

불확실성 요소들을 고려한 3차원 날개의 공력 최적설계

안중기*¹, 김수환*¹, 권장혁*²

A 3-D Wing Aerodynamic Design Optimization Considering Uncertainty Effects

Joongki Ahn, Suhwan Kim, Jang Hyuk Kwon

This study presents results of aerodynamic wing optimization under uncertainties. To consider uncertainties, an alternative strategy for reliability-based design optimization(RBDO) is developed. The strategy utilizes a single loop algorithm and a sequential approximation optimization(SAO) technique. The SAO strategy relies on the trust region-SQP framework which validates approximated functions at every iteration. Further improvement in computational efficiency is achieved by applying the same sensitivity of limit state functions in the reliability analysis and in the equivalent deterministic constraint calculation. The framework is examined by solving an analytical test problem to show that the proposed framework has the computational efficiency over existing methods. The proposed strategy enables exploiting the RBDO technique in aerodynamic design. For the aerodynamic wing design problem, the solution converges to the reliable point satisfying the probabilistic constraints

1. 서 론

최근 항공우주 분야에서는 시스템의 성능향상을 위해 최적설계 방법들을 많이 이용하고 있다. 그러나 설계를 위한 공학모델링과 시스템의 제작과 운용과정에서 발생할 수 있는 다양한 불확실성 요소들로 인해 기존의 최적설계 방법들이 한계를 드러내기 시작했다. 이를 극복하기 위해 신뢰성 최적설계(RBDO)방법이 항공우주분야에서도 이용되고 있다 [1-4]. 신뢰성 최적설계방법은 설계변수와 설계파라미터를 불확실성을 가진 확률변수로 설정하며, 확률변수로 표현되는 확률제한조건을 다룬다. 이를 위해 한계상태함수(limit state function)의 평균점에서 함수를 선형으로 근사시키는 평균2차모멘트(mean

value first order moment, MVFOSM 또는 FOSM) 기법을 이용하고 있다. 에어포일[1]과 3차원 날개[2]에 대해서 FOSM을 이용한 강건 최적설계가 연구된 바 있다. 그러나 이 방법은 비선형 제한조건 함수의 선형근사화가 확률변수의 평균점에서 이루어지는 방법으로 근사의 정확성이 낮은 단점이 있다. 보다 개선된 확률근사방법으로서 제한조건함수의 최대 위반 가능점(most probable point, MPP)에서 선형근사를 수행하는 1차 신뢰도 방법(first order reliability method, FORM)이 있다[5,6]. 참고문헌[4]는 FORM을 이용하여 3차원 날개의 공력-구조 최적설계를 수행한 내용을 담고 있다. 그러나 이 연구는 FOSM을 이용하여 신뢰성 최적설계를 수행하고, 수렴한 최적 해에 대해서만 FORM을 해석하여 두 결과를 비

1) 정회원, 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공 대학원
2) 정회원, 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공
(jhkwon@kaist.ac.kr, Tel : 042-869-3715)

교한 내용이므로 엄밀하게는 FORM을 이용하여 신뢰성 최적설계를 수행했다고 보기는 어렵다. FORM을 CFD와 같이 많은 계산을 요구하는 해석도구와 연동하여 신뢰성 최적설계를 수행하기 위해서는 보다 효율적인 알고리즘 개발이 필수적이다. 참고문헌[7]도 CFD해석과 연동할 수 있는 효율적인 신뢰성 설계기법의 개발이 필요함을 역설하고 있다.

신뢰성 최적설계는 비선형 최적화의 형태로 문제를 정식화할 수 있으며, 제한조건이 확률의 형태로 표현된다. 신뢰성 최적설계에서 비선형문제를 풀기 위해서는 일반적으로 두 가지 어려운 점이 있다. 첫째는 확률해석의 문제이다. 확률해석을 위해서는 확률 변수에 의한 확률밀도함수를 구해야 하고, 이러한 확률밀도함수가 여러 개 중첩되어 있을 경우 이들을 적분하여야 한다. 그러나 표준정규분포 이외의 확률 밀도함수를 구하는 것은 매우 어려운 문제이며 중첩된 확률밀도함수의 경우, 이를 적분하는 것은 사실상 불가능하다. 몬테카를로 모의실험을 통해 확률을 계산할 수도 있지만 공학적으로 의미 있는 확률 값을 얻기 위해서는 많은 수의 함수계산이 필요하므로 비현실적이다. 반면, FORM은 함수의 민감도 해석에 기반하므로 적은 량의 계산으로도 정확한 확률 값을 얻을 수 있다.

