論文 J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(9), 759-768(2016)
DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.9.759
ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

고고도 장기체공 태양광 무인기 EAV-3의 프로펠러 설계 및 성능해석

박동훈*, 황승재**, 김상곤**, 김철완**, 이융교**

Design and Performance Analysis of Propeller for Solar-powered HALE UAV EAV-3

Donghun Park*, Seungjae Hwang**, Sanggon Kim**, Cheolwan Kim** and Yunggyo Lee**
Pusan National University*
Korea Aerospace Research Institute**

ABSTRACT

Design and performance analysis of propeller for solar-powered HALE UAV, EAV-3 are conducted. Experiment points of design variables are obtained by using Design of Experiment(DOE) and Kriging meta-model is generated for objective and constraints function. The geometry of propeller is designed by evaluating the response surface with requirement and restrictions. The validity of the design is verified by meta-model based optimization. Computational analyses are carried out by using commercial CFD code and the results are compared with those from a design code and wind tunnel test. The results showed good agreement with predictions of the design code at the design altitude. Also, it is confirmed that the blockage effect due to the measurement device and support strut is included in the test data and the results including this effect compare well with the test data.

초 록

고고도 장기체공 태양광 무인기 EAV-3의 프로펠러를 설계하고 전산해석을 수행하였다. 실험설계법(Design of Experiment, DOE)을 사용하여 설계변수들의 실험점들을 획득하고 목적함수와 구속함수들에 대한 크리깅 근사모델을 생성하였다. 요구조건 및 제약조건들과 함께 반응면을 평가하여 프로펠러 형상을 설계하였으며, 근사모델 기반의 최적설계를 수행하여 설계의 타당성을 검증하였다. 상용 CFD 코드를 이용하여 해석을 수행하고 그 결과를 설계코드 및 시험결과와 비교하였다. 설계점 고도에서 해석 결과가 설계코드의 예측과 잘 일치하였다. 또한 시험장치와 지지대 기둥에 의한 폐쇄효과가 풍동시험 결과에 포함되어 있으며, 이를 포함한 해석 결과가 시험 결과와 잘 일치함을 확인하였다.

Key Words : Propeller(프로펠러), HALE UAV(고고도 장기체공 무인기), CFD(전산유체역학), Blockage Effect(폐쇄효과), Low Reynolds Number(저레이놀즈수)

† Received : May 24, 2016 Revised : July 21, 2016 Accepted : July 23, 2016
* Corresponding author, E-mail : donghunpark7043@gmail.com

Ⅰ. 서 론

고고도 장기체공(High Altitude Long Endurance, HALE) 무인기(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)는 지구관측, 정찰, 통신 중계 등의 임무를 저비용으로 수행 가능하기 때문에, 세계적으로 다양한 관련 연구와 개발이 이루어지고 있다. 한국항공우주연구원(KARI)에서도 HALE UAV의 개발 및 운용기술 확보를 위해 다양한 연구를 수행해 왔으며, 최근에는 EAV-3를 개발하고 성층권 상승 비행시험에 성공하였다[1,2].

일반적으로 태양광 추진 HALE UAV는 프로펠러를 사용하며, 고고도용 프로펠러의 설계와 정확한 성능 평가는 전체 시스템 설계에서 중요한 기술 중 하나이다. KARI 공력성능연구팀에서는 EAV-3 프로펠러의 설계, 전산해석, 풍동시험을 통해 설계 및 성능평가 기술들을 확보하고자 하였다. 이를 위해 깃 요소 운동량 이론(Blade Element Momentum Theory, BEMT)에 기반한 프로펠러 설계 및 성능예측 프로그램을 개발하였고[3], 축소형 기술시연기인 EAV-2H+[4] 프로펠러에 대한 전산해석과 풍동시험을 수행하여 기초기술들을 획득하였다[5].

본 논문에서는 EAV-3 개발 과정에서 수행한 프로펠러 설계 및 전산해석[6]과 결과를 소개한다. 이와 병행하여 함께 수행된 프로펠러 풍동시험 시스템 구축과 성능 측정 결과[7]는 별도의 논문을 통해 소개하도록 한다.

Ⅱ. 본 론

2.1 프로펠러 설계

2.1.1 요구조건 및 제약 조건

EAV-3는 날개폭과 총 길이가 각각 약 19.5m, 8.9m이고 설계 총 중량은 약 46kg인 초경량 항공기이다. 양 주날개에 각각 프로펠러를 장착하는 트윈-프롭 방식이며, 상승 시 고도에 따른 운용조건과 프로펠러 개당 요구 추력은 Table 1과 같다.

Table 1. Operating condition and requirement

고도	속도 (m/s)	추력 (N)
Sea Level	5.8	38.8
10km	10.0	26.6
15km	14.6	21.3
18km	18.5	18.8

Table 2. Performance of DC motor

동력(W)	rpm	토크(Nm)	비고
314	1,200	2.5	정격조건
351	880	3.8	최대토크
369	2,200	1.6	최대출력

EAV-3 프로펠러는 지상에서부터 고고도까지 다양한 조건에서 운용되므로 가변 피치 시스템의 적용이 적합할 것으로 예상된다. 하지만 무게 증가 및 시스템 복잡성 증가에 따른 고고도 저온 환경에서의 신뢰도 저하를 수반한다. 경량화와 시스템 신뢰도 확보가 EAV-3의 최상위 설계 제약조건인 관계로 고정피치 방식이 선정되었다.

EAV-3 장착 DC 모터의 성능 제원은 Table 2에 나타내었다. 최대 토크 조건은 가장 높은 추력이 요구되는 지상고도 상승조건에 대응되어야 하고, 가장 높은 회전속도가 필요한 고도 18km 상승 조건에서는 최대출력 조건인 2200 rpm 근방에서 대응되어야 한다. 모터 직경을 고려하여 설계상 spinner 직경은 0.16m로 고정하였다.

