

# FAR25급 터보프롭 항공기 프로펠러 설계 및 공력특성 연구

최 원\* · 정인면 · 김지홍 · 이일우

## The Study of Propeller Design and Aerodynamics Characteristics for FAR25 Grade Turboprop Aircraft

Won Choi\* · In Myon Jeong · Ji Hong Kim · Il Woo Lee

### ABSTRACT

Propeller shall have high efficiency and improved aerodynamic characteristics to get the thrust to fly at high speed for the FAR25 turboprop aircraft. That is way Clark-Y airfoil which is used to conventional turboprop aircraft propeller is selected as a blade airfoil. Javaprop program based on the Adkins method is used for aerodynamic design and analysis of propeller, Adkins method is based on the vortex-blade element theory which design the propeller to satisfy the condition for minimum energy loss. Slipstream displacement don't change and consider a rigid body. High efficiency propeller geometry is generated by varying chord length and pitch angle at design point of FAR25 turboprop aircraft. The propeller design results indicate that could be applied to the FAR25 turboprop aircraft, through analysis of propeller aerodynamic characteristics using the CFD(Computational Fluid Dynamic).

### 초 록

FAR25급 터보프롭 항공기에서 프로펠러는 고속으로 비행할 수 있는 추력을 얻기 위해 공기역학적으로 우수하며 높은 효율을 가져야 한다. 프로펠러 형상 설계를 위한 익형은 전형적인 터보프롭 항공기 프로펠러에 사용되는 Clark-Y를 적용하였다. 프로펠러 공력설계 및 해석에는 최소에너지손실을 위한 조건을 만족시키도록 설계하는 와류-깃요소 이론(Vortex-Blade element theory)에 근거한 Adkins의 방법을 이용한 Javaprop을 이용하였다. 시위길이와 피치각 분포를 변경해 가며 FAR25급 터보프롭 항공기의 설계점에 가장 효율적인 프로펠러 형상을 생성하였으며, 전산유체역학을 이용하여 생성된 프로펠러 공력특성 분석을 통해 프로펠러 설계결과가 FAR25급 터보프롭 항공기에 적용 가능함을 확인하였다.

Key Words: FAR25(FAR25), Turboprop(터보프롭), Propeller(프로펠러), Design(설계), CFD(전산유체 해석)

\* 한국항공우주산업(주) 고정익선행연구팀  
연락저자, E-mail: choiwon1@koreaero.com

FAR(Federal Aviation Regulations) PART 25 AIRWORTHINESS STANDARDS 에서는 TRANSPORT CATEGORY AIRPLANES에 대한 인증 관련 사항을 나타내며 대표적인 FAR25급 터보프롭 항공기로는 ATR(Avions de Transport Regional)사의 ATR72-500, Bombardier사의 Q400, 중국항공공업의 MA600 등이 있다. FAR25급 터보프롭 항공기는 프로펠러의 회전속도 때문에 항공기의 최대속도에 한계가 있는 문제점으로 대형항공기에는 거의 사용되지 않았다. 그러나, 최근 향상된 기술력으로 FAR25급 터보프롭 항공기에 장착되는 엔진 및 프로펠러의 효율이 매우 우수해졌다. 터보프롭 항공기에서 프로펠러는 고속으로 비행할 수 있는 추력을 얻기 위해 가장 효율적으로 개발되어야 하며 그와 더불어 낮은 소음을 유지해야 한다.

본 연구에서는 FAR25급 터보프롭 항공기에 적용할 수 있는 프로펠러에 대한 공력특성을 연구하였으며 프로펠러 제작사가 공개한 유사 프로펠러 성능정보와의 비교를 통해서 특성을 검토하였다.

## 2. Target 프로펠러

### 2.1 Target Propeller

본 연구에서의 목표로 하는 FAR25급 터보프롭 항공기 급으로 ATR72-500 항공기를 선정하였다. ATR72-500 터보프롭 항공기는 Hamilton Standard사의 568F 프로펠러를 사용한다. 568F 프로펠러 성능 해석은 Hamilton Standard사에서 제공한 프로펠러 성능해석 프로그램을 이용하여 해석하였다. 프로펠러의 특성은 Table. 1에 나타나 있다.

