

신뢰성을 고려한 유연 날개의 다점 최적 설계에 관한 연구

김수환^{1*}, 이재훈², 권장혁³A STUDY ABOUT MULTI-POINT RELIABILITY
BASED DESIGN OPTIMIZATION OF FLEXIBLE WING

S.W. Kim, J.H. Lee and J.H. Kwon

For the efficient reliability analysis, Bi-direction two-point approximation(BTPA) method is developed which solves shortcomings of conventional two-point approximation(TPA) methods that generate an approximate surface with low accuracy or sometimes do an unstable approximate surface. The conventional reliability based design optimization(RBDO) methods require high computational cost compared with the deterministic design optimization(DO) methods. To overcome the computational inefficiency of RBDO, the approximate reliability analysis approaches on the TPA surface are proposed. Using these FORM and SORM analysis strategies, multi-point aerodynamic-structure interacted shape design optimizations with uncertainty are performed very efficiently.

Key Words: 다점최적설계(Multi-Point Design Optimization), 신뢰성 설계(RBDO), 유연날개(Flexible Wing), 이점근사화(Two-Point Approximation), 성능지수접근법(PMA), 2차 신뢰성 해석(SORM)

1. 서 론

지금까지 항공기 형상 설계에 있어서 구조, 공력, 소음, 제어 등의 많은 분야에 걸쳐 수치해석을 이용한 최적 설계 기법이 사용되었다. 기존에 사용된 최적 설계 기법은 특정 목적 함수와 여러 제약 조건들이 결정된 상태에서 최적의 성능을 가지는 형상 혹은 운용 조건 등을 찾아내는 것이 목표가 되었다. 항공기 공력 형상 최적 설계의 경우, 항력이나 양항비의 성능을 최대로 만족시키면서 양력 성능을 유지시키는 직접 설계나, 혹은 설계자에 의해 주어진 압력 분포를 만족시키는 형상을 찾는 역설계가 주류를 이루었다. 하지만 이러한 설계의 경우 설계 형상이나 설계 조건 등의 작은 변화에 매우 민감하게 성능 저하가 일어날 가능성이 있었다. 이러한 예측 못한 현상들을 줄이기 위해 최적의 성능뿐만 아니라 성능의 강건성 등을 고려한 최적 설계 기법들이 제안되었다. 이런

기법들 중 대표적인 기법으로 강건성(robust) 최적 설계 기법과 신뢰성(reliability) 최적 설계 기법을 들 수 있다.

강건성 최적 설계 기법은 제품의 운용 조건이나 또는 공정 오차로 인한 형상 변화에 대한 성능 저하를 최소화시키기 위한 설계를 수행하는 기법이다. 이 기법은 일반적으로 목적함수와 목적함수의 민감도의 조합을 통해 새로운 목적함수를 설정한 후 최적화를 수행한다. 따라서 기존의 최적 설계 기법과 비교하여 간단한 목적함수의 변환을 통해 구현이 가능하므로 쉽게 접근이 가능한 장점이 있다. 강건성 최적 설계는 제약 조건이 존재하는 문제에서 목적함수에 대한 강건성은 확보가 가능한 반면 운용조건이나 공정 오차 등에 따른 제약 조건의 강건성은 확보하기 어려운 단점이 있었다. 이러한 단점을 극복하기 위해 신뢰성 최적 설계 기법이 제안되었다.

신뢰성 최적 설계는 제품의 운용 조건이나 작은 형상 변화에 따른 제품의 불확실성을 최소화하는 설계 기법이다. 이 기법은 여러 불확실한 조건 변화에 대해 적어도 제품의 기본 성능은 만족하도록 제약조건에 대한 여분을 주도록 설계하는 기법으로 강건성 최적 설계와 달리 제약 조건의 변화를 통해 최적 설계를 수행한다. 이 때, 제품의 불확실성에 대한 고려를 해주기 위해서는 기존의 결정론적인 접근 방법이 아닌 확

