

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 40(12), 1017-1024(2012)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.12.1017>

차세대 터보프롭 항공기용 최신 프로펠러 블레이드 연구

Part I. 공력 설계 및 해석

최 원*

The Study of Advanced Propeller Blade for Next Generation
Turboprop Aircraft

Part I. Aerodynamic Design and Analysis

Won Choi*

Korea Aerospace Industries, LTD.

ABSTRACT

The aerodynamic design and analysis on advanced propeller with blade sweep was performed for recent 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 of target aircraft. Advanced propeller is designed by apply the modified chord length, the tip sweep which is based on the geometry of conventional propeller. The aerodynamic characteristics of the designed Advanced propeller were verified by CFD(Computational Fluid Dynamic) and evaluated to be properly designed.

초 록

깃끝단 후퇴각을 가지는 최신 터보프롭 항공기의 프로펠러 블레이드에 대한 공력설계 및 해석을 수행하였다. 프로펠러 형상 설계를 위한 익형은 HS1 계열을 적용하였다. 와류-깃요소 이론(Vortex-Blade element theory)을 기반으로 하고 최소에너지 손실 조건을 만족하는 Adkins의 방법을 적용하여 Conventional 프로펠러 블레이드에 대한 공력설계 및 성능해석을 하였다. 목표 항공기의 설계점에서 코드 길이와 피치각을 변경해 가며 프로펠러 형상을 생성하였다. Conventional 프로펠러 블레이드 형상 정보를 기반으로 코드 길이, 깃끝단 후퇴각을 수정 적용하여 최신 프로펠러를 설계하였다. 전산유체역학을 이용한 설계된 최신 프로펠러 공력특성 분석을 통하여 최신 프로펠러가 적절하게 설계되었음을 확인하였다.

Key Words : Advanced Propeller(최신 프로펠러), Aerodynamic Design(공력 설계), Adkins Method(Adkins 방법론), Minimum Energy Loss(최소에너지 손실), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학)

† Received: June 26 2012, Accepted: November 13 2012

<http://journal.ksas.or.kr/>* Corresponding author, E-mail : choiwon1@koreaero.com

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

I. 서 론

항공기 추진기관은 일반적으로 항공기의 중량과 속도에 의해서 선택할 수 있는 범위가 한정된다.

현재의 중거리 승객 수송용 터보프롭 민항기들은 80석, 최대이륙중량 65,000lb 급으로 운용되고 있다. 아음속 영역에서는 왕복엔진, 터보프롭엔진을 이용한 프로펠러 추진기관이 유리하고 고속영역에서는 제트추진 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 인해 장거리 승객 수송용 항공기는 터보팬 엔진 항공기가 사용된다. 최근 유가 상승 및 친환경문제로 인해 터보팬 항공기에 비해 아음속 영역에서 추진효율이 더 높은 터보프롭 항공기가 재 관심을 받고 있다. 향상된 추진기관 기술력으로 터보프롭 항공기에 장착되는 엔진 및 프로펠러의 효율이 향상되었으며 100인승 중형 터보팬 항공기의 여객 수송부분까지 대체 할 수 있는 터보프롭 항공기에 대한 연구가 진행 중이다. 터보프롭 항공기의 추력을 발생시키는 프로펠러 회전속도 제한을 향상하여 고속 비행, 저소음, 낮은 오염물질 배출을 위한 친환경 Advanced 프로펠러 개발에 많은 연구가 진행되고 있다. 해외에서는 80년대 말 ~ 90년대 초 중단되었던 최신 프로펠러, Contra Rotating Open Rotor에 대하여 NASA-GE 연구체, 유럽연합 CLEAN SKY 연구체를 통하여 재 연구, 개발이 진행되고 있다[1,2]. 최신 터보프롭 항공기는 고속으로 비행할 수 있는 추력과 저소음을 얻기 위해 깃 끝단 후퇴각을 가지는 블레이드 형상을 가지며 구조적 강건성 및 경량화를 위해 복합재가 사용되고 있다. 상용화된 최신 프로펠러는 중대형 항공기급은 Dowty Propeller사와 Hamilton Sundstrand사가, 소형항공기급은 Hartzell사가 개발 공급하고 있다[3~5]. 최신 프로펠러 개발 기술은 각 회사의 독점적 기술로 프로펠러 관련 상세한 정보는 개발 업체의 비밀로 유지되고 단지 몇몇의 파라미터 값들만이 구매자들이 운용의 목적으로 접근할 수 있다. 추진시스템 개발 프로그램의 협력적인 관계에서 후발업체들은 선진업체에서 공개하는 부분적인 형상 및 성능 데이터만을 획득 할 수밖에 없기에 최신 프로펠러를 개발하는 것은 제한된 정보를 기초로 할 수밖에 없다. 본 연구에서는 최소에너지손실을

