

## 유전 알고리즘과 인공 신경망 기법을 이용한 무인항공기 로터 블레이드 공력 최적설계

이 학 민,<sup>1</sup> 유 재 관,<sup>2</sup> 안 상 준,<sup>1</sup> 권 오 준<sup>\*1</sup>

<sup>1</sup>한국과학기술원 항공우주공학과

<sup>2</sup>LIG 넥스원

### AERODYNAMIC DESIGN OPTIMIZATION OF UAV ROTOR BLADES USING A GENETIC ALGORITHM AND ARTIFICIAL NEURAL NETWORKS

H.M. Lee,<sup>1</sup> J.K. Ryu,<sup>2</sup> S.J. Ahn<sup>1</sup> and O.J. Kwon<sup>\*1</sup>

<sup>1</sup>Dept. of Aerospace Engineering, KAIST.

<sup>2</sup>LIG Nex1

*In the present study, an aerodynamic design optimization of UAV rotor blades was conducted using a genetic algorithm(GA) coupled with computational fluid dynamics(CFD). To reduce computational cost in making databases, a function approximation was applied using artificial neural networks(ANN) based on a radial basis function network. Three dimensional Reynolds-Averaged Navier-Stokes(RANS) solver was used to solve the flow around UAV rotor blades. Design directions were specified to maximize thrust coefficient maintaining torque coefficient and minimize torque coefficient maintaining thrust coefficient. Design variables such as twist angle, thickness and chord length were adopted to perform a planform optimization. As a result of an optimization regarding to maximizing thrust coefficient, thrust coefficient was increased about 4.5% than base configuration. In case of an optimization minimizing torque coefficient, torque coefficient was decreased about 7.4% comparing with base configuration.*

**Key Words :** 유전 알고리즘(GA), 인공 신경망(ANN), 전산유체역학(CFD), 최적설계(OPTIMIZATION)

### 1. 서 론

최근 무인항공기에 대한 기술의 발전과 수요 증대로 인하여 다양한 형태의 고성능 무인항공기가 개발되고 있다. 초창기에 무인항공기는 주로 군사적 목적으로 위험지역의 감시, 정찰 등에 활용되어졌으나, 최근에는 물자수송, 인명구조, 농업용 등 공공 및 상업용으로 그 쓰임새가 확산되고 있는 추세이다. 무인항공기는 형태나 크기, 고도, 성능, 기능별로 다양하며, 틸트로터, 터보프롭엔진 등 다양한 추력원을 이용하여 운용된다. 무인항공기의 한 종류인 멀티로터 무인기는 다

수의 로터로 부터 추력을 발생시켜 비행하며 수직이착륙이 가능하기 때문에 비교적 좁은 지역에서도 활동이 용이하다. 이러한 무인기는 무인으로 운용되므로 군사적 위험지역의 감시, 정찰 및 재난 지역의 조사 등을 인적 손실에 대한 우려 없이 수행할 있다는 큰 장점이 있어 최근 관련된 연구들[1-3]이 다양하게 진행되고 있다. 한정된 동력원으로 운용되는 멀티로터 무인기에서 추력을 발생시키는 로터의 효율을 향상시키게 되면 멀티로터 무인기의 운용 시간 및 유효하중을 증가시킬 수 있다. 따라서 설계 단계에서 고성능의 로터를 설계하거나 이미 설계된 로터의 성능을 개선하는 것이 매우 중요하다. 로터에 대한 최적설계 연구는 국내외에서 활발히 진행되어 왔다. ONERA사에서는 제자리 비행 상태의 헬리콥터 로터에 관해 공력성능 향상을 위한 최적화 연구를 수행하였고[4], Wind turbine rotor의 성능향상을 위한 최적화 방법도 연구되었다[5]. 뿐만 아니라 국내에서는 Adjoint 민감도 방법을 이용

Received: June 9, 2014, Revised: July 10, 2014,

Accepted: July 11, 2014.

\* Corresponding author, E-mail: ojkwon@kaist.ac.kr

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/ksce.2014.19.3.029>

© KSCFE 2014

한 제자리 비행 시 공력성능 향상을 위한 최적설계 연구가 이루어졌으며[6], 유전 알고리즘을 이용한 로터 블레이드의 단면 최적설계에 대한 방법도 연구되었다[7].

본 연구에서는 제자리 비행 시 기존의 멀티로터 무인기에 서 사용되는 로터의 성능을 높여 운용 시간이나 유효하중을 증가시킬 수 있도록 로터의 최적설계를 수행하였다. 로터 주위의 유동을 해석하기 위해 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics) 기법을 이용하였으며, 유동해석 시 소요되는 시간을 줄이기 위해 메타함수(Meta Function)를 도입하였다. 다양한 메타함수 중에서 방대한 데이터베이스에서도 우수한 성능을 갖는 인공신경망(Artificial Neural Networks) 기법[13,14]을 이용하였으며, 최적점 탐색 방법으로는 비교적 간단한 알고리즘으로 전역 최적점을 찾을 수 있는 것으로 알려진 유전 알고리즘(Genetic Algorithm) 기법[11]을 이용하여 최적설계를 수행하였다. 로터 블레이드의 최적설계를 위하여 설계변수로는 로터의 코드길이, 최대두께, 비틀림 각을 사용하였다. 제자리 비행 시 멀티로터 무인기의 유효하중을 증가시킬 수 있도록 기존의 토크계수는 일정하게 유지하면서 추력계수를 증가시키는 방법과 운용시간을 증가시키기 위해 기존의 추력계수는 일정하게 유지하면서 토크계수를 감소시키는 방법을 이용하여 최적설계를 수행하였다.