FORM으로 풀고자 하는 확률제한조건의 형태는 신뢰도지수접근법(reliability index approach, RIA)와 성능지수 접근법(performance measure approach, PMA)로 표현한다[8]. 일반적으로 PMA가 RIA에 비해 빨리 수렴하며 정확한 결과를 주는 것으로 알려져 있다. PMA형태의 확률제한조건은 민감도 정보만을 요구하는 AMV(advanced mean value)로 쉽게 계산된다.

신뢰성 최적설계가 지닌 또 하나의 어려운 점은 이중구조의 문제이다. 그림 1은 신뢰성 최적설계의 전형적인 이중구조를 보여주고 있다.

이중구조는 설계변수의 적합(feasible)한 진행방향을 탐색하기 위한 최적화부가 외부에 위치하고, 이 속에 확률제한조건의 민감도 계산을 위한 FORM모듈이 있다. FORM은 최적화부가 새로운 변수로 전진할 때마다 내부에서 반복적인 계산을 통해 수렴 값을 구해주므로 일반적인 최적설계보다 훨씬 많은 계산을 요구한다. 이 때문에 신뢰성 최적설계는 CFD해석과 같이 많은 량의 계산이 필요한 부분에 적용하기가 어려웠다.

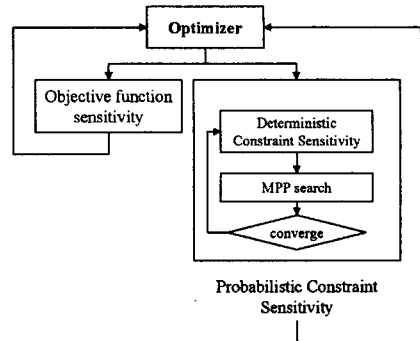


그림 1. 신뢰성 최적설계의 이중구조

이를 극복하기 위해 single loop single vector(SLSV) [9,10], safety based approach (SFA)[11,12], 그리고 sequential optimization and reliability assessment(SORA)[13]등과 같은 방법들이 제안되었다. 이들은 기본적으로 기존의 신뢰성 최적설계의 이중구조를 단일구조로 전환하는 방식을 취한다. 즉 확률제한조건 속의 신뢰성해석을 최적화부 외부에서 수행하고 이 결과를 최적화부의 제한조건에 반영한다. 이 경우, 최적화부의 제한조건은 일반적인 결정론적(deterministic) 제한조건의 형태로 표현되어 적은 계산으로 해를 구할 수 있다. 단일구조 알고리즘들을 개관한 참고문헌[14]에 의하면 대부분의 단일구조가 우수한 수렴 성능을 보인 것으로 나타났다.

본 연구에서는 단일구조를 기반으로 계산상의 효율을 증대시키는 연구를 수행했다. 첫째로 신뢰성해석과 결정론적 제한조건에 사용되는 한계상태함수를 원함수 대신에 선형 근사함수로 대체하여 사용함으로써 한계상태함수의 계산횟수를 최대한 줄이는 알고리즘을 연구했다. 다음으로 신뢰성해석과 결정론적 제한조건에 동일한 민감도를 정보를 사용함으로써 부가적인 원함수계산을 불필요하게 만들었다. 이러한 근사기반 알고리즘의 강건한 수렴을 보장하기 위하여 신뢰성 최적설계를 위한 trust region-SQP프레임워크를 개발하였다. trust region기법[15]은 일반적인 선 탐색(line search)최적화기법보다 매우 강건한 수렴 특성을 가진다. 개발된 프레임워크는 CFD해석이 필요한 공력최적설계 분야에서도 효율적으로 적용될 수 있음을 확인하였다.

본 논문은 다음과 같이 구성되어 있다. 신뢰성 제

한조건을 다루기 위한 신뢰성 해석기법과 기존의 신뢰성 최적설계구조에 대해 간단히 언급한다. 다음으로 신뢰성최적설계를 수행할 수 있는 제안 trust region-SQP 기법에 대해 기술한다. 간단한 예제에 대해 제안한 프레임워크의 정확성과 효율성을 검증하고 마지막으로 불확실성을 감안한 3차원 날개의 공력설계 결과를 기술한다.

