

무인기 공력 성능 향상을 위한 익형 최적 설계

장대익,¹ 이원태,¹ 강민제,² 배경훈,¹ 오승욱,¹ 이학진,^{1,3} 명노신^{*1,3}

¹경상국립대학교 기계항공우주공학부
²경상국립대학교 항공기부품기술연구소
³경상국립대학교 항공핵심기술선도연구센터

AIRFOIL DESIGN OPTIMIZATION FOR IMPROVING AERODYNAMIC PERFORMANCE OF UAV

D.I. Jang,¹ W.T. Lee,¹ M.J. Kang,² G.H. Bae,¹ S.U. Oh,¹ H. Lee^{1,3} and R.S. Myong^{*1,3}

¹School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University, South Korea

²Research Center for Aircraft Parts Technology, Gyeongsang National University, South Korea

³Research Center for Aircraft Core Technology, Gyeongsang National University, South Korea

A computational study for improving aerodynamic performance was conducted by optimizing the airfoil shape of an Unmanned Aerial Vehicle (UAV). The baseline airfoil, FX73-CL2-152, was selected, and based on this shape, a Kriging approximation model and genetic algorithm were used to find an airfoil shape that maximizes lift and minimizes drag. The optimized airfoil shape was applied to a full-scale model similar to the MQ-1 Predator, and it was confirmed that the lift coefficient and endurance factor increased by 9.5% and 7.3%, respectively. These results demonstrate that the optimization of the airfoil can significantly contribute to the overall performance of the UAV, including reducing takeoff and landing distances, improving structural stability, and increasing fuel load. Furthermore, this research could contribute to enhancing UAVs' operational capabilities and mission performance in various mission environments. In the future, this research can be extended to the optimal design and computational analysis of a full-scale model applied to multi-element airfoils equipped with flaps. It can also be utilized in building a high-accuracy aerodynamic database using high-fidelity DES/LES models.

Key Words : 공력 최적 설계(Aerodynamic Design Optimization), 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics), 크리깅 근사모델(Kriging Surrogate Model), 무인항공기(Unmanned Aerial Vehicle)

1. 서 론

최근 몇 년간 무인항공기(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)의 개발과 수요는 꾸준히 증가하고 있으며, 현대 사회에서 무인항공기는 군사용뿐만 아니라 농업, 재난 대응 등 다양한 영역에서 활용될 수 있는 장점으로 인해 그 중요성과 필요성은 점차 증가하고 있다. 무인기는 인간 조종원의 참여 없이 자율적으로 작동할 수 있는 기능을 갖추고 있어서, 다양한 임무와 작업에 유용하게 활용될 수 있다. 이러한 기능은 무인기가 위험한 환경에서 작업하거나 사람이 접근하기 어려운 지역에서

임무를 수행할 수 있도록 한다[1-5]. 무인기의 성능은 엔진 성능, 중량 등 여러 요인에 의해 결정되지만, 그중에서도 에어포일(Airfoil) 형상은 특히 무인기 공력성능에 중요한 역할을 담당한다. 무인기의 주익(Main Wing)에 적용되는 에어포일은 양력(Lift), 항력(Drag), 양항비(Lift-to-Drag Ratio) 등의 공력 성능을 결정하는 핵심 요소이다[6-8]. 이러한 공력 성능은 무인기의 순항속도, 순항거리, 상승률 등과 직접적인 연관이 있으며, 무인기의 연료 효율, 운용 비용, 안정성 등에 큰 영향을 미친다. 에어포일 형상은 무인기의 성능과 안정성에 막대한 영향을 미치기 때문에, 무인기 개발 및 운용에 있어서 많은 연구가 필요한 분야다. 적절한 에어포일 형상의 선택과 최적화는 무인기의 고속 비행, 순항거리 향상, 효율적인 에너지 사용 등을 가능하게 하며, 이는 다양한 응용 분야에서 성공적인 무인기 운용을 위해 필수적이다.

무인항공기의 공력 성능을 향상하기 위해 주익의 에어포일

Received: June 12, 2023, Revised: September 21, 2023,

Accepted: September 21, 2023.

* Corresponding author, E-mail: myong@gnu.ac.kr

DOI http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2023.28.3.008

© KSCFE 2023

형상 최적 설계 연구가 국내외에서 활발히 진행되고 있다. 국내에서 Park 등[9]은 스마트 무인기의 장기체공 성능 향상을 위해 반응면 기법(Response Surface Method)과 SQP(Sequential Quadratic Programming) 기법을 사용하여 NACA 64621 에어포일 최적 설계 연구를 수행하였다. Seong 등[10]은 전익기형 무인기의 비행안정성 향상을 위해 AVL(Athena Vortex Lattice)을 통해 공력 및 비행안정성 해석을 수행하였고, SQP 기법을 사용하여 최적화를 수행하였다. 국외에서 Phiboon 등[11]은 고정익 UAV에 사용되는 에어포일 최적화를 위해 최대양력계수가 나타나는 받음각에서 항력을 최소화하고 양력을 최대화하는 것을 목적함수로 설정하여 최적 설계를 수행하였다. Secanell and Suleman[12]은 경량 무인항공기의 다양한 비행 조건(Stall, Climb, Cruise, Loiter)에서 Eppler 66 에어포일에 대해 SPARC(Structured Parallel Research Code)[13]를 사용하여 공력 계수를 계산하였고, 항력계수를 최소화하는 최적 설계를 수행하였다. 2차원 에어포일에 대한 최적 설계에 대한 연구는 많이 수행되었지만, 전기체에 부착하여 공력 특성을 분석한 연구는 많이 시도되지 않았다. 또한 이전 연구에서는 초기 실험점에 대한 공력 해석자로 XFOIL을 활용한 사례[14]가 많이 있지만, 본 연구에서는 라틴 방격법(Latin Hypercube Sampling)을 사용하여 실험점을 추출하였고, 실험점들에 대한 공력해석 및 목적함수 평가로 FLUNET를 사용하였다.

본 연구에서는 무인항공기의 주익에서 발생하는 공력 성능을 효과적으로 향상하기 위한 에어포일 형상 최적 설계를 수행하였다. 이를 위해 전산 해석을 수행하여 운용 조건에서 가장 공력 성능이 우수한 FX73-CL2-152로 초기형상(Baseline)을 선정하였다. 목적함수는 양력 최대화와 항력 최소화로 선정하였고, 에어포일에 Hicks-Henne 함수를 중첩하여 가중치(Weight) 10개를 설계변수로 설정하였다. 에어포일에 대한 전산해석 결과를 기반으로 크리깅 근사모델과 유전자 알고리즘을 활용하여 에어포일의 공력 성능 향상을 위한 형상을 탐색하였다. 도출된 최적 설계 형상을 MQ-1 Predator와 유사한 형상을 모델링하여 전기체 단위에서의 공력 성능 비교를 수행하였다. 비교 결과 양력계수와 Endurance Factor에서 각각 9.5%, 7.3%의 향상을 보였다. 이를 통해 2차원 단위에서의 최적 설계가 3차원 단위에서도 적용 가능함을 확인하였고, 공력 성능 향상으로 인해 체공 성능, 이착륙 거리, 구조적 안정성에 대해 개선할 수 있었다.

