

모멘트 기법과 PARSEC 함수를 이용한 에어포일 신뢰성 기반 최적설계

이 재 훈,^{*1} 강 희 업,² 권 장 혁,³ 곽 병 만,³ 정 경 진⁴

¹대한항공 항공우주사업본부, ²삼성전자

³한국과학기술원, ⁴국방과학연구소

RELIABILITY-BASED OPTIMIZATION OF AIRFOILS USING A MOMENT METHOD AND PARSEC FUNCTION

J. Lee,^{*1} H. Kang,² J. Kwon,³ B. Kwak³ and K. Jung⁴

¹Koreanair Aerospace Division, ²Samsung Electronics Co.

³KAIST, ⁴Agency for Defense Development

In this study, the reliability-based design optimization of the airfoil was performed. PARSEC function was used to consider the uncertainty of the aerodynamic shape for the reliability-based shape optimization of airfoils. Among various reliability analysis methods, the moment method was used to compute the probability of failure of the aerodynamic performance. The accuracy of the reliability analysis was compared with other methods and it was found that the moment method predicts the probability of failure accurately. Deterministic and reliability-based optimizations were performed for the shape of the airfoil and it was demonstrated that reliability-based optimum assures the aerodynamic performances under uncertainties of the shape of the airfoil.

Key Words : 신뢰성 해석(Reliability Analysis), 모멘트 기법(Moment Method), 파섹 함수(PARSEC function)

1. 서 론

컴퓨터 성능과 해석 기법의 발달로 인해 최적설계에서 고정밀의 해석 기법의 적용이 많아지고 있다. 패널 기법에서부터 압축성을 고려할 수 있는 오일러 방정식이나 점성의 영향을 고려할 수 있는 Navier-Stokes 방정식을 사용한 유동해석 기법이 최적화에 많이 사용되고 있는 추세이다. 최적설계 기법에 있어서도 기존의 결정론적(deterministic) 방법들이 최적점을 벗어난 곳에서의 성능에 대한 보장을 할 수 없는 한계가 있으므로 이를 극복하기 위해 강건 설계(robust design)나 신뢰성 기반 최적설계(reliability based design optimization, RBDO)에 대한 연구가 많이 이루어지고 있는 추세이다. 우리

가 살아가는 물리적 세계에서는 어떤 현상에 영향을 미치는 인자(parameter)들이 불규칙한 특성을 나타낼 수 있다. 따라서 불규칙성을 내포한 인자들을 확률 변수로 고려하는 것이 타당하다.

항공 우주 분야에서 확률 변수로 간주할 수 있는 인자들은 마하수나 받음각 등의 유동 조건과 날개 형상 등을 들 수 있다. 실제 항공기의 운용 시에 유동 조건은 항상 일정할 수 없으며 시간과 공간에 따라 변하게 된다. 날개의 형상 또한 실제 운용 시에 설계된 형상과 차이가 발생할 수 있는 불확실성이 존재한다. 이와 같은 불확실성에 의해 공력 계수와 같은 항공기의 성능 또한 확률 분포를 가지게 된다. 그런데 날개의 형상을 확률 변수로 고려할 때 주로 평면 형상(planform shape)에 관련된 것들을 주로 다루어 왔다. 즉, 테이퍼비(taper ratio)나 뒤젯힘각(sweepback angle) 등을 확률 변수로 가정하여 신뢰성 기반 최적설계를 수행해왔다.

Ahn 등은 날개의 평면 형상(planform shape) 관련 변수를 최적화하는 연구를 수행하였다[1]. 설계 변수로는 뒤젯힘각, 테이퍼비 등이었으며 이들 변수를 확률 변수로 가정하였으며

Received: May 18, 2011, Revised: May 9, 2012,

Accepted: May 14, 2012.

* Corresponding author, E-mail: jaehun.lee@gmail.com

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/ksce.2012.17.2.028>

© KSCFE 2012

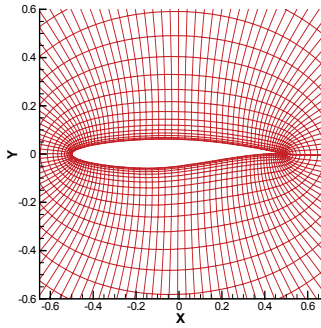


Fig. 1 Grid of RAE2822

더불어 유동 조건인 마하수와 받음각 또한 확률변수로 가정하여 확률기반 최적설계를 수행하였다. 민감도 기반 최적설계 기법의 일종이지만 공학 분야에서의 적용은 많이 이루어지지 않은 신뢰영역(trust region) 기법을 사용해 최적화의 효율성을 높이고자 하였다.

