

신뢰성을 고려한 유연 날개 형상 최적 설계에 대한 연구

김수환¹, 권장혁²

STUDY OF RELIABILITY BASED FLEXIBLE WING SHAPE DESIGN OPTIMIZATION

S.W. Kim^{*1} and J.H. Kwon²

Reliability Based Design Optimization(RBDO) is one of the optimization methods that minimize the product failure due to small changes of operating conditions or process errors. It searches the optimum that satisfies the safety margin of each constraint, and it gives stable and reliable designs. However, RBDO requires many times of computational efforts compared with the conventional deterministic optimization(DO) to evaluate the probability of failure about each constraint, therefore it is hard to apply directly to large-scaled problems such as a flexible wing shape design optimization. For the efficient reliability analysis, the approximate reliability analysis method with the two-point approximation(TPA) is proposed. In this study, the lift-to-drag ratio maximization designs are performed with 3-dimensional Navier-Stokes analysis and NASTRAN structural analysis, and the optimization results about the deterministic, FORM and SORM are compared.

Key Words: 신뢰성 최적설계(Reliability Based Design Optimization), 유연 날개(Flexible Wing), 정적 공탄성(Static Aeroelasticity), 성능지수기법(PMA), 2차 신뢰성 기법(Second Order Reliability Method)

1. 서 론

항공기 형상 설계에는 구조, 공력, 소음, 제어 등의 여러 분야의 수치해석과 최적 설계 기법이 사용된다. 기존의 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 기존의 설계는 설계 형상이나 설계 조건 등의 작은 변화에 따라 성능 저하나 혹은 부품의 불량 발생 가능성이 존재하였다. 이러한 예측 못한 현상들을 줄이고 보다 안정적인 최적 설계를 수행하기 위하여 신뢰성 최적 설계 기법(reliability based design optimization: RBDO)이 제안되었다[1].

신뢰성 최적 설계는 제품의 운용 조건이나 작은 형상 변화에 따른 제품의 불량률을 최소화하는 설계 기법으로, 여러 불확실한 조건 변화에 대해 적어도 제품의 기본 성능은 만족하도록 제약조건에 대한 여분을 주도록 설계한다. 이 때, 제품의 불확실성에 대한 고려를 해주기 위해서는 기존의 결정론적인 접근 방법이 아닌 확률론적인 접근 방법을 사용한다. 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 필요하다. 특히, 구조-공력을 동시에 고려한 형상 최적화와 같이 한 번의 해석에 많은 시간이 소요되는 문제의 경우 시간적 제약에 의해 최적화가 거의 불가능하다. 그러므로 유연 날개의 형상 최적화에서 신뢰성을 적용하기 위해서는 기존의 신뢰성 해석 기법과는 다른 효율적인 신뢰성 해석 기법이 필요하다. 정확한 신뢰성 해석을 통해 최적화를 수행하는 일반적인 신뢰성 최적화 기법을 공력 형상 최적화에 적용하기 위해서는 너무 많은 시간이 소요되므로 기존의

접수일: 2005년 10월 12일, 심사완료일: 2005년 12월 27일.

1 학생회원, KAIST 항공우주공학전공 박사과정

2 정회원, KAIST 항공우주공학전공 교수

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

방법보다 효율적으로 최적화를 수행하기 위하여 이점 근사화 기법을 이용한 신뢰성 해석 기법을 제안하고자 한다. 특히, 2차 정확도의 신뢰성 해석 기법(second order reliability method : SORM)은 1차 정확도의 해석 기법(first order reliability method : FORM)에 비해 더욱 많은 계산이 필요하므로 이를 효율적으로 수행하기 위한 방법을 제안하고자 한다.

본 연구에서는 실험계획법과 반응표면기법을 이용하여 데이터베이스를 구축한 뒤 구조-공력을 동시에 고려한 유연 날개의 신뢰성 최적 설계를 수행하였다. 이 때, 신뢰성 해석에는 이점 근사화 기법을 이용한 1차 정확도의 신뢰성 해석(FORM)과 2차 정확도의 신뢰성 해석(SORM) 기법을 사용하여 각 기법의 설계 결과를 비교하고자 하였다.