## 2. 유동지배 방정식 및 수치해석 기법

멀티로터 무인항공기 주변 유동을 해석하기 위한 3차원 압축성 유동을 지배하는 Reynolds-Averaged Navier-Stokes(RANS) 방정식을 적분형태로 표현하면 아래와 같다.

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t} \int_v Q dV + \oint_{\partial v} F(Q) \cdot \vec{n} dS \\ & = \oint_{\partial v} G(Q) \cdot \vec{n} dS + \oint_{\partial v} S(Q) dV \\ & Q = [\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho w \quad e_0]^T \end{aligned} \quad (1)$$

$$F(Q) \cdot \vec{n} = ((\vec{V} - \vec{V}_g) \cdot \vec{n}) \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho h_0 \end{pmatrix} + p \begin{pmatrix} 0 \\ n_x \\ n_y \\ n_z \\ 0 \end{pmatrix}$$

여기서  $V$ 는 제어체적을 나타내고,  $\partial v$ 는 제어표면,  $\vec{n}$ 은 제어 표면의 바깥 방향으로의 법선 벡터,  $\vec{V}_g$ 는 격자속도를 나타낸다. 식 (1)은 비정렬 격자계에서 사용하기 위해 격자점 중심의 유한 체적법으로 이산화 하였다. 비점성 플럭스는 공간에 대한 이차 정확도의 Roe[8]의 Flux-Difference Splitting(FDS)]를

사용하여 계산하였고, 점성 플럭스는 중심차분법을 사용하여 계산하였다. 시간적분을 위해 Gauss-Seidel 내제적 시간적분법을 이용하였다. 유동장의 난류 점성계수는 Spalart-Allmaras의 1-방정식 난류모형[9]을 사용하여 계산하였다. 공간에 대한 2차 정확도의 계산에서 수치 불안정성을 해소하기 위해 Venkatakrishnan[10]의 Limiter를 사용하였다.

## 3. 최적설계 기법

### 3.1 유전 알고리즘

유전 알고리즘[11]은 열성인자는 도태되고 우성인자만이 살아남는다는 자연계의 진화이론에 기본을 두고 있는 전역 최적화 기법이다. 이 기법은 풀고자 하는 문제에 대해 이미 알고 있는 일정 수의 해들을 정해진 형태의 자료구조로 표현한 후에 이들을 선택(Selection), 교배(Crossover), 변이(Mutation) 등의 과정을 통하여 점차적으로 더 좋은 해들을 얻을 수 있는 개체들을 만들어 낸다. 유전 알고리즘 방법에는 2진법 기반의 방법과 실수 표현방법이 있다[12]. 2진법 기반의 하는 유전 알고리즘의 경우, 전통적으로 많이 사용되었으나 다차원, 고 정확도의 수치해석 문제에 적용 시 어려움이 있다. 또한 설계변수의 실수 크기가 큰 경우, 스트링 구성에 있어 매우 큰 스트링을 구성하므로 컴퓨팅 리소스의 문제 혹은 최적화 도축을 위한 반복 계산 횟수가 증가하는 단점이 있다. 이에 비해 실수 표현 방법의 유전 알고리즘의 경우, 실수 한 개로 한 개의 유전자를 표현함으로써 수의 크기 개념을 연산에 고려할 수 있는 장점이 있다. 따라서 본 연구진은 실수 표현 방법의 유전 알고리즘 방법을 이용하였다.

선택 연산에서는 각 개체들의 적합도에 비례하는 공간을 배정한 가상의 룰렛휠을 구성한 후 난수를 발생시켜 적합도가 높은 개체의 선택확률을 높게 하는 룰렛 휠 방법[11]을 사용하였다. 선택된 두해의 특징을 부분적으로 결합하여 새로운 해를 만들어 내는 교차 연산에서는 식 (2)와 같이 임의의 k번째 유전자들을 산술적으로 평균하여 새로운 해의 해당위치로 배정하는 산술적 교차 방법[12]을 사용하였다.

$$\begin{aligned} \vec{x} &= \langle x_1, \dots, ay_k + (1-a)x_k, \dots, x_n \rangle \\ \vec{y} &= \langle y_1, \dots, ax_k + (1-a)y_k, \dots, y_n \rangle \end{aligned} \quad (2)$$

$$\Delta(t, y) = y \cdot (1 - r^{(1 - \frac{t}{T})^b})$$

변이 연산은 부모해에 없는 속성을 도입하여 탐색 공간을 확장하고자 하는 목적으로 수행되는 연산으로써 약간의 확률로 변이 연산을 수행함으로써 전체 세대가 함께 지역 최적해에 빠저드는 경우를 방지할 수 있다. 본 연구에서는 유전 알

