

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(3), 173-184(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.3.173>

다단 최적 설계 프레임워크를 활용한 전기추진 항공기 프로펠러 공력 최적 설계

권형일, 이슬기, 최성임*, 김근배**

Aerodynamic Design of EAV Propeller using a Multi-Level Design Optimization Framework

Hyung-Il Kwon, Seul-Gi Yi, Seongim Choi* and Keunbae Kim**

Department of Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology*
Aeropulsion Systems Team, Korea Aerospace Research Institute**

ABSTRACT

A multi-level design optimization framework for aerodynamic design of rotary wing such as propeller and helicopter rotor blades is presented in this study. Strategy of the proposed framework is to enhance aerodynamic performance by sequentially applying the planform and sectional design optimization. In the first level of a planform design, we used a genetic algorithm and blade element momentum theory (BEMT) based on two-dimensional aerodynamic database to find optimal planform variables. After an initial planform design, local flow conditions of blade sections are analyzed using high-fidelity CFD methods. During the next level, a sectional design optimization is conducted using two dimensional Navier-Stokes analysis and a gradient based optimization algorithm. When optimal airfoil shape is determined at the several spanwise locations, a planform design is performed again. Through this iterative design process, not only an optimal flow condition but also an optimal shape of an EAV propeller blade is obtained. To validate the optimized propeller-blade design, it is tested in wind-tunnel facility with different flow conditions. An efficiency, which is slightly less than the expected improvement of 7% predicted by our proposed design framework but is still satisfactory to enhance the aerodynamic performance of EAV system.

초 록

본 연구에서는 프로펠러나 헬리콥터 로터와 같은 회전체의 공력 최적 설계를 위한 다단 최적 설계 프레임워크를 제안한다. 이 프레임워크는 플랜폼 설계와 단면의 형상 설계를 반복적으로 수행하는 설계 전략을 통해 회전체의 공력 성능 향상을 목표로 한다. 플랜폼 설계의 단계에서는 유전 알고리즘과 2차원 CFD 데이터베이스 기반의 깃 요소 모멘텀 이론을 이용하여 빠른 시간에 회전체의 공력 특성을 평가하여 최적점을 탐색하였다. 플랜폼 설계 후 단면에 유입되는 유동 조건을 예측하여 단면 형상 최적 설계를 수행하였다.

† Received: November 8, 2012 Accepted: February 28, 2013

<http://journal.ksas.or.kr/>* Corresponding author, E-mail : schoi1@kaist.ac.kr

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

설계 과정에서 보다 면밀하게 유동 특성이 분석될 수 있도록 2차원 N-S 해석자와 민감도 기반의 최적화 알고리즘을 통해 최적해를 탐색하였다. 단면 형상이 설계된 후에는 최적의 유동 조건을 산출할 수 있도록 플랜폼 설계를 반복적으로 수행하였다. 본 프레임워크를 1kW급 전기추진용 항공기 프로펠러 설계에 적용하여 그 유효성을 3차원 N-S 해석과 풍동 실험을 통해 검증하였다. 설계 후, 풍동 실험 결과를 기준으로 약 5%의 프로펠러 효율 증가를 얻을 수 있었다.

Key Words : Design Optimization(최적 설계), Multi-level design(다단 설계), Planform Design Optimization(플랜폼 최적 설계), Sectional Design Optimization(단면 최적 설계), Rotary Wing Design(회전체 설계), Blade Element Momentum Theory(깃 요소 모멘텀 이론)

1. 서 론

현대의 컴퓨팅 기술 발달로 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD)은 형상이나 그 운동에 대한 유체역학적 성능을 보다 빠르고 정확하게 예측할 수 있게 되었다. 하지만 프로펠러나 로터 등 회전체에 대한 유동 해석은 컴퓨팅 자원과 시간의 요구가 여전히 높아 현실적으로 그 설계에 응용되기 어렵다. 특히 전산해석을 성능 평가 수단으로 활용하는 전산 최적 설계의 분야에서 이러한 한계점은 회전체의 최적 설계에 뚜렷한 현실적인 제약을 제공한다.

이와 같은 제약을 극복하고 회전체의 최적 설계를 수행하기 위해 다양한 연구들이 진행되고 있다. 그 중 하나는 고차 정확도 해석(high fidelity)인 CFD를 저차 정확도(low fidelity) 해석으로 대체하는 방법이다. 특히 대부분의 설계 시간이 성능 해석에서 소요되므로 매우 효율적으로 전체 설계 시간을 감소시킬 수 있는 장점이 있다. Cho 등[1]은 양력선 이론(lifting line theory)과 양력면 이론(lifting surface theory)을 이용하여 프로펠러의 플랜폼(planform) 최적 설계를 진행하였다. Xudong 등[2]도 풍력 터빈 블레이드의 설계에 깃 요소 모멘텀 이론(blade element momentum theory, 이하 BEMT)을 이용하였다. 하지만 저차 정확도 해석 기반의 설계는 그 특성상 회전체의 플랜폼 변수 최적화에만 집중되어 있어 성능 향상에 뚜렷한 한계점을 내포한다.

한편 CFD를 보다 직접적으로 설계에 응용하려는 연구도 진행되고 있다. Samad 등[3]은 CFD를 이용한 압축기 형상 최적 설계를 위해 근사 모델을 활용하여 설계 소요 시간을 절감하였다. 근사 모델 기반의 최적 설계는 초기 한정된 실험 점에 대해서만 성능 해석을 수행하고 이후 설계

과정에서는 수리·통계학적 모델로 목적 함수 평가를 대체하므로 컴퓨팅 자원 소모가 높은 전산 실험에 효과적인 것으로 알려져 있다.

최근에는 Adjoint 민감도 해석 기법을 이용하여 형상 설계와 플랜폼 설계를 나누어 설계하는 방법론인 다단 설계 방법도 연구되고 있다. 근사 모델 기법을 이용하여 플랜폼의 설계를 수행하고, Adjoint 민감도 해석 기법을 이용하여 단면의 형상 설계를 수행하는 것이다[4-6]. 이 방법은 CFD를 가장 직접적으로 이용하여 플랜폼의 설계와 단면 설계를 수행하기 때문에 높은 성능 향상을 기대할 수 있으며 설계에 소요되는 시간이 설계 변수의 개수에 무관한 장점이 있다. 하지만 민감도의 해석이 해석자의 수렴성에 높은 의존도를 보이고, 일반적인 프레임워크로 구성하기 어렵다는 점 등 Adjoint 민감도 해석/설계가 지니는 단점을 그대로 내포한다. 따라서 Adjoint 민감도 해석 기반의 다단 설계는 유동 해석이 복잡하지 않은 고정익 등에 대해서만 초점이 맞춰져 있다.