1 학생회원, 한국과학기술원 항공우주공학전공

2 학생회원, 한국과학기술원 항공우주공학전공

3 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학전공 정교수

* Corresponding author E-mail: suwhan@kaist.ac.kr



론리적인 접근 방법이 필요하다. 즉, 제약 조건을 손상함수(function of failure)에서 손상확률(probability of failure)로서 변환하는 과정을 통해 운용 조건이나 형상 오차 등의 다양한 불확실성 요소들이 미치는 영향을 고려하게 된다. 하지만 손상확률을 정확히 예측하는 것은 또 하나의 최적화 문제를 푸는 것과 동일한 정도의 노력이 필요하므로 이를 최적화에 적용하기 위해서는 매우 많은 추가적인 노력이 필요로 한다. 특히, 공력 형상 최적화와 같이 한 번의 공력 해석에 많은 시간이 소요되는 문제의 경우 시간적 제약에 의해 최적화가 거의 불가능하였다. 이러한 단점 때문에 구조 등의 분야에서는 이미 활발하게 적용되어지는 신뢰성 설계가 공력 설계 분야로의 적용은 많이 늦고 있는 실정이다.

항공기 공력 형상 최적화에서 신뢰성을 적용하기 위해서는 기존의 신뢰성 해석 기법과는 다른 효율적인 신뢰성 설계 기법이 필요하다. 정확한 신뢰성 해석을 통해 최적화를 수행하는 일반적인 신뢰성 최적화 기법을 공력 형상 최적화에 적용하기 위해서는 너무 많은 시간이 소요되므로 기존의 방법보다 효율적으로 최적화를 수행하기 위하여 반응표면기법이나 이점 근사화 기법 등을 이용한 신뢰성 해석 기법들이 연구되고 있다.

본 연구에서는 실험계획법과 반응표면기법을 이용하여 데이터베이스를 구축한 뒤 이를 이용한 구조-공력을 동시에 고려한 유연 날개에 대한 신뢰성 해석을 수행하였으며, 신뢰성 해석을 위해 이점 근사화 기법을 이용하여 매우 효율적으로 1차 정확도의 신뢰성 해석(FORM) 뿐만 아니라 2차 정확도의 신뢰성 해석(SORM)을 수행하였다.

2. 신뢰성 해석

2.1 신뢰성 해석 방법

신뢰도 해석에 사용되는 확률 계산 방법에는 확률 밀도 함수의 적분에 의한 해석적 방법과 손상 함수의 근사화를 통한 계산 기법, 그리고 통계적 방법인 Monte Carlo 방법 등이 있다. 일반적으로 확률 밀도 함수의 적분을 이용한 해석적 방법은 설계 변수의 수가 많아지면, 설계 변수들간의 상호 연관성이 복잡해지므로 설계 영역을 알고 있다고 하더라도 적분을 통한 확률 계산은 거의 불가능하다. 뿐만 아니라 Monte Carlo 방법과 같은 모의실험의 경우 간단한 방법을 통해 정확한 확률 계산이 가능하지만 한 번의 확률 계산에 수만 번에서 수십만 번의 실험이 필요하므로 실제 설계에 적용하기 어렵다. 이 때문에 최적 설계에 주로 적용되는 방법은 반복 설계 과정에서 손상 함수를 선형 근사화(first order reliability method : FORM)나 2차 근사화(second order reliability method : SORM) 등을 통해 손상 확률을 예측하는 방법이 주로 사용된다. 본

연구에서는 이점 근사화 기법을 이용한 FORM 및 SORM 신뢰성 해석을 수행하였다.

2.2 이점 근사화 기법(TPA)

이점 근사화 기법(two-point approximation method)은 두 점에서의 함수값과 민감도를 이용하여 1차 혹은 2차의 근사화를 수행하는 방법을 말한다. 1970년대부터 1점 근사화 기법들이 제안되기 시작한 이후 최근에 많이 사용되고 있는 TANA(two-point adaptive nonlinear approximation)의 기본 개념은 1994년 Wang과 Grandhi에 의해 제안되었다. 그 이후 TANA의 단점을 보정하기 위해 TANA1~TANA4, TDQA 등의 기법들이 제안되었다. 본 연구에서는 기존 기법을 개선한 이점 근사화 기법인 쌍방향 이점 근사화 기법(Bi-directional two-point approximation : BTPA)을 이용하였다.

$$\begin{aligned} \bar{g} = & \omega(g_1 + \sum_{i=1}^n \frac{\partial g}{\partial y_{1,i}} (y_i - y_{1,i})) \\ & + (1-\omega)(g_2 + \sum_{i=1}^n \frac{\partial g}{\partial y_{2,i}} (y_i - y_{2,i})) \\ & + \eta \sum_{i=1}^n D_i ((y_i - y_{1,i})^2 + (y_i - y_{2,i})^2) \end{aligned} \quad (1)$$

