



## 반응면 기법을 사용한 OA 익형의 공력 최적 설계

사정환,<sup>1</sup> 박수형,<sup>2</sup> 김창주,<sup>2</sup> 윤철용,<sup>3</sup> 김승호,<sup>3</sup> 김상호,<sup>2</sup> 이재우<sup>2</sup>

### AERODYNAMIC DESIGN OPTIMIZATION OF OA AIRFOIL USING THE RESPONSE SURFACE METHOD

J.H. Sa,<sup>1</sup> S.H. Park,<sup>2</sup> C.J. Kim,<sup>2</sup> C.Y. Yun,<sup>3</sup> S.H. Kim,<sup>3</sup> S.H. Kim<sup>2</sup> and J.W. Lee<sup>2</sup>

*Optimization with metamodel is one of numerical optimization methods. Response surface method is performed for making metamodel. The Hicks-Henne function is used for designing 2D shape of the airfoil and spring analogy is used to change the grid according to the change in shape of the airfoil. Aerodynamic coefficient required for response surface method are obtained by using Navier-Stokes solver with  $k-\omega$  shear stress transport turbulence model. For the baseline airfoils, OA 312, OA 309, and OA 407 airfoils select and optimize to improve aerodynamic performance.*

**Key Words :** 전산유체역학(CFD), 익형 유동(Airfoil Flow), 최적설계(Design Optimization), 반응면 기법(Response Surface Method)

## 1. 서 론

공력 최적 설계 기법은 역설계 기법과 수치 최적화 기법으로 나눌 수 있다. 수치 최적화 기법은 임의의 함수를 최대 혹은 최소로 하는 변수들을 찾는 문제를 해석하는 방법으로 목적 함수의 민감도 정보를 이용하는 민감도 기반의 최적화 기법(gradient-based optimization method)과 이를 이용하지 않는 추계적인 최적화 기법(stochastic optimization method)으로 나눈다[1]. 민감도 기반의 최적화 기법은 추계적인 기법에 비하여 상대적으로 적은 계산시간으로 최적화를 수행할 수 있다는 장점이 있지만, 전역 최적치(global optimum value)를 찾지 못하고 국소(local) 극치에 머무를 수 있다는 단점이 있다[2]. 추계적인 최적화 기법은 전역치 혹은 최대치(global extremum)를 찾을 수 있다는 장점이 있지만 최적화를 위한 목적 함수의 반복 계산으로 계산 시간이 많이 소요되는 단점이 있다[3]. 본 논문에서는 또 하나의 최적화 방법인 메타모델(metamodel)을 이용한 최적 설계 방법을 사용하였다. 메타모

델을 이용한 최적 설계방법은 전산해석 결과들을 바탕으로 database를 구성하여 모델을 형성하고 전산 해석하는 방법을 말한다[4]. 본 논문에서는 메타모델을 생성하기 위하여 반응면 기법(response surface methodology)을 사용하였다. 본 연구에서는 반응면을 구성하는 과정에서 초기 반응면의 정확도가 떨어질 경우 정확도를 방해하는 database를 제거한 후 새로운 값으로 대체하여 높은 정확도를 갖는 반응면을 구성하였다. 반응면 정확도의 척도를 확인하기 위해서  $R^2$ (coefficient of multiple determination)과  $R_{adj}^2$ 을 사용하였다[5].

반응면 함수를 구성하기위해 Navier-Stokes 방정식을 이용한 공력해석 결과를 사용하였고, 기저 익형은 ONERA airfoil을 사용하였다. 블레이드에 사용되는 익형을 설계할 경우 고정익의 공력 최적 설계와 다른 목적 변수와 제약 변수가 필요하다[6]. 본 연구에서 사용된 조건은 다른 연구에서 사용된 조건을 바탕으로 한 조건을 사용하였다.