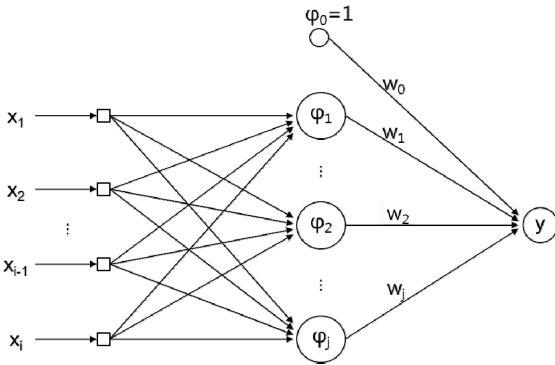


Fig. 1 Radial basis function network structure

고리즘의 진행에 따라 변이의 강도가 점점 줄어드는 비균등 변이 연산 기법[11]을 사용하였다. 한 염색체의  $k$ 번째 유전자  $v_k$ 에 대한 비균등 변이는 0과 1사이의 난수  $r$ 을 발생시킨 후 식 (3)을 이용하여 수행할 수 있다.

$$v'_k = \begin{cases} v_k + \Delta(t, UB_k - v_k), & \text{if } r < 0.5 \\ v_k - \Delta(t, v_k - LB_k), & \text{if } 0.5 \leq r < 1.0 \end{cases} \quad (3)$$

$$\Delta(t, y) = y \cdot \left(1 - r^{(1 - \frac{t}{T})^b}\right)$$

여기서  $UB_k$ 와  $LB_k$ 는 각각 유전자  $v_k$ 가 가질 수 있는 상한 값과 하한 값이다.  $t$ 는 현재 단계의 반복계산 회수이고,  $T$ 는 최대 반복계산 회수이다.  $b$ 는 비균등 변이 계수이며, 반복 계산 진행에 따른 변이의 강도 변화율을 조절하기 위해 사용된다. 본 연구에서는 비균등 변이 계수  $b$ 의 값으로 6.0을 사용하였다.

교차 및 변이 연산을 통해 생성된 새로운 염색체들을 해집단에 추가하고 기존 해집단에서 염색체를 제외시키는 연산을 대체라 한다. 본 연구에서는 해집단의 다양성을 합리적으로 유지하는 세대형 유전 알고리즘 방법[11]을 사용하였고, 수렴성의 증진을 위해 해집단에서 가장 우수한 해는 대체되어 없 어지지 않도록 하는 엘리티즘(Elitism)[12]을 적용하였다.

### 3.2 인공 신경망

전산유체역학 해석 시 소요되는 시간을 절감하기 위하여 메타함수를 도입하였으며, 다양한 메타함수 중에서 방대한 데이터베이스에서도 우수한 성능을 갖는 것으로 알려진 인공 신경망[13]을 사용하였다. 인공 신경망은 인간의 두뇌와 신경 세포들 간의 신호전달 체계를 모방한 정보처리 방법으로써 패턴인식, 광학, 문자인식, 음성분석, 로봇공학, 함수 근사화

등 다양한 분야에서 이용되고 있다. 본 연구에서는 인공 신경망 이론 중에서 함수 근사화에 우수한 성능을 갖는 것으로 알려진 방사형 기저 함수 네트워크(Radial Basis Function Network)[14]를 사용하였다. 방사형 기저함수 네트워크 구조는 Fig. 1에 나타낸 바와 같이 입력층(Input Layer), 출력층(Output Layer) 및 1개의 은닉층(Hidden Layer)로 구성된다. 이 네트워크에서 출력 값들은 입력 값들에 대한 방사형 기저함수들의 선형결합을 통해 산출되며, 식 (4)와 같이 나타낼 수 있다.

$$y = f(\vec{X}) = \sum_{j=0}^{n_0} w_j \phi_j \quad (4)$$

여기서,  $y$ 와  $\vec{X}$ 는 각각 출력과 입력 벡터를 나타내며,  $w_j$ 는 가중치를 나타낸다. 방사형 기저함수,  $\phi_j$ 는 가우시안 함수(Gaussian Function)이 많이 사용되며 식 (5)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\phi_j = G(\|\vec{X} - \vec{\mu}\|) = \exp\left(-\frac{1}{2}(\vec{X} - \vec{\mu})^T \mathbf{K}^{-1}(\vec{X} - \vec{\mu})\right) \quad (5)$$

여기서,  $\vec{\mu}$ 는 은닉층의  $j$ 번째 뉴런의 가우시안 함수의 중심벡터이고,  $\mathbf{K}^{-1}$ 는 공분산 행렬을 나타낸다. 이미 알고 있는 입력과 출력에 대한 데이터베이스를 최대한 만족하는 가중치,  $w_j$ 와 중심벡터,  $\vec{\mu}$ , 및 공분산,  $\mathbf{K}^{-1}$ 를 산출하는 것이 신경망 모델의 궁극적인 목적이며, 이는 학습(Learning)과정을 통하여 이루어진다. 본 연구에서는 학습의 방법으로써 최급하강법(Steepest Descent Method)를 사용하였다. 본 연구의 최적설계에서는 설계변수의 개수가 입력 벡터의 차원이며 1개의 구속 조건과 1개의 목적함수가 출력이다. 인공신경망의 가중치, 중심벡터 및 공분산 산출을 위한 학습은 총 200,000번의 회수로 학습을 수행하였으며, 이때 3.20GHz CPU를 사용하여 약 30분의 학습시간이 소요된다.