Kim 등은 Hicks-Henne 함수를 형상함수로 하여 각 설계 변수가 가우스 분포(Gaussian distribution)를 따른다고 가정하여 ONERA-M6 날개의 신뢰성 기반 형상 최적설계를 수행하였다 [2]. 신뢰성 해석에서의 효율성을 높이기 위해 BTPA (bidirectional two point approximation)를 개발하였으며 이를 이용해 공력 계산을 대체하여 계산 부하를 줄일 수 있었다. 날개 형상에 대한 교란(perturbation) 또는 범프(bump)의 일종인 Hicks-Henne 함수의 인자를 확률 변수로 가정하여 신뢰성 기반 최적설계를 수행하였다.

Hicks-Henne 함수와 달리 Sobieczky에 의해 제안된 PARSEC 함수는 그 인자가 에어포일의 형상과 직접 연관이 있다[3]. PARSEC 함수는 6개의 다항식 항들로 구성되어있고 이들의 계수는 에어포일의 형상으로부터 구해진다. 계수의 결정에 필요한 PARSEC의 인자에는 앞전 반경, 최대 높이, 최대 높이 위치, 뒷전 각도 등이 있으며 실제 측정 가능한 값들이기 때문에 이들 인자를 확률 변수로 설정하는 것은 타당하다. 설계 변수의 개수가 고정되어 있어서 형상 표현 능력이 다소 부족하지만 최근 연구를 보면 천음속 에어포일의 형상 최적 설계에서 기존의 형상함수들과 대등한 성능을 보여 주고 있다[4,5].

선행 연구에서 모멘트 기법을 공력 해석에 적용하여 2차원 및 3차원의 형상에 대해 정밀도가 높은 신뢰성 해석이 가능함을 보였다[6]. 본 연구에서는 선행 연구에 이어 에어포일에 대한 신뢰성 기반 최적설계가 수행되었다. 에어포일 형상을 PARSEC 함수로 근사화하고 PARSEC 함수의 인자를 확률 변수로 설정하여 에어포일의 공력 계수의 신뢰도를 구하였다. 이를 통하여 에어포일 형상에 불확실성이 존재하는 경우에

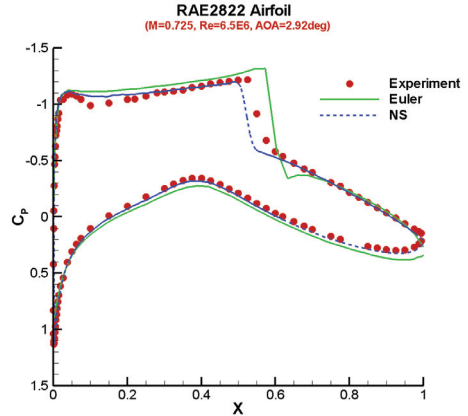


Fig. 2 Comparison of pressure coefficients for RAE2822

대한 신뢰성 기반 최적설계를 수행하고자 한다.

2. 공력 형상 최적설계

2.1 유동장 해석

유동장 해석을 위해 2차원 오일러(Euler) 방정식을 사용하였다. 식 (1)과 (2)는 압축성 오일러 방정식을 직교좌표계에서 미분형태로 표시한 것이다.

$$\frac{\partial q}{\partial t} + \frac{\partial f_i}{\partial x_i} = 0 \tag{1}$$

$$q = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u_1 \\ \rho u_2 \\ \rho E \end{pmatrix}, f_i = \begin{pmatrix} \rho u_i \\ \rho u_i u_1 + \delta_{i1} p \\ \rho u_i u_2 + \delta_{i2} p \\ \rho u_i H \end{pmatrix} \tag{2}$$

ρ, u_i, p, E, H 는 각각 밀도, x_i 축 방향의 속도성분, 압력, 총 에너지, 총엔탈피를 나타낸다. δ_{i1} 과 δ_{i2} 는 크로네커 델타 (Kronecker delta) 함수를 의미하고 $i=1$ 일 경우 $\delta_{11}=1$ 및 $\delta_{12}=0$ 이 된다. 공간 이산화 기법은 유한 체적법을 사용하였고, 시간 전진은 내재적 기법의 일종인 DADI를 사용하며, 다중격자 (multigrid), 순차격자생성(mesh sequencing) 등을 이용해 수렴 가속을 한다[7].