2. 효율적인 신뢰성 해석 기법

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 변수들 간의 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 근사화나 2차 근사화 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 기법의 단점을 개선한 쌍방향 이점 근사화 기법(Bi-directional two-point approximation : BTPA)을 이용하였다[2].

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

식 (1)에서 실제 공간 좌표 x_1 과 x_2 의 비선형성을 고려하여 2차 함수 공간으로 변환한 좌표를 y_1, y_2 라고 하며[2], BTPA는 점 y_1 과 점 y_2 에서 만든 1차의 Taylor 급수 곡선에 대한 조합으로 표현되며, 그 조합의 비율을 ω 로 한다. 2차의 곡면을 표현하기 위해 두 점에 대한 거리의 함수로서 표시하고, n 를 사용하여 두 점사이의 함수값을 보정하게 된다. 두 점에서의 함수값을 이용하여 n_1 과 n_2 를 구하면 다음과 같다.

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

BTPA에서 n_1 가 음인 경우에는 ω 가 1 이상이거나 혹은 음의 값을 가지게 되므로 ω 의 값에 따라 다음과 같은 보정을 수행하였다.

· ω 가 음인 경우

$$\begin{aligned} \omega &= 0 \\ n &= n_1 = \frac{g_1 - g_2 - \sum_{i=1}^n \frac{\partial g}{\partial y_{2,i}}(y_{1,i} - y_{2,i})}{\sum_{i=1}^n D_i(y_{1,i} - y_{2,i})^2} \\ \bar{g} &= g_2 + \sum_{i=1}^n \frac{\partial g}{\partial y_{2,i}}(y_i - y_{2,i}) + n \sum_{i=1}^n D_i(y_i - y_{2,i})^2 \end{aligned} \quad (3)$$

· ω 가 1보다 큰 경우

$$\begin{aligned} \omega &= 1 \\ n &= n_2 = \frac{g_2 - g_1 - \sum_{i=1}^n \frac{\partial g}{\partial y_{1,i}}(y_{2,i} - y_{1,i})}{\sum_{i=1}^n D_i(y_{1,i} - y_{2,i})^2} \\ \bar{g} &= g_1 + \sum_{i=1}^n \frac{\partial g}{\partial y_{1,i}}(y_i - y_{1,i}) + n \sum_{i=1}^n D_i(y_i - y_{1,i})^2 \end{aligned} \quad (4)$$

2.3 1차 정확도의 신뢰성 해석 방법(FORM)

1차 정확도의 신뢰성 해석 기법으로는 안전지수 혹은 신뢰도 지수라 불리는 β 를 이용하여 현재점에서 최대손상가능점 (most probable point : MPP)까지의 거리를 통해 손상확률을 계산하는 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[3]. 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 범위 내에서만 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 정확한 손상확률을 구하고자 할 경우에는 신뢰도 지수 접근법을 사용하는 것이 좋으며 신뢰성 설계를 할 경우에는 성능 지수 접근법을 사용하는 것이 좋다. 본 연구에서는 신뢰성 최적 설계를 위하여 성능지수접근법을 사용하였다. 일반적으로 성능 지수 접근법은 다음과 같이 표현된다[4,5].

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

위 식에서 u 는 공간좌표 x 를 정규분포를 갖는 공간으로 변환한 좌표이며, $u = (x - \mu) / \sigma$ 와 같이 표현할 수 있다. 여기서 μ 와 σ 는 각각 좌표공간 x 의 평균과 표준편차를 의미한다. 식 (5)의 최적화 문제는 다음과 같이 간단하게 변형할 수 있다.

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

식 (6)을 이용하여 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[6]. 이러한 SORM 방법은 주곡률(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 보다 안정적인 신뢰성 최적 설계를 위하여 다양한 방법들 중에서 Zhao와 Ono의 SORM 방법을 사용하여 신뢰성 해석을 수행하였다[7,8].