갖는 프로펠러 설계기법 및 성능해석 기법의 결과가 정확히 일치하도록 하는 Adkins 방법을 이용하여 초기 프로펠러 공력 설계를 하였으며 블레이드 끝단 후퇴각을 적용하여 최신 프로펠러를 최종 설계를 하였다. 전산유체역학을 이용하여 기존 형상의 프로펠러와 최신 프로펠러에 대한 공력 특성 분석을 통하여 최신 프로펠러가 요구도를 만족하며 우수한 성능을 확보한 형상으로 설계되었음을 확인하였다.

II. 본 론

2. 프로펠러 공력 설계

2.1 최신 프로펠러 특성

터보프롭 항공기에서 프로펠러는 고속으로 비행할 수 있는 추력을 얻기 위해 가장 효율적으로 개발되어야 하며 그와 더불어 낮은 소음을 유지해야 한다. 기존 터보프롭 항공기의 프로펠러는 대부분 프로펠러 깃끝단 속도 제한으로 인해 아음속 영역의 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 민간 및 군용 터보프롭 항공기들은 깃끝단에 후퇴각이 적용된 고속, 저소음의 최신 프로펠러를 적용하고 있다.

Figure 1은 80년대 NASA에서 연구개발한 Open Rotor 형상과 미해군의 NP2000 프로그램을 통해 개발된 최신 프로펠러를 나타낸다. Fig. 2는 Bombardier사의 Dash-8-Q400 항공기에 적용되는 Dowty R408 프로펠러 블레이드 형상을 보여준다.

2.2 프로펠러 블레이드 에어포일

7~80년대 프로펠러 블레이드 설계에는 일반적으로 RAF-6, Clark-Y, NACA 0016 계열 에어포일



Fig. 1. Type of Advanced Propeller
(Left : Open Rotor, Right : NP2000)



Fig. 2. Dowty R408 Propeller Blade

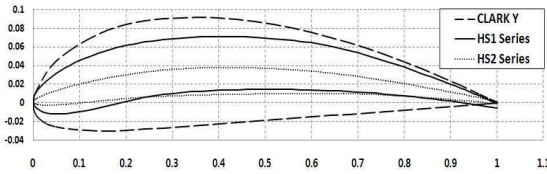


Fig. 3. Characteristics of Propeller Blade Airfoil

이 사용되었다. RAF-6 익형은 높은 캠버를 가지며 이륙 시 좋은 성능을 나타낸다. Clark-Y 익형은 적절한 캠버와 낮은 최소항력을 가진다. NACA 0016 계열 익형은 높은 속도를 가지는 항공기에 적합하며 공급되는 엔진동력이 700HP 이하에서는 적절하지 않다[6]. 최근의 프로펠러 제조업체들은 제작사만의 고유한 최적화된 우수한 프로펠러 익형들을 적용하여 효율과 강성이 향상된 프로펠러를 제작하고 있다. 해외 선진 프로펠러 제작 업체 중 대표적인 Dowty사는 ARA-D 계열 에어포일을 사용하며 Hamilton Sundstrand 사는 PF1, HS1, HS2 계열 에어포일을 사용한다.

2.3 Hamilton Sundstrand 프로펠러 블레이드 에어포일

최근 프로펠러 블레이드에 적용하는 에어포일은 프로펠러 제작사의 고유 기술이며 그 정보는 극소수만 알려져 있다. 제한된 공개정보에 의하면 Hamilton Sundstrand 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[7].