2. 신뢰성 최적설계 개요

2.1 신뢰성 해석과 최적화

일반적인 신뢰성 최적설계의 문제는 다음과 같이 정식화한다.

$$\begin{aligned} \min f(\mathbf{d}) \\ \text{s.t. } P(g(\mathbf{x}) \leq 0) \leq \Phi(-\beta) \end{aligned} \quad (1)$$

여기서 \mathbf{d} 는 확률변수 \mathbf{x} 의 평균이다. 식(1)의 확률제한 조건은 한계상태함수(limit state function) g 에 의해 표현된다. 즉 g 가 0보다 작을 확률이 주어진 누적밀도함수 값 $\Phi(\beta t)$ 보다 작을 경우, 이 시스템은 실패한 것으로 판단한다. 안전지수(safety factor) β 는

$$\beta = \frac{\bar{x} - \mu}{\sigma} \quad (2)$$

실패확률은 확률밀도함수(probability density function, PDF)를 중첩 적분시켜 구한다.

$$p_f = \int_{g(\mathbf{x}) < 0} \dots \int f(\mathbf{x}) d\mathbf{x} \quad (3)$$

식(3)의 실패확률을 계산하기 위해서는 우선 확률밀도함수 $f(\mathbf{x})$ 를 계산해야 하는데, 표준정규분포가 아닌 이상 이를 구하기는 어렵다. $f(\mathbf{x})$ 를 계산하더라도 이를 중첩시킨 적분 값을 해석적으로 구하기란 사실상 불가능에 가깝다. 이 문제를 해결하기 위하여 많이 사용되는 방법 중의 하나가 PMA로 표현된 FORM방식이다.

$$\begin{aligned} \min g(\mathbf{u}) \\ \text{s.t. } \|\mathbf{u}\| = \beta, \end{aligned} \quad (4)$$

여기서 \mathbf{u} 는 확률변수 \mathbf{x} 가 표준정규 확률공간으로 치환된 확률변수이다. 그림2는 한계상태함수, 최대 위반 가능점, 안전지수의 개념을 나타내고 있다. 식(4)는 주어진 안전지수를 만족하는 최소의 한계상태함수 g 를 계산하고 최대 위반 가능점(MPP)을 찾는 문제이다. 즉, 평균값으로부터 가장 작은 거리에 있는 해가 최대위반 가능점이 된다.

이 식은 등제조건(equality constraint)을 가지는 비선형 최적화문제이지만, AMV방법을 이용하여 비

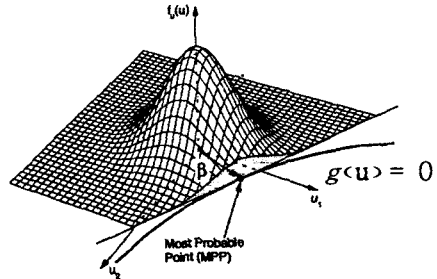


그림 2. 두개의 확률변수에 대한 한계상태함수, 최대 위반 가능점(MPP), 안전지수(β)개념

교적 간단히 계산할 수 있다. AMV는 식(4)와 같이 한계상태함수의 민감도만을 이용하여 방향벡터를 계산하고, 이를 steepest descent방향으로 반복시켜 최대 위반 가능점을 찾아 나가는 방법이다.

$$\begin{aligned} \mathbf{u}^{k+1} &= \beta_1 \times \alpha(\mathbf{u}^k) \\ \text{where } \alpha &= - \frac{\nabla_{\mathbf{u}} g(\mathbf{u}^k)}{\|\nabla_{\mathbf{u}} g(\mathbf{u}^k)\|} \end{aligned} \quad (5)$$

여기서 첨자 k 는 현 반복 점에서의 값이고 $k+1$ 은 다음 반복 점에서 값이다. 표준정규공간의 설계변수 \mathbf{u} 로부터 실제 확률공간의 변수 \mathbf{x} 로의 치환은 다음과 같다.

$$\mathbf{x} = \mathbf{d} - \mathbf{u} \times \sigma_{\mathbf{x}} \quad (6)$$

AMV를 이용하면 확률제한조건을 비교적 쉽게 계산할 수 있으나 여전히 이중구조의 문제는 남아 있다.