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

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

$$\begin{aligned} \text{If } 0 \leq \omega \leq 1, & \quad c_1 = 1, \quad c_2 = 1 \\ \text{If } \omega < 0, \omega = 0, & \quad c_1 = 0, \quad c_2 = 1 \\ \text{If } \omega > 1, \omega = 1, & \quad c_1 = 1, \quad c_2 = 0 \\ n &= (1 - c_1)n_1 + c_1 \omega n_2 \end{aligned}$$

위 식에서 n_1 과 n_2 는 각각 식 (3)과 식 (4)의 n 값을 의미한다. 식 (7)을 표준 정규 분포를 갖는 공간으로 변환하자.

$$\begin{aligned} \bar{g} &= a_0^* + \sum a_{1,i}^* u_i + \sum a_{2,i}^* u_i^2 \\ y_i &= y_{m,i} + \sigma_i u_i \\ a_0^* &= a_0 + \sum a_{1,i} y_{m,i} + \sum a_{2,i} y_{m,i}^2 \\ a_1^* &= (a_{1,i} + 2a_{2,i} y_{m,i}) \sigma_i \\ a_2^* &= a_{2,i} \sigma_i^2 \end{aligned} \quad (8)$$

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

$$\begin{aligned} K_s &= \frac{2}{|\nabla g|} \sum_{j=1}^n a_{2,j}^* [1 - \frac{1}{|\nabla g|} (a_{1,j}^* + 2a_{2,j}^* u_j^*)^2] \\ R &= \frac{n-1}{K_s} \\ |\nabla g| &= a_{1,j}^* + 2a_{2,j}^* u_j^* \end{aligned} \quad (9)$$

여기서, u^* 은 FORM을 통해 구한 최대손상가능점을 나타낸다. 위에서 구한 K_s 와 R 을 이용한 Zhao와 Ono의 SORM 모델은 다음과 같다[8]. 여기서 β_s 는 2차 정확도의 신뢰도 지수를 의미한다.

$$\begin{aligned} \beta_s &= -\Phi^{-1}[\Phi(-\beta)(1 + \frac{\Phi(\beta)}{K\Phi(-\beta)})]^{-\frac{(n-1)}{2}(1 + \frac{2K_s}{10(1+2\beta^2)})} \\ & \quad K_s \geq 0 \\ \beta_s &= (1 + \frac{2.5K_s}{2n-5R+25(23-5\beta)/R^2})\beta + \frac{1}{2} K_s(1 + \frac{K_s}{40}) \\ & \quad K_s < 0 \end{aligned} \quad (10)$$

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

- SORM을 구하기 전 FORM 해석을 수행한다.
- 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 근사화된 식을 이용하여 K_s 와 R 을 구한다.
- 식 (10)을 이용하여 2차 정확도의 신뢰도 지수를 구한다.

1차 정확도의 신뢰성 해석 기법으로 최적 설계에 주로 사

용하고 있는 성능 지수 접근법(PMA)은 원하는 신뢰도 목표를 설정한 뒤 이를 가장 잘 만족하는 최대손상가능점을 찾는 방법이다. 하지만 PMA를 SORM에 적용하는데 있어서는 여러 가지 문제점이 발생한다. SORM은 FORM을 통해 구한 신뢰도 지수 β_F 의 보정을 통해 보다 정확한 신뢰도 지수 β_S 를 구한다. 이 때, FORM의 경우 β_F 가 β 와 같으므로 간단히 적용 가능하지만 SORM에서는 β_S 와 β_F 가 같아야 하므로 $\beta_S = \beta_F$ 를 만족하는 β_F 를 찾아야 하는 새로운 최적화 문제가 생성된다. 즉, β_F 를 찾기 위해서도 추가적인 함수 계산이 필요하므로 이점 근사화 기법이 아닌 직접 계산을 이용할 경우 RIA보다 오히려 계산량이 증가하는 문제점이 발생한다. 본 연구에서는 이러한 문제를 해결하기 위하여 다음과 같은 방법을 사용하였다. 우선 SORM의 최대손상가능점은 FORM을 통해 얻어진 최대손상가능점과 현재 설계점을 잇는 연장선상에 존재한다고 가정하자. 이 경우 새로운 SORM의 최대손상가능점은 다음과 같이 표현가능하다.

$$u_{SORM} = \beta^* \frac{\nabla g}{|\nabla g|} \quad (11)$$

식 (11)의 u_{SORM} 을 이용하여 $\beta_S = \beta$ 를 만족하는 β^* 를 뉴턴 방법을 이용하여 근사 표현상에서 구한다. 이와 같은 이점 근사화를 이용한 SORM을 수행할 경우 FORM 해석에 사용된 함수값과 민감도 정보 이외에 추가적인 함수 계산이 필요 없으므로 매우 효과적인 신뢰성 해석이 가능하다.