Figure 3은 HS1, 2 계열 에어포일과 일반적인 Clark-Y 에어포일 형상을 나타낸다. 운용속도가 증가할수록 압축성효과와 프로펠러 깃끝단의 실속을 방지하기 위하여 에어포일의 두께가 얇아지고 캠버가 커지는 것 알 수 있다. 본 연구에서는 설계점의 순항속도가 마하수 0.42 이므로 Hamilton Sundstrand사의 HS1 계열 에어포일을 적용하였다.

2.4 프로펠러 블레이드 공력설계 프로세스

참고문헌[8,9,10]에서 프로펠러 공력 설계에 적용된 방법은 와류-깃요소 이론(Vortex-Blade element theory)을 기반으로 하고 최소에너지 손실 조건을 만족하는 Adkins의 방법을 적용하였으며 공력해

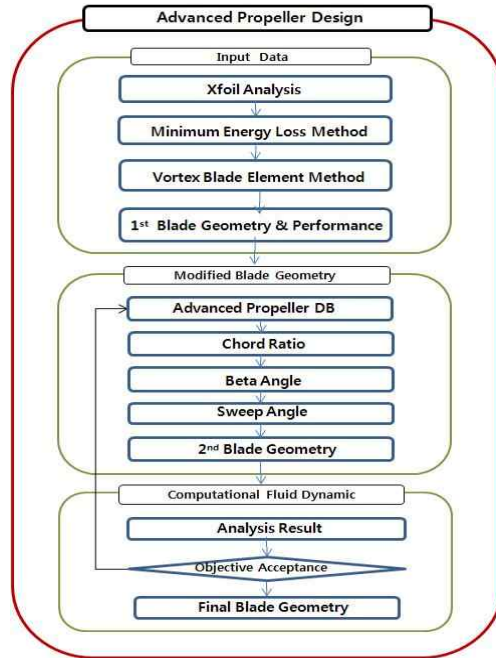


Fig. 4. Advanced Propeller Design Process

석에는 Xfoil을 사용하였다. 그러나 이 방법은 고속비행에 사용되는 최신 프로펠러 공력설계 프로세스에 적용하기에는 한계가 있다. Xfoil을 이용한 해석 결과는 실속 이후의 결과에 대한 낮은 신뢰도와 비압축성 영역에서의 계산이 기본이기 때문에 압축성 효과가 나타나는 영역에서의 적용은 어렵다. 또한, 와류-깃요소 이론의 경우 기본적인 이론의 단순성으로 인하여 블레이드 루트부분과 팁 부분의 복잡한 형상 적용은 불가능하다. 이와 같은 문제로 인하여 본 연구에서는 최신 프로펠러 공력 설계를 위해 이러한 방법을 직접 적용하는 대신 Adkins의 방법을 적용하여 설계점에서 Conventional 프로펠러 블레이드에 대한 공력특성과 형상을 도출하고 엔진 및 프로펠러 제조업체 및 웹 사이트와 최신 프로펠러 관련 논문들에서 입수한 정보들을 바탕으로 Conventional 프로펠러 블레이드 형상을 최신 프로펠러 형상으로 수정하였다. 그리고, 최신 프로펠러 형상은 전산 유체역학을 이용한 공력 특성 분석을 통하여 설계조건의 만족 여부를 판단하는 방법을 적용하였다. Fig. 4는 본 연구에 적용된 최신 프로펠러 설계 프로세스를 나타낸다.

2.4.1 프로펠러 블레이드 설계점

승객 운송용 항공기의 운용영역에서 순항영역이 가장 많이 차지하므로 본 연구에서의 프로펠러 설계점은 ATR72-500 터보프롭 항공기의 17000ft,

Table 1. Propeller Design Condition

Parameters	Advanced	Conventional
Blade Airfoil	HS1	Clarky
Power(HP)	2150	2162
Diameter(ft)	13.38	12.99
Design Velocity(knot)	276	276
Number of Blades	8	6
Propeller RPM	980	980

순항조건으로 설정하였다. Table 1은 프로펠러 설계점 조건을 나타낸다.