## 4. 결과 및 고찰

### 4.1 유동해석코드의 검증

본 연구에서 앞서 실험치가 공개되어 있는 Caradonna and Tung[15]의 Rotor를 이용하여 유동해석코드의 검증을 수행하였다. 유동해석 조건은 제자리 비행 시 로터 블레이드의 끝단 마하수가 0.439이고  $Re$ 가  $1.92 \times 10^6$ 이다. Fig. 2에서는 계산을 통해 예측된 로터 블레이드의 표면 압력계수를 실험치와

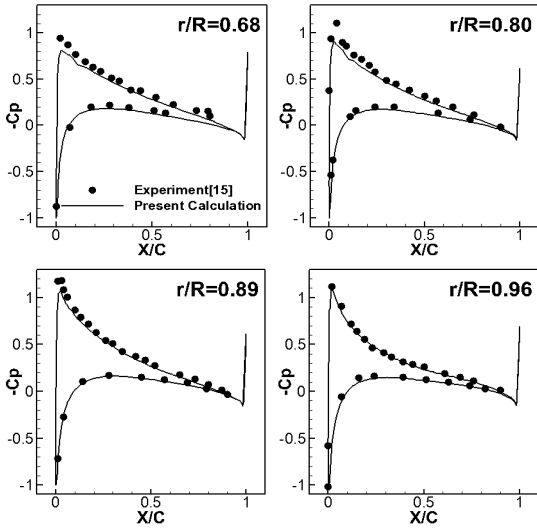


Fig. 2 Pressure Coefficient on Caradonna Tung rotor blade

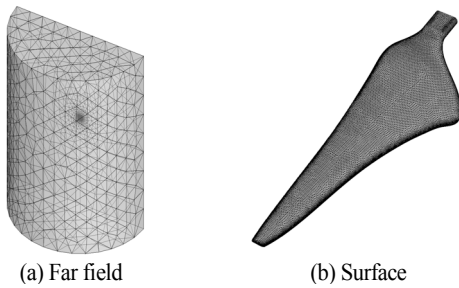


Fig. 3 Computational mesh for an UAV rotor blade

비교하여 나타내었다. 실험치와 압력분포가 매우 잘 일치하고 있으며, 본 연구에서 사용하고 있는 유동해석 코드가 로터 블레이드의 성능을 정확하게 예측함을 확인할 수 있다. 로터 끝단에서 관찰되는 Pick은 본 연구에서 사용하고 있는 격자점 중심의 유한 체적법에서 발생하는 수치적인 Error이며, 한 점에서 발생하는 Error이기 때문에 로터 표면의 압력 적분을 통해 산출되는 추력과 토크에는 크게 영향을 미치지 않는다.

**4.2 형상 정보 및 유동 조건**

본 연구에서 사용된 형상은 멀티로터 무인기에 사용되는 로터이며 최적설계에 사용된 비정렬 혼합 격자계는 Fig. 3와 같다. 제자리 비행 유동해석에 사용된 격자점은 약 140만개이며, 로터의 Span은 0.2 m, Aspect ratio는 11.72 이다. 멀티로터 무인기가 운용되는 6000RPM의 조건에 대하여 최적설계를 수행하였으며, 이때의 유동해석 조건은 로터 블레이드의 끝단 마하수가 0.406이고 Re는  $1.78 \times 10^5$  이다.

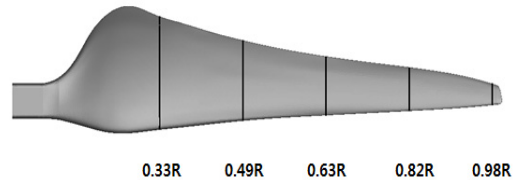


Fig. 4 Reference sections

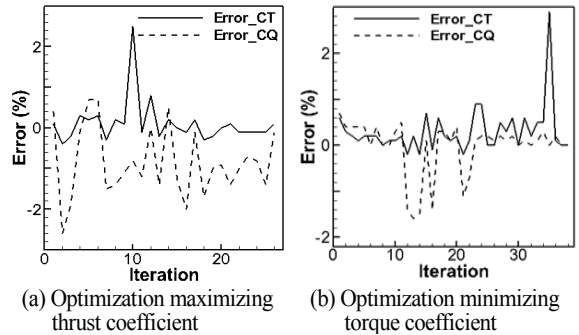
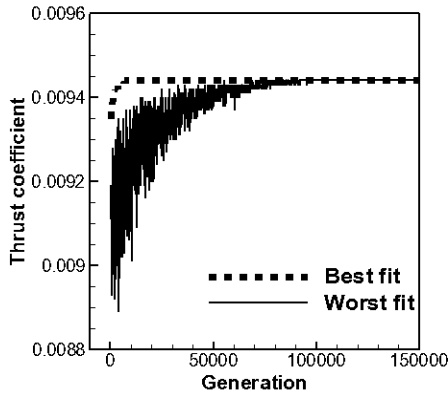