2. 전산 해석 기법 및 검증

2.1 유동장 해석 기법

본 연구에서는 에어포일에 대한 전산 해석에서는 압축성 2차원 Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) 방정식을 사용하

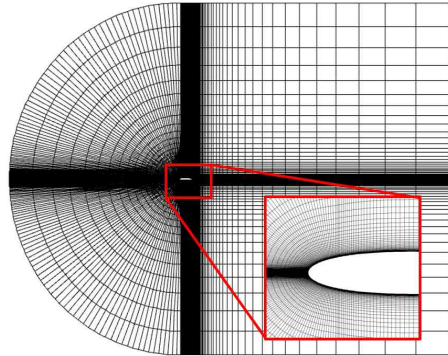


Fig. 1 C-type mesh for NACA 0012 airfoil

였고, 무인기 전기체에 대한 전산 해석은 3차원 압축성 RANS 방정식을 사용하였다. 해당 방정식은 유체의 점성 및 압축성 효과를 고려하며, 지배방정식에 대한 수식은 아래의 식 (1)-(3)과 같이 나타내었다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v_i) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial (\rho v_i)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v_i v_i) + \nabla p = \nabla \cdot (\tau + \tau_t) \quad (2)$$

$$\frac{\partial (\rho h)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho h v_i) = \nabla \cdot [(k + k_t) \nabla T] \quad (3)$$

수식에서 ρ , p , v 는 밀도, 압력, 속도를 나타내며, τ , τ_t , T , h , k , k_t 는 점성 응력, 난류 항, 온도, 엔탈피, 열전도도, 난류 전송으로 발생하는 열전도도를 나타낸다. 지배방정식에 적용된 수치해석 기법으로 Cell Centered 기반의 유한체적법(Finite Volume Method, FVM), 정상 상태의 Pressure-based Solver를 사용하였다. 또한 공간 이산화로 Second-order Upwind Scheme을 사용하였으며 난류 모델로는 Two equation Menter's $k-\omega$ SST (Shear Stress Transport)를 사용하였다. 계산을 위해 상용 CFD 소프트웨어 ANSYS FLUENT를 사용하였다.

2.2 전산 해석 기법 검증

본 연구에서는 2차원 에어포일 공력해석에 대한 검증을 수행하였다. 검증을 위해 NASA Langley Research Center에서 수행한 에어포일 풍동시험 데이터와 해석 결과를 비교하였다 [15]. 검증 모델로는 NACA 0012 익형을 사용하였고, 격자계 구성은 Fig. 1과 같다. 전체 격자수는 약 95,000개를 사용하였다. 난류 모델로는 $k-\omega$ SST 모델을 사용하였으며 경계조건으

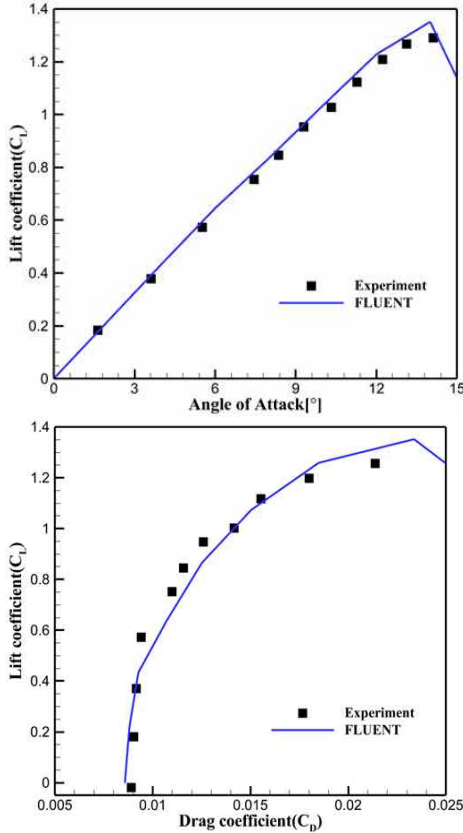


Fig. 2 Comparison of wind tunnel test and simulation result

로 Velocity Inlet, Pressure Outlet 조건을 적용하였다. 해석 조건의 경우 Chord 길이는 0.635 m, Mach number 0.3, Reynolds Number 3.0×10^6 이며, 받음각 $0^\circ \sim 16^\circ$ 에서의 해석을 수행하였다. Fig. 2에서 시험 데이터와 해석 결과를 비교하였을 때, 유사한 값을 예측하였으며 2차원 에어포일에 대한 전산 해석 기법의 유효성을 입증하였다.

추가적인 검증으로, 본 연구에서는 3차원 전기체 공력해석에 대한 검증을 수행하였다. 해석을 위한 소프트웨어는 FLUENT를 사용하였다. 유동장 해석 기법 검증을 위해 NASA Langley Research Center에서 수행한 전기체 풍동시험 데이터와 해석 결과를 비교하였다[16]. 검증 모델로는 3차원 형상의 NASA Juncture Flow(JF) - Turbulent F6-Based Geometry를 사용하였다.

전산 해석을 위해 Fig. 3와 같이 격자를 생성하였으며, 전기체 길이의 20배 크기로 최외각 격자를 구성하였다. 첫 번째 격자 크기의 y^+ 값이 1을 만족하도록 격자를 구성하였고, Boundary Layer 격자 층은 40층을 구성하였다. 전체 격자수는 약 21,500,000개를 사용하였다. 난류 모델로는 $k-\omega$ SST 모델

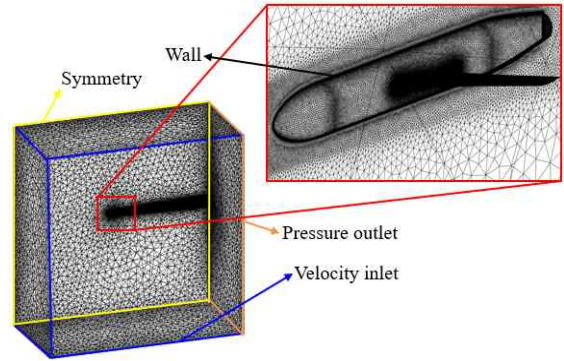


Fig. 3 Computational grid configuration for DLR-F6

을 사용하였으며 경계조건으로 Velocity Inlet, Pressure Outlet 조건을 적용하였다. 해석 조건은 Table 1에 제시하였다.