Table 1과 Fig. 1-2는 RAE2822 에어포일에 대해 해석한 결

Table 1 Aerodynamic coefficients of RAE2822 airfoil

	Exp	Euler	NS
Cl	0.7430	0.8670(16.7%)	0.7535(1.4%)
Cd	0.0127	0.0145(13.9%)	0.0146(14.9%)

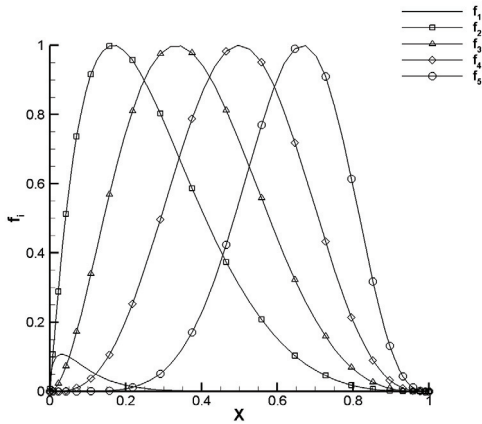


Fig. 3 Hicks-Henne function

과를 보여주고 있다. 해석에 사용된 격자는 O형의 격자이며 격자의 크기는 시위 방향으로 129개, 시위에 수직인 방향으로 33개의 점이 있다. Fig. 1에 해석에 사용된 격자를 표시하였다. 또한 오일러 방정식을 사용하기 때문에 첫 번째 셀의 높이는 10^{-3} 으로 성글게 작성되었다. 마하수 0.725, 레이놀즈수 6.5×10^6 에 대해 해석하였으며 해석 결과를 Table 1 및 Fig. 2에 표시하였다[8]. Table 1은 공력 계수 비교한 것으로 () 안의 숫자는 실험치에 대한 상대오차를 의미하며, 오일러 방정식을 사용한 비점성 해석과 점성 해석의 항력 계수가 비슷한 값을 가지는 것을 볼 수 있고, 이는 비점성 해석의 압력 저항이 과다함을 의미한다. 그러나 Fig. 2의 압력 분포를 살펴보면 충격파의 발생 위치가 실험치와 유사하여 실제 유동현상에 대한 모사가 가능함을 알 수 있다. 또한 비점성 해석이 점성 해석에 비해 해석 시간이 짧고 벽면 주위에서 격자가 성글기 때문에 격자 변형이 용이하여 최적화에 더 적합하다고 볼 수 있다. 따라서 본 연구에서는 비점성 해석을 사용하여 최적화를 수행하였다.

2.2 형상 함수

Hicks-Henne 함수는 많은 연구자들에 의해 사용되어 온 형상함수로 적은 설계 변수로도 좋은 결과를 보여준다고 알려져 있다. 아래 식 (3)-(6)은 설계 변수가 n 개인 Hicks-Henne 함수의 공식을 나타내고 있다.