2.4.2 Conventional 프로펠러 블레이드 설계

1차 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 Adkins의 방법을 이용하였다. Adkins은 최소에너지손실을 갖는 프로펠러 설계기법 및 성능해석 기법의 결과가 정확히 일치하도록 하였다. 역설계기법에 의해 초기에 변위속도비를 가정하여 설계 시에 변위속도비가 수렴할 때까지 반복하여 후류의 형상이 변하지 않고 강체가 되는 최소에너지손실을 위한 조건을 만족시키도록 설계하였다[8,9,10].

초기 입력값으로 Fig. 5에서 보여주는 바와 같이 블레이드의 단면에 대한 기하학적 조건과 엔진 동력, 회전수, 지름, 자유류의 속도를 적용하고 각 단면에서 시위길이와 피치를 변경해 가면서 설계점에서 최대 효율을 가지는 프로펠러 성능 해석을 수행하여 블레이드를 설계 하였다. Fig. 6은 설계된 Conventional 형태의 프로펠러 형상을 보여준다.

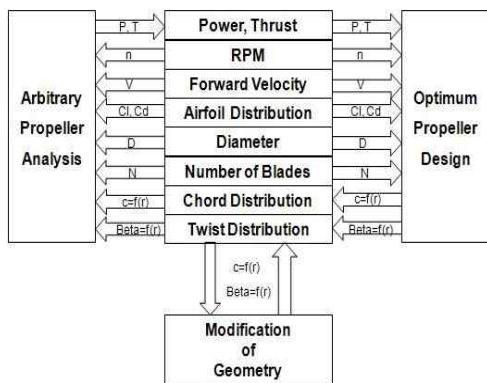


Fig. 5. Propeller design process

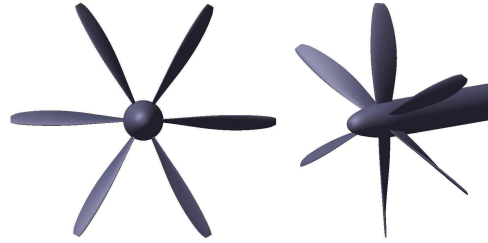


Fig. 6. Conventional type Propeller

2.4.3 최신 프로펠러 블레이드 설계

최근 5100hp Rolls-Royce T56-A-427엔진을 사용하는 미해군 E-2C Hawkeye 200 조기경보기의 성능 개량 사업(NP2000 사업)에서 프로펠러는 추진효율 증가와 소음 저감을 위해 8개의 블레이드를 적용하고 있으며 본 연구에서의 최신 프로펠러 블레이드 또한 8개 블레이드를 적용하였다.

Figure 7 ~ 9는 Conventional 프로펠러 블레이드의 형상 정보와 최신 프로펠러의 특성을 적용한 수정된 최신 프로펠러 형상 정보를 나타낸다.

Figure 7에서 Conventional 프로펠러 깃단은 중심부보다 빠르게 회전하기 때문에 중심부의 피치각은 크고 깃끝단으로 갈수록 피치각을 줄여 들게 하여 추력이 균형을 이루도록 구성되었으며 75% 코드 지점에서 최대 코드비를 가지며 최대 효율이 발생하는 형상임을 알 수 있다. 이와 같은 고정피치 프로펠러는 순항조건에 맞춰져 있으므로