본 논문에서는 회전체의 설계에 특화시킨 다단 설계 프레임워크를 소개한다. 이 프레임워크는 플랜폼의 설계와 단면 형상 설계를 반복적으로 수행하여 수렴된 최적해를 탐색한다. 즉 두 설계 방식을 분리, 반복적으로 수행함으로써, 어느 한 설계론만을 취했을 때 지니는 단점을 극복할 수 있는 것이다. 특히 플랜폼의 설계로는 2차원 Navier-Stokes 방정식 해석을 통해 구축된 공력 데이터베이스를 기반으로 하는 BEMT를 이용하여 단시간에 신뢰성 있는 최적점을 탐색 가능하도록 하였다. 회전체의 플랜폼 변수들은 2차원 단면, 에어포일이 가지는 유동 조건으로 재해석 가능하므로 플랜폼의 설계란 특정 단면으로 유입되는 유동 조건을 바꾸어 가며 최적 유동 조건을 찾는 과정으로 볼 수 있다. 본 연구에서는

플랜폼의 설계 후 새롭게 얻어진 단면별 유동 조건을 단면 형상 최적 설계에 적용하였다. 특히 단면의 설계를 위해 2차원 N-S 방정식 해석자를 이용, 보다 정밀한 성능 해석과 평가를 수행하였다. 단면의 설계 이후 변형된 형상의 공력 데이터베이스를 재구축하고 다시 플랜폼 설계를 수행하여 최적의 유동 조건을 탐색한다. 이렇게 플랜폼 설계와 단면 설계의 반복은 목적 함수의 수렴이 확인되면 종료 후 설계 형상에 대한 검증 해석을 수행한다.

위의 다단 설계 전략을 전기추진용 항공기의 프로펠러 설계에 적용하였다. 설계 결과는 3차원 CFD 해석과 풍동 실험을 통해 검증되었다.

II. 다단 설계 프레임워크

본 연구에서 제안하는 다단 설계 프레임워크(Multi-stage design framework)는 Fig. 1과 같이 로터의 플랜폼과 단면의 최적 설계를 반복적으로 수행한다. 플랜폼 설계의 설계 변수는 로터 직경, 단면의 비틀림 각과 코드 길이이다. 설계 과정에서 적합도 평가는 CFD 데이터베이스 기반의 BEMT를 이용한다. 플랜폼 설계는 각 단면별 받음각과 코드 길이를 조절하여 주어진 단면들의 공력 데이터베이스 내에서 목적 함수를 만족할 수 있는 최적 유동 조건을 탐색하는 과정이다. 따라서 1차 플랜폼 설계를 거친 설계안들에 대해, 설계 결과물인 지역 유동 조건을 이용하여 2차 설계인 단면 상세 설계가 수행된다. 단면의 설계는 Hicks-Henne 형상 함수[8]와 TFI(Trans Finite Interpolation)[9] 기반의 기하 커널, 2차원

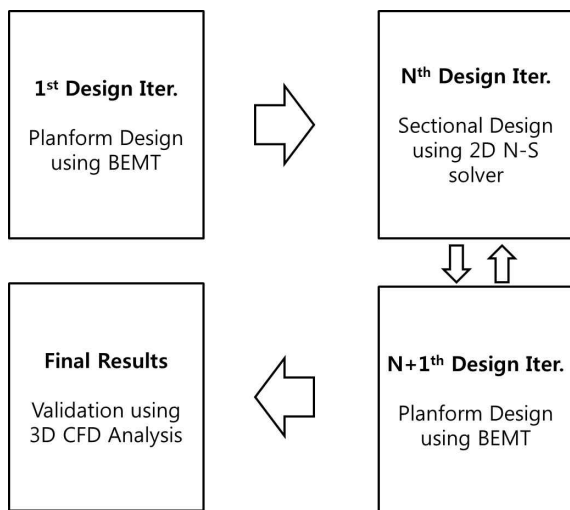


Fig. 1. Multi-level Design Framework

N-S 방정식 해석자가 통합된 프레임워크를 이용하여 수행한다. 단면의 설계가 완료되면 변경된 단면의 공력 데이터베이스를 재구축한다. 이후 새로운 데이터베이스 하에서 플랜폼 설계를 재차 수행하여 목적 함수를 만족하는 최적의 플랜폼 변수들을 찾는다. 이렇게 단면의 최적 설계와 플랜폼 최적 설계를 반복적으로 거쳐 목적 함수의 변화량이 수렴하면 최종안이 도출되며 3차원 CFD 검증 해석을 통해 최적해의 타당성이 조사된다. 위와 같은 설계 과정은 플랜폼 설계 변수와 단면 설계 변수를 모두 고려하면서 통상적인 Adjoint 기반의 다단 설계 프레임워크에 비해 비교적 빠른 시간 내에 최적해를 도출할 수 있는 특징이 있다. 이 절에서는 다단 설계 프레임워크의 구성 요소들에 대해 알아본다.

2.1 Planform Design

2.1.1 Blade Element Momentum Theory

모멘텀 이론(momentum theory)은 로터 디스크 면의 유입류와 후류의 모멘텀 변화에 따라 추력을 계산하는 이론으로 뉴턴의 제 2법칙을 근거로 한다. 이 모멘텀 이론은 거시적으로 추력의 발생 근거를 제공하지만 자세하게 깃 요소에서 어떻게 추력이 발생하는지에 대해서 설명하지 않는다. 한편, 깃 요소 이론(blade element theory)은 Fig. 2와 같이 각 요소(단면)에서 발생시키는 유도 속도가 모멘텀 변화를 발생시키고 이에 따라 추력과 토크가 발생한다는 이론이다. 이 두 이론을 결합한 것이 BEMT, 즉 깃 요소 모멘텀 이론이다[10]. BEMT는 로터 반경 방향과 회전 방향에 대한 유도 계수(induction factor)를 반복적으로 계산하며 모멘텀의 변화를 공력 데이터베이스내의 유동 조건과 일치시킨다. 빠른 해석 시간을 가지지만 BEMT 해석의 정확성은 내부의 공력 데이터베이스에 의존된다는 단점이 있다. 따라서 본 연구에서는 보다 신뢰성 있는 공력 데이터베이스 구축을 위해 정렬 격자계 기반의 2차원 N-S 방정식 해석자[11]를 이용하였다.

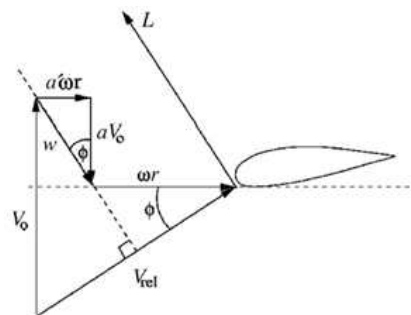


Fig. 2. Blade element theory

2.1.2 Planform Design Optimization

플랜폼 최적 설계는 로터 반경, 각 단면별 비틀림 각, 코드 길이를 설계 변수로, 목적 함수를 만족하는 최적점을 찾는 하부 설계 과정이다. BEMT 해석을 적합도 평가 수단으로 이용하고 전역 탐색기법인 유전 알고리즘[12]을 통해 최적점을 탐색한다. 특히 BEMT 해석은 해석 시간이 수 초 정도에 지나지 않으므로 유전 알고리즘이 방대한 적합도 계산을 요구하더라도 효율적으로 최적점을 탐색할 수 있다.