$$Y = Y_0 + \sum_{i=1}^n d_i f_i \tag{3}$$

$$f_1 = \frac{X^{1/2}(1-X)}{e^{15X}} \tag{4}$$

$$f_k = (\sin(\pi X^{c_k}))^3, k = 2, \dots, n \tag{5}$$

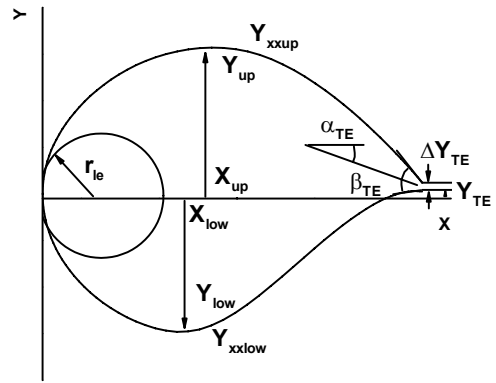


Fig. 4 PARSEC function

$$c_k = \frac{\log(0.5)}{\log\left(\frac{k-1}{n}\right)} \tag{6}$$

식 (3)에서 d_i 는 설계 변수, n 은 설계 변수의 개수를 의미하고 f_i 는 Hicks-Henne 함수를 의미한다. Y_0 는 초기 에어포일의 좌표로 시위(chord) 방향에 수직인 방향의 좌표를 의미하고, 여기에 Hicks-Henne 함수들의 가중합(weighted sum)을 더해 새로운 형상에 대한 에어포일의 좌표 Y 를 구하게 된다. 즉 Hicks-Henne 함수들의 중요 인자인 d_i 는 가중합에 대한 가중치(weight)로서 작용하게 된다. 일반적으로 많이 사용되는 5개의 Hicks-Henne 함수의 형태를 Fig. 3에 표시하였다. 식 (4)에서 X 는 시위 방향의 에어포일 좌표를 의미한다. Fig. 3을 보면 $X=0$ 과 $X=1$ 부근의 점의 분포가 조밀하고 앞전과 뒷전의 형상이 중요한 에어포일에서의 적용에 유리함을 알 수 있다. 그런데 이와 같은 Hicks-Henne 함수의 설계 변수는 각 범프(bump) 형상에 대한 최대 높이를 조절하는 역할을 할 뿐이며 이들과 에어포일 형상과는 직접적인 연관이 없기 때문에 이를 이용하여 에어포일 형상의 신뢰성 해석을 하기에는 어려움이 있다.

PARSEC 함수는 Hicks-Henne 함수와 달리 함수의 인자들이 형상과 직접적으로 연관되어 있다. PARSEC 함수는 다항식의 합으로서 식 (7)과 같이 표현된다[3].

$$Y = \sum_{n=1}^6 a_n(p) X^{n-1/2} \tag{7}$$

식 (7)에서 a_n 은 다항식의 계수를 뜻하고 p 는 PARSEC 함수의 인자를 의미한다. PARSEC 함수의 인자들은 Fig. 4에 표시되어 있다. 이들은 앞전 반경(r_{le}), 최대점 좌표(X_{up} , Y_{up} , X_{low} ,

Y_{low} , 최대점의 곡률(Y_{xup} , Y_{xdown}), 뒷전 방향(α_{TE}), 뒷전 사이 각(β_{TE}), 뒷전 좌표(X_{TE} , Y_{TE}), 뒷전 오프셋(ΔY_{TE}) 등이다. 에어포일의 형상이 주어질 경우 $a_n(p)$ 는 PARSEC 함수의 인자들의 정의와 식 (7)로부터 구할 수 있다. 예를 들어, 에어포일의 윗면의 최대점의 좌표 (X_{up} , Y_{up})를 식 (7)에 대입하면 다음의 식을 얻을 수 있다.

$$Y_{up} = \sum_{n=1}^6 a_n X_{up}^{n-1/2} \tag{8}$$

이와 같은 방식으로 나머지 인자들에 대한 기하학적 관계를 통해 대수방정식을 구성해 이를 풀면 다항식의 계수인 a_n 을 구하였다[9]. PARSEC 함수에는 총 12개의 인자들이 존재하는 데 일반적으로 에어포일의 뒷전의 X 좌표인 XTE는 1로 설정하므로 총 11개의 인자가 존재한다.

본 연구에서는 이와 같은 PARSEC 함수를 이용하여 날개의 표면을 표현하고 PARSEC 함수의 인자들이 확률 분포를 가진다고 가정하여 날개 표면의 확률기반 형상 최적설계를 수행하게 된다.

3. 신뢰성 해석

신뢰성 해석(reliability analysis)이란 해석 대상이 주어진 조건에 대해 얼마나 신뢰할 수 있는지를 판단하는 것을 말한다. 신뢰성 해석에서의 신뢰성(reliability)은 손상 확률(probability of failure) P_f 를 사용해 다음과 같이 정의된다.

$$\begin{aligned} \text{Reliability} &= 1 - P_f & (9) \\ P_f &= P(g \leq 0) & (10) \end{aligned}$$

손상 확률이란 식 (10)과 같이 정의되고, 여기에서 g 는 한계 상태 방정식(limit state equation)이라고 하며 해석 대상이 안전하지 아닌지를 판단하는데 사용된다. 식 (9)와 같이 손상 확률이 정의된다면 $g \leq 0$ 인 영역이 손상 영역(failure region)이 되고 $g > 0$ 인 영역이 안전 영역(safety region)이 된다. 각각의 신뢰성 해석 기법마다 손상 확률을 구하는 방법은 다르며 많이 사용되는 기법으로는 몬테카를로 모사법(Monte-Carlo Simulation, MCS), 모멘트 기법(moment method) 등이 있다.