식 (1)에서 BTPA는 점 x_1 과 점 x_2 에서 만든 1차의 Taylor 급수 곡선에 대한 조합으로 표현되며, 그 조합의 비율을 ω 로 한다. 또한 2차의 곡면을 표현하기 위해 두 점에 대한 거리의 함수로서 표시하고, η 를 사용하여 두 점사이의 함수값을 보정하게 된다. 두 점에서의 함수값을 이용하여 η 와 ω 를 구하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \omega = & \frac{g_1 - g_2 - \sum_{i=1}^n \frac{\partial g}{\partial y_{2,i}} (y_{1,i} - y_{2,i})}{\sum_{i=1}^n (\frac{\partial g}{\partial y_{1,i}} - \frac{\partial g}{\partial y_{2,i}}) (y_{1,i} - y_{2,i})} \\ \eta = & \omega \frac{g_2 - g_1 - \sum_{i=1}^n \frac{\partial g}{\partial y_{1,i}} (y_{2,i} - y_{1,i})}{\sum_{i=1}^n D_i (y_{1,i} - y_{2,i})^2} \end{aligned} \quad (2)$$

BTPA에서는 η 가 음인 경우를 방지하기 위해 다음과 같은 보정을 수행하였다. η 가 음인 경우에는 ω 가 1 이상이거나 혹은 음의 값을 가지게 되므로 ω 의 값에 따라 다음과 같은 보정을 수행하였다.

· ω 가 음인 경우

$$\omega = 0 \tag{3}$$

$$\eta = \frac{g_1 - g_2 - \sum_{i=1}^n \frac{\partial g}{\partial y_{2,i}}(y_{1,i} - y_{2,i})}{\sum_{i=1}^n D_i(y_{1,i} - y_{2,i})^2}$$

$$\bar{g} = g_2 + \sum_{i=1}^n \frac{\partial g}{\partial y_{2,i}}(y_i - y_{2,i}) + \eta \sum_{i=1}^n D_i(y_i - y_{2,i})^2$$

· ω 가 1보다 큰 경우

$$\omega = 1 \tag{4}$$

$$\eta = \frac{g_2 - g_1 - \sum_{i=1}^n \frac{\partial g}{\partial y_{1,i}}(y_{2,i} - y_{1,i})}{\sum_{i=1}^n D_i(y_{1,i} - y_{2,i})^2}$$

$$\bar{g} = g_1 + \sum_{i=1}^n \frac{\partial g}{\partial y_{1,i}}(y_i - y_{1,i}) + \eta \sum_{i=1}^n D_i(y_i - y_{1,i})^2$$

2.3 1차 정확도의 신뢰성 해석 방법(FORM)

1차 정확도의 신뢰성 해석 기법으로는 FOSM, AFOSM, HL-RF 기법들과 같은 안전지수 혹은 신뢰도 지수라 불리는 β 를 이용하여 현재점에서 최대손상가능점(most probable point : MPP)까지의 거리를 통해 손상확률을 계산 신뢰도 지수 접근법(reliability index approach : RIA)과 현재점에서 목표로 하는 손상확률을 만족하는 손상점을 최대손상가능점으로 가정하여 신뢰성 해석을 수행하는 성능 지수 접근법(performance measure approach : PMA)이 있다. 신뢰도 지수 접근법은 현재점에서 정확한 최대손상가능점을 구한 뒤 확률을 계산하므로 비교적 정확한 손상확률을 구할 수 있는 장점이 있지만, 현재점과 최대가능손상점 사이의 거리가 멀어질 경우, 최대손상가능점을 찾기 위한 반복계산이 증가하게 된다. 성능 지수 접근법은 주어진 손상확률에 해당하는 범위내에서만 탐색을 수행하므로 현재점과 최대손상가능점의 거리가 멀더라도 반복 탐색 횟수가 늘어나지 않으므로 효과적인 해석이 가능한 장점이 있다. 하지만 정확한 최대손상가능점을 찾지 않기 때문에 정확한 손상확률을 알 수가 없으며, 최대가능손상점이 목표하는 신뢰도 지수 β 의 범위 안에 존재할 경우 최대손상가능점을 찾지 못하는 단점이 있다. 이러한 이유로 신뢰도 해석을 통한 손상확률을 구하고자 할 경우에는 신뢰도 지수 접근법을 사용하는 것이 좋으며 신뢰성 설계를 할 경우에는 성능 지수 접근법을 사용하는 것이 좋다.