2.2 Sectional Design Optimization

플랜폼 설계 과정이 정해진 단면 형상을 기반으로 최적의 플랜폼 변수를 탐색하는 과정이라면, 단면의 설계는 정해진 플랜폼 변수에서 최적의 단면을 탐색하는 과정이다. 특히 보다 높은 성능의 향상을 위해서는 플랜폼뿐만 아니라 단면의 형상을 변형시키는 것이 효과적인 것으로 알려져 있다[4]. 본 연구에서는 민감도 기반의 최적 설계 알고리즘을 이용 단면의 최적 설계를 수행하였다. 유한차분법을 이용하여 민감도해석을 수행하였으며 수정유효방향 탐색법(Modified feasible directions)[13]으로 최적점을 탐색하였다. 특히 유동 특성을 보다 면밀하게 분석하고 설계에 반영할 수 있도록 2차원 N-S 방정식 해석을 적합도 평가법으로 이용하였다. Fig. 3은 단면 설계를 위한 프레임워크 개요도이다. 최적점의 탐색을 위해 먼저 최적화 알고리즘에서 수치적인 값으로 형상의 정보를 기하 커널에 전달한다. 기하 커널은 수치적인 정보를 형상으로 매개(mapping)하며 동적 격자법(dynamic mesh)을 이용, 변형된 형상을 기존 격자계에 내삽 한다. 새로운 격자계는 CFD해석을 통해 적합도가 계산되고 그 결과 값이 최적화 알고리즘으로 전달된다. 이러한 반복적인 과정을 거쳐 설계가 수행되며 최종적으로 적절한 종료 조건을 만족하면 최적안이 도출된다.

2.2.1 Numerical Analysis

프로펠러 단면의 설계를 위해 공간 차분으로 RoeM[14] 기법, 시간 적분으로 내재적 LU-SGS를 사용한 N-S 방정식 해석자를 이용하였다. 난류 모델로는 Mentor's k-w SST[15]를 이용하여 원활한 난류 유동장 예측이 이뤄지도록 하였다.

2.2.2 Geometry Kernel

기하커널은 크게 수치와 형상을 매개하는 표면형상정의와 변형된 형상을 기존 격자계에 반영하는 격자변형기법으로 구성된다.

(a) 표면형상정의

본 연구에서는 기존의 형상을 이루는 좌표들에 Fig. 4와 같은 특정 함수를 중첩시켜 다음 Eq. (1)과 같이 변형을 만들어내는 Hicks-Henne 형상 중첩 함수[8]를 이용하였다.

$$y_{new} = y_{old} + \Delta y \quad (1)$$

특히 에어포일의 형상 표현력 증대를 위하여 윗면과 아랫면에 각각 5개씩 총 10개의 가중치를 배치하여 설계를 수행하였다.

(b) 격자변형기법

형상 함수가 기존의 형상에 변형을 가하면 계산 격자계를 재생성하거나 격자 변형 기법을 이용하

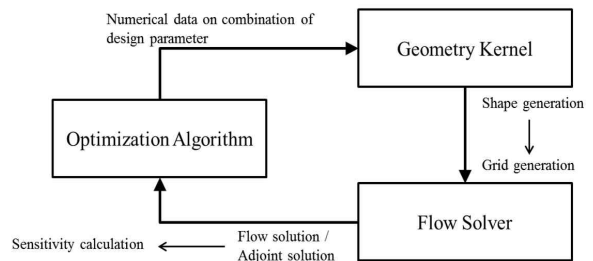


Fig. 3. Sectional design framework

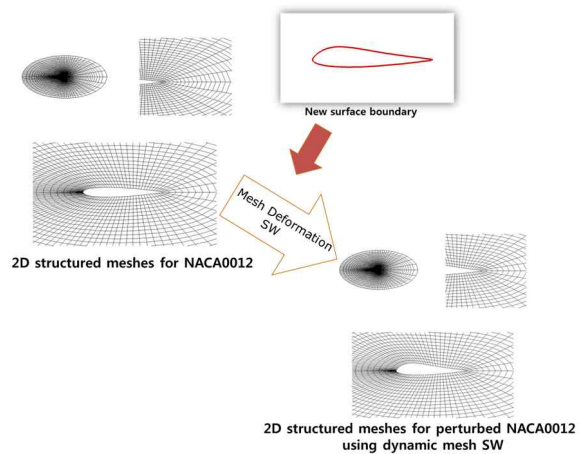


Fig. 4. Mesh Deformation

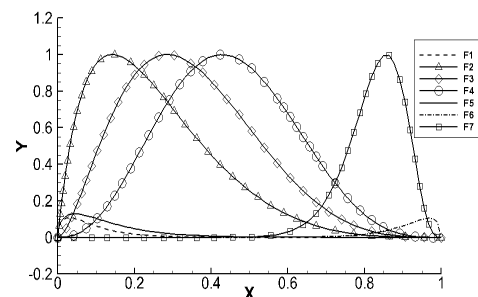


Fig. 5. Hicks-Henne Bump Function(bump=7)

여 격자계에 변형을 주어야 한다. 본 연구에서는 정렬 격자계에서의 표면 변형을 비교적 간단하게 정의할 수 있는 TFI(trans-finite interpolation) 기법[9]을 이용하여 격자점을 보간 하였다.

2.2.3 Sensitivity Based Design Optimization

민감도(sensitivity)란 구배율(gradient)와 동일한 의미로 사용되며 목적 함수에 대한 설계 변수의 변화율을 뜻한다. 일반적인 최적 설계 과정은 크게 민감도 기반(sensitivity based)의 최적화 과정, 탈 민감도(sensitivity free) 기반의 최적화 과정으로 나눌 수 있다. 후자의 경우, 전역탐색기법으로 탐색된 최적점이 전역해일 확률이 높지만, 전자는 지역최적점에 머물 수 있는 가능성을 배제할 수 없다. 하지만 탈 민감도 기반의 최적화 설계는 수많은 목적함수 계산을 요구하기 때문에 CFD와 같은 고정확도(high-fidelity) 해석을 활용하기 어렵다.[16] 따라서 본 연구에서는 민감도 기반의 최적화 기법을 사용하여 민감도(구배율)를 미리 계산하고 방향 S 와 거리 α 를 구하여 Eq. (2)와 같이 설계변수 벡터 X 를 결정한다.

$$\vec{X}^{n+1} = \vec{X}^n + \alpha \vec{S} \quad (2)$$

민감도 예측은 유한차분법을 이용하였으며 구속 조건이 있는 최적화 기법인 수정유효방향 탐색 기법(Modified feasible directions)[13][17]을 사용하여 이동방향을 결정하였다. 특히 유한차분법을 이용한 민감도 예측은 차분 간격에 따라 부정확할 수 있으므로 선행 연구[18]를 참고하여 적절한 차분 간격을 부여하였다.

III. Application

본 연구에서 제안하는 다단 설계 프레임워크를 1kW급 전기추진 항공기용(Electric aerial vehicle) 프로펠러 설계에 적용하였다. 항공기의 순항동력은 400W이며 10.9N의 순항 추력을 요구한다. 이 항공기 시스템에 탑재되는 프로펠러는 Fig. 7과 같이 21인치의 직경을 갖는 접이식 프로펠러(Folding propeller)로 RASA 社에서 제작하였다. 초기 형상 프로펠러에 대해 KARI 저속풍동(LSWT)에서 풍동 실험이 수행되었으며 그 결과, 순항 추력은 2548rpm 회전수, 12.8m/s의 자유류 하에 66%의 최대 효율을 갖는 것으로 예측되었다. 이때의 동력 소모는 266W로 체계 요구 동력 소모인 400W 미만인 것으로 나타났다 [19].