고고도 상승을 주목적으로 하는 EAV-3의 임무 프로파일을 고려하여 고도 15km 상승 조건을 프로펠러 설계점으로 설정하였다.

2.1.2 설계도구 및 블레이드 익형

BEMT 기반의 프로펠러 설계 도구들은 쉽게 확보 및 활용이 가능하며 Propeller Designer[8]나 JAVA Prop[9] 등을 예로 들 수 있다. 하지만 선택 가능한 익형이 제한적이고 낮은 레이놀즈수 영역에서의 익형 공력 데이터의 신뢰도는 충분하지 않다고 판단되었다. 따라서 EAV-3 프로펠러 설계에는 수정과 변경이 용이하고, 다양한 익형 공력데이터를 자유롭게 작성하여 적용할 수 있는 코드를 직접 개발하여 활용하였다[3]. 코드는 BEMT와 최소 에너지 손실 조건을 사용하는 Adkins와 Lieback의 설계 이론[10]에 기초하였으며, 초기 설계 단계에서의 활용에 용이하도록 그래픽 기반 사용자 환경을 구축하였다[3].

익형 공력 데이터는 저 레이놀즈수 영역에서의 신뢰성을 확보하기 위해 전산해석을 이용하여 구축하였다. 다양한 레이놀즈수 조건에서 2차원 익형 비정상 공력해석을 수행하였다[5]. 난류모델은 저 레이놀즈수에서의 층류 경계층 박리 또는 천이를 모사하기 위하여 4-방정식 γ-Re_{θ} 모델을 난류 모델로 적용하였다. 레이놀즈수 10^4~10^5 범위에서 10,000 간격, 10^5~10^6 범위에서 100,000 간격으로 각 레이놀즈수에서 받음각 -10~20도 범위를 1도 간격으로 해석하였다.

EAV-2H+ 개발 경험과 EAV-3의 제원을 바탕으로 직경은 약 1.0 ~ 1.5m 범위로 예상되었다. 직경이 크지 않고 운용 조건의 마하수도 낮아 단일 익형을 전체 블레이드에 걸쳐 적용하였다. 고고도에서는 대기 밀도 감소에 의하여 깃 요소 레이놀즈수가 크게 감소한다. 레이놀즈수 10^5 수준 또는 그 이하에서는 층류 박리, 큰 박리 거품 형성, 빠른 실속 발생 등으로 양력곡선의 선형성이 약화되고 양항비 등의 주요 공력성능이 크게 저하된다. 또한 이러한 경향은 형상에 관계없이 모은 익형에서 동일하게 발생한다. 전체 개발 일정상 새로운 익형 설계가 현실적으로 어려워 레이놀즈수 10^6 이하 조건에서의 사용 사례가 확인된 익형들 중 E387, SG6043, DAE51, FX63-137 네 가지 익형을 후보 익형으로 선정하고, 후보 익형들에 대해 CFD 해석을 수행한 후 공력 특성이 우수한 익형을 선정하는 방법을 취하였다. 2차원 익형 해석을 수행하면 앞전 근방의 정체점으로부터 층류 경계층이 형성된 유동장을 확인할 수 있다. 강제천이 테이프 부착효과를 분석한 프로펠러 풍동시험 선행 연구[5]를 통해 프로펠러 블레이드에서도 동일하게 층류 경계층이 형성됨을 확인한 바 있다. 이는 4-방정식 천이 모델을 사용한 2차원 해석 유동장 및 공력 성능이 블레이드 깃요소 관점에서도 동일하게 발생 가능하다는 근거가 된다. 10^5 수준의 낮은 레이놀즈수 영역, 받음각 10도 이내에서의 결과 비교를 통해 후보 익형들 중 DAE51의 양항비가 가장 우수하다고 판단되어 블레이드 익형으로 최종 선정하였다.

2.1.3 양력계수 분포 영향 분석

설계자가 직경, rpm 등과 함께 양력계수 분포를 설정하면, BEMT와 최소 에너지 손실 조건[10]을 만족하는 블레이드 시위길이와 비틀림각 분포가 결정된다. 일반적으로 전통적인 항공기 프로펠러 설계에서는 높은 양항비 확보를 위해 1.0 또는 그 이상의 양력계수 분포를 사용하여 설계를 수행한다. 하지만 고고도 조건에서는 시위 레이놀즈수가 10^5 또는 그 이하가 되며, 양력계수와 양항비가 급격하게 저하된다. 이 조건에서 높은 설계 양력계수 분포를 부과할 경우 해당 양항비를 만족하지 못해 수렴하지 않거나 짧은 시위 길이가 도출되어 깃 요소 양항비 및 프로펠러 효율이 오히려 저하된 설계 결과를 얻을 수 있다.

양력계수 분포가 설계 결과에 미치는 영향을 평가하기 위해 파라미터 연구를 수행하였다. 고도 15km 조건, 고정된 직경과 rpm, 요구 추력 발생 조건에서 다양한 포물형 양력계수에 대한 설계 결과를 Fig. 1에 나타내었다.