Table 1. Characteristics of 568F Propeller

Diameter(ft)	13
Feathering Pitch(°)	78.5
Flight Idle Pitch(°)	14
Ground Idle Pitch(°)	0
Reverse Pitch(°)	-14
Take-off(RPM)	1200
Cruise(RPM)	980
Max.Contin.(RPM)	1200

## 3. 프로펠러 설계점 해석

### 3.1 프로펠러 설계 프로그램

프로펠러 형상 설계 및 성능해석을 위해 Javaprop 프로그램을 이용하였다. Javaprop 프로그램은 Martin Hepperle가 깃요소 이론에 블레이드 수와 Plandtl Tip-Loss Factor를 적용한 프로펠러 해석 및 설계 프로그램이다. 프로펠러의 각 단면 익형정보는 공개된 것이 없으므로 프로펠러에 사용되는 여러 익형 중 일반적인 Clark-Y 익형을 적용하였다.

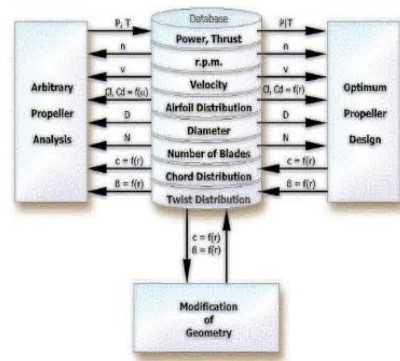


Fig. 1 Propeller Design Process(Javaprop)

Fig. 1에서 보여주는 바와 같이 블레이드에서 3개의 단면에 대한 기하학적 조건과 엔진 동력, 회전수, 지름, 자유류의 속도를 입력하여, 전진비 변화에 따른 프로펠러 성능 해석 및 형상을 설계 한다.[1]

### 3.2 프로펠러 설계점

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

Table 2. 프로펠러 설계점 조건

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

### 3.3 프로펠러 설계점 해석결과 및 형상

Table. 3은 설계점 해석결과를 보여 준다.

Table 3. 설계점 해석 결과

v/(nD)	2.195
Efficiency(%)	85.71
Thrust(N)	9599.91
Power(kW)	1590.50
$\beta$ at 75%(°)	44.5
v/( $\Omega R$ )	0.699
Ct	0.1198
Cp	0.307
Pitch(m)	9.17

## 4. 프로펠러 공력특성 해석

설계점 해석 결과 도출된 형상에 대하여 전산 유체역학을 이용하여 성능을 확인하였다. 프로펠러 형상에 대한 유동해석을 위해서는 비정렬 격자의 생성과 다수의 격자를 필요로 하기 때문에 한국과학기술정보연구원이 보유한 슈퍼컴퓨터 IBM P5 595(GAIA)를 사용하여 전산유체역학(CFD) 해석 상용소프트웨어인 FLUENT 12를 활용하여 전산해석을 수행하였다.

### 4.1 수치해석 기법

본 연구에서는 MRF(Multiple Reference Frame)기법을 이용하여 수치해석을 하였다. MRF 기법은 유동장을 회전영역과 비회전 영역으로 나눈 후, 회전 영역에 대해서 비관성 좌표계에서의 가상 힘을 운동량 방정식에 추가하여 계산하는 기법이다. 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 기법보다 계산시간이 작은 장점이 있다. MRF 기법을 통한 해석 결과는 특정 시점에서의 유동장으로 이해되어야 한다.[3]

### 4.2 해석모델

설계점 해석 결과를 통해 계산된 블레이드 각 section 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. 2는 전산유체 해석을 위한 프로펠러 형상을 나타낸다.