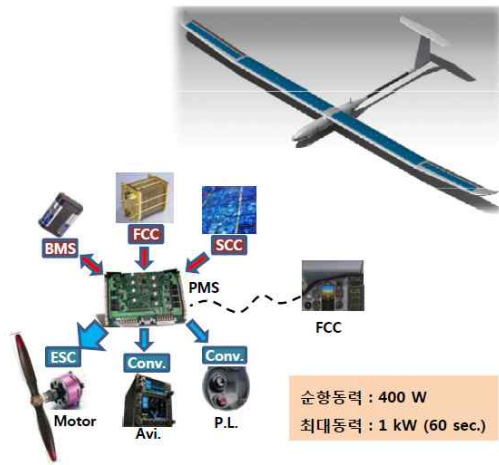


Fig. 6. EAV system details

Table 1. Specification of RASA 21" propeller

Propeller	RASA 21*15.5
Rotational Speed(rpm)	2548
Free stream velocity (m/s)	12.8
Radius(meter)	0.266
Tip Speed(m/s)	70.9757
Advance Ratio	0.5655

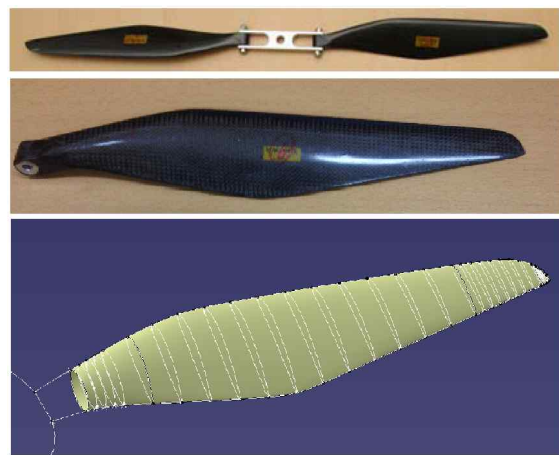


Fig. 7. Baseline Propeller

3.1 CFD Analysis at baseline propeller

설계에 앞서 합당한 설계 변수를 설정하고 유동 특성을 분석하기 위해 설계 초기 형상(baseline)인 RASA 21" 프로펠러에 대하여 CFD 계산을 수행하였다. 유동 해석을 위해 정렬 격자계 기반의 3차원 압축성 N-S 방정식 해석자인 KFLOW를 이용하였다. Roe's FDS[20]와 MUSCL[21]기법을 통해 공간으로 3차 정확도를

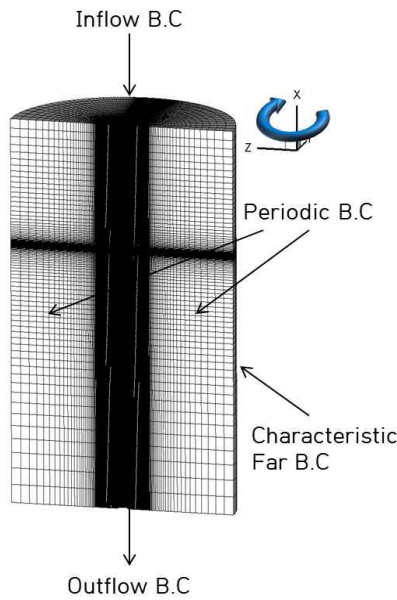


Fig. 8. Meshes around baseline propeller for periodic boundary condition

Table 2. Analysis results of baseline

2548rpm	Thrust (N)	Torque (Nm)	Efficiency
Experiment	11.527	0.8316	0.6590
KFLOW	10.8576	0.7182	0.7252

확보하였고 내재적 D-ADI[22]를 이용하여 가상 시간적분을 수행하였다. 또한 예조건화기법 (preconditioning)[23]을 적용하여 비압축성 유동 영역을 수렴성을 증진시켰다. 계산 효율 증대를 위해 주기적인 경계조건을 적용하였다. Fig. 8은 해석에 사용한 주기적인 경계 조건을 갖는 격자계이다. 격자계의 크기는 요소 개수로 약 950만 개이다. 초기 형상에 대한 해석 결과를 Table 2에 나타내었다. 2548rpm, 12.8m/s 에서 추력은 11.5N, 토크는 0.72Nm로 추력의 경우 실험값을 잘 예측했지만 토크는 약 14% 정도의 오차를 보였다. 이는 정상 상태 가정이 가지는 한계와 난류 모델의 불완전성에 의한 오차로 판단된다.

3.2 Sensitivity Study

플랜폼 설계 변수에 따른 민감도 분석을 위하여 Fig. 9 와 같이 총 13개 단면에서의 코드 길이와 비틀림 각, 그리고 로터 반경을 설계 변수로 설정하였다. 성능 평가는 BEMT 해석을 이용하였고, 2차원 N-S 방정식을 이용하여 총 20개 단면들의 공력 데이터베이스를 구축, 이용하였다.

각 설계 변수에 대하여 Δx 만큼 변화를 주고

추력 및 토크의 변화를 관찰하였다. Fig. 10에서 확인할 수 있듯, 설계 단면들의 코드 길이에 대한 민감도는 55-85% 반경 위치에서 가장 높은 것으로 나타났으며 토크보다는 추력 성능에 조금 더 민감한 것을 알 수 있었다. 비틀림 각에 대한

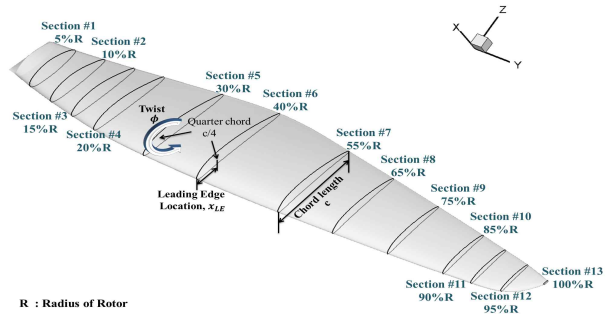


Fig. 9. Design variables for planform design

Table 3. Sensitivity Analysis results : Rotor radius

	For rotor radius
Thrust sensitivity	200.324
Torque sensitivity	14.206

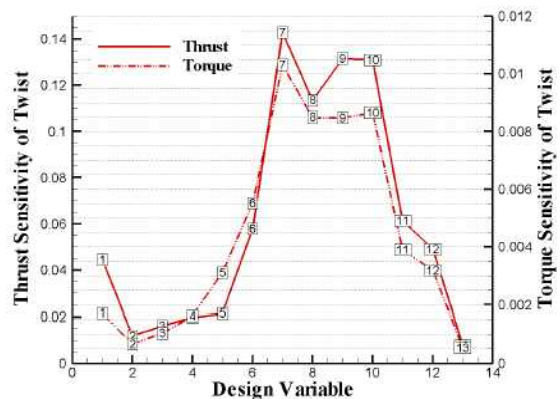
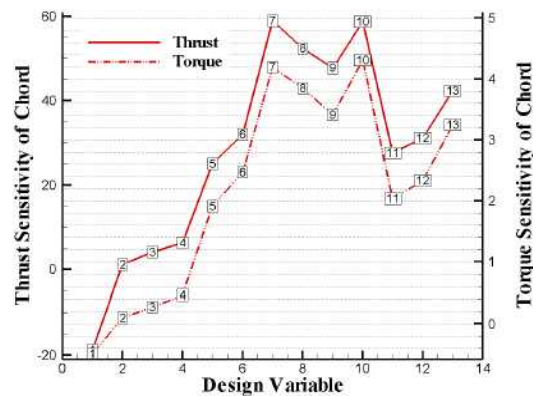


Fig. 10. Sensitivity analysis results : (Top) Chord length, (Bottom) Twist angle

민감도 역시 55-85% 위치에서 가장 높은 경향성을 보였다. 코드 길이의 경우와 다르게 끝단으로 갈수록 민감도가 작아지는 경향성도 보인다. 특히 코드 길이에 대한 민감도는 비틀림 각에 대한 민감도보다 매우 크게 관찰되는데, 코드 길이는 회전 면적과 프로펠러 투영면적의 비인 강성률 (solidity)에 관계하므로 그 값이 커질수록 디스크면 입/출구에서의 모멘텀 변화가 커지기 때문으로 판단된다. 로터의 반경 변수 역시 같은 연유로 토크, 추력에 대한 민감도가 Table 3과 같이 매우 큰 것으로 관찰된다.