## 2. 수치적 기법

### 2.1 반응면 기법을 사용한 최적 설계

반응면은 database를 최소자승법(least square method)으로 근

1 학생회원, 건국대학교 대학원 항공우주정보시스템공학과

2 정회원, 건국대학교 대학원 항공우주정보시스템공학과

3 정회원, 한국항공우주연구원

\* Corresponding author, E-mail: pish@konkuk.ac.kr

사화하여 다항식을 만드는 것으로 true response는 다음과 같은 식으로 나타낼 수 있다.

$$y(x) = f(x) + \epsilon \quad (1)$$

여기서  $f(x)$ 는 미지의 response 함수이고,  $\epsilon$ 는 random error이다. 본 논문에서는 2차의 다항식으로 반응면을 구성하였고, 위의 식을 매트릭스 형식으로 나타내면 다음과 같다

$$y = \beta_0 + \sum_{i=1}^n \beta_i x_i + \sum_{i=1}^n \beta_{ii} x_i^2 + \sum_{i < j} \sum_{j=1}^n \beta_{ij} x_i x_j + \epsilon \quad (2)$$

$\beta$ 는  $(k \times 1)$  regression coefficients vector 이고, least squares estimators  $b$ 는 오차를 최소화 하는 것로부터 구할 수 있으며 결국 다음에 나오는 식으로 구하게 된다.

$$b = (X^T X)^{-1} X^T y \quad (3)$$

반응면 기법의 정확도 및 불확실성을 나타내기 위하여 보통 통계적 파라미터를 이용한다. 대표적인 계수로는 결정계수 ( $R^2$ , coefficient of determination)을 들 수 있으며 회귀방정식이 데이터를 어느 정도 정확하게 만족하는지 지표가 된다[6].

$$R^2 = \frac{SS_R}{SS_{TO}} = 1 - \frac{SS_E}{SS_{TO}} \quad (4)$$

$SS_{TO}$  : total sum of squares

$SS_R$  : regression sum of squares

$SS_E$  : error sum of squares

그러나 위의 계수만으로는 회귀모델의 정확성을 점검하기 어려우므로 보통  $R_{adj}^2$ 을 주로 이용하며 아래와 같이 표기된다.

$$R_{adj}^2 = 1 - \frac{n_s - 1}{n_s - p} (1 - R^2) \quad , \quad p = k + 1 \quad (5)$$

본 논문에서 초기 data를 사용한 반응면의  $R^2$ ,  $R_{adj}^2$ 이 0.99 이하인 경우 정확도를 방해하는 data를 제거한 새로운 database를 구성하여 반응면을 구성하도록 하였다.

반응면 기법을 사용한 최적 설계의 과정은 Fig. 1과 같다. 초기 설계 변수의 설계 점은 주어진 범위 내에서 무작위로 선정된 값이 사용된다. 설계점의 변화 범위는 기저 익형의 5%로 하였다. 설계점의 수는 보통 2차 모델에서 발생하는 전

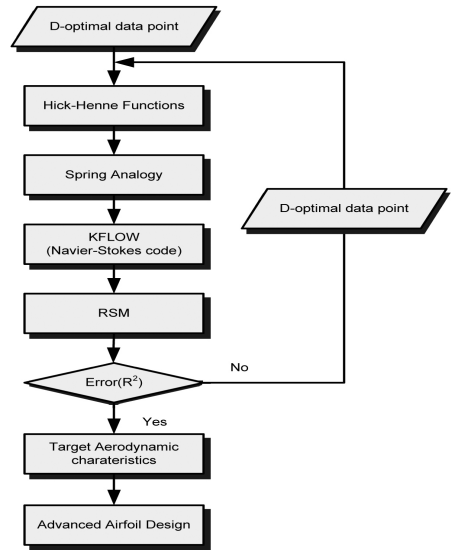


Fig. 1 Optimization Procedure

체 항의 수, 즉  $(n_v + 1)(n_v + 2)/2$ 의 1.5~2배가 적당하다고 알려져 있다[6]. 본 논문에서 사용한 설계 변수의 수,  $n_v$ 는 10이며 설계 점의 수는 110이다. 주어진 설계 점에 따라 형상 함수를 사용하여 형상을 재구성한 후 spring-analogy를 사용하여 새로운 형상에 맞는 격자(grid)를 구성하였다. 유동장 해석은 Navier-Stokes 방정식을 사용하여 2차원 익형을 해석하였고, 해석 결과를 사용하여 2차 다항식 반응면을 생성하였다. 본 연구에는 초기의 반응면이 정확도 판단 기준을 만족시키지 못할 경우 사용한 설계점 중 정확도가 낮은 설계 점을 제거한 후 새로운 설계점을 선정하여 반응면을 재구성하게 된다. 교체 방법은 GA(genetic algorithm)의 mutation 방법을 사용하였다[7]. 이때, 교체 기준은 상대오차 1%이상으로 하였다. 이러한 방법을 통해 생성된 반응면의 정확도가  $R^2$ 과  $R_{adj}^2$ 을 기준으로 하여 0.99 이상이 되는 반응면이 생성되도록 하였다.