2.1 단일구조를 통한 신뢰성최적 설계

이중구조의 문제를 극복하기 위하여 제안된 단일구조[9-13]는 이중구조보다 효율적으로 계산을 수행한다. 전술한 바와 같이 단일구조는 식(1)의 확률제한 조건을 일반적인 결정론적 제한조건(deterministic constraint)으로 치환하는 것을 기본개념으로 한다. 식(1)의 $P(g \leq 0) \leq \Phi(\beta)$ 이 만족되면 $g \leq 0$ 도 만족된다는 개념을 이용하는 것이다. 따라서 최적화 전에 식(5)의 신뢰성 해석을 수행하여 평균값과 최대위반 가능점사이의 거리를 구한다. 이 거리는 최적화의 제한조건 계산 시 고정된 값으로 이용된다. 그림 3은 확률제한조건과 결정론적인 제한조건사이의 상관관계를 도식적으로 보여주고 있다. 평균점과 최대위반 가능점사이의 거리를 알게 되면 제한조건은 평균점

에서 계산할 수 있는 것이다. 다음 식은 단일구조의 정식화이다.

$$\begin{aligned} \min f(\mathbf{d}) \\ \text{s.t. } g(\mathbf{d}-\mathbf{l}) \leq 0 \end{aligned} \quad (7)$$

여기서 \mathbf{l} 은 평균점과 최대위반 가능점사이의 거리로서 이전 단계의 신뢰성 해석식인 식(5)으로부터 구한다. \mathbf{l} 은 식(7)에서 고정된 값으로 사용된다. 식(1)과 비교해보면 확률제한 조건이 일반적인 결정론적 제한조건으로 바뀌어, 최적화 단계에서 확률제한 조건을 풀 필요가 없어진 것을 알 수 있다. 그러나 한계상태함수의 비선형성으로 인해 실제로 평균점 \mathbf{d} 가 변하면 \mathbf{l} 도 따라서 변하게 된다. 따라서 두 점사이의 정확한 거리를 보정해주기 위하여 식(5)와 식(7)이 반복적으로 계산되는 수렴과정을 거친다.

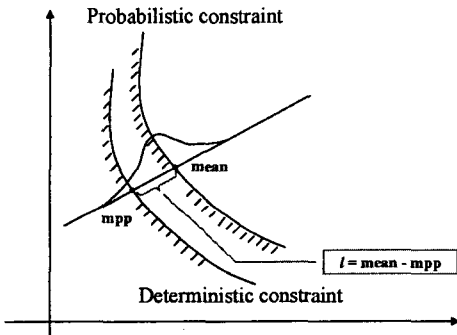


그림3. 확률(probabilistic)제한조건과 결정론적 (deterministic)제한조건과의 관계

3. 순차적 근사

3.1 한계상태함수의 근사

단일구조는 신뢰성 최적설계의 문제를 효과적으로 풀 수 있다. 그러나 식(5)의 최대 위반 가능점을 계산하기 위해서는 k 번의 반복계산이 필요하며, 이때마다 한계상태함수의 민감도계산이 필요하다. 식(7)의 최적화 계산도 마찬가지로 비록 최적화부 내에서 확률계산이 필요 없어졌지만 여전히 설계변수의 적합성을 만족시키기 위한 한계상태함수의 민감도계산이 필요하다.

본 연구에서는 한계상태함수를 근사시키고, 이 값을 식(5)와 식(7)에 동일하게 사용함으로써 한계상태함수의 계산횟수를 최대한 줄여주는 알고리즘을 연구했다. 근사된 한계 상태함수를 사용할 경우, 식(5)

는 다음과 같이 표현된다.

$$\mathbf{x} = \mathbf{d} + \beta_r \mathbf{x} \left(- \frac{\nabla_u g(\mathbf{u})}{\|\nabla_u g(\mathbf{u})\|} \right) \times \sigma_x \quad (8)$$

여기서 첨자 0은 이전 단계에서 구한 한계상태함수의 민감도이다. 식(7)의 최적화도 마찬가지로 근사하면

$$\begin{aligned} \min \nabla_u f^T \mathbf{s} + \frac{1}{2} \mathbf{s}^T B(\mathbf{d}^0) \mathbf{s} \\ \text{s.t. } g(\mathbf{x}^0) + \nabla_x g^T \mathbf{s} \leq 0 \end{aligned} \quad (9)$$

여기서 $\mathbf{s} = \mathbf{d} - \mathbf{d}^0$ 이다. 식(9)에서 보듯이 목적함수도 2차 함수(quadratic function)로 근사시켰다. B 는 근사 헤시언(Hessian)으로서 BFGS(Broyden, Fletcher, Goldfarb, and Shanno)알고리즘을 통해 구했다. 식(8)과 식(9)로부터 신뢰성해석과 최적화에 동일한 한계상태함수의 민감도 정보를 사용했다는 것을 알 수 있다. 그림 4는 근사함수를 사용한 단일구조의 신뢰성 최적설계 흐름을 보여주고 있다.