2.5 이점 근사화를 이용한 SORM의 효율성 비교

본 연구에서는 다음과 같은 4가지 함수를 이용하여 본 논문에서 제안한 효율적인 SORM 해석 전략에 대한 효율성 및 정확도를 검증하고자 한다.

$$\begin{aligned} f_1 &= x_1^2 + 2x_2^2 & f_2 &= x_1^2 - 2x_2^2 \\ f_3 &= x_1 + 3x_2^3 & f_4 &= x_1 - 3x_2^3 \end{aligned} \quad (12)$$

이점 근사화 기법의 효율성을 비교하기 위해 다음과 같은 세 가지 방법에 대한 성능비교를 수행하였다.

- 방법 1 : 정확한 FORM 해석 + 정확한 SORM 해석
- 방법 2 : 정확한 FORM 해석 + 근사 SORM 해석
- 방법 3 : 근사 FORM 해석 + 근사 SORM 해석

Table. 1은 세 가지 전략에 대하여 함수 계산 횟수를 이용하여 효율성을 비교한 것이다. 방법 3은 FORM 해석을 수행할 때, 초기 2번의 민감도 해석을 수행한 이후 그 이후는 모

두 근사면에서 해석을 수행하므로 총 함수 계산 횟수는 $2(n+1)$ 이 된다. 이에 반해 방법 2는 FORM을 실제 함수를 이용하여 계산하고 SORM은 FORM 계산중에 사용된 민감도를 이용한 근사면에서 해석을 수행하므로 FORM 해석에 사용된 함수 계산 횟수와 동일하다. 방법 1은 FORM을 이용한 함수 계산 횟수에 SORM 해석을 위해 $(n+1)(n+2)/2$ 의 함수계산을 추가적으로 수행한다. 그 결과 함수 f_i 의 경우 방법 3에 비하여 방법 1과 방법 2는 각각 7배, 6배 정도의 추가적인 함수계산이 필요한 것을 볼 수 있다. 만약, FORM 해석에 더욱 많은 계산을 수행할 경우 그 효율성의 차이는 더욱 커지게 된다. Table. 2는 각 방법들에 대한 SORM 해석 결과를 비교한 것이다. Table. 2에서 최대손상가능점이나 β^* 의 경우 모든 경우에 대하여 방법 3이 방법 1과 거의 같은 것을 볼 수 있다. 이는 이점근사화를 이용한 근사면이 원래 함수와 비교하여 매우 잘 묘사되어 거의 동일한 정도의 정확성을 갖기 때문이다. 이와 같은 결과를 통해 본 연구에서 제안하는 신뢰성 해석 기법은 기존의 방법에 비해 효율적일 뿐만 아니라 정확도도 우수한 것을 알 수 있었다.

Table. 1 Function Evaluations(Efficiency)

시험함수	방법 1	방법 2	방법 3
f1	41	36	6
f2	41	36	6
f3	23	18	6
f4	41	36	6

Table. 2 β^* and MPP(Accuracy)

f1	방법 1	방법 2	방법 3
u1	1.447054	1.447054	1.447055
u2	2.580323	2.580325	2.580325
β^*	2.958384	2.958385	2.958385
f2	방법 1	방법 2	방법 3
u1	2.544141	2.544143	2.544141
u2	-1.676687	-1.676688	-1.676690
β^*	3.046955	3.046957	3.046957
f3	방법 1	방법 2	방법 3
u1	0.061029	0.061029	0.061028
u2	2.999328	2.999327	2.999327
β^*	2.999949	2.999948	2.999948
f4	방법 1	방법 2	방법 3
u1	0.845984	0.848673	0.848665
u2	-2.916934	-2.926204	-2.926205
β^*	3.037135	3.046788	3.046787