풍동시험 데이터와 해석 결과를 비교하기 위해 날개 Section 별 Pressure Coefficient를 비교하였으며, Fig. 4에 나타내었다. 실험값과 비교하였을 때 전반적으로 유사한 압력 분포가 형성되는 것을 확인할 수 있다. 하지만 받음각 10도에서 In-board Section의 Trailing Edge에 Pressure Coefficient가 불연속적으로 나타났다. 이러한 이유는 본 검증에서 Fig. 5와 같이 Horn이 존재하는 모델을 사용하였기 때문에 Pressure Coefficient의 불균형이 발생한 것으로 판단된다. 실제 해석 결과에 대한 Streamline을 확인하였을 때, Fig. 6와 같이 Trailing Edge에서 Bubble이 발생하는 것을 확인하였다. 이를 통해 본 연구에 사용된 전산 해석 기법의 유효성을 입증하였다.

2.3 에어포일 사전탐색 연구

본 연구에서는 초기형상 선정을 위해 NACA 계열과 FX 계열의 에어포일 총 6종류를 선정하여 전산 해석을 수행하였다. 6종류에 대한 에어포일에 대한 특성은 Table 2에 나타내었다. 전산 해석을 위해 Fig. 7과 같이 총 200,000개의 정렬 격자를 생성하였고, Boundary 크기의 경우 Chord 길이의 30배로 구성하였다. 또한 y^+ 값이 1을 만족하도록 하였다. 해석 조건의 경우 시위 길이 1 m, 마하수 0.184, 받음각은 $0^\circ \sim 12^\circ$ 의 조건에서 해석을 수행하였다. Fig. 8은 에어포일 6종류에 대한 공력 계수를 나타낸다. 양력계수의 경우 받음각 6° 이하

Table 1 Simulation condition for a validation

Fuselage Length	4.839 m
Wing Span	1.676 m
Mach Number	0.189
Angle of Attack	7.5, 10 deg
Temperature	288.84K
Reynolds Number	2.4×10^6

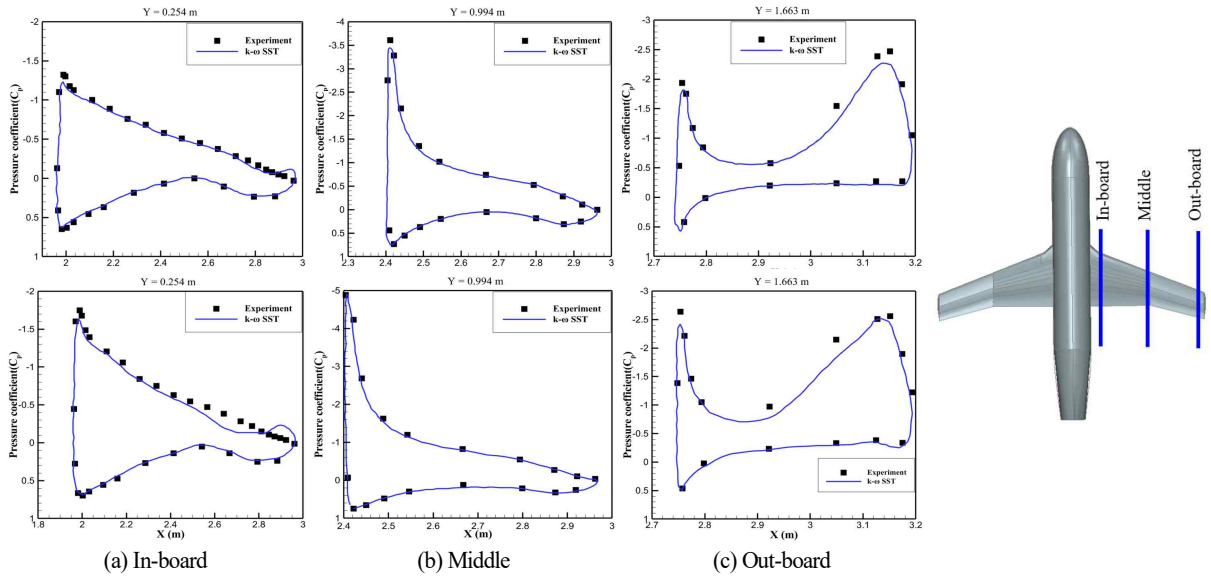


Fig. 4 Comparison of pressure coefficient by wing section

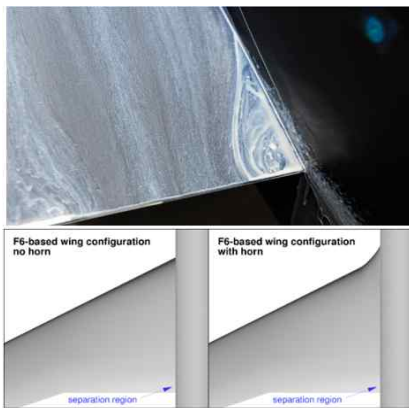


Fig. 5 Comparison of F-6 based wing with/wo horn

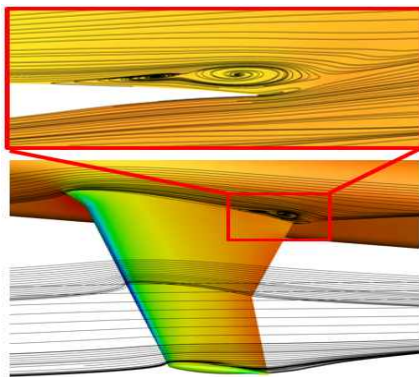


Fig. 6 Visualization of streamlines near in-board

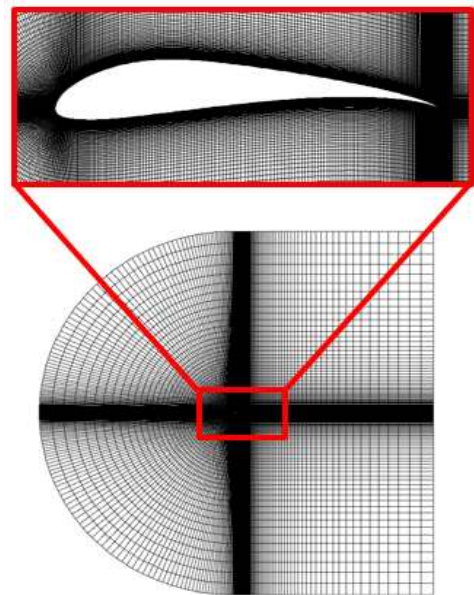


Fig. 7 C-type mesh for airfoil

Table 2 Airfoil characteristics

Airfoil	Max Thickness	Max Camber
FX61-163	16.4%	2.6%
FX72-MS-150B	15.0%	9.7%
FX73-CL2-152	15.2%	6.6%
NACA 4415	15.0%	4.0%
NACA 6414	14.0%	6.0%
NACA 23015	15.0%	1.8%