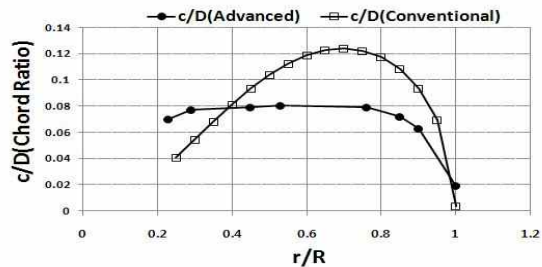


Fig. 7. Comparison of Advanced with 1st Designed Propeller Chord Ratio

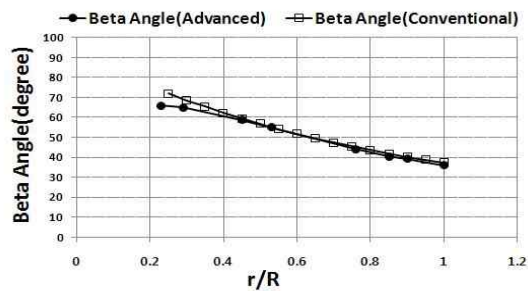


Fig. 8. Comparison of Advanced with 1st Designed Propeller Beta Angle

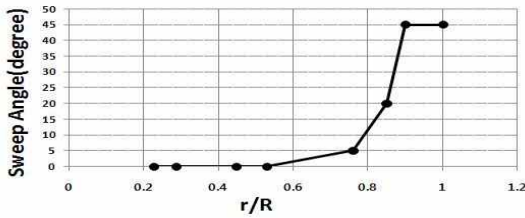


Fig. 9. Advanced Propeller Sweep Angle

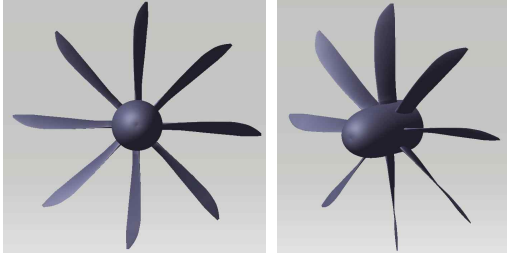


Fig. 10. Designed Propeller With Tip Sweep

이, 착륙시에는 손실이 크게 발생한다. 프로펠러의 shank는 faired 형태가 추진효율을 높이는 효과가 있다고 알려져 있으며 최신프로펠러는 중심부 부근의 코드비를 증가하여 faired 형태를 최대한 확장 하였으며 이, 착륙 시 피치 변경에 따른 손실을 최소화 하기 위해 코드비를 전체적으로 유지하는 형태로 변경하였다[11]. Fig. 8에서 최신 프로펠러의 피치각에 대한 공개된 정보가 없는 관계로 Convntional 프로펠러 피치각을 기본값으로 적용하였다. 프로펠러 블레이드 깃끝단에 sweep 형태를 적용 시 효율의 증가와 소음 저감 효과가 있는 것으로 알려져 있다[4]. J.A.Lieser[12]등의 연구에서 blunt 타입의 블레이드 깃끝단 형상이 sweep 형상보다 다소 높은 추력을 발생하는 것을 알 수 있지만 깃끝단 근처에서 급격하게 추력이 감소되는 것을 보여준다. 본 연구에서는 Fig. 9와 같이 J.A.Lieser[12], F.B. Metzger[4]에서 높은 효율과 저소음 특성을 나타낸 45도 sweep 각을 반경 방향 90% 지점부터 적용되도록 구성하였다. Fig. 10은 후퇴각이 적용된 최신 프로펠러 형상을 나타낸다.

3. 프로펠러 공력 해석

3.1 프로펠러 전산 해석

본 연구에는 전산유체역학을 이용한 해석을 위해 상용 CFD 코드인 FLUENT 12.0.16을 사용하였으며 MRF(Multiple Reference Frame)기법을 적용하였다. 유동 지배 방정식은 상류차분기법을 적용하여 공간차분을 하였으며, 속도 압력 연성

에 대한 기법은 coupled를 사용하였다. 벽면 및 외부유동의 점성 효과 계산에는 $k-w$ SST 모델을 사용 하였다. 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[12].을 위한 격자를 나타낸다. 격자는 370만 여개의 Hybrid 격자가 사용되었으며 Y^+ 는 1이하로 경계층을 구성하였다.