3.3 Design Optimization

1절과 2절에서 설명한 바와 같이, 본 연구에서 제안하는 다단 설계 프레임워크는 초기 플랜폼 설계를 시작으로 단면 설계와 플랜폼 설계가 반복적으로 수행되는 구조를 가진다. 플랜폼 설계는 BEMT를 이용하기 때문에 주어진 공력 데이터베이스에서의 최적의 유동 조건을 탐색하는데 의미가 있다. 반면 단면 설계는 최적의 유동 조건하에서 다시 최적의 공력 성능을 얻을 수 있는 형상을 탐색하는 과정이다. 이 두 상이한 설계론을 반복함으로써, 최적의 성능을 갖는 프로펠러 단면과 그 단면의 성능을 최대로 끌어낼 유동 조건을 동시에 얻을 수 있다.

3.3.1 Initial Design : Planform

초기 플랜폼 설계를 위하여 Table 4와 같이 최적화 문제를 정의하였다. 설계 변수는 Fig. 9와 같이 코드 길이, 비틀림 각 각각 13개와 반경 1개로 총 27개이다. 구속 조건은 기존 형상의 추력 크기 하한을 설정하였다. 설계 변수들의 변화 범위는 각 변수의 20%로 설정하였다. 다만 코드 길이는 기존 형상의 코드 길이를 하한으로 설정하였는데, 이는 코드 길이가 추력과 토크에 대한 민감도가 매우 높고 코드 감소에 따른 토크 감소 효과를 배제하기 위함이다. 최적점 탐색을 위한 최적화 알고리즘으로는 유전 알고리즘[12]을 이용하였고 인구 수(number of population)는 64개체, 세대 수(number of generation)는 1,000세대로 설정하였다.

설계 결과, 플랜폼 변수 분포를 Fig. 11에 나타내었다. 코드 길이는 뿌리 부근이 조금 증가하였고 끝단으로 갈수록 설계 변수의 하한에 근접한 분포를 보였다. 비틀림 각은 뿌리 부근에서 가장 큰 변화를 보였고 끝단에서는 다소 감소된 경향성을 보였다. 한편 반경은 0.266m에서 0.261m로 소폭 감소되었다. 끝단에서의 받음각 감소 효과를 뿌리 쪽에서 보상하려 비틀림 각과 코드 길이를

Table 4. Optimization problem definition

Objective	Minimize Torque
Constraints	1. Lower limit of baseline thrust 2. Lower limit of baseline chord length
Design Variable	Chord length Twist angle Radius

Table 5. Initial stage design results

	Baseline	Optimized (1th)	Increment (%)
Thrust	10.9103	10.9131	0.03
Torque	0.7280	0.7176	-1.43
Efficiency	0.7189	0.7295	1.47

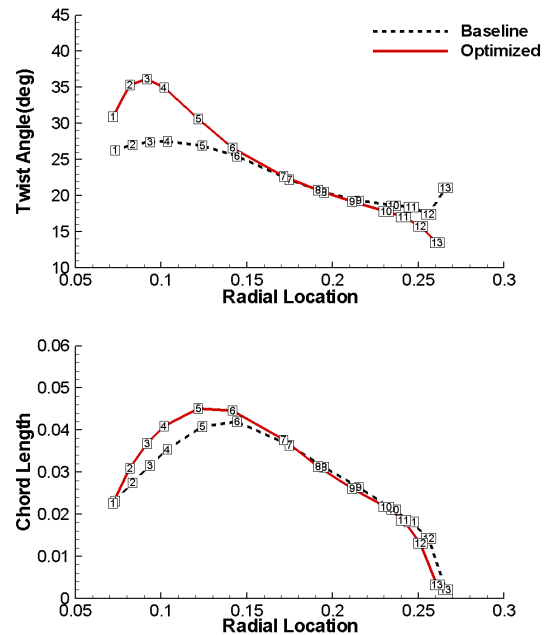


Fig. 11. Initial design results of Opt¹ prop. : planform variable distribution

를 증가시키고 토크 저감을 위해 다소 반경을 감소시킨 것으로 판단된다. 결과적으로 토크가 1.43% 저감되었고 추력은 구속 조건에서 설정한 대로 기존 형상의 추력을 유지하였다. 이 초기 플랜폼 설계 결과를 이하 Opt¹ 프로펠러로 명명하기로 한다.

3.3.2 Multi-level Design : Section & Planform

Opt¹ 프로펠러 설계 결과를 통해 2차원 단면 설계에 필요한 지역 유효 받음각을 Table 6과 같이 산출하였다. 단면 설계는 30%, 50%, 65%, 80% 반경 위치에서 진행한다.

각 단면 설계의 최적화 문제를 정의하면 Table

7과 같다. 목적 함수는 양항비의 최대화, 항력의 최소화이며 구속 조건으로는 면적, 최대 두께비를 설정하였다. 각 단면별로 설계 공간이 상이하기 때문에 목적 함수와 구속 조건을 다양하게 적용하여 유효한 최적안을 탐색하였다.

단면 설계 결과를 Fig. 12에 나타내었다. 전반적으로 두께비나 면적의 큰 변화 없이 캠버를 증가시키려는 경향성이 관찰되었다. 일반적으로 캠버 효과는 뒷전 부근의 흐름 회전류(turning rate)를 조절하기 때문에[25] 높은 캠버가 유도하는 회전류에 의해 양력이 증가된 것으로 판단된다. 특히 본 연구에서는 단면 후보안들 중 최적안을 선정하기 위해 탈 설계조건 해석을 수행하였다. 이는 BEMT 해석에서 예측한 유효받음각이 실제 유동장의 받음각과 오차가 있을 수 있기 때문이다.

단면 설계가 완료된 설계 형상들을 Opt¹ 프로펠러의 13개 설계 단면에 보간하여 Fig. 13과 같이 Opt² 프로펠러를 제작하고 BEMT를 통해 성능을 검증하였다. 검증 결과 Opt² 프로펠러는 Opt¹ 프로펠러에 비하여 토크 감소폭이 약 2배 이상 증가하였으며 이에 따라 효율도 2.67% 증가하였다. Opt² 프로펠러 단면의 데이터베이스를 재구축하고 최적 유동 조건을 탐색하기 위해 플랜폼 설계를 재차 수행하였다. 최적화 문제의 정의는 Table 4 와 동일하다. 편의상 재설계 결과를 Opt³ 프로펠러라 명명하기로 한다. Fig. 14 는

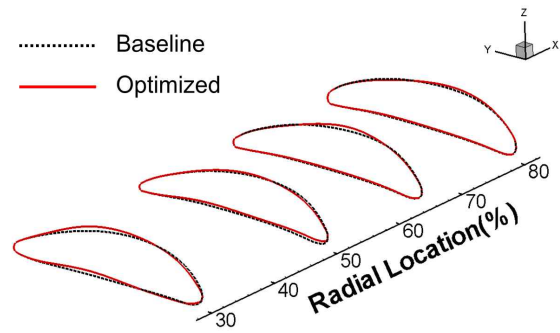


Fig. 12. Sectional design results

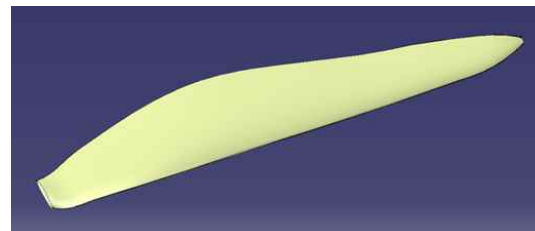


Fig. 13. CAD modeling of Opt² prop.