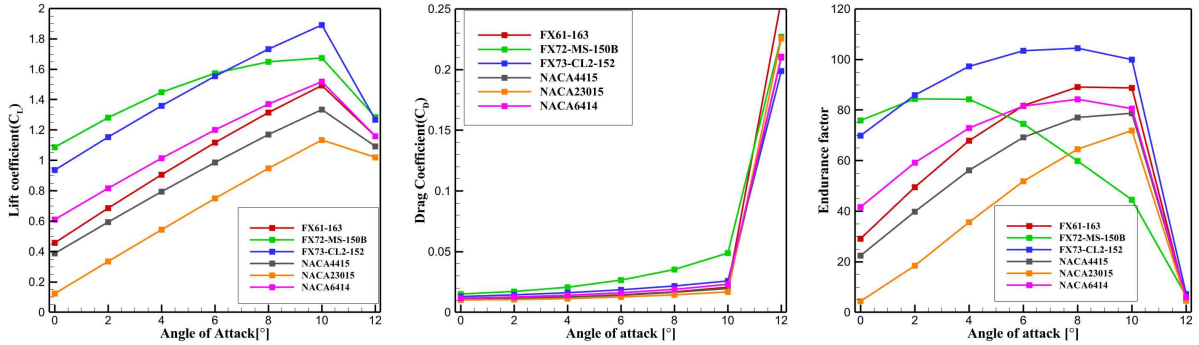


Fig. 8 Comparison of aerodynamic coefficients for airfoil candidates

에서 FX72-MS-150B가 가장 우수한 것을 확인할 수 있다. 하지만 6° 이후에서는 FX-73-CL2-152의 양력계수가 가장 우수하며, 최대양력계수는 1.8906으로 가장 높은 것을 확인할 수 있다. 항력계수의 경우 NACA 23015, NACA 4415가 우수하며, 저받음각에서는 양력계수가 우수했던 FX72-MS-150B의 항력계수가 가장 크게 나타났다. 양항비의 경우 전체 받음각에서 FX73-CL2-152가 가장 우수한 성능이 나타나는 것을 알 수 있다. 이는 상대적으로 양력계수가 다른 에어포일보다 우수하기 때문에 판단된다. 이러한 결과를 토대로 공력 계수가 가장 우수한 FX73-CL2-152를 초기형상으로 선정하였다.

3. 최적 설계 정의

3.1 최적 설계 프레임워크

최적 설계는 특정한 조건 하에서 설계 변수(Design Variable)를 조정하여 목적함수(Objective Function)가 최대 또는 최소가 되는 값을 찾는 과정이다. 설계 변수는 독립적으로 변화시킬 수 있는 요소들을 말하고, 목표 함수는 설계 변수의 입력을 받아 결괏값을 산출하는 함수이다. 이를 위해 다양한 수치 해석적 최적화 방법 중에서 탈민감도 기반의 최적 설계(Gradient-free Design Optimization)를 사용하였다. 이는 목표 함수의 미분 없이 설계 변수를 조절하며 설계 공간 전체에서 최적점을 찾는 방법이다. 이 방법은 설계 공간 내에 충분한 실험점이 존재한다면, 목표 함수가 불연속인 경우에도 전역 최적점을 찾아낼 수 있다. 대표적으로 유전자 알고리즘(Genetic Algorithm), 심층 강화 학습(Deep Reinforcement Learning) 등이 있다. 이 중 본 연구에서는 생물학적 진화 원리에 기반한 최적화 기법인 유전자 알고리즘을 사용하였다. 유전자 알고리즘은 설계 공간 내에 있는 임의의 개체를 선택하기 때문에, 전역적 탐색이 가능하고 반복적 탐색을 통해 확률적으로 개체 간의 우위에 있는 전역 최적점을 찾을 수 있다. 하지만 다차원 공간 내에서 전역적 탐색을 위해선 많은

실험점이 필요한데, 실험 점들에 대한 전산 해석을 수행할 때 많은 시간과 계산 비용이 들게 된다. 이러한 문제를 해결하기 위해, 본 연구에서는 수학적 모델을 활용해 시스템 응답을 추정할 수 있는 크리깅 근사모델(Kriging Surrogate Model)을 적용하였다.

3.2 크리깅 근사모델

크리깅 근사모델은 1950년대 채광학자인 D.G. Krige의 지리 통계학 연구에서 처음으로 유래되었다[17]. 이후 1960년대 프랑스 공학자 G. Matheron에 의해 수학적으로 정립되었으며 [18], 1980년대 Sacks에 의해 전산 실험을 기반으로 공학 분야에 적용되었다[19]. 보간식(Interpolation) 기반의 크리깅 근사모델은 회귀식(Regression) 모델과는 달리 실험 점을 모두 통과하고, 실험점 이외의 점은 공분산(Covariance) 모델과 상관함수(Correlation Function)로 정의함으로써 모든 점에 대한 예측과 그에 대한 반응면을 구현할 수 있다. 크리깅 근사모델에 대한 함수는 아래의 식 (4)와 같이 나타내었다.

$$y(\mathbf{x}) = \beta \mathbf{f}(\mathbf{x})^T + Z(\mathbf{x}) \tag{4}$$

여기서 $y(\mathbf{x})$ 는 실제 함수, \mathbf{x} 는 설계변수 벡터, $\mathbf{f}(\mathbf{x})^T = [f_1(\mathbf{x}), f_2(\mathbf{x}), \dots, f_k(\mathbf{x})]^T$ 는 회귀 다항식의 전역 모델 벡터이다. $\beta = [\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_k]^T$ 는 최소 자승법을 통해 추정되는 계수 벡터이며, $Z(\mathbf{x}) = [Z(\mathbf{x}_1), Z(\mathbf{x}_2), \dots, Z(\mathbf{x}_n)]^T$ 는 평균적인 거동과 실제 거동 사이의 차이를 나타내는 편차항(Deviation Term)을 의미한다. 또한 k 는 전역 모델의 차원을 나타내며, n 은 실험점 개수를 나타낸다. 식 (4)에서 $Z(\mathbf{x})$ 는 독립적인 정규분포를 가지며, 실제 함수에 대해 응답 벡터로 표현하는 경우 식 (7)과 같이 간단하게 표현된다.

$$\mathbf{y} = [y(\mathbf{x}_1), y(\mathbf{x}_2), \dots, y(\mathbf{x}_n)]^T \tag{5}$$

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \mathbf{f}^T(\mathbf{x}_1) \\ \mathbf{f}^T(\mathbf{x}_2) \\ \vdots \\ \mathbf{f}^T(\mathbf{x}_n) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_1(\mathbf{x}_1) & f_2(\mathbf{x}_1) & \cdots & f_k(\mathbf{x}_1) \\ f_1(\mathbf{x}_2) & f_2(\mathbf{x}_2) & \cdots & f_k(\mathbf{x}_2) \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ f_1(\mathbf{x}_k) & f_2(\mathbf{x}_k) & \cdots & f_k(\mathbf{x}_n) \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{F}\boldsymbol{\beta} + \mathbf{Z} \quad (7)$$