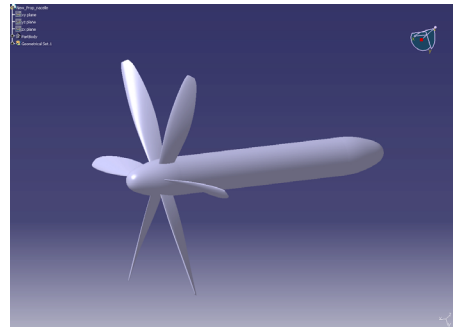


Fig. 2 Propeller with long hub

유동 지배 방정식은 상류차분기법을 적용하여 공간차분을 하였으며, 속도 압력 연성에 대한 scheme은 연속방정식과 운동량 방정식, species transport를 하나의 set of equation으로 푸는 coupled를 사용하였다.  $k-w$  SST 모델을 사용하여 난류에 의한 점성을 계산하였다. 시간 적분으로는 내재적 시간 적분 기법을 이용 하였으며, 압력항은 PRESTO 방법으로 이산화 하였다. 운동량, turbulent kinetic energy와 turbulent dissipation rate에 대해서는 2nd order upwind 방법으로 이산화 하였다. 경계조건은 입구는 속도조건을 출구는 대기압조건으로 설정하였으며, 외부벽면은 free-slip wall 조건을 적용하였다. 프로펠러 주위의 영역은 actuator disc로 가정하여 MRF 기법을 적용하였다. 격자는 9백만여개의 tetrahedral, triangular grid가 사용되었다.

## 5. 수치해석 결과

### 5.1 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.

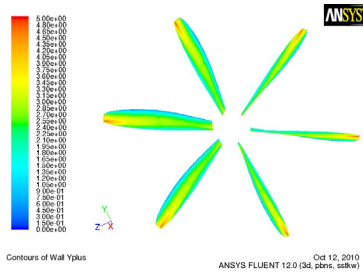


Fig. 3 Blade Y plus Contours

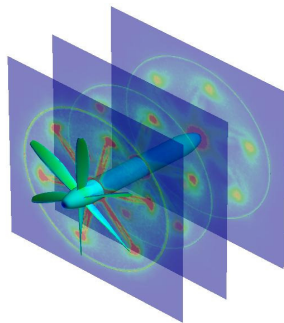


Fig. 4 Vorticity 분포

Fig. 3은 프로펠러 표면의 Y plus 분포를 나타내며 Fig. 4는 프로펠러 후류 vorticity 특성을 보여준다. 프로펠러 Tip에서 Vorticity가 강하게 발생하는 것을 볼 수 있다.

### 5.2 성능 비교 결과

Table. 4에서는 Javaprop의 설계점 해석결과, 568F 프로펠러 DECK과 전산유체 해석 결과 값을 보여 주고 있다.

Table 4. 설계점 비교 결과

	Javaprop	DECK	CFD
v/(nD)	2.195	2.196	2.195
Efficiency(%)	82.59	86.6	79.64
Thrust(N)	9249.68	9750.50	7909.9
Power(kW)	1590.50	1579.85	1390.63
$\beta$ at 75%(°)	45.5	47.27	45.5
Ct	0.1935	0.233	0.16
Cp	0.5154	0.593	0.46

## 6. 결 론

본 연구의 설계점 해석결과와 568F 프로펠러 DECK 비교 시 DECK결과가 더 우수하게 나타나는데 이는 568F 프로펠러의 경우 sweep angle 이 적용된 Tip 형상으로 효율적인 면에서 Javaprop 해석 결과보다 우수하게 나타나기 때문이다. 전산유체역학을 이용한 해석결과 추력과 요구동력이 높게 나오는 것을 알 수 있다. 이러한 차이는 첫째, 전산유체 해석에서는 난류모델이 적용된 3차원 효과가 반영되어서 효율이 더 낮게 나타나는 것으로 볼 수 있다. 둘째, Fig. 2에서 나타난 바와 같이 허브 축 형상에 의해 공력특성이 영향을 받으므로 오차가 발생되었을 것으로 판단된다. 셋째, 프로펠러의 경우 프로펠러 형상의 효과가 전체 유동에 큰 영향을 주게 되는데 MRF 기법은 회전체 형상의 효과를 반영하지 못하는 부분과 난류 운동에너지가 프로펠러 주위에만 국한되어 높게 발생하는 한계성으로 인한 원인도 있을 것으로 판단된다.

## 후 기

이 연구는 한국과학기술정보연구원의 슈퍼컴퓨팅응용연구 전략지원프로그램을 통해 수행되었음.

## 참 고 문 헌

1. <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/javaprop.htm>
2. Mihaela Florentina Nita, "Aircraft Design Studies Based on the ATR 72", Hanburg University of Applied Science, 2008
3. 최원, 김지홍, 이경태, 박찬우, "MRF 기법을 이용한 초소형 비행체 프로펠러 공력특성 연구", 한국전산유체공학회, 한국전산유체공학회 2010년도 춘계학술발표회 논문집, 2010
4. E. Roosenboom, A. Heider and A. Schröder,, "Propeller Slipstream Development", 25th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2007