Table 9. Planform design results : Opt³ prop.

BEMT Prediction	Baseline	Optimized (3rd)	Increment (%)
Thrust	10.9103	10.9521	0.38
Torque	0.7280	0.6967	-4.30
Efficiency	0.7189	0.7541	4.89

Table 6. Local flow condition for 2D sectional design

r/R location	AoA (deg)	Reynolds Number	Mach Number
30%	1.3993	46953	0.0614
50%	5.4259	111015	0.1024
65%	4.0894	123395	0.1331
80%	3.9155	104825	0.1638

Table 7. Optimization problem definition

Objective	Maximize L/D or Minimize D
Constraints	1. Area 2. Maximum thickness
Design Variable	Hicks-Henne Bumps (10)

Table 8. Sectional design results : Opt² prop.

BEMT Prediction	Baseline	Optimized (2nd)	Increment (%)
Thrust	10.9103	10.7358	-1.60
Torque	0.7280	0.6977	-4.16
Efficiency	0.7189	0.7381	2.67

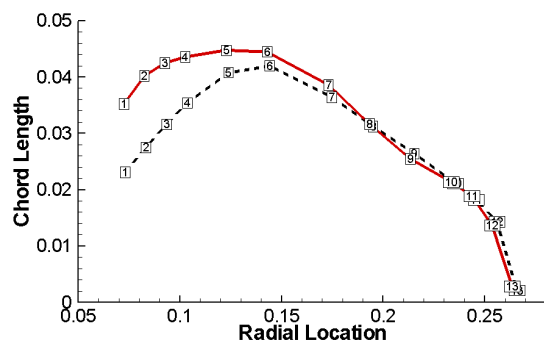
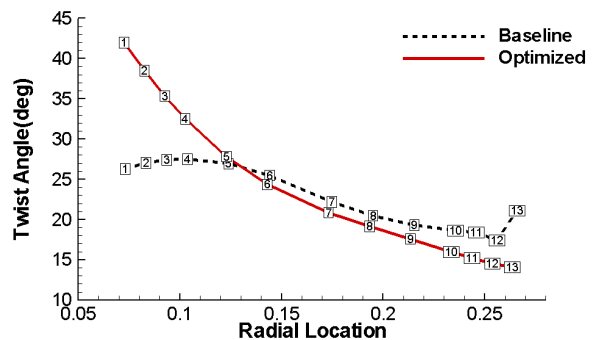


Fig. 14. Iterative design results of Opt³ prop. : planform distribution

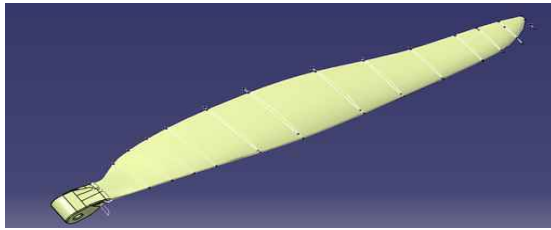


Fig. 15. CAD modeling of Opt³ prop.

Opt³ 프로펠러의 코드 길이 및 비틀림 각 분포를 보여준다. 특히 Opt³ 프로펠러는 Opt¹ 프로펠러에 비해 반경이 소폭 감소하였고 결과적으로 초기 형상인 RASA 프로펠러에 비해 약 0.8% 반경이 감소된 결과를 얻었다. 이와 더불어 설계 변수 변화의 경향성은 초기 플랫폼 설계와 유사하였으며 루트 부근의 코드 길이와 비틀림 각이 Opt¹ 프로펠러에 비해 더 증가되었음을 알 수 있다. 초기 형상 프로펠러에 비해 토크가 약 4% 저감되었으며, 효율이 약 5% 향상된 결과를 얻을 수 있었다.

3.4 Validation

3.4.1 Numerical analysis

BEMT는 2차원 공력 데이터베이스를 기반으로 하는 해석이기 때문에 인접한 단면들 사이에서 일어나는 유동 특성, 끝 단 효과 등 3차원적인 유동장을 고려할 수 없다.

따라서 설계안에 대하여 유효성을 검증하는 과정이 반드시 필요하다. 본 연구에서는 3차원 N-S 방정식 해석을 통해 초기 형상 프로펠러와 Opt³ 프로펠러의 성능을 조사하였다. 해석에 사용된 격자계는 3.1절에 언급한 주기적인 격자계이며 초기 형상 해석 격자계와 상사성을 유지하였다.

프로펠러의 전진비는 Eq. (3)과 같이 자유류의 속도 V_∞ 와 회전 속도 n 과 직경 D 의 곱인 회전 선속도의 비율이며 내리썩김 효과와 로터 반경 변화를 배제한다면 단면에 유입되는 유동의 받음각으로 해석 가능하다.

$$J = \frac{V_\infty}{nD} \tag{3}$$

만약 단면의 형상이 달라져 서로 다른 내리썩김 효과를 유도한다면 같은 전진비라 하더라도 단면의 유효 받음각이 달라질 수 있다. 따라서 초기 형상의 단면 형상이 설계 이후 변화했다면, 성능 개선도를 조사할 때 동일한 전진비 하에서의 비교하는 것이 타당하지 않을 수 있다. 또한 설계 과정에서 반경이 변화하였으므로 단면 설계

후 프로펠러의 성능 개선도는 고정된 설계 전진비가 아닌, 설계 전진비 근방에서 살피는 것이 합리적하다.

본 연구에서 목표로 하는 체계인 전기추진용 항공기 시스템은 이륙 조건에서 0.4의 전진비를, 순항 조건에서 0.55의 전진비를 가져 통상 0.4~0.6의 전진비 조건에서 운용 된다. Fig. 16과 Fig. 17은 2800rpm의 회전수 하에 초기형상 프로펠러와 Opt³ 프로펠러의 전진비별 추력, 토크, 효율 분포를 나타낸다. 이는 3.1절에서 초기 형상 프로펠러의 회전수인 2548rpm보다 약 200rpm 높은 영역으로 설계 전진비 근방에서의 운용 조건을 분석하기 위함이다. 시스템 운용 영역에서 토크는 저감되었으며 추력은 순항 조건을 만족하지만, 초기 형상에 비해 약간 못 미치는 것으로 나타났다. 특히 설계 조건이었던 0.55의 전진비 부근에서 CFD해석 결과, 추력은 11.75N으로 초