일반적으로 성능 지수 접근법은 다음과 같이 표현된다[2].

$$\begin{aligned} & \text{minimize} && G(u) \\ & \text{s.t.} && \beta = |u| = \beta_{\text{target}} \end{aligned} \tag{5}$$

식 (1)을 보다 간단하게 변형하면 다음과 같다.

$$u^{n+1} = \beta_t \frac{\nabla g(u^n)}{|\nabla g(u^n)|} \tag{6}$$

식 (2)를 최대손상가능점을 해석하기 위해서는 많은 반복 계산이 필요하다. 이러한 단점을 해결하기 위하여 이점 근사화 기법을 이용한 신뢰성 해석을 수행하였다.

이점 근사화를 사용하기 위해서는 두 점에서의 함수값과 민감도 정보를 필요로 한다. FORM에 이점 근사화를 적용하기 위해서는 두 점의 설정이 중요하다. 본 연구에서는 다음과 같은 과정을 통해 FORM을 수행하였다.

- 현재 설계점에서의 함수값 및 민감도 해석 수행
- 현재 설계점에서의 함수값과 민감도를 이용하여 PMA를 이용하여 1회 탐색을 통한 u_1 결정
- u_1 과 표준편차 σ 를 이용하여 x_2 결정
- x_2 에서의 함수값 및 민감도 해석 수행
- 현재 설계점과 x_2 에서의 함수값과 민감도를 이용하여 이점 근사화 수행
- 근사화된 표면상에서 u_2 를 시작점으로 PMA를 이용하여 수렴할 때까지 신뢰성 해석

2.4 2차 정확도의 신뢰성 해석 방법(SORM)

SORM을 해석하기 위한 방법으로는 Breitung, Tvedt, Cai 등이 제안한 여러 방법들이 존재한다. 이러한 SORM 방법은 주 곡률(principal curvature)을 구하기 위하여 복잡한 회전 변환을 수행할 뿐만 아니라 설계 변수의 수가 적고, 곡률이 크지 않은 함수에 대해서만 좋은 결과를 주는 단점이 있다. 본 연구에서는 다양한 방법들 중에서 Zhao와 Ono의 SORM 방법을 사용하여 신뢰성 해석을 수행하였다.

본 논문에서 제안하는 이점 근사화 기법인 BTPA의 식 (1)을 다음과 같이 재정리하자.

$$\begin{aligned} \bar{g} &= a_0 + \sum a_{1,i} y_{1,i} + \sum a_{2,i} y_{2,i}^2 \\ a_0 &= \omega(g_1 - \sum \frac{\partial g(y_1)}{\partial y_i} y_{1,i}) \\ &+ (1 - \omega)(g_2 - \sum \frac{\partial g(y_2)}{\partial y_i} y_{2,i}) \\ &+ \eta \sum D_i(c_1 y_{1,i}^2 + c_2 y_{2,i}^2) \end{aligned} \tag{7}$$

$$a_{1,i} = \omega \frac{\partial g(y_1)}{\partial y_i} + (1-\omega) \frac{\partial g(y_2)}{\partial y_i}$$

$$- 2\eta D_i (c_1 y_{1,i} + c_2 y_{2,i})$$

$$a_{2,i} = \eta D_i (c_1 + c_2)$$

식 (7)을 표준 정규 분포를 갖는 공간으로 변환하자.

$$\bar{g} = a_0^* + \sum a_{1,i}^* u_i + \sum a_{2,i}^* u_i^2$$

$$y_i = y_{m,i} + \sigma_i u_i$$

$$a_0^* = a_0 + \sum a_{1,i} y_{m,i} + \sum a_{2,i} y_{m,i}^2 \quad (8)$$

$$a_1^* = (a_{1,i} + 2a_{2,i} y_{m,i}) \sigma_i$$

$$a_2^* = a_{2,i} \sigma_i^2$$

여기서, y_m 은 u_0 인 지점에서의 설계변수를 의미한다. 식 (8)을 이용하여 총 주곡률의 합과 평균 곡률 반경을 구하면 다음과 같다.