설계 공간 내의 임의의 두 실험점 $\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j$ 에서 발생하는 $\mathbf{Z}(\mathbf{x}_i), \mathbf{Z}(\mathbf{x}_j)$ 사이의 공분산(Covariance)는 식 (8)과 같이 표현할 수 있다.

$$\text{Cov}[\mathbf{Z}(\mathbf{x}_i), \mathbf{Z}(\mathbf{x}_j)] = \sigma_z^2 \mathbf{R}(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j) \quad i, j = 1, 2, \dots, n \quad (8)$$

σ_z^2 은 설계 공간 내에 분포한 실험점 전체에 대한 정규분포 분산, \mathbf{R} 은 상관행렬(Correlation Matrix)로 각 실험점들에서 편차 항 간의 상관관계(Spatial Correlation)를 표현하며, 식 (9)와 같이 표현된다.

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} R(\theta, \mathbf{x}_1, \mathbf{x}_1) & R(\theta, \mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) & \cdots & R(\theta, \mathbf{x}_1, \mathbf{x}_n) \\ R(\theta, \mathbf{x}_2, \mathbf{x}_1) & R(\theta, \mathbf{x}_2, \mathbf{x}_2) & \cdots & R(\theta, \mathbf{x}_2, \mathbf{x}_n) \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ R(\theta, \mathbf{x}_n, \mathbf{x}_1) & R(\theta, \mathbf{x}_n, \mathbf{x}_2) & \cdots & R(\theta, \mathbf{x}_n, \mathbf{x}_n) \end{bmatrix} \quad (9)$$

상관행렬은 $n \times n$ 이며, 두 실험점 사이의 거리에 대한 함수인 상관함수 $R(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j)$ 로 구성된다. 또한 대각항의 성분은 1을 가지는 양정행렬(Positive Definite Matrix)의 성질을 가진다. 상관함수를 가우스(Gauss) 상관함수로 정의하면 식 (10)과 같이 표현된다.

$$R(\theta, \mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j) = \exp\left[-\sum_{k=1}^d \theta_k (\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j)^2\right] \quad (10)$$

여기서 θ_k 는 임의의 실험점이 다른 타 실험점에 미치는 영향의 정도를 나타내는 상관계수(Correlation Coefficient)로, 크리깅 근사모델의 성능을 직접적으로 결정하는 중요한 매개변수이다. θ_k 값이 크면 실험점 주변에서 상관 범위가 작고 모델의 곡률은 비선형적 특징을 띄게 된다. 반면에 θ_k 값이 작으면 실험점으로부터 멀리 떨어져 있는 곳까지 영향을 미치며 모델의 곡률은 선형적인 특징을 띄게 된다. d 의 경우 설계변수의 개수를 나타내며, 식 (10)에서 상관함수에 대한 상관 벡터는 식 (11)과 같이 표현된다.

$$\mathbf{r}_x = [R(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}), R(\mathbf{x}_2, \mathbf{x}), \dots, R(\mathbf{x}_n, \mathbf{x})]^T \quad (11)$$

식 (10)에서 정의된 상관함수를 크리깅 근사모델로 구현하기 위해선 편차 항의 분산 σ_z^2 과 상관계수 θ_k 를 구해야 한다. 두 변수를 결정하기 위해 우도를 최대화하는 방향으로 모수를 추정하는 방법인 최대우도추정법(Maximum Likelihood Estimation, MLE)을 사용하였다. 크리깅 근사모델의 종류로는 보통 크리깅(Ordinary Kriging), 보편적 크리깅(Universal Kriging), 공간적 크리깅(Spatial Kriging)이 있다. 보통 크리깅은 크리깅의 기본 형태로서, 지역적인 평균 값이 일정하지 않다는 가정 하에 수행된다. 보통 크리깅은 표본 데이터의 위치에서의 값이 위치에 따라 변하는 시스템에 대해 잘 작동하며, 단일 변수에 대한 상관 구조만 고려하므로 다른 크리깅 모델에 비해 계산 복잡성이 낮은 장점이 있다. 보편적 크리깅은 보통 크리깅과 유사하나, 평균 함수가 일정하지 않다는 가정을 추가한다. 즉, 표본 위치에 따라 평균 값이 변하며, 이 변화는 몇 가지 예측 가능한 변수들에 의해 설명될 수 있다는 것을 의미한다. 공간적 크리깅은 공간적 자기 상관을 모델링하는 방식으로, 일반적으로 크기가 큰 데이터 세트를 분석할 때 사용된다. 이 방법은 공간적 분포의 형태를 이용하여 특정 위치에서의 값을 예측한다. 본 연구에서는 데이터 세트가 크지 않고, 단일 변수에 대해 크리깅 모델을 구현하기 때문에 보통 크리깅 모델을 사용하여 최적 설계를 수행하였다.

3.3 유전자 알고리즘

유전자 알고리즘은 Holland[20]가 최초로 발표한 알고리즘이며, 인간의 생물학적으로 진화를 거듭함에 따라 적자생존을 수치적으로 모사한 전역최적화 기법이다. 유전자 알고리즘의 경우 민감도 기반이 아닌 탐색과 확률을 기반으로 최적화를 수행하기 때문에 불연속적인 목적함수를 가지는 최적화 문제를 해결할 수 있는 장점이 있다. 알고리즘의 개체(Individual)는 생물의 유전자처럼 설계변수로 구성되어 있고, 현세대(Generation)에서 다음 세대로 진화하는 과정에서 일부 유전자는 돌연변이(Mutation)가 되거나 서로 교배(Cross Over)를 하는 집단이 생성된다. 이후 서로 간의 비교우위를 통해 우수한 개체를 검색하여 선택한 유전자 집단끼리 다음 세대를 구성하게 된다. 이러한 세대를 거듭함에 따라 전역적으로 가장 우수한 집단이 생성된다. 하지만 비교우위를 판단하기 위해서는 세대마다 목적함수의 평가가 이뤄져야 하는데, 고정확도의 전산 해석을 수행하는 경우 평가하기에 시간적, 자원적으로 많은 어려움이 존재한다. 이러한 문제를 해결하기 위해 본 연구에서는 최대 세대수는 500세대, 매 세대 개체 수는 100개체로 설정하였고, 돌연변이의 확률은 3%로 선정하였고, 크리깅 근사모델을 사용하여 유전자 알고리즘과 함께 목적함수 평가를 대체하였다.