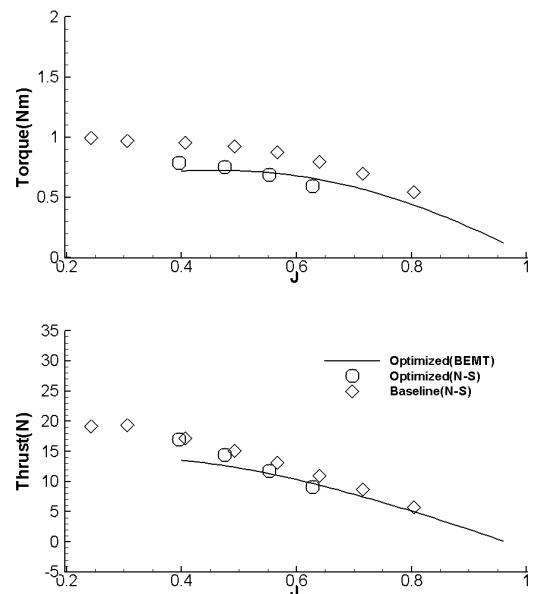


Fig. 16. Torque & Thrust variation with advance ratio (2800rpm)

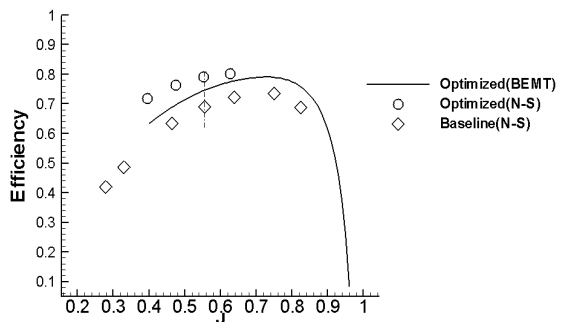


Fig. 17. Propeller efficiency variation with advance ratio (2800rpm)

기 형상의 N-S해석 결과인 13.17N 대비 약 10% 정도 낮은 결과를 보였는데 이는 BEMT 해석에서 예측하지 못했던 3차원 유동의 내리썩김 효과가 반영된 것으로 판단된다. 하지만 Opt³ 프로펠러의 효율은 Fig. 17에서 알 수 있듯 토크의 저감으로 인해 추력의 손실분이 보상되었으며 결과적으로 0.5 근방의 전진비 하에서 최대 7.8%의 효율 증가를 보이는 것으로 나타났다.

3.4.2 Experiment

초기 형상 프로펠러와 Opt³ 프로펠러에 대해 풍동 실험을 수행하였다. 풍동은 아음속 폐쇄형 풍동으로 충남대학교의 설비를 이용하였다. 실험 결과를 Fig. 18에 도시하였다. 먼저 초기 형상 프로펠러에 비해 Opt³ 프로펠러의 고 전진비 성능이 다소 저하된 것을 알 수 있다. 높은 전진비는

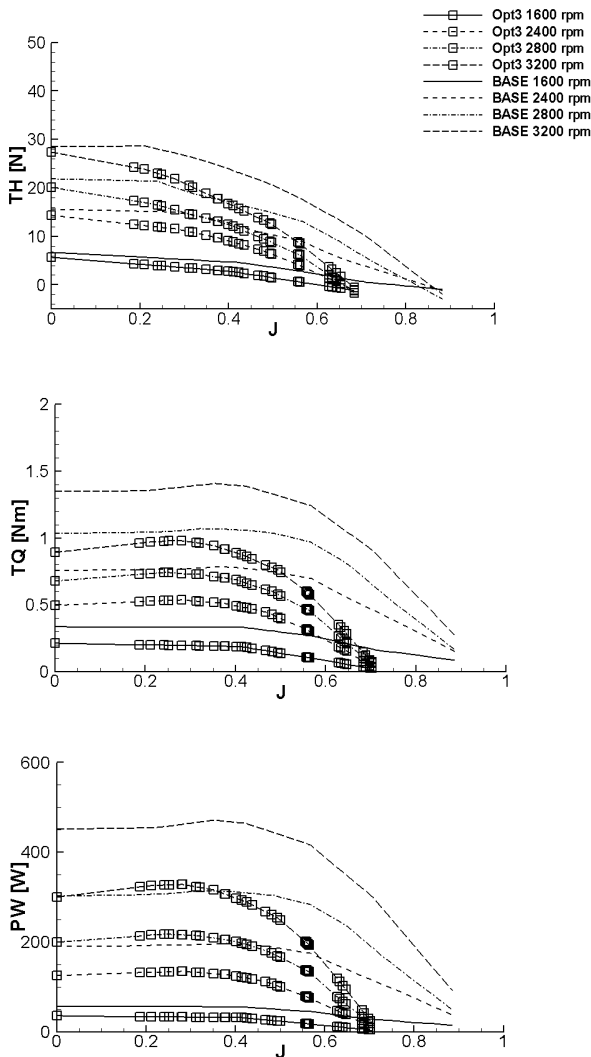


Fig. 18. Aerodynamic load and power consumption comparison of baseline and Opt³ prop.

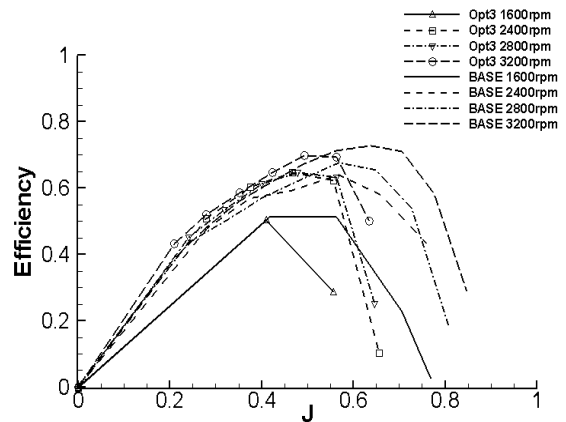


Fig. 19. Propeller efficiency curve of baseline and Opt³ prop.

프로펠러의 회전이 자유류에 비해 느린 유동 조건을 의미하므로 단면에서 유동 받음각이 작아지는 효과를 낸다. 따라서 Opt³ 프로펠러 단면의 저 받음각 성능이 좋지 않았음을 알 수 있다. 프로펠러의 회전이 상대적으로 고속인 저 전진비 영역에서는 성능의 증가가 보다 뚜렷하게 나타났지만 같은 회전수의 초기 형상 프로펠러에 비해 추력과 토크가 모두 낮은 것으로 나타났다. 한편 프로펠러의 운용은 같은 동력을 소모하는 가운데 순항 추력을 달성할 수 있는 전진비에서 이뤄진다. Opt³ 프로펠러는 토크 성능의 저감을 통해 동력 소모가 초기 형상 프로펠러에 비해 최대 50% 가까이 줄어든 것을 알 수 있다. 이러한 프로펠러 소모 동력의 여유분은 상대적으로 성능이 우수한, 저 전진비 영역에서 운용했을 때 효율 향상 가능성을 내재한다. 동력의 여유분을 약 400rpm 고속 회전으로 보상한다면 0.50 부근의 전진비에서 순항 추력인 10.9N을 상회하며 이때의 효율은 초기 형상 프로펠러 대비 약 0.612에서 0.641으로 약 5% 향상 되었다.