Figure 12, 13은 설계점에서 Conventional 프로펠러와 설계된 최신 프로펠러의 와류 크기를 보여준다. 수치해석에서 Fig. 11은 유동해석고속회전을 하는 프로펠러 블레이드 끝단에서 발생하는 와류는 후류에 많은 영향을 미치며 프로펠러 성능에도 영향을 미치기 때문에 와류를 정확히 예측하는 것은 매우 중요하다. 깃끝단에 sweep 형태가 적용되지 않은 Conventional 프로펠러에서

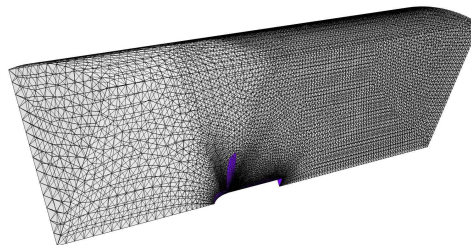


Fig. 11. Mesh for analysis

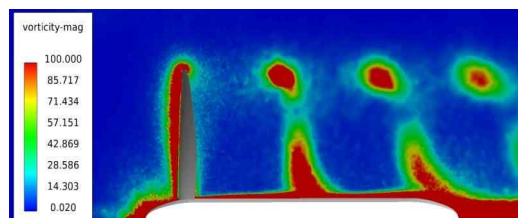


Fig. 12. Vorticity of Conventional Propeller

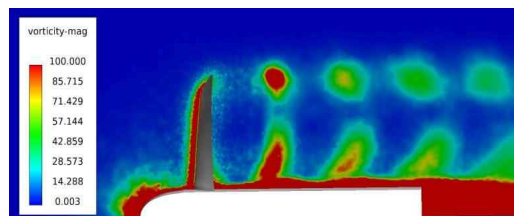


Fig. 13. Vorticity of Advanced Propeller

Table 2. Results of Aerodynamic Analysis

	Analytic	Conventional	Advanced
Diameter(ft)	12.99	12.99	13.38
J	2.20	2.20	2.13
Cp	0.50	0.57	0.54
Thrust(lbf)	2261.8	2402.6	2330.9
Ct	0.21	0.23	0.22
Power(HP)	2161.7	2321.1	2229.5
Efficiency	0.89	0.88	0.89

강한 와류가 후류로 전파되는 것을 알 수 있으며 이와 같은 강한 와류는 항공기 주날개 공력특성 교란과 높은 소음 발생원이 된다[13]. 낮은 와류 강도를 가지는 최신 프로펠러는 상대적으로 낮은 소음레벨을 발생할 것으로 예상된다. Table 2는 Adkins 방법으로 계산된 Conventional 프로펠러 Analytic 해석결과와 수치해석 결과, 순항조건 피치각(β) 43.51도의 최신 프로펠러에 대한 수치해석 결과 비교값을 보여준다.

프로펠러 블레이드 설계 시 계산된 성능과 수치 해석결과를 비교해 보면 수치 해석결과가 다소 높게 나오는 것을 알 수 있다. 본 해석에 사용된 FLUENT의 경우 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. 12, 13에서 볼 수 있듯이 허브에 의해 야기되는 disturbance potential wake로 인해 프로펠러의 추력과 요구동력이 높게 나오는 원인으로 판단된다. 최신 프로펠러는 기존 프로펠러 보다 직경과 블레이드 수 증가를 통해 중량의 증가를 예상할 수 있으나 요구추력을 발생하기 위한 요구동력이 더 낮게 나타나고 있다. 이로 인해 기존 프로펠러보다 최신 프로펠러의 구조적 피로도가 낮을 것을 예상할 수 있으며 프로펠러 유지보수에서 장점이 예상된다. Fig. 14는 Adkins 방법으로 계산된 Conventional 프로펠러의 Analytic 해석결과와 최신 프로펠러 가변피치 조건 피치각 43.51, 48.34, 53.18도에서의 탈설계점 효율 비교값을 나타낸다. 최신 프로펠러는 프로펠러 성능 선도는 프로펠러 전진비에 따른 추력과 동력값 그리고, 효율로써 나타낸다. 프로펠러 전진비는 프로펠러 깃 끝이 그리는 선속도와 비행속도의 비를 나타낸다.