## 2.2 형상 함수

설계에 사용한 기본 익형은 ONERA에서 사용하는 익형으로 OA312, OA309, OA407 이다. 이 익형들은 순서대로 블레이드의 안쪽에서부터 바깥쪽에 사용되는 익형의 설계에 사용되었다. 형상 함수의 종류는 날개 단면의 형상을 표현하는데 오랫동안 사용되어온 Hicks-Henne 함수를 사용하였다. Hicks-Henne 함수는 익형 설계 문제에 있어 많은 연구를 통하여 성능이 검증되어 있으며 적은 설계 변수로도 우수한 결과를 얻을 수 있는 것으로 알려져 있다[8]. 사용한 설계 변수의



수는 익형의 윗면과 아랫면에 5개씩으로 모두 10개 이다. 계산에 사용된 격자는 C-type(321×65)이며 익형 표면은 윗면과 아랫면 각각 128개의 격자점으로 구성되어 있다. 형상 변화에 따른 격자의 변형은 정렬 격자계와 비정렬 격자계에서 격자 변형 기법으로 널리 사용된 spring analogy를 사용하였다[9].

### 2.3 목적함수 및 설계조건

헬리콥터에 사용하는 익형의 설계 조건은 목적에 따라 차이가 있지만 블레이드의 안쪽에 사용하는 익형은  $C_{l_{max}}$  (Maximum lift coefficient)가 큰 값을 가지도록 하며, 바깥쪽에 사용하는 익형은  $M_{DD}$ (drag divergence Mach number)가 크도록 설계한다는 공통점이 있다[11,12,13]. 본 논문에서 사용한 제약 조건은 Table 1과 같으며 목적함수는  $M_{DD}$ 의 최대값으로 정하였다.  $M_{DD}$ 는 Mach number가 증가할 때 동일한  $C_l$ 값을 갖는 받음각에서의  $C_d$ 의 증가량이 0.1인 지점의 Mach number를 의미한다.

## 3. 결과 및 토론

### 3.1 최적설계의 검증

반응면 기법을 사용한 본 연구의 최적 설계 프로그램을 검증하기 위하여 박영민 등[14]이 스마트 무인기 날개용 에어포일의 공력 최적 설계를 수행한 결과와 비교하였다. 반응면 함수를 구성하기 위한 공력 계수를 구하기 위하여 본 연구에서는 Navier-Stokes 방정식 해법을 사용하였다. 난류모델은  $k-\omega$  SST(Shear Stress Transport) 난류 모델을 사용하였다. 지배 방정식에 관한 자세한 언급은 참고문헌에 명시되어 있다 [10]. 비교를 위한 최적 설계에 사용된 익형은 NACA64621 이며 최적의  $C_l^{1.5}/C_d$  을 만족하는 익형을 설계하였다. 사용된 유동 조건은 마하수 0.21, 레이놀즈수  $3.71 \times 10^6$ 인 조건을 사용하였다. 반응면의 정확도를 판별하는  $R^2, R_{adj}^2$  이 모두 0.99 이상을 만족하는 설계 점을 사용하여 최적 설계를 수행하였다. 최적 설계에 사용된 제약조건과 목적함수는 Table 2와 같다.