$$K_S = \frac{2}{|\nabla \bar{g}|} \sum_{j=1}^n a_{2,j}^* [1 - \frac{1}{|\nabla \bar{g}|} (a_{1,j}^* + 2a_{2,j}^* u_j^*)^2] \quad (9)$$

$$R = \frac{n-1}{K_S}$$

$$|\nabla \bar{g}| = a_{1,j}^* + 2a_{2,j}^* u_j^*$$

여기서, u^* 는 FORM을 통해 구한 최해손상가능점을 나타낸다. 위에서 구한 K_S 와 R 을 이용한 Zhao와 Ono의 모델은 다음과 같다[3,4].

$$\beta_s = -\Phi^{-1} \left[\Phi \left(-\beta \left(1 + \frac{\alpha \beta}{R\alpha - \beta} \right) \right) \right]^{-\left(\frac{n-1}{2} \right) \left(1 + \frac{2K_S}{10(1+2\beta)} \right)} \quad (10)$$

$$\beta_s \geq 0$$

$$\beta_s = \left(1 + \frac{2.5K_S}{2n-5R+25(2\beta-5\beta)/R^2} \right) \beta + \frac{1}{2} K_S \left(1 + \frac{K_S}{40} \right)$$

$$K_S < 0$$

위와 같은 Zhao와 Ono의 모델에 이점 근사화를 적용하기 위해 다음과 같은 방법을 사용하였다.

- SORM을 구하기 전 FORM 해석을 수행한다.
- FORM 해석 과정은 이점 근사화 방법이나 직접 접근 방법을 이용한다.
- FORM 해석 과정 중 u_1 에서의 함수값과 미분치를 x_1 의 정보로 입력한다.
- FORM 해석을 통해 수립된 해 u^* 에서의 함수값과 미분치를 x_2 의 정보로 입력한다.
- x_1 과 x_2 의 정보를 이용하여 이점 근사화를 수행한다.

- 이점 근사화 된 식을 이용하여 K_S 와 R 을 구한다.
- 식 (10)을 이용하여 2차 정확도의 신뢰도 지수를 구한다.

3. 다점 최적 설계

3.1 설계 변수

본 연구에서는 항공기 날개의 기본 형상에 대한 신뢰성 최적 설계를 수행하고자 한다. 설계 변수로는 항공기 날개에 관한 설계 변수 뿐만 아니라 항공기의 운용조건에 해당하는 받음각을 설계 변수로 설정하여, 공정 오차 뿐만 아니라 운용조건에 대한 불확실성을 고려한 신뢰성 최적 설계를 수행하고자 하였다. 구체적인 항공기 설계 변수와 설계 변수의 범위는 Table. 1과 같다. Table. 1에서 각각의 초기값은 ONERA M6 날개에 대한 초기값을 사용하였으며, 상한과 하한은 초기값의 10%에서 30% 정도로 충분히 넓은 영역을 설정하였으며, 표준편차는 초기값의 1%로 설정하여 매우 큰 값을 정하였다. 아래 표와 같이 설계 변수의 수는 항공기 형상 변수 8개와 운항 조건 변수 받음각 3개를 포함해서 총 11개의 설계변수를 사용하였다.

Table. 1 Design Variables

DV	Initial	Upper	Lower	S.T.D
Sweepback Angle	30.0	40.0	20.0	0.3
Kink Position	0.35	0.45	0.25	0.0035
Tip Position	1.0	1.1	0.9	0.01
Kink Ratio	0.58	0.68	0.48	0.0058
Taper Ratio	0.38	0.48	0.28	0.0038
Root Thickness Ratio	1.0	1.1	0.9	0.01
Kink Thickness Ratio	1.0	1.1	0.9	0.01
Kink Thickness Ratio	1.0	1.1	0.9	0.01
Angle of Attack 1	2.0	3.0	1.0	0.02
Angle of Attack 2	2.0	3.0	1.0	0.02
Angle of Attack 3	2.0	3.0	1.0	0.02