형상과 구조적 제약 조건을 고려하여 spinner에서의 양력계수는 1.0으로 고정하였다. Table 3과 같이 반경 60% 지점과 끝단에서의 양력계수

Table 3. Parameter for parabolic distribution of lift coefficient

Case	60%지점 양력계수	끝단 양력계수
A	0.50	0.55
B	0.55	0.60
C	0.60	0.65
D	0.70	0.75
E	0.80	0.85

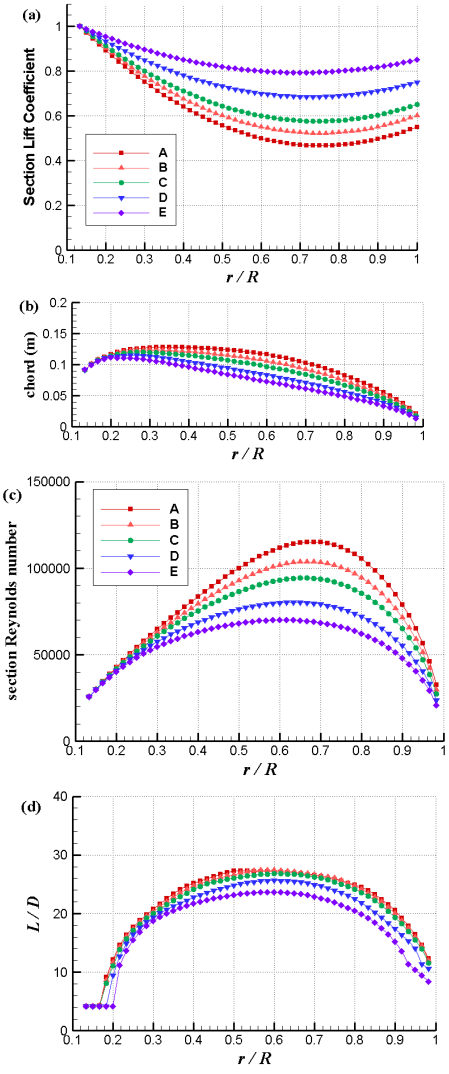

Fig. 1. Effect of lift coefficient distribution

가 정의된 총 다섯 케이스의 포물형 양력계수 분포를 평가하였다. Fig. 1a는 양력계수 분포들을 보여주며, 낮은 양력계수 분포를 사용한 설계일수록 동일한 추력을 발생하기 위한 시위 길이가 증가하여 넓은 면적의 블레이드 형상을 얻게 됨을 알 수 있다(Fig. 1b). Fig. 1c와 1d로부터, 저레이놀즈수 조건에서는 시위 길이에 비례하여 시위 레이놀즈수가 확보되고, 그에 따라 높은 양항비가 획득됨을 확인할 수 있다. 시위 길이가 일정수준 이하가 되면 깃 요소의 양항비가 저하되어 설계 프로펠러 성능이 떨어질 수 있음을 알 수 있다.

따라서 고고도 조건에서는 전통적인 설계와 비교하여 낮은 설계 양력계수 분포를 부과함으로써 개선된 양항비를 획득 가능하다고 분석되었다. 고고도용 프로펠러 설계 시 시위 레이놀즈수를 예측하여 저레이놀즈수 영역 진입 여부를 우선적으로 평가할 필요가 있다. 하지만 시위 길이가 증가하면, 지상고도에서의 요구 토크도 함께 증가하기 때문에, 모터의 성능 제약조건을 반드시 동시에 고려해야 한다.

2.1.4 근사모델 반응면 평가

프로펠러 설계변수로 직경, 설계점 회전속도를 선택하였고, 포물형의 양력계수 분포를 가정하여 반경 60% 지점과 끝단에서의 양력계수를 각각 설계변수 'clm'과 'clt'로 추가하여 총 4개의 설계변수를 설정하였다. 설계변수 조합에 의해 결정되는 프로펠러의 설계점 효율, 지상고도 상승 시 요구토크, 고도 18km 상승조건에서의 요구 rpm, 총 3개의 성능 지표를 반응(response)으로 설정하였다.

실험설계법(DOE)을 통해 설계 변수들의 조합인 시험점을 총 32개 생성하였다. 각 시험점에 해당하는 프로펠러 형상을 설계하고 각각에 대해 반응을 획득하였다. 획득된 반응들을 사용하여 크리깅(kriging) 근사모델(meta-model)을 생성하고 반응면을 평가하였다. DOE와 근사모델 생성은 상용 프로그램인 JMP 9.0[11]을 이용하였고, DOE는 Latin Hypercube를 사용하였다.

Figure 2는 생성된 크리깅 근사모델로부터 직경 1.2m, 설계점 회전속도 1820rpm일 때의 반응면 contour들을 보여준다. 설계점 효율 66% 이하, 지상고도 상승시 요구 토크 3.82 이상, 고도 18km에서의 요구 rpm 2250 이상에 해당하는 영역을 각각 다른 색으로 어둡게 나타내었다. 밝은 영역에 해당하는 제한적인 clm, clt 조합에서만 요구조건과 제약조건을 만족하는 설계가 가능함을 알 수 있다. clm과 clt의 조합이 최대 설계점

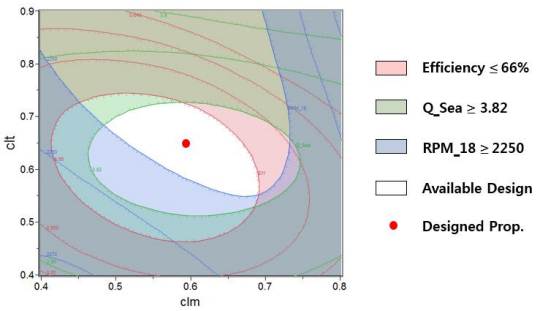

Fig. 2. Example contours of Kriging meta-model

효율에 가까워질수록 지상고도 토크와 고도 18km에서의 rpm이 증가하여 모터 제약조건의 경계에 가까워짐을 알 수 있다.