Table 1 Aerodynamic constraint limits

AERODYNAMIC COEFFICIENT	SECTIONS		
	1	2	3
$M_{DD}$ at $C_l = 0 \geq$	0.80	0.81	0.85
$ C_{m_0}  \leq$	0.01	0.01	0.01
$C_{l_{max}}$ at $M=0.4 \geq$	1.6	1.3	1.0
Max $t/c, \%$	12	9	7
Base airfoil	OA312	OA309	OA407

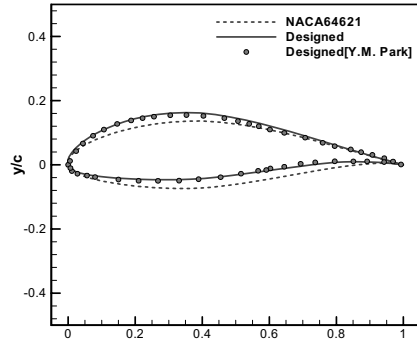


Fig. 2 Comparison of NACA64621 and designed airfoils geometry

Table 3에서 보듯이, 설계된 익형은 기저 익형인 NACA64621 보다 최대 양향비는 1% 증가하였지만, 목적함수인  $C_l^{1.5}/C_{d_{max}}$  는 약 10% 정도 증가한 결과를 확인할 수 있었다. 기저익형은  $C_{l_0}$  값이 0.5 이지만 설계요구조건에 의하여 설계된 익형의  $C_{l_0}$  값은 0.7을 만족하고 있으며, 양력 기울기는 크게 향상 되지 않았지만 최대 양력 값은 증가 하였다. 최저 항력 계수 값은 기저 익형과 거의 동일한 값을 유지하였고  $C_{m_0}$  값은 증가하였지만 제약조건을 만족시키고 있다.

Fig. 2를 보면 최적 설계의 결과가 참고한 최적 설계 결과와 유사한 설계가 이루어짐을 확인할 수 있다. 최적 설계된 익형의 윗면은 앞전 쪽이 두꺼워 지고, 아랫면의 경우 전체 적으로 얇아졌다. Fig. 3은 설계 전후  $C_l^{1.5}/C_{d_{max}}$  의 변화를 나타

Table 2 Design conditions

목적 함수	$C_l^{1.5}/C_d$	$\geq 70$
제약 조건	$C_{d_{min}}$	$\leq 0.013$
	$C_{l_0}$	$\geq 0.70$
	$C_{m_0}$	$\geq -0.19$
	$t/c$	$\geq 0.21$

Table 3 Aerodynamic design optimization results

	NACA64621	Designed
$C_{d_{min}}$	0.01375	0.01287
$C_{l_0}$	0.51583	0.73330
$C_{m_0}$	-0.11475	-0.14188
$C_{l_{max}}$	1.92520	2.01302
$L/D_{max}$	57.49667	58.3778
$L^{1.5}/D_{max}$	69.11376	75.60673