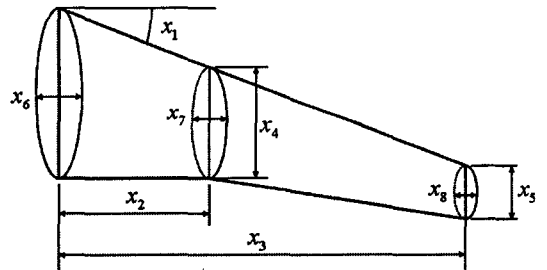


Fig. 1 Design Variables

3.2 정적 공탄성 해석

일반적으로 정적 공탄성을 해석하기 위해서는 유동 해석과 구조 해석을 반복적으로 수행하여 수립될 때까지 수행하여야 한다. 본 연구에서도 정적 공탄성을 구하기 위해 유동 해석을

통해 얻어진 날개 표면에서의 압력 분포를 날개 구조체에 대한 힘력으로 사용하고, 이 힘력에 의해 변형된 날개를 이용하여 유동 해석을 다시 수행하는 방법으로 최종 수렴될 때까지 수행하였다. 경험적으로 3회에서 4회 정도의 반복 계산을 수행하면 거의 수렴하는 것을 볼 수 있었다.

본 연구에서는 구조 해석을 위해 크게 4가지 구조물을 사용하여 항공기 날개 형상을 표현하였다. 항공기 날개의 표면을 구성하는 스킨(skin)과 항공기에 작용하는 굽힘 하중을 지탱하는 스파(spar), 항공기 날개의 공기 역학적 특성을 유지하기 위한 리브(rib) 그리고 스파를 보강하기 위한 보강재로서 스파캡(sparcap)을 사용하였다. 구체적인 항공기 날개 구조물은 Fig. 2와 같다. 구조 해석과 유동 해석간의 빠른 정보 교환을 위하여 구조 해석 격자와 유동 해석 격자를 동일하게 사용하였다. 이는 두 분야간의 격자가 다를 경우 이를 보정하여 전달하는 과정이 전체 계산 시간의 20% 정도 차지하기 때문에 본 연구에서는 보다 빠른 해석을 위해 동일한 격자를 사용하였다.

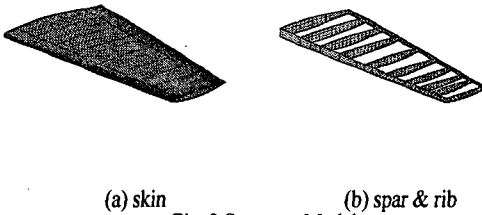


Fig. 2 Structure Model

3.3 최적화 과정

정적 공탄성을 이용한 신뢰성 형상 설계는 기존의 공력만을 고려한 형상 설계에 비해 5배 이상의 계산 시간을 필요로 한다. 그러므로 직접 유동 해석을 통한 민감도 해석 등의 방법을 통한 직접 최적화를 수행하기에는 매우 많은 계산 시간을 필요하다. 본 연구에서는 이러한 계산 시간의 한계로 인해 실험계획법을 이용한 간접 최적화 기법을 수행하였다. 우선, 각 설계변수에 대하여 V-Optimal을 이용하여 각 마하 영역당 600개, 총 1800개의 샘플을 추출한 뒤, 각 샘플에 대한 정적 공탄성 해석을 수행하였다. 그 결과로 얻어진 양력이나 항력 같은 공력 계수 뿐만 아니라 스킨 응력이나 스파 응력과 같은 구조 계수들을 모아서 데이터베이스를 만든 이후 반응표면기법을 통해 얻어진 반응면을 이용하여 최적화를 수행하였다. 여기서 각 계수들은 비선형성이 강하므로 일반적으로 사용하는 2차 정확도의 반응표면기법을 사용하기에는 부적합하다. 기존의 반응표면기법은 전 영역에 대한 2차식이므로 전체적인 함수의 형상은 표현 가능하지만 국부적으로 오차가 크게 증가하는 단점이 있었으며, 본 연구에서는 이러한 단점을

해결하기 위해 제안된 이동 최소 자승법(moving least square method : MLSM)을 사용한 반응 표면 기법을 사용하여 보다 정확한 최적화를 수행하였다.

