음 측면에서는 다소 불리할 것으로 판단된다. 허브 축 형상이 적용된 프로펠

러 형상으로 인해 설계점에서 수치해석 결과가 설계된 프로펠러보다 다소 높은 추력과 동력값을 나타내는 것을 알 수 있다. 무격자법과 다좌표계법, 미끄럼 격자법의 수치해석 결과는 유사한 값을 나타내는 것을 알 수 있다. 탈설계점에서의 프로펠러 효율 비교 시 공력설계 성능해석 결과와 수치해석 결과는 유사하게 나타났다. 568F 프로펠러와 비교 시 568F 프로펠러가 보다 우수한 효율을 나타내고 있으며 이는 sweep angle이 적용된 프로펠러를 장착한 터보프롭 항공기가 보다 확장된 비행영역을 운항할 수 있음을 예상할 수 있다. 설계된 프로펠러의 공력특성 분석을 통하여 1600 kW급 터보프롭 항공기에 적용 가능함을 확인하였다.

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) R. M. Bass and D. G. M. Davis, 1985, "A Review of Some Recent U.K. Propeller Developments," AIAA/SAE/ASME/ASEE 21st Joint Propulsion Conference.
- (3) 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.
- (4) Adkins, Charles N., Liebeck, Robert H, 1983, "Design of Optimum Propellers," American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- (5) 2011, XFLOW Basic Training Manual.
- (6) 원영수, 민동호, 한성훈, 정영배, 2010. 5, "Meshless CFD SW, XFLOW를 사용한 클린 룸 제조설비 내 기류분석 연구," 한국항공학회 학술발표회 논문집, pp. 258~263.
- (7) Phoolan Prasad, 2007, "P. L. Bhatnagar and the BGK Model," 72nd Annual Conference of the Indian Mathematical Society.
- (8) Next Limit Technologies & qpunkt GmbH, 2010, "Aerodynamic analysis involving moving parts with XFlow".
- (9) 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.
- (10) 최원, 김지홍, 이경태, 박찬우, 2010. 5, "MRF 기법을 이용한 초소형 비행체 프로펠러 공력특성 연구," 한국전산유체공학회, 2010년도 춘계학술발표회 논문집, pp. 94~100.