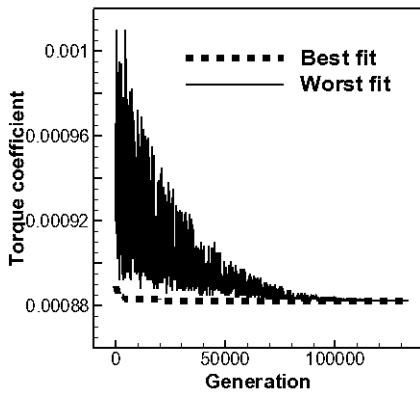
Fig. 5 Error between CFD and ANN

**4.3 형상 최적설계 방법**

본 연구에서는 두 가지 조건에 대해 최적설계를 수행하였다. 기존의 토크계수는 일정하게 유지하고, 추력계수를 최대화하는 방법과 기존의 추력계수를 일정하게 유지하고, 토크계수를 최소화하는 방법을 이용하였다. Fig. 4에서 볼 수 있듯이 5개의 단면에 대해 비틀림 각, 두께, 코드 길이의 설계변수를 정해진 범위 내에서 임의로 변화시킨 후 새로운 로터 형상을 도출하였다. 도출된 로터 형상에 대한 격자는 초기형상에 대해 생성된 계산 격자를 스프링 상사기법을 이용하여 변형하여 생성하였다. 도출된 로터 형상들에 대한 격자들을 이용하여 유동해석을 수행하였고, 이를 통해 예측된 추력 및 토크계수들에 대한 데이터베이스를 구축하였다. 구축된 성능 데이터베이스에 대해 인공 신경망을 이용하여 설계 변수와 성능 계수들 간의 관계식을 산출하였고, 산출된 관계식에 대하여 유전 알고리즘을 이용하여 최적점을 탐색하였다. 탐색된 최적형상에 대하여 유동해석을 수행하여 인공 신경망 모델을 통해 예측된 성능을 검증하였다. 두 성능 데이터의 오차가 1% 이상일 경우, 유동해석 결과를 데이터베이스에 추가하여 위의 과정을 반복하였다. Fig. 5에서 볼 수 있듯이 첫 번째 Iteration에서 두 성능데이터의 오차가 1% 이하인 것을 확인할 수 있었으며, Iteration을 추가로 실행하여 추력계수를 최대화하는 최적설계의 경우, 26번째의 Iteration에서 설계를 종료하였으며, 토크계수를 최소화하는 최적설계의 경우, 38번째의 Iteration에서 설계를 종료하였다.



(a) Optimization maximizing thrust coefficient



(b) Optimization minimizing torque coefficient

Fig. 6 Objective value in accordance with generations

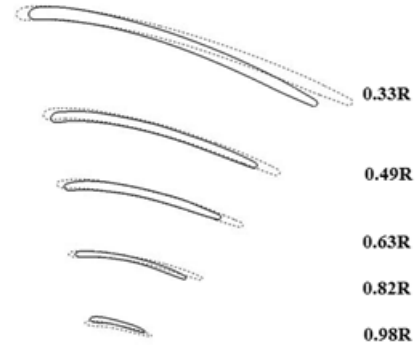
4.4 최적설계 결과

최적설계를 위하여 설계 변수들을 일정 범위 내에서 임의로 변화시켜 다양한 형상의 로터 블레이드를 생성하였고 이에 대한 유동해석을 통해 데이터베이스를 구축하였다. 이때 데이터베이스의 개수는 750개를 사용하였다. 각 설계 변수의 최소 및 최대값을 Table 1에 나타내었다. 로터의 끝단 쪽에 가까운 0.63R, 0.82R, 0.98R 지점에서는 코드길이 변화량을 초기형상에 대한 코드길이의 15%로 설정하였다.