최신 프로펠러는 전진비 2.13 ~ 3 영역에서 피치 변경을 통해 높은 효율로 운용이 가능함을 알 수 있다. 고정 피치인 Conventional 프로펠러는 저속영역에서 상대적으로 높은 프로펠러 효율을 나타내지만 고속영역에서는 운용이 불가능하다는 것을 알 수 있다. Fig. 15 ~ 17은 Hamilton Sundstrand사의 568F 프로펠러와 설계된 최신 프로펠러와의 효율과 추력, 동력 계수 비교값을 나타낸다. 568F 프로펠러는 6개의 블레이드와 직경 13ft, 회전수 980RPM으로 운용한다.

Figure 15의 효율비교에서 설계된 최신 프로펠러는 저속영역의 낮은 프로펠러 전진비에서 효율이 568F 프로펠러보다 낮지만 설계점에서는 유사한 효율을 나타내는 것을 알 수 있다. 피치각 53.18도는 프로펠러의 한계 운용영역을 확인하기 위한조건이며 실제 운용영역은 48.34도 이하의 조건이다[14]. Fig. 16의 동력계수 비교값에서 568F 프로펠러는 설계된 최신 프로펠러보다 지름이 0.39ft 작고 블레이드 개수가 6개이므로 가벼운

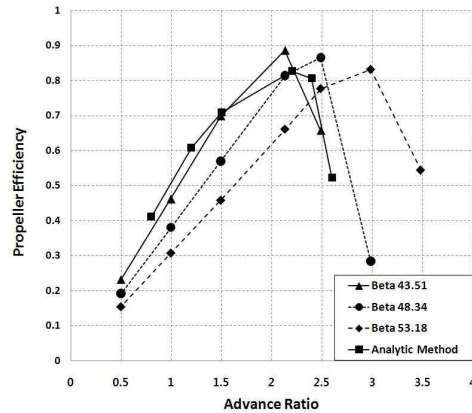


Fig. 14. Propeller Efficiency (Conventional vs. Advanced)

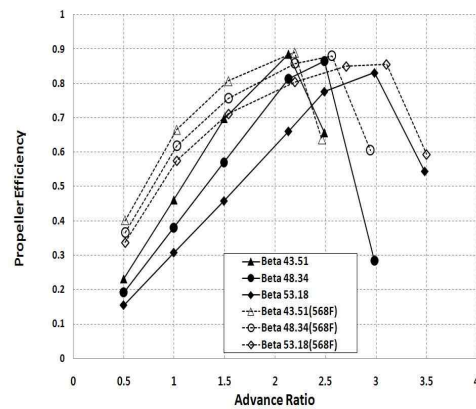


Fig. 15. Propeller Efficiency

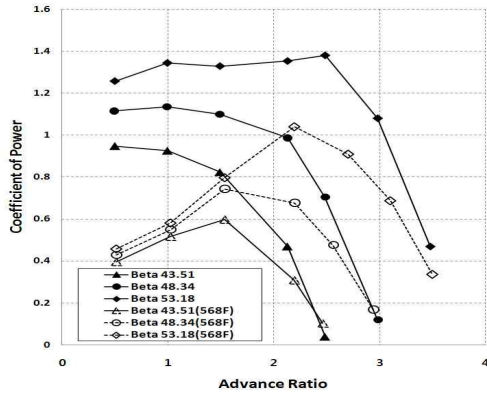


Fig. 16. Coefficient of Power vs. Advance Ratio

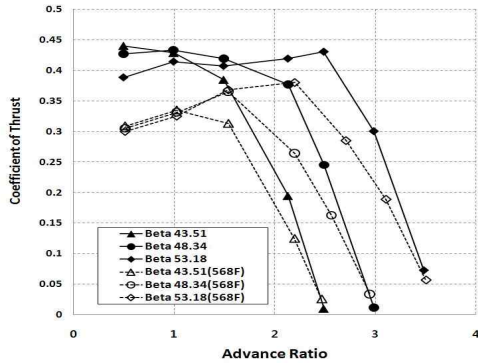


Fig. 17. Coefficient of Thrust vs. Advance Ratio

중량으로 인해 프로펠러를 구동하기 위한 동력이 설계된 최신 프로펠러보다 작게 요구되는 것을 알 수 있으며 568F의 낮은 요구동력으로 인해 효율이 설계된 최신 프로펠러보다 높게 나타나는 것을 알 수 있다. 설계된 최신 프로펠러는 큰 지름과 8개의 블레이드로 인해 요구동력이 높게 나타나지만 Fig. 17의 추력계수 비교에서 추력이 더 큰 것을 알 수 있다. 하지만 저속영역에서는 요구동력이 크게 발생하므로 실속이 발생하지 않으며 최대 양력을 발생하는 최적화된 피치각 변경이 필요함을 알 수 있다.