3.4 다점 최적 설계

본 연구에서는 두 가지 목적함수에 대하여 신뢰성 설계를 수행하였다. 하나는 양항비를 최대화하며, 제약 조건을 만족하는 문제와 다른 하나는 양항비의 최대화 뿐만 아니라 각 영역에서의 양항비의 표준편차를 최소화하는 설계를 수행하였다. 즉, 두 번째 최적화 문제는 목적함수에 대한 강건성을 고려하며, 동시에 제약 조건에 대한 신뢰성을 고려하는 강건-신뢰성 최적 설계이다. 구체적인 목적함수는 식 (11)과 식 (12)와 같다. 식 (11)에서 세 점은 각각 마하 0.80, 0.82, 0.84이며 각 점마다 4개의 제약 조건을 가진 총 12개의 제약 조건을 가진 최적화 문제이다. 여기서 β_n 는 3.0을 사용하였다.

· Case 1 : 다점 양항비 최대화 문제

$$\begin{aligned}
 & \text{Minimize} && \sum_{i=1}^m \omega_i \frac{C_L}{C_{D,i}} && (11) \\
 & \text{s.t.} && P(C_{L,i} < 0.12) < \Phi(-\beta_n) \\
 & && P(\sigma_{skin,i} > 160.0MPa) < \Phi(-\beta_n) \\
 & && P(\sigma_{rib,i} > 70.0MPa) < \Phi(-\beta_n) \\
 & && P(\delta_{def/b_{span},i} > 0.015) < \Phi(-\beta_n) \\
 & && i = 1, 2, 3
 \end{aligned}$$

· Case 2 : 다점 양항비 강건 최적화 문제

$$\begin{aligned}
 & \text{Minimize} && \sum_{i=1}^m \omega_i \frac{C_L}{C_{D,i}} - \sigma_{L/D} && (12) \\
 & \text{s.t.} && P(C_{L,i} < 0.12) < \Phi(-\beta_n) \\
 & && P(\sigma_{skin,i} > 160.0MPa) < \Phi(-\beta_n) \\
 & && P(\sigma_{rib,i} > 70.0MPa) < \Phi(-\beta_n) \\
 & && P(\delta_{def/b_{span},i} > 0.015) < \Phi(-\beta_n) \\
 & && i = 1, 2, 3
 \end{aligned}$$

여기서, ω 는 각 목적함수간의 가중치로서 항공기가 순항하는 마하 영역의 빈도로서 결정되어지는 값이지만, 본 연구에서는 1/3을 사용하여 세 마하영역을 동일하게 다루었다. Case 2에서 $\sigma_{L/D}$ 는 세 양항비의 표준편차를 의미한다. Case 1과 Case 2에 대하여 최적화를 수행한 결과는 Table. 2와 같다. 초기 ONERA M6 날개의 반응각을 결정하기 위하여 2도, 2.5도, 3도에서 정적 공탄성을 수행한 결과 반응각 2.5도에서 가장 우수한 양항비를 나타내었다. 이 때를 기준으로 Case 1의 Deterministic 결과와 FORM, SORM의 결과를 비교하면, 각각 7.09%, 3.95%, 2.37% 증가한 것을 볼 수 있다. Case 2의 기본적인 경향성은 Case 1과 동일하며 최적화 결과 또한 유사한