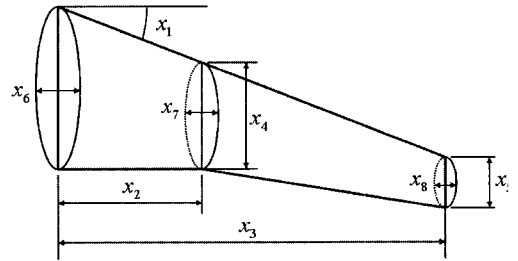


Fig. 1 Design Variables

3. 유연 날개 최적 설계

3.1 설계 변수

본 연구에서는 항공기 날개의 기본 형상에 대한 신뢰성 최적 설계를 수행하고자 한다. 설계 변수로는 항공기 날개에 관한 설계 변수뿐만 아니라 항공기의 운용조건에 해당하는 받음각을 설계 변수로 설정하여, 공정 오차뿐만 아니라 운용조건에 대한 불확실성을 고려한 신뢰성 최적 설계를 수행하고자 하였다. 구체적인 항공기 설계 변수와 설계 변수의 범위는 Table. 3과 같다. Table. 3에서 각 설계변수의 초기값은 ONERA M6 날개에 대한 초기값을 사용하였으며, 상한과 하한은 초기값의 10%에서 30% 정도로 충분히 넓은 영역을 설정하였으며, 표준편차는 초기값의 1%로 매우 큰 값을 정하였다. 설계 변수의 수는 항공기 형상 변수 8개와 운항 조건 변수 받음각을 포함해서 총 9개의 설계변수를 사용하였다.

3.2 정적 공탄성 해석

본 연구에서는 유동 해석을 위해 3차원 Navier-Stokes 방정식을 이용하였으며, 난류모델로 Baldwin-Lomax 대수 모델을 이용하였다. 유동 해석 조건으로 마하수 0.8395, 레이놀즈수 11.7×10^6 을 사용하였으며, 빠른 수렴을 위하여 Diagonalized ADI, 다중 격자 기법, 국소 시간 전진 기법 등을 사용하였다. 구조 해석을 위해서는 NASTRAN을 사용하였으며, 리눅스 시

Table. 3 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	2.0	3.0	1.0	0.02

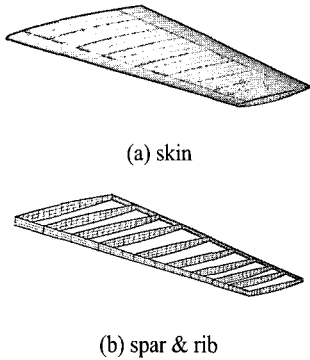


Fig. 2 Structure Model

스텝에 존재하는 유동 해석 모듈과 윈도우 시스템에 존재하는 NASTRAN을 연계하기 위하여 ModelCenter를 사용하였다 [9-11].

본 연구에서는 구조 해석을 위해 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 분야 간의 격자가 다를 경우 이를 보정하여 전달하는 과정이 전체 계산 시간의 20% 정도 차지하기 때문에 본 연구에서는 보다 빠른 해석을 위해 동일한 격자를 사용하였다.

일반적으로 정적 공탄성을 해석하기 위해서는 유동 해석과 구조 해석을 반복적으로 수행하여 수렴될 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.

3.3 최적화 과정

정적 공탄성을 이용한 신뢰성 형상 설계는 기존의 공력만을 고려한 형상 설계에 비해 5배 이상의 계산 시간을 필요로 한다. 그러므로 실제 유동 해석을 통한 민감도 해석을 이용한 직접 최적화를 수행하기에는 매우 많은 계산 시간을 필요하여 본 연구에서는 계산 시간의 한계로 인해 실험계획법을 이용한 간접 최적화 기법을 수행하였다. 우선, 각 설계변수에 대하여 V-Optimal을 이용하여 600개의 샘플을 추출한 뒤, 각