III. 결 론

본 연구에서는 고효율, 저소음의 친환경 요소를 만족하는 최신 프로펠러에 대한 공력설계 및 전산유체역학을 이용하여 설계점과 탈설계점에서의 공력특성을 해석하였다. 와류-깃요소 이론과 패널 법에 근거한 설계 방법은 한계점이 있기 때문에 전산유체역학을 이용한 확인은 필수적이다. 설계점 요구도와 수치 해석결과를 비교했을 시 수치

해석의 경우 해석에 사용된 FLUENT의 동력을 다소 높게 예측하는 경향과 허브에 의해 야기되는 disturbance potential wake로 인해 프로펠러의 추력과 요구동력이 다소 높은 값이 나오는 것으로 판단된다. 최신 프로펠러는 기존 프로펠러보다 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 최신 프로펠러는 Conventional 프로펠러와 비교시 설계점 요구도를 만족하는 것을 알 수 있으나 깃 끝단 후퇴각을 가지는 568F 프로펠러와 탈설계점 비교 시 설계된 최신 프로펠러가 568F 프로펠러보다 높은 추력과 동력이 요구되는 것을 알 수 있으며 저속영역에서 낮은 요구동력과 추력 향상을 위해 적절한 피치각을 적용해야 함을 알 수 있었다. 향후 연구에서는 이, 착륙, 순항 조건에 최적화된 피치각과 코드비, sweep 각에 대한 파라메트릭 해석을 통한 최적화를 수행할 예정이다.

References

- 1) W. Choi, J. H. Kim, 2011. 11, "Aerodynamic Analysis on Advanced Propeller Blade for Turboprop Aircraft", Proceeding of the 2011 KSAS Fall Conference.
- 2) Ranson, Lori., 2011, "FARNBOROUGH: Bombardier noncommittal on timing of Q400X". Flightglobal. Retrieved 8 December 2011.
- 3) Colman Shattuck, Jon Young., 1993, "Modern Propeller Technology for Advanced Turboprop Aircraft", AIAA/SAE/ASME/ASEE 20th Joint Propulsion Conference and Exhibit.
- 4) F.B. Metzger and C. Rohrbach, 1984, "Benefits of Blade Sweep for Advanced Turboprops", Hamilton Stamlard, AIAA/SAE/ASME/ASEE 21st Joint Propulsion Conference.
- 5) Rolland G. Dalgneault and Donald G. Hall, 1982, "Advanced Propeller Technology for New Commuter Aircraft", Commuter Aircraft and Airline Operations Meeting.
- 6) Jan Roskam, "AIRPLANE AERODYNAMICS AND PERFORMANCE", DARcorporation, 2008
- 7) 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.

8) 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.

9) Adkins, Charles N., Liebeck, Robert H, 1983, "Design of Optimum Propellers," American Institute of Aeronautics and Astronautics.

10) June-Mo Kim, Sejong Oh, 1999, "Aerodynamic Optimal Design for Wind Turbine Blades and Its Wind Tunnel Tests", Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 27, No. 6, pp. 21~29.

11) Elliott. G. Reid, 1943, "Studies of Blade Shank Form and Pitch Distribution for Constant-Speed Propellers", National Advisory Committee For Aeronautics Technical Note, No. 947.

12) W. Choi, J. H. Kim, 2011. 5, "CFD Analysis of Aerodynamic Characteristics of Regional Turboprop Aircraft Propeller", Proceeding of the 2011 KSCFE Spring Conference, pp. 447~452.

13) 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.

14) R.M.A. Marretta, C. Orlando, M. Carley, , 2009, "Adaptive BEM for Low Noise Propeller Design", The Open Acoustics Journal.