직경을 0.01m 간격으로 변화시키면서 Fig. 2와 같은 반응면들을 평가하였고, 직경 1.17 ~ 1.29m 범위 내에서만 설계 가능 영역이 존재함을 확인하였다. 또한 설계점 회전속도를 20rpm 간격으로 달리하여 반응면을 평가하였다. 1820rpm 보다 낮아지면 시위 길이 증가로 더 높은 설계점 효율을 얻을 수 있으나, 지상 요구 토크가 모터의 최대 토크를 상회하는 것으로 나타났다. 반면 1820rpm 보다 높으면 지상에서의 토크 조건은 만족하지만, 시위 감소로 인해 설계점 효율이 저하되고 고도 18km 요구 rpm이 모터 최대 성능인 2200rpm을 크게 상회하였다.

2.1.5 설계결과 및 최적설계

목적함수는 설계점 효율의 최대화로 하였으며 구속조건은 Table 1과 2의 요구조건과 모터 성능을 고려하여 지상고도 상승 조건에서의 최대토크(3.82Nm)와 고도 18km 상승 조건에서의 최대 회전속도(2250rpm)로 설정하였다. 반응면을 목적

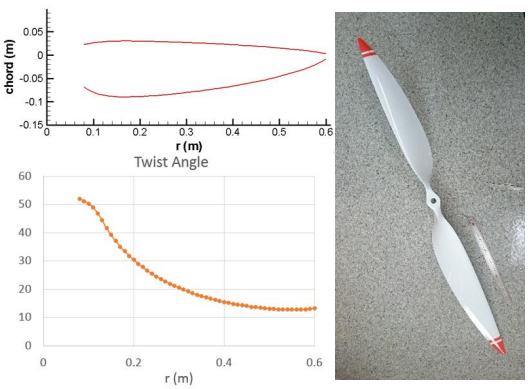

Fig. 3. Chord, twist angle distribution and geometry of propeller

함수, 제약조건과 함께 평가하여 적합한 직경과 설계점 회전속도를 각각 1.2m와 1820rpm으로 결정하였다. clm과 clt를 0.025 간격으로 평가하여 지상 요구 토크가 낮으면서도 설계점 효율이 높은 조합으로 0.6, 0.65가 적합하다고 판단하였다. 결정된 최종 설계는 Fig. 2에 심볼로 나타내었으며, 블레이드 시위와 비틀림각 분포, 풍동시험을 위해 제작된 프로펠러는 Fig. 3에 나타내었다.

설계의 타당성을 검토하기 위해 근사모델과 선호도 함수(desirability function)를 기반으로한 최적설계를 수행하였다. 마찬가지로 JMP를 활용하여 다목적함수를 고려한 최적해를 탐색하였다. 근사모델 기반 공력 최적설계의 개념과 예는 관련 참고문헌을 참조 할 수 있다[12].

목적함수와 구속함수들에 대해 선호도 함수를 설정하고 각각에 대해 중요도를 부여하여 최적의 설계변수 조합을 획득한다. 중요도 설정에 따라 최적설계 결과가 소폭 변화하는데 설계 프로펠러 대비 직경은 2cm 내외, 설계점 회전속도는 5rpm 이내, 설계점 효율이나 지상 요구 토크 등은 모두 0.5% 이내의 차이로 나타났다.

Figure 4는 목적함수의 중요도를 1로 하고 두 구속함수의 중요도를 0.8과 0.6으로 부과한 최적설계 결과를 보여준다. 최적설계 형상의 직경은

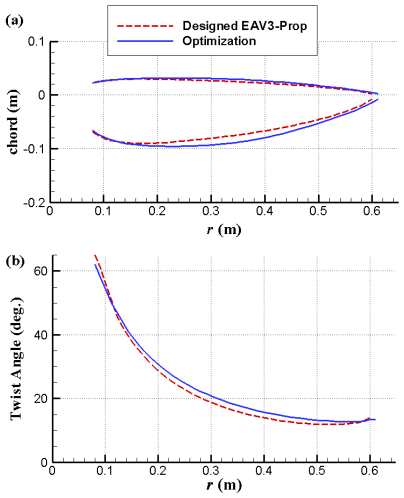

Fig. 4. Meta-model based optimization

Table 4. Comparison of designed propeller and optimization result

프로펠러	효율 (설계점)	토크(Nm) (Sea Level)	rpm (18km)
기본설계	66.04%	3.82	2246.7
최적설계	66.33%	3.81	2247.2

1.223m, 설계점 회전속도는 1817.9rpm으로 설계 프로펠러의 1.2m와 1820rpm과 거의 동일하다. Table 4에는 기본설계와 최적설계 프로펠러의 반응들을 비교하여 나타내었으며, 설계 프로펠러의 성능이 최적 설계 형상에 거의 근접해 있음을 확인할 수 있다.

2.2 전산해석

상용 CFD 코드를 이용하여 전산해석을 수행하고 설계코드 및 시험 결과와의 비교를 통해 상호간의 신뢰성을 평가하였다[6]. 기본적인 해석 방법은 기존의 직경 0.7m 프로펠러 해석[5]에서와 동일하다.

2.2.1 해석격자

GAMBIT과 T-GRID[13]를 사용하여 해석격자를 생성하였다. 주 블레이드 표면은 사각형 정렬격자 형태, 허브 및 연결부, 블레이드 끝단 등은 삼각형의 비정렬 격자로 구성하였으며 총 표면 격자수는 약 30만개이다. 점성 경계층 모사를 위해 최초 격자 높이를 4×10^{-5}m으로 하여 총 18층의 경계층 격자를 생성하였고, y+ 값은 1 이하이다.