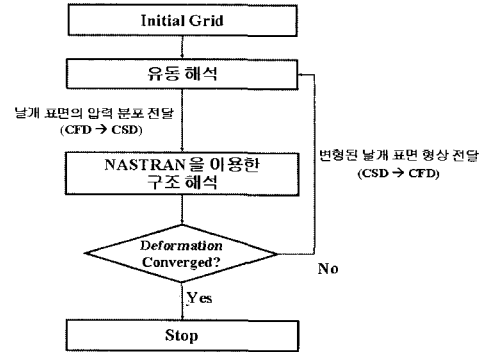


Fig. 3 Static Aero-elastic Analysis

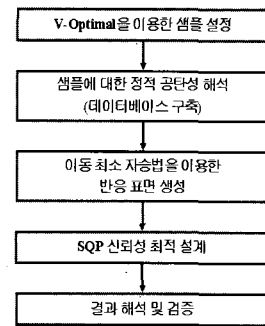


Fig. 4 Optimization Procedure

샘플에 대한 정적 공탄성 해석을 수행하였다. 그 결과로 얻어진 양력이나 항력 같은 공력 계수뿐만 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 2차 식이므로 전체적인 함수의 형상은 표현 가능하지만 국부적으로 오차가 크게 증가하는 단점이 있었으며, 본 연구에서는 이러한 단점을 해결하기 위해 제안된 이동 최소 사승법(moving least square method : MLSM)을 사용한 반응 표면 기법을 사용하여 보다 정확한 최적화를 수행하였다[12-13].

3.4 구조-공력을 고려한 형상 최적 설계

구조와 공력을 동시에 고려한 최적 설계를 수행하기 위하여 다음과 같은 목적 함수를 사용하여 최적화를 수행하였다. 여기서, 목표 성능 지수 β 로는 각각 0.0, 1.664, 3.0을 사용하였다. $\beta = 0.0$ 은 신뢰성 설계가 아닌 일반 최적 설계에 해당하며, β 가 커질수록 안전 여분(safety margin)은 증가한다. 그리고 $\beta = 3.0$ 일 때, SORM을 이용한 최적화를 통해 FORM과 SORM의 설계 결과를 비교하였다. 본 연구에서는 항공기의

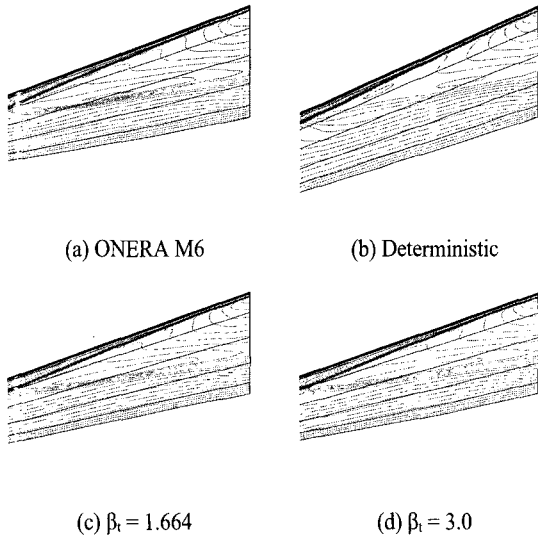


Fig. 5 Pressure Distributions on the Upper Surface

운항거리와 직접적으로 연관이 있는 양항비를 목적함수로 사용하였으며, 항공기의 순항을 위한 양력 조건과 각 구조물의 응력 조건을 제약 조건으로 사용하였다.

$$\begin{aligned}
 & \text{Maximize} && \frac{C_L}{C_D} \\
 & \text{s. t.} && P(C_L < 0.12) < \Phi(-\beta_t) \\
 & && P(\sigma_{skin} > 160.0 \text{MPa}) < \Phi(-\beta_t) \\
 & && P(\sigma_{rib} > 70.0 \text{MPa}) < \Phi(-\beta_t) \quad (13) \\
 & && P(\sigma_{spar} > 90.0 \text{MPa}) < \Phi(-\beta_t) \\
 & && P(\sigma_{sparcap} > 70.0 \text{MPa}) < \Phi(-\beta_t) \\
 & && P(\delta_{def} / b_{span}) > 0.015 < \Phi(-\beta_t)
 \end{aligned}$$

Table. 4 Optimization Results(FORM)