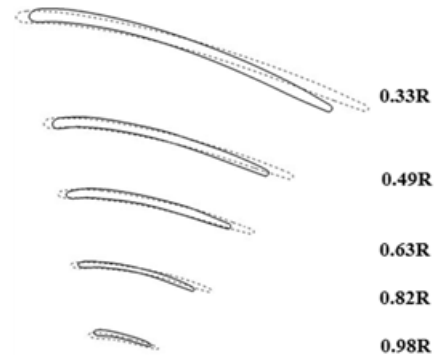
Fig. 6는 세대에 따른 목적값을 나타낸 그래프이다. 총 500 인구를 이용하였으며, Best fit과 Worst fit의 차가  $10^{-8}$ 보다 작을 경우, 유전 알고리즘을 종료하였다. 추력계수를 최대화

Table 1 Design variables

Design Variables	Minimum	Maximum
Twist Angle	-10%	10%
Thickness	-10%	10%
Chord Length	-10%	10%(2)
		15%(3)



(a) Optimized shape maximizing thrust coefficient



(b) Optimized shape minimizing torque coefficient

----- Optimized sections    — Initial sections

Fig. 7 Initial and optimized sections

하는 최적설계의 경우, 152000 세대를 지난 후 유전 알고리즘을 통해 목적값인 추력계수를 찾는 것을 확인할 수 있다. 토크계수를 최소화하는 최적설계의 경우, 133500 세대가 지난 후 목적 값인 토크계수를 찾는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 7에는 각 Reference section에서의 초기형상과 최적 형상을 비교하였다. 추력계수를 최대화하는 Fig. 7(a) 형상의 경우, 초기형상에 비해 모든 Reference section에서 코드길이가 증가하였다. 두께의 경우 0.33R, 0.49R, 0.63R 지점에서 두께가 초기형상에 비해 늘어났으며, 0.82R, 0.98R 지점에서 감소하였다. 비틀림 각의 경우 0.49R, 0.63R, 0.98R 지점에서 비틀림 각이 증가하였으며, 0.33R, 0.82R 지점에서 감소하였다. 토크계수를 최소화하는 Fig. 7(b) 형상의 경우도 초기형상에 비해 Reference section에서의 코드길이가 증가하였다. 두께와 비틀림 각의 경우 5개의 Reference section에서 초기형상에 비해 감소하였다.

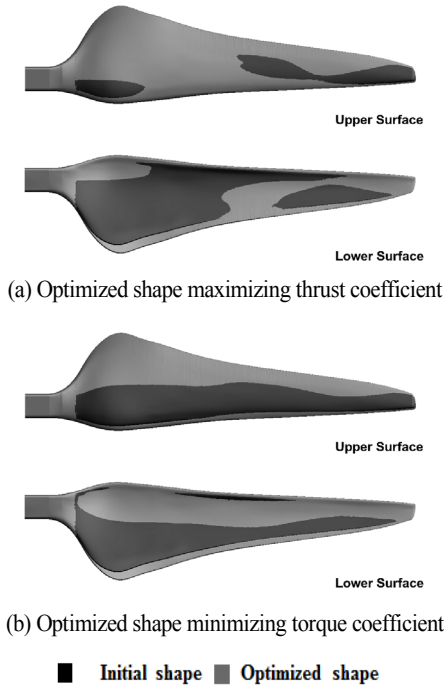
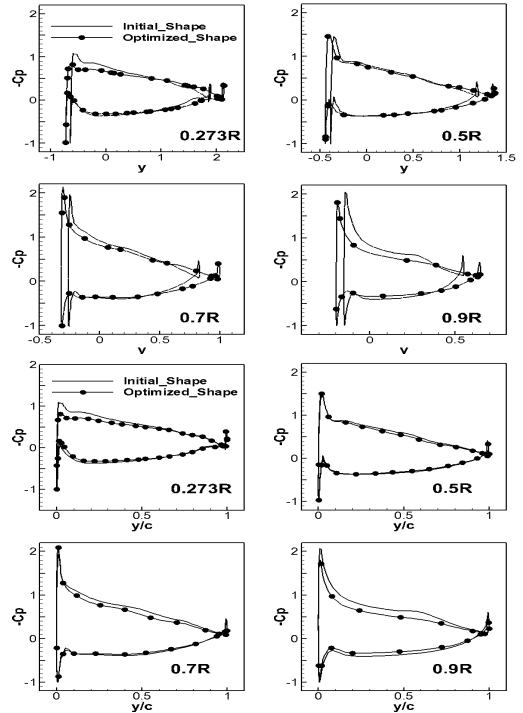


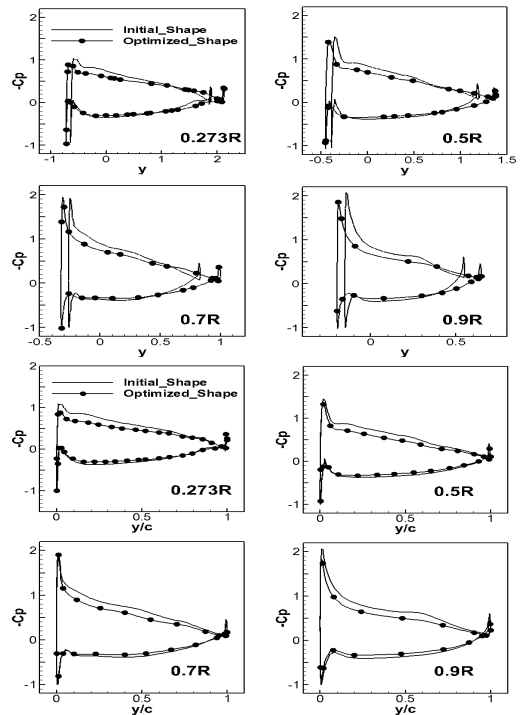
Fig. 8 Optimized shapes

Fig. 8에는 변화된 Reference section을 Spline으로 연결한 3차원 최적 형상과 초기형상을 비교하였다.