3.1 몬테카를로 모사법

몬테카를로 모사법은 반복적으로 임의의 점을 추출해 해석 대상의 신뢰성을 계산한다. 이때 계산의 정확성을 높이기 위해서는 충분한 크기의 표본점을 필요로 하기 때문에 많은 계

산량을 요구한다. 몬테카를로 모사법에서의 손상 확률은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$P_f = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N I[g(x(i))] \tag{11}$$

식 (11)에서 N 은 표본의 개수를 뜻하고, $x(i)$ 는 i 번째 확률 변수를 뜻한다. I 는 표시 함수(indicator function)로서 $g > 0$ 일 때는 해석 대상이 안전하므로 0이 되고, $g \leq 0$ 일 때는 해석 대상이 불안전하므로 1이 된다. 보통 표본 크기는 수만에서 수십만에 이르기 때문에 해석하는 데 소요되는 시간이 길면 이 방법은 비효율적이 된다. 그런데, 컴퓨터상에서 난수의 발생은 완전하지 않기 때문에 몬테카를로 기법의 결과를 단일한 값으로 나타내기 보다는 구간으로 표시하기 것이 더 적합할 수 있다. 아래의 식은 몬테카를로 모사법의 결과를 구간으로 표시하는 공식으로 신뢰구간(confidence interval)이라고 한다.

$$P_f - \sqrt{\left(\frac{P_f(1-P_f)}{N}\right)} z_\alpha \leq P_f \leq P_f + \sqrt{\left(\frac{P_f(1-P_f)}{N}\right)} z_\alpha \tag{12}$$

식 (12)에서 z_α 는 z 임계값(critical value)이라고 하고 현재 연구에서는 97.5%의 신뢰도를 나타내는 1.96을 사용하였다[10].

3.2 모멘트 기법

모멘트 기법은 통계적 모멘트들로부터 확률 분포를 직접 구하는 방법이다. 일반적으로 통계적 모멘트는 다음과 같이 정의된다.

$$M_k = \int_{-\infty}^{\infty} (x - \mu)^k f(x) dx \tag{13}$$

식 (13)에서 M_k 는 k 번째 중심 모멘트(central moment)를 의미하고, x 는 확률 변수, $f(x)$ 는 확률 분포 함수 또는 확률 밀도 함수(probability density function, PDF)라고 한다. 식 (13)은 다음과 같은 수치적인 적분으로 구할 수 있다.

$$E\{g^k\} = \int_{-\infty}^{\infty} [g(x)]^k \phi(x) dx \cong \sum_{i=1}^m w_i [g(l_i)]^k \tag{14}$$

식 (14)에서 w_i 는 i 번째 적분의 가중치를 뜻하고 l_i 는 i 번째 적분점을 뜻한다. Rahman 등은 일반적인 적분점과 가중치를 구할 수 있는 MBQR(moment based quadrature rule)을 제안하였다[11]. MBQR에서는 우선 다음의 선형 방정식을 풀어야 한다.

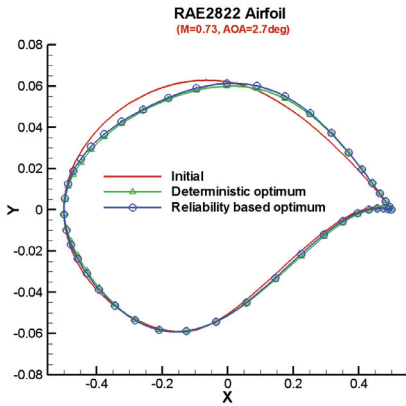


Fig. 5 Shapes of initial and designed airfoils

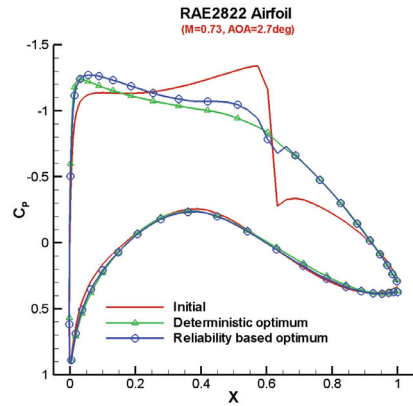


Fig. 6 Pressure coefficient distributions of initial and designed airfoils

$$\begin{bmatrix} \mu'_{m-1} & -\mu'_{m-2} & \cdots & (-1)^{m-1}\mu'_0 \\ \mu'_m & -\mu'_{m-1} & \cdots & (-1)^{m-1}\mu'_1 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \mu'_{2m-2} & -\mu'_{2m-3} & \cdots & (-1)^{m-1}\mu'_{m-1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r_1 \\ r_2 \\ \vdots \\ r_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mu'_m \\ \mu'_{m+1} \\ \vdots \\ \mu'_{2m-1} \end{bmatrix} \quad (15)$$