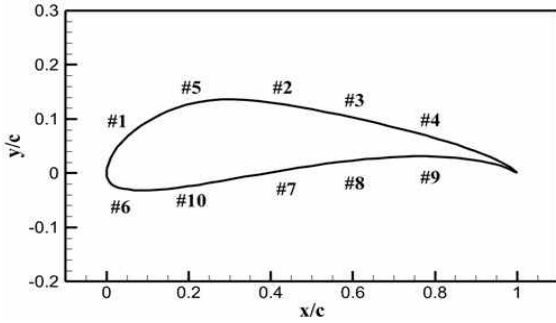


Fig. 9 Hicks-Henne bump function and design variable

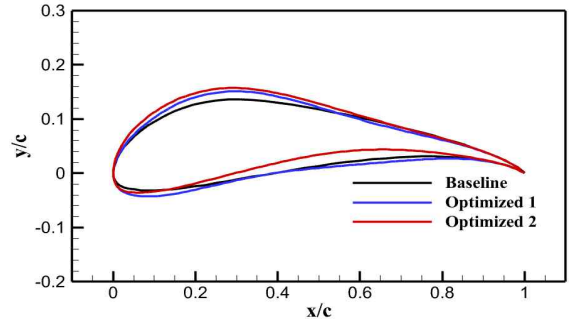


Fig. 10 Comparison of baseline and optimized airfoil

3.4 최적 설계 문제 정의

본 연구에서는 초기형상으로 선정된 FX-73-CL2-152 에어포일을 시위 길이 1 m, 마하수 0.184, 레이놀즈수 2.57×10^6 의 유동 조건에서 최적 설계를 수행하였다. 초기형상에 대해 형상 변형 함수인 Hicks-Henne[21] 함수를 사용하여 형상을 변형시켰으며, Fig. 9과 같이 에어포일의 윗면과 아랫면에 각각 5개의 중첩 함수를 배치하였다. 설계를 위한 변수로는 Hicks-Henne 함수의 가중치(Weight) 10개를 선정하였다. 10개의 설계 변수(Design Variable)는 임의의 범위를 가지고 에어포일의 형상을 변형하며, 설정된 설계변수의 범위는 Table 3에 나타내었다. 이외에 최적 설계를 위한 목적함수(Objective Function)와 제약함수(Constraint Function)는 Table 4에 제시하였다. 제약함수에 에어포일의 최대 두께 크기가 15.2% 이상 되도록 적용한 이유는 초기형상의 최대 두께 크기가 15.2%이며, 구조적 강건성과 연료량 증대를 위한 설계를 하기 위해서

Table 3 Bound of design variable

Design Variable	Lower Bound	Upper Bound
1	0	0.06
2	0	0.012
3	-0.012	0.012
4	-0.012	0.012
5	0	0.06
6	0	0.06
7	0	0.012
8	-0.012	0.012
9	-0.012	0.012
10	0	0.06

Table 4 Objective function and constraint function

	Objective Function	Constraint Function
1	Minimize C_d at 10°	Max thickness >15.2%
2	Maximize C_l at 10°	Max thickness >15.2%, $C_{d, opti} < C_{d, base}$

이다. 이후 크리깅 근사모델을 구현하기 위해 이전에 선정하였던 10개의 설계변수를 적용하여 설계 공간을 구성하였다. 설계 공간 내의 실험점은 무작위로 추출하더라도 중복된 위치에 중복되지 않는 라틴 방격법을 통해 초기 형상에 대한 초기 실험점 120개를 추출하였다. 각 실험점에 대해 전산 해석을 수행한 후 도출된 해석 결과를 이용하여 크리깅 근사모델을 구현하였다. 구현된 근사모델의 전역적 탐색 및 목적함수를 만족하는 최적해를 도출하기 위해 유전자 알고리즘을 이용하였다.

4. 최적 설계 결과

4.1 2차원 에어포일 최적 설계 결과

본 연구에서는 초기형상에 대해 목적함수와 제약조건에 따른 2차원 최적 설계를 수행하였다. 유전자 알고리즘을 통해 탐색한 최적 설계 1번, 2번의 최적점 값은 0.02615, 1.9528이고, 동일한 최적점에 대해 FLUENT 전산 해석으로 예측한 항력, 양력의 값은 각각 0.02593, 1.9357으로 각각 0.84, 0.87%의 오차가 발생하였다. 초기형상과 최적형상을 Fig. 10에 나타내었고, 받음각 10° 에서 각 에어포일에 대한 공력 특성을 Table 5에 나타내었다.

최적 설계 1번의 경우 항력 최소화를 목적함수로 설정하였지만, 1 Count 정도 항력이 감소하여 공력 성능의 향상이 크지 않음을 알 수 있다. 이러한 이유로 최대 두께에 대한 제약

Table 5 Airfoil characteristics

	Baseline	Optimized 1	Optimized 2
C_l	1.8906	1.8908	1.9357
C_d	0.02603	0.02593	0.02603
Endurance Factor	99.87	100.24	103.43
Max. Thickness	15.2%	17.1%	16.6%
Max. Camber	6.6%	7.19%	8.38%

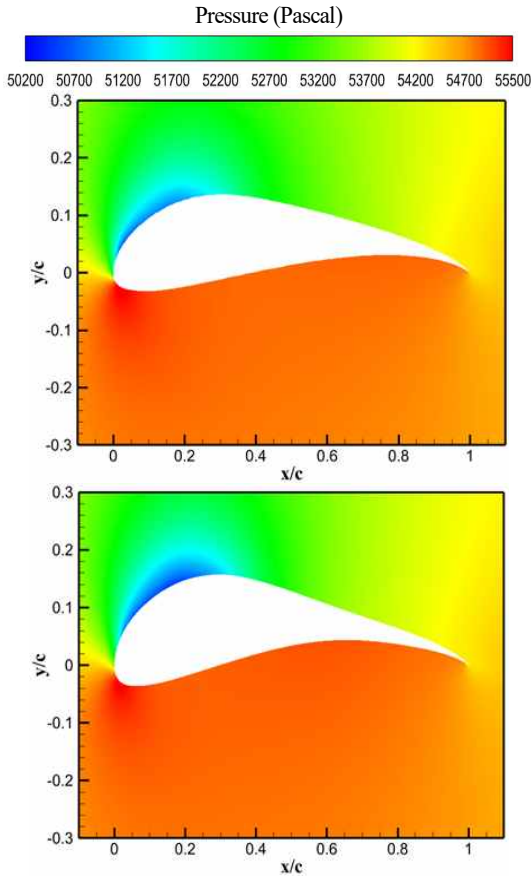


Fig. 11 Pressure contour at baseline (upper) and optimized 2 (lower)

함수 때문으로 판단된다. 공기역학적 측면에서는 에어포일의 두께가 얇아질수록 항력이 줄어들게 되지만, 실제 무인기의 설계를 위해선 안정성 측면을 고려해야 하므로 두께에 대한 제약함수를 설정하여 최적설계를 수행하였고, 이에 위와 같은 결과가 나온 것으로 판단된다. 최적 설계 2번의 경우 양력계수는 초기형상에 대비하여 2.38% 증가하였고, 항력의 변화는 없었다. 결과적으로 Endurance Factor는 3.56% 증가하여 공력 성능이 향상됨을 확인하였다. 또한 최대 두께가 증가함에 따라 구조적인 안정성 측면에서 개선될 것으로 판단된다. 또한 무인기의 경우 연료를 주 날개 내부에 저장하게 되는데, 저장 연료량이 증가하여 순항거리 측면에서 개선될 것으로 판단된다.