Fig. 9에는 로터 표면의 압력계수 분포를 나타내었으며, 코드 길이를 무차원화 하지 않았을 경우와 무차원화 한 경우에 대한 그래프이다. 무차원화 하지 않았을 경우의 그래프를 보면, 추력계수를 최대화하는 최적 형상의 압력분포는 코드 길이가 초기에 비해 증가하면서 앞전과 뒷전에서 압력이득을 얻는 것을 확인할 수 있다. 또한 0.5R과 0.7R에서는 초기형상에 비해 Suction peak가 증가하여 압력이득을 얻는 것을 알 수 있다. 0.273R과 0.9R 지점에서는 초기형상에 비해 Suction peak가 감소하여 압력 손실이 일어난다. 0.5R과 0.7R 지점에서 최적형상이 초기형상에 비해 비틀림 각이 커져 초기형상에 비해 앞전에서 유동 가속이 일어나 Suction peak가 증가하며, 이에 따라 추력과 토크가 증가하게 된다. 이와 반대로 0.5R과 0.7R 지점에서 증가한 토크를 줄이기 위해 0.273R 지점과 0.9R 지점에서 최적형상이 초기형상에 비해 비틀림 각이 줄어들게 되어 초기형상에 비해 앞전에서 유동 감속이 발생해 Suction peak가 줄어들게 되며, 이에 따라 토크와 추력이 줄어들게 된다. 이외에도 코드 길이, 단면 두께의 변화로 인해 초기형상과 토크계수는 비슷하게 유지하면서 추력계수는 증가하게 된다. 토크계수를 최소화하는 최적 형상의 압력분포의 경우도 코드 길이가 증가하여 앞전과 뒷전에서 압력 이득



(a) Optimized shape maximizing thrust coefficient



(b) Optimized shape minimizing torque coefficient

Fig. 9 Pressure coefficient at rotor surface

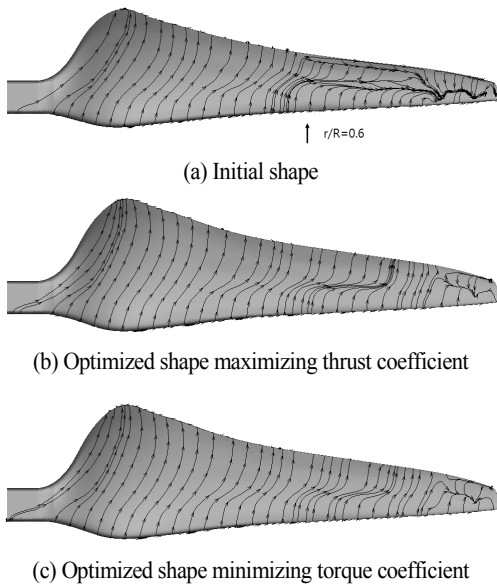


Fig. 10 Streamline on rotor surface

을 얻는 것을 알 수 있으며, 0.273R, 0.5R, 0.9R에서는 초기형상보다 Suction peak가 감소하여 압력 손실이 나타난다. 유동 박리 현상이 발생하는 0.9R 부근의 압력분포를 살펴보면 초기형상에서 압력계수 기울기의 변화가 0인 지점이 최적화 형상 압력분포에서는 나타나지 않는다. 이를 통해 유동박리현상에 의한 압력손실이 줄어드는 것을 확인할 수 있다. 또한 코드 길이를 무차원화 하였을 경우의 압력분포를 살펴보면 Suction peak가 비율적으로 유사한 지점에서 발생하는 것을 알 수 있다.

Fig. 10에는 로터 표면 위의 유선 분포를 나타내었다. 초기형상에 대한 유선 분포에서는 로터 표면 위에서 3차원 유동과 유동박리 현상이 일어난 것을 확인할 수 있다. 두

Table 2 Performance improvements for optimized shapes

	Initial shape	Optimized shape	Improvement
$C_T$	$9.018 \times 10^{-3}$	$9.430 \times 10^{-3}$	+4.5%
$C_0$	$9.528 \times 10^{-4}$	$9.538 \times 10^{-4}$	+0.1%
F.M	0.6355	0.6850	+7.8%

(a) Optimized shape maximizing thrust coefficient

	Initial shape	Optimized shape	Improvement
$C_T$	$9.018 \times 10^{-3}$	$9.018 \times 10^{-3}$	0.0%
$C_0$	$9.528 \times 10^{-4}$	$8.820 \times 10^{-4}$	-7.4%
F.M	0.6355	0.6866	+8.0%

(b) Optimized shape minimizing torque coefficient

가지 최적형상에 대한 유선 분포는 초기형상 r/R이 0.6 지점에서 발생한 3차원 유동과 유동박리 현상이 초기형상에 비해 상대적으로 약하게 발생하는 것을 확인할 수 있다.