식 (15)에서 μ' 는 i 번째 확률 변수의 원적률(raw moment)을 뜻하고, 이 선형 방정식의 해인 r_i 는 식 (16)의 계수로 사용된다.

$$x^m - r_1x^{m-1} + r_2x^{m-2} + \cdots + (-1)^m r_m = 0 \quad (16)$$

$$r_1 = \sum_{i=1}^m l_i, r_2 = \sum_{i=1}^m \sum_{j=i+1}^m l_i l_j, \dots, r_m = l_1 l_2 \cdots l_m \quad (17)$$

또한 식 (14)의 가중치 w_i 는 다음의 식으로 구해진다.

$$w_i = \frac{\prod_{k=0}^{m-1} (-1)^k \mu'_{m-k-1} q_{ik}}{\prod_{k=1, k \neq i}^m (x_i - l_k)} \quad (18)$$

이와 같이 l_i 와 w_i 를 계산한 후 통계적 모멘트를 구적법(quadrature rule)을 통해 계산할 수 있게 된다. 통계적 모멘트가 계산되어지면 피어슨 시스템을 통해 한계 상태 방정식의 PDF가 근사화되고 이로부터 손상 확률을 구하게 된다[12]. 선

Table 2 Mean and standard deviation for RAE2822

	X_{up}	Z_{up}	Z_{XXup}	r_{te}	β_{TE}
μ	0.4290	0.0630	-0.4282	0.0082	-0.1540
σ	0.01	0.001	0.01	0.001	0.001

행 연구를 통하여 여러 가지 신뢰성 해석 기법들의 결과를 비교하였으며 모멘트 기법의 정확도가 높음을 확인하였다[6].

4. 신뢰성 기반 최적설계

4.1 최적화

에어포일의 최적화를 위한 목적함수(objective function)는 항력으로 충격과에 의한 항력을 감소시키는 것이며, 구속조건(constraint)은 기준 양력 계수보다 같거나 크도록 했다.

결정론적 최적화와 신뢰성 기반 최적화의 정식화(optimization formulation)는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \min C_d \\ \text{s.t. } C_l - C_{l,Ref} \geq 0 \end{aligned} \quad (19)$$

$$\begin{aligned} \min C_d \\ \text{s.t. } P(C_l - C_{l,Ref} \leq 0) - P_{f,Ref} \leq 0 \end{aligned} \quad (20)$$

식 (20)의 구속 조건은 설계변수들이 불확실성을 가지며 확률 분포를 따를 때 C_l 이 $C_{l,Ref}$ 보다 작을 확률이 $P_{f,Ref}$ 이하가 되도록 설계함을 뜻한다. 식 (19)와 (20)의 최적화 문제를 풀기 위해 기울기 기반의 기법인 SQP(sequential quadratic programming)가 사용되었다. SQP는 비선형의 목적함수와 구속

Table 3 Probability of failure of RAE2822

Pf	Moment Method	MCS
Initial	0.1110	0.0931 (0.0874, 0.0988)
Designed	0.1000	0.1057 (0.0997, 0.1117)

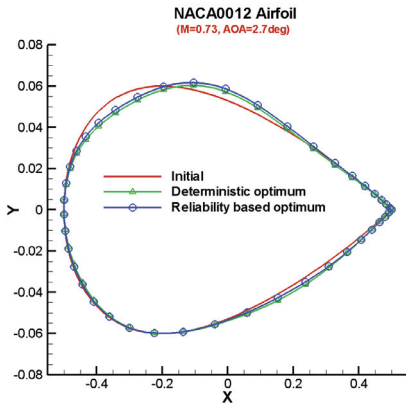


Fig. 7 Shapes of initial and designed airfoils

조건을 가지는 최적화 문제에 대해 주로 사용된다[13]. SQP에 필요한 민감도는 유한차분(finite difference)로 계산되었다. 설계변수는 PARSEC 함수의 설계인자인 최대점 좌표(X_{up} , Y_{up}), 앞전 반경(r_{le}), 최대점의 곡률(Y_{xup}), 뒷전 사이각(β_{TE}) 등의 5개이다.

4.2 RAE2822

RAE2822 에어포일에 대해 신뢰성 기반 최적설계를 수행하였다. 유동 해석 조건은 마하수 0.73, 받음각 2.7도이며, $P_{f,Ref}$ 는 0.1, $C_{l,Ref}$ 는 RAE2822 양력 계수의 98%인 0.8482로 설정하였다. 사용된 확률 변수의 평균과 표준 편차는 Table 2에 표시하였다. 각 확률 변수는 표준 정규 분포(standard normal distribution)를 따른다고 가정하였다.