Fig. 11과 12는 받음각 10°에서의 Pressure Contour와 Pressure Coefficient를 나타낸다. 최적 설계를 통해 구현된 에어포일의 경우, 기존의 초기형상에 비해 상부 표면에서의 압력이 줄어들었음을 확인할 수 있다. 이러한 변화는 Suction

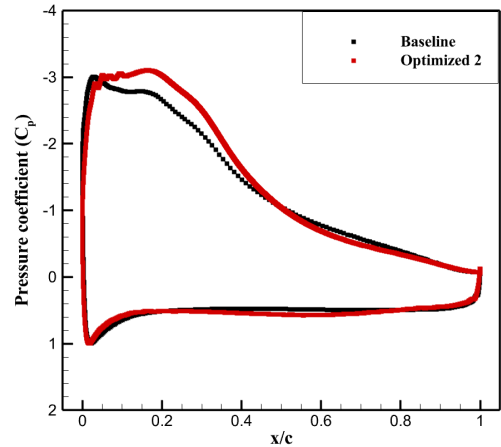


Fig. 12 Comparison of pressure coefficient

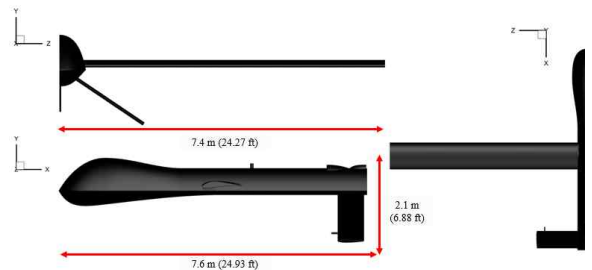


Fig. 13 Geometry of MQ-1 Predator UAV

Side에서의 압력 분포가 더욱 강화되었음을 알 수 있다. 베르누이의 원리에 의해 상부 표면에서의 공기 속도 증가는 압력을 감소시키고, 이에 따라 양력이 증가할 것으로 판단된다. 추가로 아랫면에서의 캠버(Camber)의 증가는 에어포일의 곡률을 높이며, 이로 인해 유동 가속이 증가하고 양력이 증가하였을 것으로 판단된다. 최종적으로 최적 설계 1, 2번의 공력 결과를 비교해 보았을 때, 최적 설계 2번의 에어포일이 더 우수한 것으로 판단하였고 이를 무인기 전기체에 적용하였다.

4.2 무인기 전기체 공력해석 결과

본 연구에서는 최적화된 에어포일을 무인기 전기체에 적용하여 전기체 공력 성능 비교 및 분석을 수행하였다. 전기체 형상으로는 Fig. 13과 같이 미국에서 개발한 MQ-1 Predator 형상과 유사한 형상을 모델링하였다. 날개의 경우 Taper Ratio가 1인 직선익으로 날개를 구성하였고, Aspect Ratio의 경우 7로 형상을 모델링하였다.

격자계 구성 및 경계조건의 경우 Fig. 14과 같이 검증 시 적용했던 방법과 동일하게 격자를 구성하였다. 전체 격자수는 약 30,000,000개를 사용하였다.

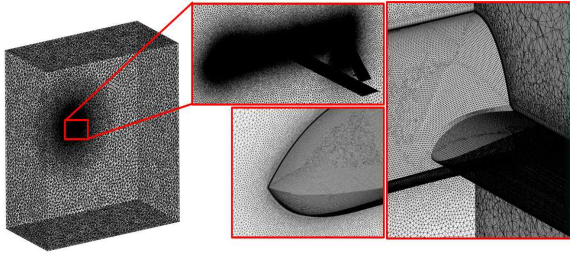


Fig. 14 Grid distribution of flow field

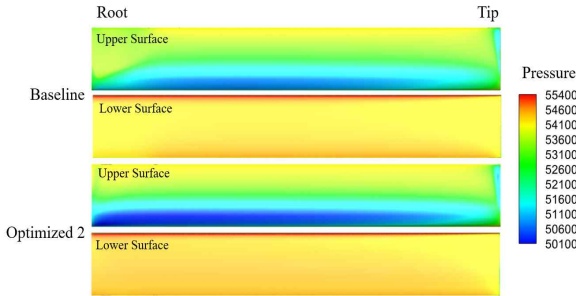


Fig. 15 Wing pressure contour of baseline and optimized 2

Table 6는 받음각 10°에서 초기형상과 최적 설계 2번 전기체 형상에 대한 공력해석 결과이다. 양력계수의 경우 약 9.5%, Endurance Factor는 약 7.3% 향상되었고 2차원에서의 성능 향상이 3차원 전기체 형상에서도 적용된 것을 확인하였다. 항력계수의 경우 88 Count 증가하였다.

Fig. 15은 초기형상과 최적 설계 2번을 부착한 전기체 형상에 대한 공력해석 결과이며, 날개 윗면과 아랫면에 대한 압력 분포를 나타낸다. 2차원 결과와 유사하게, 최적 설계를 통해 구현된 3차원 날개의 경우, 기존의 초기형상에 비해 상부 표면에서의 압력이 800 Pa 정도 줄어들었음을 확인할 수 있다. 아래 표면의 경우 전체적으로 300 Pa 정도 높은 것을 확인할 수 있다. 이를 통해 최적 설계 과정에서 도출된 에어포일은 전기체에 적용하여 기존 형상 대비 상당한 개선을 보여 준다. 최적 설계 전기체 형상의 경우 항력계수가 증가하였는데, 향상된 성능으로 인해 형상 주변의 유동 속도가 증가하여 공기 저항이 증가하였다고 판단된다. 결과적으로 Endurance Factor는 7.3% 향상되어 공력 및 체공 성능이 개선되었음을 알 수 있다.

Table 6 Result of aerodynamic coefficient

	Baseline	Optimized 2
C_l	1.7679	1.9362
C_d	0.1301	0.1389
Endurance Factor	18.06	19.39

5. 결론

본 연구에서는 무인기 전기체의 공력 성능 향상을 위한 최적 설계에 관한 연구를 수행하였다. 최적 설계에 앞서, 초기 에어포일의 경우 FX 계열과 NACA 계열의 에어포일 6종류를 선정하여 공력해석을 수행하였다. 해석 결과, 공력 성능이 가장 우수했던 FX-73-CL2-152 에어포일을 초기형상으로 선정하였다. 이후 항력 최소화 및 양력 증대를 목적함수로 설정하여 크리깅 근사모형을 구현하였다. 이후 전역적 탐색 및 목적함수를 만족하는 최적해를 도출하기 위해 유전자 알고리즘을 사용하였다.