Table 2에는 최적 형상과 초기형상에 대하여 유동해석을 통해 예측된 추력계수, 토크계수, Figure of merit 값을 나타내었다. 최적 형상에 대해 예측된 성능계수들 중에서 토크계수는 초기 값과 거의 일정하게 유지되는 반면, 추력계수는 초기의 값보다 4.5% 증가한 것을 확인할 수 있다. 로터의 효율을 의미하는 Figure of merit은 초기형상보다 7.8% 증가한 것을 확인할 수 있다. 토크계수를 최소화하는 최적 형상은 추력계수의 경우에 초기형상과 거의 동일한 값으로 예측되는 반면에 토크계수는 7.4%가 감소되는 것을 확인할 수 있다. 또한 Figure of merit은 초기형상보다 8.0% 증가한다.

### 5. 결론

본 연구에서는 3차원 압축성 유동해석코드와 인공 신경망(ANN) 및 유전 알고리즘(GA)을 이용한 최적설계 기법을 이용하여 멀티로터 무인항공기의 로터 블레이드에 대한 최적설계를 수행하였다. 설계 변수는 비틀림 각, 두께, 코드 길이를 선택하였다. 추력계수를 최대화 하는 경우, 기존의 토크계수를 유지하면서 추력계수가 약 4.5% 증가되는 것을 확인하였으며, 토크계수를 최소화 하는 경우, 기존의 추력계수를 유지하면서 토크계수가 약 7.4% 감소하는 것을 확인하였다. 추력계수를 최대화 할 경우, 초기형상에 비해 추력이 증가하므로 유효하중이 증가할 것으로 예상되며 토크계수를 최소화 경우, 초기형상에 비해 토크가 감소하므로 운용시간이 증가될 것이라고 판단된다.

### 후 기

이 논문은 2014년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단 선도연구센터육성사업의 지원(No. 2009-0083510)을 받아 수행된 연구이며, 이에 감사드립니다.

### References

[1] 2007, Hoffmann, G.M., Huang, H., Waslander, S.L. and Tomlin, C.J., "Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control: Theory and Experiment," AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA, South Carolina, AIAA 2007-6461.

[2] 2012, Hrishikeshavan, V., Black, J. and Chopra, I., "Design

- and Testing of a Quad Shrouded Rotor Micro Air Vehicle in Hover," AIAA Structural Dynamics and Materials Conference, AIAA, Hawaii, *AIAA 2012-1720*.
- [3] 2009, Bristeau, P.-J., Martin, P., Salaun, E. and Petit, N., "The Role of Propeller Aerodynamics in the Model of a Quadrotor UAV," *Proc. of the European Control Conference*, pp.683-688.
- [4] 2005, Pape, A.Le. and Beaumier, P., "Numerical optimization of helicopter rotor aerodynamic performance on hover," *Aerospace Science and Technology* 9(2005), pp.191-201.
- [5] 1999, Fuglsang, P. and Madsen, H.A., "Optimization method for wind turbine rotors," *Journal of Wind Engineering and industrial Aerodynamics*, Vol.80, issues 1-2, pp.191-206.
- [6] 2004, Lee, S.W. and Kwon, O.J., "Aerodynamic Shape Optimization of Helicopter Rotor Blades in Hover," *Proceeding of the the 2004 Spring Conference*, pp.43-46.
- [7] 2013, Won, Y.J. and Lee, S.Y., "A Study on the Structural Optimum Design Method of Composite Rotor Blade Cross-Section using Genetic Algorithm," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences* 41(4), pp.275-283.
- [8] 1981, Roe, P.L., "Approximate riemann solvers, parameter vectors and difference scheme," *Journal of Computational Physics*, Vol.43, pp.357-372.
- [9] 1992, Spalart, P.R. and Allmaras, S.R., "A one-equation turbulence model for aerodynamic flows," *AIAA Paper* 92-0439.
- [10] 1993, Venkatakrishnan, V., "On the accuracy of limiters and convergence to steady state solutions," *AIAA Paper* 93-0880.
- [11] 1975, Holland, J.H., "Adaptation in Natural and Artificial Systems: An introductory Analysis with Applications to Biology, Control, and Artificial Intelligence," *U Michigan Press*.
- [12] 1996, Michalewicz, Z., "Genetic algorithms + data structures = evolution programs," *Springer*.
- [13] 1943, McCulloch, W.S. and Pitts, W., "A Logical Calculus of Ideas Immanent in Nervous Activity," *Bulletin of Mathematical Biophysics*, Vol.5, pp.115-133.
- [14] 1988, Broomhead, D.S. and Lowe, D., "Radial Basis Functions, Multi-variable Functional Interpolation and Adaptive Networks," *Technical Report RSME Memorandum No.4148*, Royal Signals and Radar Establishment.
- [15] 1981, Caradonna, F.X. and Tung, C., "Experimental and analytical studies of a model helicopter rotor in hover," *NASA TM* 81232.