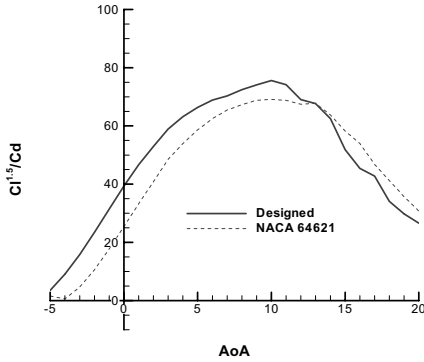


Fig. 3  $C_l^{1.5}/C_d$  of NACA64621 and designed airfoil

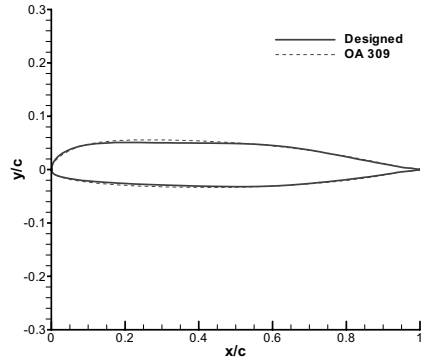


Fig. 5 Comparison of OA 309 and designed airfoils geometry

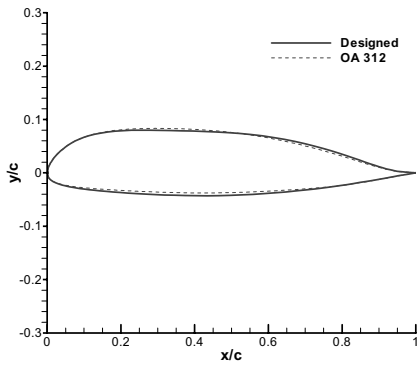


Fig. 4 Comparison of OA 312 and designed airfoils geometry

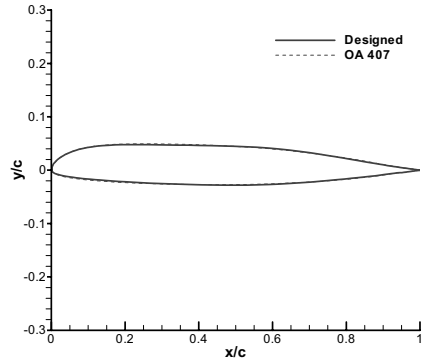


Fig. 6 Comparison of OA 407 and designed airfoils geometry

낸 그림이다.

### 3.2 ONERA OA 익형을 사용한 최적설계

설계에 사용된 속도 영역이 고정되어 있지 않기 때문에 속도 변화에 따른 Reynolds number의 변화를 고려해야한다. 사용한 Reynolds number는 다음과 같다[11].

$$Re = 8 \times 10^6 \times M \quad (6)$$

반응면 기법을 사용한 최적 설계는 ONERA의 OA 312, OA 309, OA 407 익형을 사용하여 수행하였다. 이 기저 익형들은 기존의 익형을 최적 설계하여 설계한 익형으로 블레이드의 안쪽에서부터 순서대로 위치한다. 본 연구에서는 이 익형들을 사용하여 좀 더 향상된 익형을 설계하였다. 설계에 사용된 조건들은 Table 1 과 같다. 최적 설계된 익형의 형상은 Fig. 3,

4, 5에 도시하였다. 설계된 형상을 살펴보면 선두부와 선미부의 형상에는 거의 변화가 없고 선두부와 선미부 사이에서 형상이 평평해지는 양상을 보이고 있음을 확인할 수 있다 이것은 사용된 기저 익형이 이미 양력이나 항력등에 관한 설계조건을 충족하도록 설계된 형상이었고, 본 연구에서 적용한 제약 조건은 공력성능의 향상을 추구한 것이라기보다 모멘트나 항력 발산 마하수의 기준을 충족하는 방향으로 이루어졌기 때문이라고 생각된다. Fig. 6에 도시되어있는 설계된 형상의 공력계수를 살펴보면, 세 가지 결과 모두 양력 기울기의 값은 변화가 없었고 최대 양력 값 역시 상승폭이 2% 이내로 큰 변화는 없었다. Fig. 7을 보면  $C_{m_0}$ , 항력 발산 마하수의 경우 세 종류 모두 영역이 증가하여 설계 제약조건을 충족하는 것을 확인 할 수 있다.  $C_{m_0}$ 의 경우 대부분의 속도영역에서 기존의 값에 비하여 감소하는 결과를 보여준다.

Fig. 8,9는 다른 기저 익형을 동일한 설계 조건을 사용하여

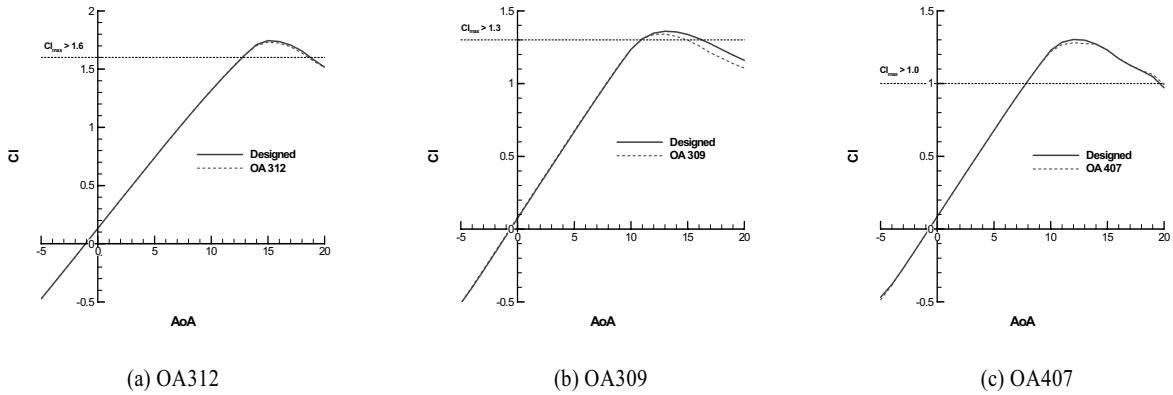


Fig. 7 Computed characteristics of OA airfoil and designed airfoil,  $M=0.4$ ,  $Re = 3.2 \times 10^6$