최적 설계 2번의 경우 양력계수는 초기형상에 대비하여 2.38% 증가하였고, 3.56% 증가하여 공력 성능이 향상됨을 확인하였고, 이를 전기체에 적용하였다. Taper Ratio가 1인 직선익으로 날개를 구성하여 공력해석을 수행하였으며, 해석 결과 양력계수와 Endurance Factor에서 각각 9.5%, 7.3%의 향상을 보였다. 이러한 결과는 베르누이의 원리를 바탕으로 에어포일 상부에서의 유속의 증가와 하부에서의 압력 증가로 해석되었다. 그러나 항력계수가 약간 증가하는 현상이 발생하였는데, 이는 형상 주변의 유동 속도 증가로 인한 공기 저항 증가로 판단되었다. 하지만 전반적인 공력 성능과 체공 성능은 향상되었음을 확인하였다. 이번 연구를 통해 양력계수 증가로 인한 이착륙 거리의 감소, 날개 두께의 증가로 인한 구조안정성 및 연료 적재량 증가 등 에어포일 최적 설계가 무인기 전기체의 성능 향상에 이바지할 수 있음을 입증하였다. 향후 고양력 장치인 Flap을 장착한 에어포일에 대한 최적 설계 및 이를 적용한 전기체에 대한 전산 해석 연구를 수행할 수 있다. 또한, 정확도 높은 공력 DB 구축을 위한 DES/LES 모델을 활용한 전기체 공력해석 연구에 관한 연구로 확장할 수 있다.

후 기

본 연구는 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단 기초연구사업(NRF-2017R1A5A1015311)의 지원을 받아 수행되었습니다.

References

[1] 2019, Shakhathreh, H., Sawalmeh, A.H., Al-Fuqaha, A., Dou, Z., Almaita, E., Khalil, I., Othman, N.S., Khreishah, A. and Guizani, A.M., "Unmanned Aerial Vehicles (UAVs): A Survey on Civil Applications and Key Research Challenges," *IEEE Access* 7, Vol.7, pp.48572-48634.

- [2] 2020, Mohamed, N., Al-Jaroodi, J., Jawhar, I., Idries, A. and Mohammed, F., "Unmanned Aerial Vehicles Applications in Future Smart Cities," *Technological Forecasting & Social Change*, Vol.153, 119293.
- [3] 2020, Outay, F., Mengash, H.A. and Adnan, M., "Applications of Unmanned Aerial Vehicle (UAV) in Road Safety, Traffic and Highway Infrastructure Management: Recent Advances and Challenges," *Transportation Research Part A: Policy and Practice*, Vol.141, pp.116-129.
- [4] 2008, Budiyo, A., "Advances in Unmanned Aerial Vehicles Technologies," *International Symposium on Intelligent Unmanned System*, Vol.52, No.1, pp.1-40.
- [5] 2020, Gaffey, C. and Bhardwaj, A., "Applications of Unmanned Aerial Vehicles in Cryosphere: Latest Advances and Prospects," *Remote Sensing*, Vol.12, No.6.
- [6] 2021, Ramanan, G., Krishnan, P.R. and Ranjan, H.M., "An Aerodynamic Performance Study and Analysis of SD7037 Fixed Wing UAV airfoil," *Materials Today: Proceedings* 47, pp.2547-2552.
- [7] 2014, Coder, J.G. and Maughmer, M.D., "Comparisons of Theoretical Methods for Predicting Airfoil Aerodynamic Characteristics," *Journal of Aircraft*, Vol.51, No.1, pp.183-191.
- [8] 1997, Wolfe, W.P. and Ochs, S.S., "CFD Calculations of S809 Aerodynamic Characteristics," *35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, AIAA paper 97-0973.
- [9] 2004, Park, Y.M., Kim, Y.S., Chung, J.D. and Lee, J.Y., "Aerodynamic Shape Optimization of Airfoils Using Response Surface Method," *Aerospace Engineering and Technology*, Vol.3, No.2, pp.248-255.
- [10] 2020, Seong, D.G., Juliawan, N., Tyan, M., Kim, S.H. and Lee, J.W., "Flying-Wing Type UAV Design Optimization for Flight Stability Enhancement," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.48, No.10, pp.809-819.
- [11] 2021, Phiboon, T., Khanhwa, K., Petcharat, N., Phosombat, N., Kanazaki, M., Kishi, Y., Bureerat, S. and Ariyarat, A., "Experiment and Computation Multi-Fidelity Multi-Objective Airfoil Design Optimization of Fixed-Wing UAV," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol.35, No.9, pp.4065-4072.
- [12] 2006, Secanell, M. and Suleman, A., "Design of Morphing Airfoil Using Aerodynamic Shape Optimization," *AIAA Journal*, Vol.44, No.7, pp.1550-1562.
- [13] 2000, Magagnato, F., "SPARC Manual (Structured PARallel Research Code)," *Department of Fluid Machinery, University of Karlsruhe*.
- [14] 2014, Ganesh Ram, R.L., Cooper, Y.N., Bhatia, V., Karthikeyan, R. and Periasamy, C., "Design Optimization and Analysis of NACA 0012 Airfoil using Computational Fluid Dynamics and Genetic Algorithm," *Applied Mechanics and Materials*, Vol.664, pp.111-116.
- [15] 1981, Harris, C.D., "Two-Dimensional Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil in the Langley 8 Foot Transonic Pressure Tunnel," No.NASA-TM-81927.
- [16] 2016, Rumsey, C.L. and Morrison, J.H., "Goals and Status of the NASA Juncture Flow Experiment," *AVT-246 Specialists Meeting on Progress and Challenges in Validation Testing for CFD*, No.STO-MP-AVT-246.
- [17] 1951, Krige, D.G., "A Statistical Approach to some basic mine Valuation Problems on the Witwatersrand," *Journal of the Southern African Institute of Mining and Metallurgy*, Vol.52, No.6, pp.119-139.
- [18] 1963, Matheron, G., "Principles of geostatistics," *Economic Geology*, Vol.58, pp.1246-1266.
- [19] 1989, Sack, J., Welch, W.J., Mitchell, T.J. and Wynn, H.P., "Design and Analysis of Computer Experiments," *Statistical Science*, Vol.4, No.4, pp.409-435.
- [20] 1975, Holland, J.H., "Adaptation in Natural and Artificial Systems: An introductory Analysis with Applications to Biology, Control, and Artificial Intelligence," *MIT Press*.
- [21] 1978, Hicks, R.M. and Henne, P.A., "Wing design by numerical optimization," *Journal of Aircraft*, Vol.15, No.7, pp.407-412.