Figure 5는 해석영역의 크기와 경계조건의 정의를 보여준다. 원방경계는 원통형으로 하였으며 직경과 높이를 각각 프로펠러 직경(D)의 10배, 15배로 설정하였다. 입구와 출구는 각각 5D와 10D 거리에 위치한다. 입구와 측면에는 velocity inlet, 출구는 압력 출구 경계조건을 적용하였다.

프로펠러 주위를 실린더 형태의 영역으로 별도로 나누고 내외부의 경계면을 인터페이스로 설정하여 프로펠러의 회전모사에 소스항을 추가하는 방식인 MRF(multiple reference frame)와 직접 격자영역을 회전시키는 SMM (sliding mesh model) 기법을 모두 사용할 수 있도록 하였다. 날개와 프로펠러 근방은 성장률 1.2로 사면체의 비정렬 격자를 생성하였고, 외부 영역은 여러 블록들로 나누어 정렬 격자 형태로 구성하였다. 생

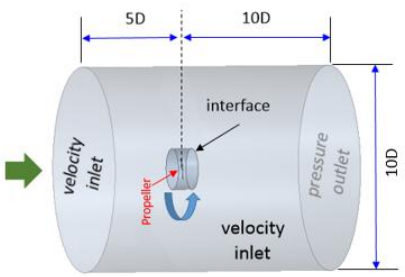

Fig. 5. Computational domain and boundary conditions

성된 총 공간 격자수는 1418만개이다.

2.2.2 해석방법

해석에는 상용 CFD 코드인 FLUENT[14]을 사용하였다. 속도와 rpm을 고려했을 때 블레이드 끝단 마하수가 0.2를 넘지 않아 비압축성 유동을 가정한 압력기반(pressure based) 해법을 사용하였고, 속도-압력 연계는 SIMPLE(Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equation) 알고리즘을 선택하였다. 공간 차분 정확도는 압력에 대해 standard, 속도 및 난류 관련 나머지 변수들에 대해서는 2차 정확도의 풍상 차분법을 적용하였다. 난류모델은 4-방정식 모델인 transition-SST 모델을 사용하였다. 원방 경계에서의 난류 강도는 0.1%, 간헐도는 0.2로 하였다.

회전효과 모사는 계산 시간과 비용 절감을 위해 MRF 기법을 사용하여 정상상태 조건으로 해석하였다. MRF 기법의 신뢰도 평가를 위해 SMM 기법을 사용하여 비정상 해석을 수행하였다. 두 기법을 사용한 결과 사이에 약 0.1% 수준의 추력 차이를 확인하여 MRF 기법 사용의 타당성을 확인하였다. 연속방정식과 속도방정식의 residual이 10^{-3}, 10^{-5} 이하로 감소하고 추력과 토크가 일정하게 유지될 때까지 해석을 진행하였다.

2.2.3 해석결과

Table 5에는 설계점(고도 15km, 1820rpm, V=14.6m/s) 조건에서 해석 결과와 설계 코드로부터의 예측값을 비교하였으며, 설계 코드의 예측과 전산해석 결과가 잘 일치한다고 판단된다. 설계점에서는 블레이드 전 영역에 걸쳐 실속 및 박리가 최소화 되고 3차원 CFD 결과에서 블레이드 각 단면의 유동이 설계 도구의 BEMT 예측과 거의 동일해진다. 또한 BEMT 예측에 사용되는 공력계수 또한 동일한 CFD 수치기법, 난류모델 등을 사용하여 수행한 2차원 해석으로 획득된 값이 이용되기 때문에 설계도구와 전산해석 결과가 상당히 근접하는 것으로 분석된다.

고도 15km와 지상고도 조건에서 운용속도로 고정하고 여러 rpm에 대해 해석을 수행하였다. 전진비에 따른 성능계수를 Fig. 6에 나타내었다. 프로펠러 성능 계수인 추력계수, 동력계수 및 효율의 정의는 식 (1)과 같다.

Table 5. Comparison of performance results at design point

	추력(N)	토크(Nm)	효율
Design Code	21.31	2.463	66.2%
CFD	21.17	2.477	65.4%

$$J=\frac{V}{nD}, C_T=\frac{T}{\rho n^2 D^4}, C_P=\frac{Q\omega}{\rho n^3 D^5}, \eta=J\frac{C_T}{C_P} \quad (1)$$

설계점인 고도 15km에서는 설계 코드의 예측과 전산해석 결과가 정성적, 정량적으로 잘 일치한다고 판단 가능하다. 하지만 탈설계점에 해당하는 지상고도 조건에서는 경향성은 잘 일치하나 정량적으로는 설계 코드가 추력계수를 다소 높게 예측하는 것으로 나타났다. 설계 코드는 높은 하중 조건에서의 후류 수축(wake contraction) 등의 효과를 반영하지 못하는 BEMT의 한계로 인해 실제보다 추력이 다소 긍정적으로 예측되는 경향이 있는 것으로 분석된다.

Figure 7에는 867rpm 고정 상태에서 다양한 속도 조건의 해석 결과를 나타내었다. 비교를 위해 KARI 중형아음속 풍동에서 수행된 시험결과[7]를 함께 나타내었다. 저속조건에서 직경 1~2m급의 프로펠러 성능측정을 위한 풍동시험 시스템