IV. 결 론

본 연구에서는 회전체의 플랜폼 설계와 단면 설계를 효율적으로 수행할 수 있는 다단 설계 프레임워크를 개발하였다. 특히 고정확도 기반의 다단 설계 기법에 비해 컴퓨팅 자원의 소모가 적고 빠르기 때문에 그 활용도가 높다. 플랜폼의 최적 설계를 위해 2차원 N-S 해석 데이터 기반의 BEMT를 적용한다. 이후 보다 더 높은 성능 향상을 얻기 위해, 설계된 플랜폼을 기반으로 단면 유동 조건을 산출하여 2차원 N-S 해석자를 이용, 단면의 공력 최적 설계를 수행한다. 이 두

설계 기법을 반복적으로 수행하여 프로펠러의 플랜폼 변수를 최적화하여 각 단면의 유동을 최적화하는 동시에 정해진 유동장에서의 형상을 최적화할 수 있기 때문에 높은 성능 증가를 얻을 수 있다. 개발된 프레임워크는 전기추진 비행체용 프로펠러의 최적 설계에 적용되어 프로펠러 효율 기준으로 약 5% 증가시켰다.

본 연구의 다단 설계 프레임워크는 고정확도 기반의 다단 설계 기법에 비해 컴퓨팅 자원의 소모가 적고 빠르기 때문에 실제 연구뿐만 아니라 산업체 등에서도 다양하게 활용될 수 있을 것으로 기대된다. 향후 최적 설계 결과에서 효과적으로 추력을 구속시키는 방안 및 보다 강건한 최적해를 얻기 위한 방법론 등에 대해 연구를 지속할 것이다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원의 “MDO기법을 활용한 고효율 장기 체공형 프로펠러 설계 기술 개발” 위탁 연구 과제의 지원 및 2012년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단 첨단사이언스·교육허브개발사업의 지원을 받아 수행된 연구입니다. (No.20110020565) 관련 기관의 도움에 감사드립니다.

References

- 1) J. S. Cho, S. C. Lee, 2012, "A new evolutionary algorithm for aerodynamic design optimization of axis wind turbine," *J. of Computers & Fluids*, Vol.27, No. 2, pp147-152.
- 2) Xudong, W., Shen, W. Z., Zhu, W. J., Sorensen, J. N., and Jin, C., 2009, "Shape Optimization of Wind Turbine Blades", *Wind Energy*, Vol.12, pp. 781-803.
- 3) Samad. A., Kim. K., Goel. T., Haftka. R.T., and Shyy. W., "Multiple Surrogate Modeling for Axial Compressor Blade Shape Optimization", *Journal of Propulsion and Power*, Vol.24, No.2, 2008, pp.302-310.
- 4) Hyung-II, Kwon., 2011, "Aerodynamic Sectional Design Optimization for Wind Turbine Rotor Blades by a Numerical Optimization Technique", M. S. Thesis, KAIST.
- 5) Choi, S., Potsdam, M., Lee, K., Iaccarino, G., and Alonso, J. J., 2008, "Helicopter Rotor Design Using a Time-Spectral and Adjoint-Based Method", *AIAA Paper 2008-5810*.
- 6) Yim, Jinwoo, Lee, Byungjoon and Kim, Chongam, 2008, "Multi-Stage Aerodynamic Design of Multi-Body Geometries by Kriging-Based models and Adjoint Variable Approach," 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Honolulu, Hawaii.
- 7) Rwigema, M. K., 2010, "Propeller blade element momentum theory with vortex wake deflection," 27th International congress of the aeronautical sciences.
- 8) Hicks R. M. and Henne, P. A., 1978, "Wing Design by Numerical Optimization," *Journal of Aircraft*, Vol.15, No.7, pp.407-412.
- 9) L. Dubuc, F. Cantariti, M. Woodgate, B. Gribben, K.J. Badcock, and B.E. Richard, 2000, "A grid deformation technique for unsteady flow computations," *International Journal for numerical methods in fluid*, Vol.32, pp.285-311.
- 10) R. W. Prouty, 1985, *Helicopter Aerodynamics*, Phillips Pub. Co..
- 11) Kim, J.-H., Yi, J., Ko, S.-H., Ahn, J. W., Kim, C., Kim, Y., and Cho, K. W., 2008, "e-AIRS: Construction of an aerodynamic integrated research system on the e-science infrastructure," *J. KSAS*, Vol. 36, No. 5, pp. 438-447.
- 12) <http://iitk.ac.in/kangal/index/shtml>
- 13) Hyung-II Kwon and Seongim Choi, 2012, "Development of e-Science based aerodynamic design optimization framework for an airfoil," 2012 Spring KSCFE Conference, pp. 612-619.
- 14) S. S. Kim, Chongam Kim, O. H. Rho, and S. K. Hong, 2003, "Cures for the shock instability : Development of a shock-stable Roe scheme," *Journal of Computational Physics*, Volume 185, Issue 2, pp.342-374
- 15) Menter, F. R., 1994, "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," *AIAA J.*, Vol. 32, No. 8, pp.1598-1605.
- 16) Dominique Thevenin, Gabor Janiga, 2008, *Optimization and Computational Fluid Dynamics*, Springer.
- 17) Jan A. Snyman, 1997, *Practical Mathematical Optimization : An Introduction to Basic Optimization Theory and Classical and*

New Gradient-Based Algorithms, Springer.

18) Hak-Jin Lee, Min-Seok Ryu, Hyung-Il, Kwon, and Seongim Choi, 2012, "A study for aerodynamic design optimization of airfoil using e-science based aerodynamic design optimization framework," 2012 Spring KSCFE Conference, pp. 628-637.

19) Poomin Park, Ohsik Hwang, Youngmun Kim, Chuntaek Kim, and Kijung Kwon, 2011, "Wind Tunnel Test on Propellers for Middle Size Electric Propulsion UAV," 2011 KSPE Fall Conference, Vol.1, pp.1~3.

20) P. L. Roe, 1981, "Approximate Riemann solvers, parameter vectors and difference schemes," Journal of Computational Physics, Vol.43, pp. 357-372.

21) Kurganov, Alexander and Doron Levy, 2000, "A Third-Order Semidiscrete Central Scheme for Conservation Laws and Convection-Diffusion Equations," SIAM J. Sci. Comput., 22, 1461 - 1488

22) Chang, M. J.; Chow, L. C.; Chang, W. S. ,1991, "Improved alternating-direction implicit method for solving transient three-dimensional heat diffusion problems," Numerical Heat Transfer, Part B: Fundamentals 19 (1): pp.69 -

84.

23) Jae-Eun, Lee., 2005, "A Study of Convergence Enhancement using Preconditioning Methods in Compressible Low Speed Flows", M.S.Thesis, KAIST.

24) <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/shape.html>

25) Kang-Kyu Jin, 2004, Genetic algorithm and theory application, KyoWoo.

26) Ashok D. Belegundu and Tirupathi R. Chandrupatla, 2005, Optimization Concepts and Applications in Engineering 3th Ed., Pearson Education.

27) Jan A. Snyman, 1997, Practical Mathematical Optimization : An Introduction to Basic Optimization Theory and Classical and New Gradient-Based Algorithms, Springer.

28) G. N. Vanderplaats and S.R. Hansen,1989, DOT User's Manual, VMA Engineering.

29) Kim, J-H, Yi, J., Ko, S-H, Ahn, J. W., Kim, C., Kim, Y. and Cho, K. W., 2008, "e-AIRS : Construction of an Aerodynamic Integrated Research System on the e-Science Infrastructure," J. KSAS, Vol. 36, No. 5, pp. 438~447