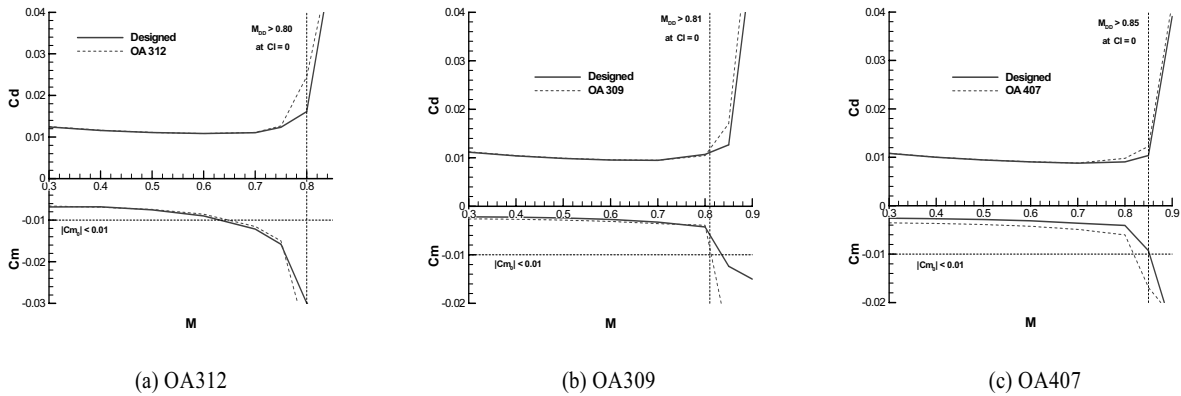


Fig. 8 Computed characteristics of OA airfoil and designed airfoil,  $C_l = 0$ ,  $Re = M \times 8 \times 10^6$

설계한 익형의 공력계수를 나타낸 그림이다. OA312 익형은 OA213 익형을 사용하여 공력 설계된 익형이다[11]. 본 논문에서는 OA312 익형을 사용하여 공력 설계한 결과가 다른 기저 익형을 사용한 결과와 차이가 있는지 확인하기 위하여 OA213 익형을 사용하여 공력 설계를 하였다. 기저 익형의 형상은 다르지만, 동일한 설계 조건으로 인하여 설계 후의 공력 계수 결과는 거의 동일함을 확인할 수 있었다. 양력의 경우 기저 익형이 조건을 이미 만족하고 있는 상태이기 때문에 눈에 띄게 향상되지는 않았지만, 항력과 모멘트의 경우 기저익형에 비하여 크게 향상되었음을 확인하였다.  $M_{DD}$ 의 경우 기존 익형은 0.7이었지만, 설계 후 0.8까지 증가하였다.

블레이드에 적용할 수 있는 익형을 설계하였다. 제약 조건은 ONERA 등의 다른 연구기관에서 사용하는 조건들을 참고한 조건을 사용하였다. 최적설계 기법의 검증은 스마트무인기에 적합한 익형의 설계를 다른 연구와 비교하여 검증하였다. 헬리콥터에 사용되는 익형설계의 결과를 살펴보면 양력의 경우 기존의 익형이 조건을 충족하고 있는 상태여서 크게 개선되지는 않았다. 항력 발산 마하수의 경우 기존의 익형의 결과에 비하여 큰 값을 설계 조건으로 사용하였기 때문에 조건을 만족하는 형상으로 설계됨을 확인할 수 있었다. 기저익형의 형상이 달라도 설계 조건이 동일한 경우 공력설계 결과가 거의 유사함을 확인하였다.