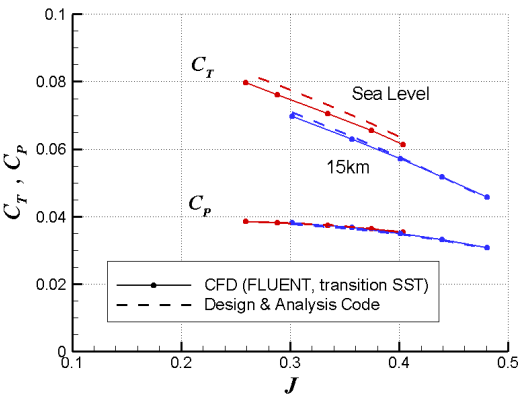

Fig. 6. Comparison of performance coefficients

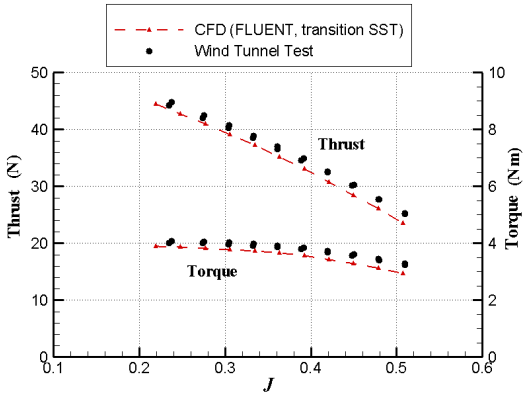

Fig. 7. Comparison of CFD results and wind tunnel test data

을 구축하였으며, Fig. 7의 시험데이터는 Glauert 보정[15]을 사용하여 시험부 벽면효과를 보정한 결과이다. 해석결과는 시험 데이터의 경향과 잘 일치하나 정량적으로는 추력와 토크가 시험치 대비 다소 낮게 나타나고 있음을 확인할 수 있다.

시험과 해석간 결과 차이의 원인을 분석하기 위해 CFD에서 발생 가능한 불확실성을 평가하였다. 격자 테스트, OpenFOAM[16] 등의 다른 CFD 코드를 사용한 해석들을 추가로 수행하였으나 전산해석으로부터 발생 가능한 불확실성은 Fig. 7의 시험과 해석간의 차이보다는 현저히 낮은 수준으로 확인되었다[17].

2.2.4 시험장치 폐쇄효과 평가

풍동시험에서 프로펠러 하류에 위치한 시험장치와 지지대는 폐쇄효과(blockage effect)로 인한 추력과 토크 상승을 유발 가능하기 때문에, 해석과 시험간 결과 차이의 원인으로 시험장치/지지대의 영향을 고려할 수 있다. 앞 절의 결과들은 시험장치를 제외한 프로펠러 단독해석 결과에 해당하므로 지지대에 의한 풍동시험 시의 폐쇄효과 발생 여부와 그 영향 수준을 평가하고자 하였다.

격자 생성의 편의성과 격자수 절감을 위해 풍동시험[7]에서의 측정장치와 지지대 기둥의 외형을 Fig. 8a와 같이 단순화하고, 프로펠러와 시험장치의 연결부는 해석에서 제외하였다. 시험장치의 표면 격자는 총 11만 2천여개로 생성하였고, 16층의 프리즘 격자를 생성하였다. 공간격자 생성에는 Fig. 8b와 같이 프로펠러를 둘러싸는 실린더 형태의 경계면을 설정하여 안쪽과 바깥쪽의 영역을 구분하였고, 경계면을 인터페이스 면으로 설정하였다. 프로펠러 단독 해석과는 달리 시험장치/지지대 형상이 하류에 존재하면 유동의 축대칭성이 보장되지 않아 MRF 기법 적용의 타당성이 저하되므로 SMM 기법으로 격자를 직접 회전시켜 비정상 해석을 수행하였다.

867rpm 고정으로 몇 가지 속도 조건에 대해 해석을 수행하였다. 2도 회전하는 시간 간격을 time-step으로 하여 각각의 케이스에 대해 총 12회전을 계산하였다. MRF의 해를 비정상 해석의

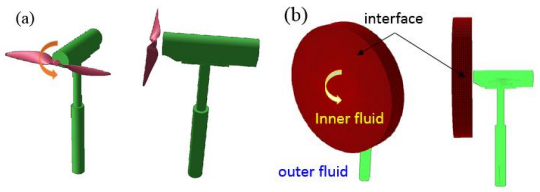

Fig. 8. Geometry and grid schematic of analysis with measurement device

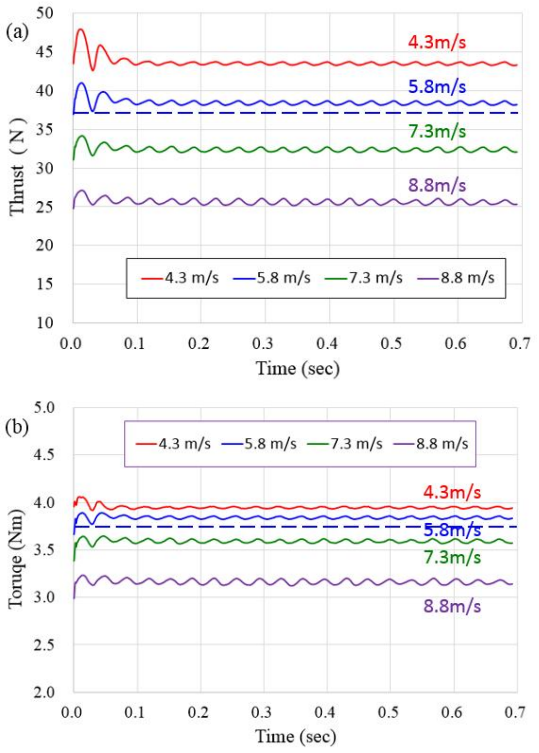

Fig. 9. Time history of a) thrust and b) torque

초기조건으로 사용하였다. Fig. 9는 몇 가지 케이스에 대해 추력과 토크의 시간이력을 보여준다. 추력과 토크가 회전 주기와 일치하며 진동하는 것을 볼 수 있다. 비교를 위해 5.8m/s 조건의 프로펠러 단독 해석 결과를 점선으로 함께 나타내었으며, 시험장치/지지대로 인하여 추력과 토크가 소폭 증가함을 확인할 수 있다.