	ONERA M6	Deterministic $\beta_t = 0.0$	95% $\beta_t = 1.664$	99.87% $\beta_t = 3.0$
CL/CD (rates)	18.330	20.463	19.359	19.329
	-	(+11.64%)	(+5.61%)	(+5.45%)
CL	0.106	0.118	0.123	0.127
δ_{def}/b_{span} (%)	0.987	1.502	1.274	1.255
σ_{skin}	160.0	147.8	156.0	155.8
σ_{rib}	51.0	66.0	55.6	55.2
σ_{spar}	71.9	89.9	87.8	85.9
$\sigma_{sparcap}$	28.9	35.8	33.6	33.9

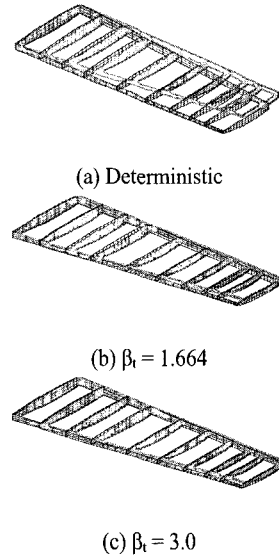


Fig. 6 Pressure Distributions on the Upper Surface

우선 FORM을 이용한 신뢰성 최적 설계 결과는 Table. 4와 같다. 초기 ONERA M6 날개는 양력 제약 조건을 위배하였으나 받음각과 형상의 변화를 통해 최적 설계 후 형상은 모두 양력 제약 조건을 만족하는 것을 볼 수 있다. Table. 4에서 양항비는 $\beta_t = 0.0$ 인 경우는 약 11%정도 증가하였지만, β_t 가 증가함에 따라 약 5% 정도의 증가에 그치고 있다. 이는 제약 조건을 만족시키기 위해 안전 여분을 많이 줌에 따라 상대적으로 목적함수의 손실을 가지고 왔다. Table. 4에서도 볼 수 있듯이 β_t 가 증가함에 따라 초기 설정한 제약 조건에서 점점 멀어지는 것을 볼 수 있다. 즉, 신뢰성 최적 설계는 기존의 목적함수만을 최적화하는 설계와는 달리 목적함수의 성능 증가보다는 안정성을 고려한 설계라는 것을 볼 수 있다.

FORM과 SORM의 결과를 비교하면 Table. 5와 같다. Table. 5에서 β^* 는 SORM에 PMA를 적용하기 위한 $\beta_t = \beta_s$ 를 만족하는 값이다. FORM에서는 β^* 와 β_t 가 같으므로 $\beta^* = 3.0$ 이지만, SORM에서는 FORM에서 구한 MPP에서의 곡률을 계산하므로 곡률이 양음에 따라 β^* 의 값이 달라진다. 여기서 중요한 점은

Table. 5 FORM vs. SORM

	ONERA M6	FORM	SORM	β^*
CL/CD (rates)	18.330	19.329	19.01	-
	-	(+5.45%)	(+3.76%)	
CL	0.106	0.127	0.126	3.027
δ_{def}/b_{span} (%)	0.987	1.255	1.233	2.977
σ_{skin}	160.0	155.8	157.4	1.887
σ_{rib}	51.0	55.2	53.5	3.029