4. 결 론

후 기

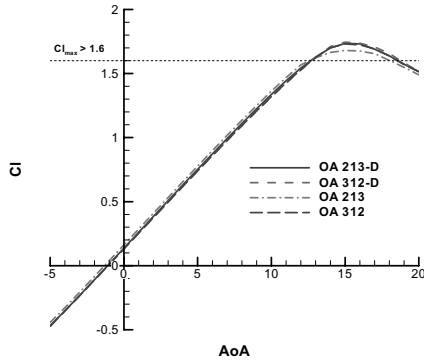


Fig. 9 Computed characteristics of OA airfoil and designed airfoil,  $M=0.4$ ,  $Re = 3.2 \times 10^6$

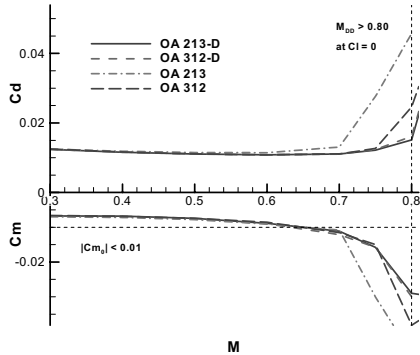


Fig. 10 Computed characteristics of OA airfoil and designed airfoil,  $C_l = 0$ ,  $Re = M \times 8 \times 10^6$

(KARI 주관) 위탁연구결과 중 일부임 또한 정부(교육과학기술부)의 재원으로 국제과학 기술 협력재단의 지원을 받아 수행한 연구임.

### 참고문헌

[1] 1998, Pierret, S. and Van den Braembussche, R.A., "Turbomachinery blade design using Navier-Stokes solver and artificial neural network," *ASME paper 98-GT-04*.  
 [2] 1979, Vanderplaats, G.N., "Efficient algorithm for numerical

airfoil optimization," *Journal of Aircraft*, Vol.16, No.12, pp.842-847.  
 [3] 1997, Oyama, A., Obayashi, S. and Nakahashi, K., "Transonic wing optimization using genetic algorithm," *AIAA Paper*, 97-1854.  
 [4] 1994, Barton, R.R., "Metamodeling : A state of the Art review," *proceeding of the 1994 winter Simulation Conference*, pp.237-244.  
 [5] 2002, Myers, R.H. and Montgomery, D.C., *Response surface methodology*, John Wiley and Sons, New York, NY, USA.  
 [6] 2000, Jones, B.R., Crossley, W.A. and Lyrantzis, A.S., "Aerodynamic and aeroacoustic optimization of rotorcraft airfoils via a parallel genetic algorithm," *Journal of Aircraft*, Vol.37, No.6, pp.1088-1096.  
 [7] 1989, Goldberg, D.E., *Genetic algorithms in search, optimization, and machine learning*, Addison-Wesley Longman Publishing Co, Boston, MA, USA.  
 [8] 1978, Hicks, R.M. and Henne, P.A., "Wing design by numerical optimization," *Journal of Aircraft*, Vol.15, No7, pp.407-412.  
 [9] 1990, Batina, J.T., Robinson, B.A., and Yang, H.T., "Aeroelastic analysis of wings using the Euler equations with a deforming mesh," *NASA Technical Memorandum*, NASA TM-102733.  
 [10] 2004, Park, S.H., and Kwon, J.H., "Implementation of  $k-\omega$  turbulence models in an implicit multigrid method," *AIAA paper*, Vol.42, No.7, pp.1348-1357.  
 [11] 1990, Vuillet, A., "Rotor and blade aerodynamic design," *AGARD-FDP special course on AERODYNAMICS OF ROTORCRAFT*.  
 [12] 1978, Dadone, L.U., "Design and analytical study of a rotor airfoil," *NASA Contractor Report*, NASA CR-2988.  
 [13] 1995, Hassan, A.A. and Jackson, B., "Transonic airfoil design for helicopter rotor applications," *McDonnell Douglas Helicopter Company Mesa, Arizona, USA*.  
 [14] 2004, 박영민, 정진덕, 김유신, 최성욱, "스마트 무인기 날개용 에어포일의 공력최적설계," *한국전산유체공학회 2004년도 추계학술대회논문집*, pp.193-196.