Table 3-4와 Fig. 5-6에 최적설계 결과를 표시하였다. Table 3은 초기 형상 및 설계된 형상에서의 손상 확률을 표시한 것이다. 몬테카를로 모사법(MCS)에서 () 안의 숫자는 식 (12)로 계산된 신뢰구간을 의미하고 표본의 크기는 10,000개이다. 모멘트 기법의 손상 확률은 초기 형상에서는 몬테카를로 모사

Table 4 Optimization Results of RAE2822

	Initial	Deterministic	Reliability
C_l	0.8655	0.8547 (-1.2%)	0.8929 (3.2%)
C_d	0.0165	0.0101 (-41.2%)	0.0105 (-36.4%)

Table 5 Mean and standard deviation of NACA0012

	X_{up}	Z_{up}	Z_{XXup}	r_{le}	β_{TE}
μ	0.3	0.06	-0.45	0.015	-0.2967
σ	0.01	0.001	0.01	0.001	0.001

법의 신뢰구간을 벗어나서 다소 부정확한 것을 볼 있다. 하지만 설계된 형상에서는 몬테카를로 모사법의 신뢰구간 내에 손상 확률이 위치해 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. 또한 설계된 형상의 손상 확률은 식 (21)의 구속조건으로 설정된 $P_{f,Ref}$ 와 일치하여 구속조건을 만족함을 알 수 있다. Table 4는 결정론적 최적점과 신뢰성 기반 최적점의 공력 계수를 비교한 것으로 항력은 결정론적 최적점이 더 작고, 양력은 신뢰성 기반 최적점이 더 큼을 알 수 있다. 신뢰성 기반 최적점의 경우 에어포일 형상의 불확실성에 대해 공력 성능을 일정 수준으로 유지하기 위해 항력을 덜 감소시키며 양력을 높인 것으로 보인다. Fig. 5의 에어포일 형상을 보면 신뢰성 기반 최적점의 최대 높이가 결정론적 최적점의 최대 높이에 비해 더 높음을 알 수 있다. 이로 인해 Fig. 6과 같이 신뢰성 기반 최적점이 압력 회복 구간에서 더 낮은 압력 분포를 나타내게 된다. 이는 신뢰성 기반 최적화에 도입된 불확실성이 양력 제약조건에 일종의 여분(margin)으로 작용하여 그 만큼 양력이 더 증가되고, 항력의 감소폭도 결정론적 최적점만큼 성취할 수 없게 되었기 때문이다.

4.3 NACA0012

대칭형인 NACA0012 에어포일에 대해 신뢰성 기반 최적설계를 수행하였다. 유동 해석 조건은 RAE2822의 경우와 동일하며, $P_{f,Ref}$ 는 0.05, $C_{l,Ref}$ 는 NACA0012 양력 계수의 96%인 0.4741로 설정하였다. 사용된 확률 변수의 평균과 표준 편차는 Table 5에 표시하였다.

Table 6-7과 Fig. 6-7에 최적설계 결과를 표시하였다. Table 6은 초기 형상 및 설계된 형상에서의 손상 확률을 표시한 것으로 모멘트 기법의 손상확률이 몬테카를로 모사법의 신뢰구간 내에 위치하여 정확도가 높음을 알 수 있다. 또한 설계된 형상의 손상확률이 $P_{f,Ref}$ 와 일치하여 구속조건을 만족함을 알 수 있다. Table 7은 결정론적 최적점과 신뢰성 기반 최적점의 공력 계수를 비교한 것으로 RAE2822의 경우와 유사한 경향을 확인할 수 있다. Table 6과 7을 비교하였을 때 결정론적 최적점의 경우 구속조건에 의해 양력 계수가 0.4741과 일

Table 6 Probability of failure of NACA0012

	Moment Method	MCS
Initial	0.0431	0.0452 (0.0411, 0.0493)
Designed	0.0500	0.0438 (0.0398, 0.0478)

Table 7 Optimization results of NACA0012

	Initial	Deterministic	Reliability
C_l	0.4938	0.4741(-4.0%)	0.5161(4.5%)
C_d	0.0132	0.0027(-79.5%)	0.0037(-72.0%)