것을 볼 수 있었다. Table. 4는 Case 1과 Case 2의 양항비 결과를 비교한 표이다. Deterministic 최적 설계에서는 Case 1이 양항비가 Case 2의 결과보다 조금 좋은 대신, Case 2는 Case 1보다 적은 표준편차를 가지는 것을 볼 수 있다. 즉, 순항 속도가 변함에 따른 양항비의 성능 손실은 Case 2가 덜하고 최대항속거리는 Case 1이 조금 나은 것을 볼 수 있다. FORM과 SORM을 이용한 결과를 비교하면 Case 2의 결과가 더욱 좋은 것을 알 수 있다. 특히, SORM을 이용하여 최적화한 Case 2는 양항비 뿐만 아니라 표준편차까지 Case 1보다 우수한 특성을 나타내었다. Fig. 3은 Case 1에 대한 마하수에 따른 각 계수들의 변화를 나타낸 그림이다. Fig.3(a)를 보면 ONERA M6 날개는 마하수의 증가에 따라 급격한 항력의 증가를 나타내고 있지만 최적화된 날개의 경우 마하수 증가에 따른 항력 증가가 완만한 것을 볼 수 있으며, 특히, Deterministic 결과는 항력 증가가 거의 없이 꾸준한 것을 볼 수 있다. 이에 반해 Fig. 3(b)를 보면 마하수가 증가하면 양력 또한 증가하여야 하지만 양력이 증가하면 구조체에 작용하는 힘이 커지므로 최대변형과 최대 응력이 커지게 된다. 이러한 구조의 고려로 인하여 마하수가 증가함에 따른 양력의 증가가 아닌 감소를 통해 구조체에 대한 제약 조건을 만족시키도록 하였다. Fig. 4는 Case 2에 대한 결과를 나타낸다. 기본적인 경향성을 Case 1과 동일하다. Fig. 4(a)의 항력 계수의 변화와 Fig. 3(b)의 양력 계수의 변화를 보면, Case 1과 비교하여 마하수 증가에 따른 변화폭이 더욱 줄어들었음을 알 수 있다. 즉, 마하수가 증가하더라도 양력과 항력 계수를 일정하게 유지함으로써 강건성을 만족하도록 설계가 이루어진 것을 볼 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 이점 근사화 기법을 이용하여 효율적인 신뢰성 해석 기법을 제안하였으며 이를 이용한 구조-공력을 고려한 다점 신뢰성 최적 설계를 수행하였다. 그 결과 기존의 날개 형상에 비해 신뢰성을 만족시키면서 약 5% 정도의 양항비 향상을 가진 최적 형상을 찾을 수 있었다.

참고문헌

[1] Kim, S. and Kwon, J., 2005, "The Efficient Aerodynamic Design Optimization with Uncertainties," *CFD Journal*, Vol.14-2, p.160-171.
 [2] Kim, T. and Kwak, B., 1987, "A Reliability-Based Optimal Design Using Advanced First Order Second Moment Method," *Mech. Structures & Machines*, Vol.15-4, p.523-542.
 [3] Zhao, Y.G. and Ono, T., 1999, "New Approximations for

SORM : Part 1," *Journal of Engineering Mechanics*, Vol.125-1, p.79-85.
 [4] Zhao, Y.G. and Ono, T., 1999, "New Approximations for SORM : Part 2," *Journal of Engineering Mechanics*, Vol.125-1, p.86-93.

Table. 2 Case 1 : Lift-to-Drag ratio

Mach	0.80	0.82	0.84
Deterministic	21.884	21.265	20.381
FORM	21.405	20.761	19.504
SORM	21.185	20.502	19.042

Table. 3 Case 2 : Lift-to-Drag ratio

Mach	0.80	0.82	0.84
Deterministic	21.818	21.249	20.370
FORM	21.604	20.952	19.675
SORM	21.243	20.588	19.460

Table. 4 Comparison of Case 1 and Case 2

		Avg.	S.T.D	Avg.-STD
Deter.	Case 1	21.177	0.617	20.560
	Case 2	21.149	0.596	20.553
FORM	Case 1	20.557	0.789	19.768
	Case 2	20.743	0.801	19.942
SORM	Case 1	20.243	0.894	19.349
	Case 2	20.430	0.736	19.694

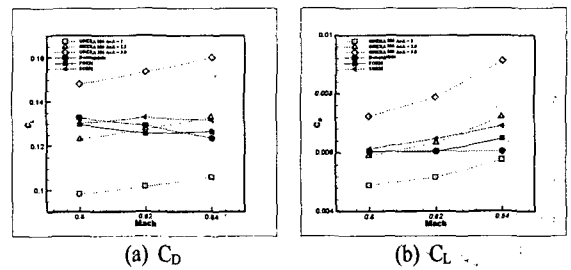


Fig. 3 Case 1 : C_D, C_L vs. Mach number

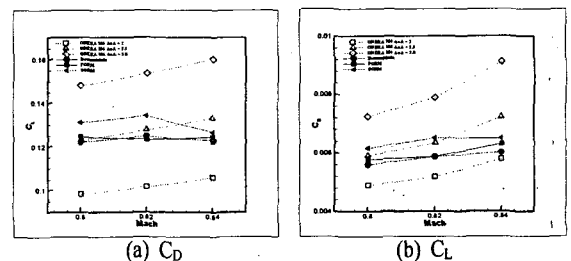


Fig. 4 Case 1 : C_D, C_L vs. Mach number