마지막 2회전 동안의 시간 평균값으로 추력과 토크를 결정하여, 프로펠러 단독 해석 결과와 함께 Table 6과 7에 비교하였다. 시험장치가 존재할 경우 폐쇄효과로 인하여 추력과 토크가 모두 증가하는 것을 알 수 있다. 추력은 약 1.8~8.9%, 토크는 약 1.8~7.5% 수준의 증가가 발생하였으며, 전진 속도가 빠를 때(전진비가 높을 때) 폐쇄효과로 인한 증가수준이 높게 나타났다.

Figure 7의 결과를 폐쇄효과가 포함된 해석 결과와 함께 Fig. 10에 나타내었다. 단독해석 결과 대비 폐쇄효과를 포함한 추력과 토크가 시험 결과에 상당히 근접함을 확인 할 수 있다(Fig. 10a). 폐쇄효과는 추력과 토크를 함께 증가시켜 효율에는 큰 영향이 없음을 확인 수 있다(Fig. 10b). 해석 결과는 시험치 대비 약 1~1.5%p 높은 효율을 보였으며 경향은 잘 일치한다고 판단된다.

Table 6. Comparison of thrust

V (m/s)	Prop. Only	Prop. + Device
4.3	42.72	43.52
5.8	37.22	38.38
7.3	30.78	32.38
8.8	23.54	25.57

Table 7. Comparison of torque

V (m/s)	Prop. Only	Prop. + Device
4.3	3.87	3.94
5.8	3.73	3.84
7.3	3.44	3.59
8.8	2.94	3.16

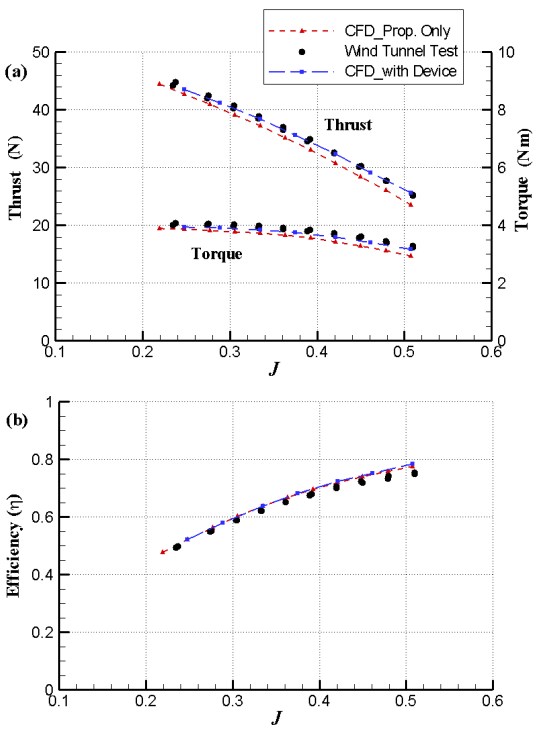

Fig. 10. Comparison of performance from CFD and wind tunnel data for sea level condition

프로펠러 풍동시험 시스템을 구축할 때에는 시험장치/지지대에 의한 폐쇄효과 수준을 평가하고 이를 반영한 측정 결과 분석 및 데이터 처리를 수행해야 향상된 정확도를 기대할 수 있다고 판단된다. 프로펠러 시험과 관련한 기존 연구들[18,19]에서는 주로 잘 알려진 Barlow 등[20]에 의해 제시된 방법을 사용하여 폐쇄효과를 보정하였다. 하지만 프로펠러 시험에서는 물체의 형상과 위치 등에 따라 폐쇄효과로 인한 측정되는 추력과 토크가 상당히 달라질 수 있으므로, 보정 방법의 정확도를 시험 시스템에 대해 우선 평가할 필요가 있다고 판단된다.

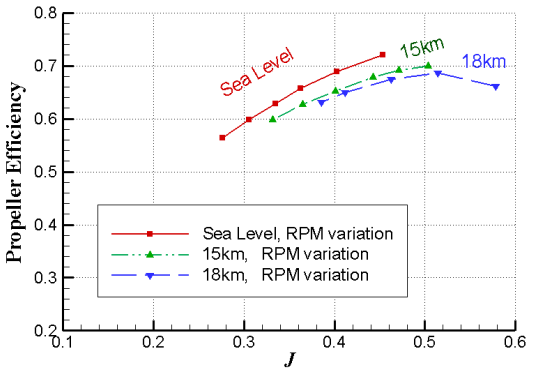

Fig. 11. Efficiency curves at several altitudes

2.2.5 고고도 조건 성능 해석

Figure 11은 지상고도, 15km, 18km 조건에서 프로펠러 단독해석으로부터 얻은 효율 곡선을 보여준다. 고고도 조건에서는 레이놀즈수 감소에 의해 효율이 전체 전진비에 걸쳐 감소하는 경향을 확인 할 수 있다. 레이놀즈수 감소에 따라 프로펠러의 추력계수와 효율 감소는 소형 무인기 프로펠러와 관련한 여러 연구들로부터 확인된바 있다[18,19,21].

하지만 고도 증가에 따라 운용속도와 rpm이 함께 증가하면서 운용 전진비도 증가하는데, 지상, 15km, 18km에서의 상승비행 시 예상 운용 전진비는 J=0.334, 0.401, 0.411이다. 전체적인 효율 곡선 감소에도 불구하고 고도별 운용점에서의 효율을 평가해보면 설계 프로펠러가 고고도에서 60% 중반 이상의 효율을 유지하는 것을 알 수 있다.