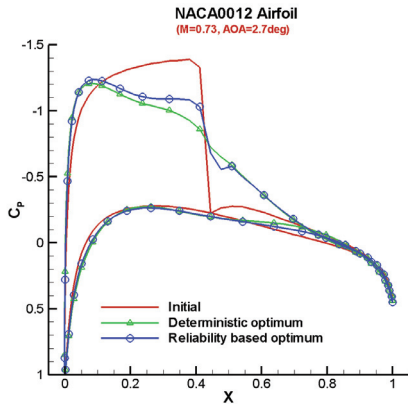


Fig. 8 Pressure coefficient distributions of initial and designed airfoils

치하게 나온 반면, 신뢰성 기반 최적점은 구속조건에 의해 손상 확률이 5%가 되게 최적화가 되었으며 양력 계수는 초기 형상보다 증가한 것으로 보여 진다. Fig. 7의 에어포일 형상과 Fig. 8의 압력 계수 분포에서도 RAE2822와 유사한 경향이 나타남을 알 수 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 신뢰성 해석 기법을 이용하여 에어포일의 신뢰성 기반 최적설계를 수행하였다. 에어포일 형상의 불확실성을 고려하기 위해 PARSEC 함수가 사용되었다. 신뢰성 해석에는 모멘트 기법이 사용되었으며 몬테카를로 모사법과 유사한 정확도의 신뢰성 예측이 가능함을 확인하였다. RAE2822 및 NACA0012 에어포일의 항력 감소 문제에 위 기법으로 신뢰성 기반 최적설계가 수행되었다. 최적설계 결과 신뢰성 기반 최적점의 형상에서 항력의 감소가 결정론적 최적점 형상에 비해 작았지만 보다 높은 양력을 보여주어서 형상의 불확실성을 고려한 최적설계가 가능함을 확인하였다.

참고문헌

- [1] 2005, Ahn, J. G., Kim, S. W. and Kwon, J. H., "Reliability Based Wing Design Optimization Using Trust Region-Sequential Quadratic Programming Framework," *Journal of Aircraft*, Vol.42, No.5, pp.1331-1336.
- [2] 2005, Kim, S. and Kwon, J. H., "The Efficient Aerodynamic Design Optimization with Uncertainties," *Computational Fluid Dynamics Journal*, Vol.14, No.2, pp.160-171.
- [3] 1998, Sobieczky, H., "Parametric Airfoils and Wings," *Notes on Numerical Fluid Mechanics*, Vol.68, pp.71-88.
- [4] 2005, Chiba, K., Obayashi, S., Nakahashi, K., and Morino, H., "High-Fidelity Multidisciplinary Design Optimization of Aerostructural Wing Shape for Regional Jet," *23rd AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Toronto, Canada.
- [5] 2004, Ray, T. and Tsai, H. M., "Swarm Algorithm for Single- and Multiobjective Airfoil Design Optimization," *AIAA Journal*, Vol.42, pp.366-373.
- [6] 2009, Lee J., Kang H. Y., Kwon J. H. and Kwak B. M., "Reliability of Aerodynamic Analysis using a Moment Method," *International Journal of Computational Fluid Dynamics*, Vol.23, No.6, pp.495-502.
- [7] 1998, Park, S. H., Sung, C. H., and Kwon, J. H., "An Efficient Multigrid Diagonalized ADI Method Using Second-order Upwind TVD Schemes," (in Korean) *Journal of Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol.26, No.7, pp.28-36.
- [8] 1979, Cook, P. H., McDonald, M. A. and Firmin, M. C. P., "Aerofoil RAE2822 - Pressure Distributions, and Boundary Layer and Wake Measurements," *AGARD AR 138*.
- [9] 2009, Lee, J., "A Study on the Reliability based Design Optimization of Wing Surface Considering Wing Flexibility," (in Korean) *PhD Thesis, Korea Advanced Institute of Science and Technology*.
- [10] 2000, Devore, J. L., *Probability and Statistics for Engineering and the Sciences*, Duxbury Press.
- [11] 2004, Rahman, S. and Xu, H., "A Univariate Dimension-reduction Method for Multi-dimensional Integration in Stochastic Mechanics," *Probabilistic Engineering Mechanics*, Vol.19, pp.393-408.
- [12] 2002, Seo, H. S. and Kwak, B. M., "Efficient Statistical Tolerance Analysis for General Distributions using Three-point Information," *International Journal of Production Research*, Vol.40, pp.931 - 944.
- [13] 1995, Boggs, P. T. and Tolle, J. W., "Sequential Quadratic Programming," *Acta Numerica*, 1995, Vol.4, pp.1-51.