β^* 가 β 와의 차이가 커질수록 MPP에서의 제약 조건의 곡률이 큰 것을 나타낸다. Table. 5에서 다른 제약 조건은 β^* 가 3.0 부근에 존재하지만 δ_{skin} 에 대한 β^* 는 3.0과 큰 차이를 나타내는 1.887에 해당한다. 1.887은 Zhao와 Ono에 의해 제시된 주 곡률의 총합의 하한값에 해당하는 β 로서 날개의 표면 응력을 나타내는 δ_{skin} 이 비선형성이 매우 큰 것을 의미한다. FORM와 SORM의 양항비의 개선을 비교하면 SORM은 FORM에 비해 약 2%정도의 양항비 손실이 이루어진 것을 볼 수 있다. 만약, 모든 제약 조건이 거의 선형이라면 FORM과 SORM의 결과는 거의 같아야 한다. 하지만 δ_{skin} 제약 조건 뿐만 아니라 다른 제약 조건들도 약간의 곡률을 가지고 있는 것을 볼 수 있으며 이러한 차이에 의하여 SORM의 성능 감소가 나타났다. 본 결과를 통해 정적 공탄성을 이용한 최적 설계에서는 각 설계 조건들이 선형이 아니라 비선형성이 강하므로 FORM을 이용한 최적 설계보다는 SORM을 이용한 최적 설계가 바람직하다고 볼 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 효율적인 유연 날개의 형상 최적 설계를 수행하기 위하여 이점 근사화를 이용한 신뢰성 해석 기법과 실험계획법을 통한 반응표면상에서 간접 최적화를 수행하였다. 신뢰성 최적 설계의 결과로서 여러 제약 조건의 안전 여분을 확보하면서 양항비가 향상된 날개를 얻을 수 있었다. 그리고 FORM과 SORM의 비교를 통해 유연 날개의 형상 최적화는 제약 조건이 선형보다는 비선형에 가까우므로 FORM을 이용한 신뢰성 해석보다는 SORM을 이용한 신뢰성 해석을 수행하는 것이 보다 바람직한 것을 알 수 있었다. 본 연구에서 제안된 효율적인 신뢰성 해석 기법을 공력 형상 설계 이외의 다양한 분야의 최적 설계에 적용할 경우 기존의 최적 설계와 동일한 정도의 노력을 통해 신뢰성 최적 설계를 수행할 수 있게 함으로써 제품의 품질 향상 및 설계 기술의 향상에도 기여할 수 있을 것으로 기대된다.

참고문헌

- [1] Rackwitz, R. and Fiessler, B., 1978, "Structural reliability under combined random load sequences," *Computers & Structures*, Vol.9, p.489-494.
- [2] Kim, S. and Kwon, J., 2005, "The Efficient Aerodynamic Design Optimization with Uncertainties," *CFD Journal*, Vol.14-2, p.160-171.
- [3] 이재욱, 2001, "목표성능치 기법을 이용한 확률론적 구조 최적화," *서울대학교 박사학위논문*
- [4] Kim, T. and Kwak, B., 1987, "A Reliability-Based Optimal Design Using Advanced First Order Second Moment Method," *Mechanical Structures & Machines*, Vol.15-4, p.523-542.
- [5] Kwak, B. and Lee, T., 1987, "Sensitivity Analysis for Reliability-Based Optimization Using an AFOSM Method," *Computers & Structures*, Vol.27-3, p.399-406.
- [6] 지홍규, 2003, "신뢰도 해석 방법에 대한 비교 연구와 확률 제한 조건에의 적용," *한국과학기술원 석사학위논문*
- [7] Zhao, Y.G. and Ono, T., 1999, "New Approximations for SORM : Part 1," *Journal of Engineering Mechanics*, Vol.125-1, p.79-85.
- [8] Zhao, Y.G. and Ono, T., 1999, "New Approximations for SORM : Part 2," *Journal of Engineering Mechanics*, Vol.125-1, p.86-93.
- [9] 박수형, 성춘호, 권장혁, 2001, "압축성 유동에 대한 다중격자 DADI 기법의 수렴성 연구," *한국항공우주학회지*, Vol.29-5, p.25-32.
- [10] Kim, Y.S., Park, S.H., Sung, C.H., and Kwon, J.H., 2003, "Drag Prediction Workshop Results Using the Parallel Multigrid Solver KFLOW3D," *AIAA 2nd Drag Prediction Workshop, Orlando*.
- [11] Batina, J., Robinson, B., and Yang, H., 1991, "Aeroelastic Analysis of Wings Using the Euler Equations with a Deforming Mesh," *AIAA Paper 90-1032-CP*.
- [12] Kim, C., Wang, S., and Choi, K.K., 2003, "Parametric Study for Response Surface Modeling using MLSM and Sensitivity," *WCSMO5, Venice, Italy*.
- [13] 왕세명, 김좌일, 2003, "민감도와 MLSM을 이용한 효율적인 반응표면 모델 생성," *대한기계학회, 호남지부 학술대회논문집*, p.29-34.