Ⅲ. 결 론

항공우주연구원 고고도 장기체공 태양광 무인기 EAV-3의 프로펠러를 설계하고 전산해석을 수행하여 성능을 해석하였다.

기본 설계 방법으로 BEMT와 최소 에너지 손실 조건을 활용하고 저레이놀즈수 조건에서의 신뢰도 확보를 위해 익형 공력 DB를 CFD를 통해 구축하였다. 고고도 조건에서 설계 양력계수 분포의 영향을 평가하고 저레이놀즈수에 의한 변화 특성을 분석하였다. 설계 변수를 선정하고 크리깅 근사모델을 생성하여 반응면을 평가한 후 성능 요구조건과 제약조건을 고려하여 최종 프로펠

러를 형상을 결정하였다. 근사모델 기반 최적 설계를 수행하여 설계의 타당성을 검증하였다.

상용 CFD 코드를 사용하여 성능을 해석하였다. 설계점 고도에서는 해석 결과와 설계 코드의 예측값이 잘 일치하였으며 탈 설계점에서는 그 차이가 증가하였다. 해석결과는 풍동시험 결과 경향성이 잘 일치하나 정량적으로는 시험치 대비 추력과 토크가 소폭 낮게 나타났다. 풍동시험의 시험장치/지지대를 포함한 해석을 추가로 수행하여 단독해석 결과 대비 추력과 토크가 증가하여 시험치에 근접함을 확인하였다. 풍동시험 결과에는 시험장치와 지지대 등에 의한 폐쇄효과가 포함되어 있으며, 본 연구의 문제에서는 그 영향이 적지 않은 것으로 판단되었다. 또한 고고도 조건에서 레이놀즈수 감소에 의한 프로펠러 효율 감소를 결과로부터 확인하였다.

저속 조건의 폐쇄형 시험부 내 프로펠러 풍동시험과 해석의 correlation 개선을 위해서는 시험부 벽면과 시험장치에 의한 폐쇄효과 수준을 엄밀하게 평가하고 이를 분석에 반영해야 할 것으로 판단된다.

References

1) Hwang, S. J., Kim, S. G., Lee, Y. G., and Kim, C. W., “Design of Solar-Electric Powered High Altitude Long Endurance(HALE) Unmanned Aerial Vehicle(UAV),“ Proceedings of KSAS 2014 Fall Conference, 2014, pp. 785-788.

2) Lee, Y. G., Hwang, S. J., Kim, S. G., and Kim, S. H., “Development of a Full-Scale Solar Powered HALE UAV,“ Proceedings of KSAS 2015 Fall Conference, 2015, pp. 946-949.

3) Park, D. H. and Kim, C. W., “Development of HALE Propeller Design and Analysis Program,“ Proceedings of KSAS 2014 Fall Conference, 2014, pp. 1039-1042.

4) Lee, Y. G., Hwang, S. J., Kim, S. G., Park, D. H., Kim, C. W., Kim, S. H., and Chang, B. H., "Development and Flight Tests of a Scaled Electrically Powered HALE UAV," Proceedings of KSAS 2014 Fall Conference, 2014, pp. 797~800.

5) Park, D. H., Cho, T. H., Kim, C. W., Kim Y. W., and Lee, Y. G., "Performance Evaluation of Propeller for High Altitude by using Experiment and Computational Analysis," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 43, No. 12, Dec. 2015, pp.1035~1047.

6) Park, D. H., Lee, Y. G., and Kim, C. W., "Design and Performance Analysis of Propeller for Solar-Powered HALE UAV," Proceedings of KSAS 2015 Spring Conference, 2015, pp. 88-92.

7) Cho, T. H., Park, D. H., Lee, S. H., Kim, Y. W., and Lee, Y. G., "Development of Wind Tunnel Test System for Solar-Powered HALE UAV Propeller," Proceedings of KSAS 2015 Fall Conference, pp. 955-958.

8) http://www.propdesigner.co.uk/html/prop_designer.html

9) http://www.mh-aerotools.de/airfoils/javaprop.htm

10) Adkins, C. N. and Lieback, R. H., "Design of Optimum Propellers," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 10, No. 1, 1994, pp. 676~682.

11) www.jmp.com

12) Bae, H. G., Jeong, S. R., Chung, J. D., and Lee, H. C., "Aerodynamic Shape Optimization of Wing Planform and Winglet for Regional Aircraft," Proceedings of KSAS 2014 Fall Conference, 2014, pp. 915-920.

13) www.ansys.com

14) ANSYS FLUENT Ver. 13 Software Package, Ansys Fluent Inc., Canonsburg, PA, USA.

15) Glauert, H., *The Element of Aerofoil and Airscrew Theory, second Ed.*, 1948, Cambridge University Press.

16) OpenFOAM, www.openfoam.org

17) Park, D. H., Kim, C. W., and Lee. Y. G., "Comparison of Commercial and Open Source CFD Codes for Aerodynamic Analysis of Flight Vehicles at Low Speeds," Journal of Computational Fluids Engineering, Vol. 21, No.2, Jun. 2016, pp. 70-80.

18) Brandt, J. B. and Selig, M. S., "Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers," AIAA 2011-1255, 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2011.

19) Turner, R., "Design and Optimisation of a Propeller for a Micro Air Vehicle(MAV)," ZEIT 4500 Aeronautical Thesis & Practical Experience, 2010.

20) Barlow, J. B., Rae, W. H., and Pope, A., Low-Speed Wind Tunnel Testing, Third Ed., John Wiley and Sons, New York, 1999.

21) McCrink, M. H. and Gregory, J. W., "Blade Element Momentum Modeling of Low-Re Small UAS Electric Propulsion Systems," 33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2015, AIAA 2015-3296.