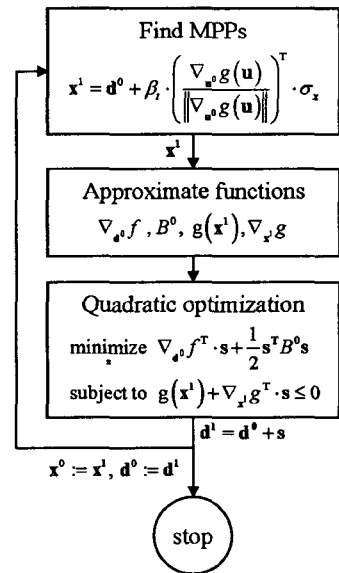


그림 4 . 근사 한계상태함수를 사용한 단일구조의 신뢰성 최적설계 흐름도

신뢰성 해석을 수행하여 최대 위반 가능점(\mathbf{x})을 찾고, 이 점에서 한계상태함수의 민감도를 구한다. 구

해진 민감도 정보는 최적화에서 제한조건을 계산하는데 사용된다. 최적화에서 얻어진 설계 점(평균값, d)은 다시 신뢰성해석의 입력 값으로 사용된다. 이러한 과정은 설계점이 수렴할 때까지 반복된다.

3.2 trust region-SQP 프레임워크

신뢰성 최적설계에서 단일구조를 사용하고 근사함수를 이용함으로써 계산효율을 증대시킬 수 있다. 그러나 이 방식은 두 종류의 오차를 내포하고 있다. 첫째로 고정된 l을 사용하여 최적화 할 때 발생하는 오차이다. 한계함수가 비선형일 경우, 평균점 d가 변하면 l도 따라서 변하게 되지만 단일구조에서는 고정된 값으로 사용함으로써 오차가 발생할 수 있다. 또 다른 오차는 선형 근사된 한계상태 함수를 신뢰성 해석과 최적화에 사용할 때 발생한다. 두 경우 모두 비선형성이 강할 경우, 해의 수렴을 어렵게 하는 요소가 된다. 이러한 문제를 해결하기 위하여 강건한 순차적 근사최적화(SAO)기법인 trust region-SQP 프레임워크를 개발했다. trust region기법은 최적화의 일반적인 선탐색(line search)기법보다 매우 강건한 수렴 특성을 보인다. 다음 식은 신뢰영역(trust region radius, Δ)이 제한조건으로 추가된 trust region-SQP 프레임워크의 문제를 보여주고 있다.

$$\begin{aligned} \min \quad & \nabla_{\rho} f s^T + \frac{1}{2} s^T B(d^0) s \\ \text{s.t.} \quad & g(x^0) + \nabla_{x^0} g s^T \leq 0 \\ & \|s\| \leq \Delta^t \end{aligned} \quad (10)$$

trust region기법은 신뢰영역을 설정하고 그 영역 내에서 근사함수의 최적 해를 구하는 방법이다. 이때 새로운 최적 해에서 근사예측치가 실제 함수 값과 유사할 때는 신뢰영역을 확장하지만, 반대의 경우에는 신뢰영역을 줄여준다. 신뢰영역의 적합성 판단은 merit함수(Φ)를 이용하여 다음과 같이 구성한다.

$$\rho = \frac{\Phi(d^0; x^0; p^0) - \Phi(d^1; x^1; p^1)}{\Phi(d^0; x^0; p^0) - \langle \Phi(d^1; x^1; p^1) \rangle} \quad (11)$$

여기서 <>는 근사치이며, p는 penalty 파라미터, 첨자 0은 근사함수를 생성할 때, 1은 새로운 근사 최적점에서의 값들이다. merit함수 Φ는 목적함수와 제한조건을 이용하여 구성한다.

$$\begin{aligned} \Phi &= f(d) + p \sum_i \max[0, g_i(x)] \\ \langle \Phi \rangle &= \langle f(d) \rangle + p \sum_i \max[0, \langle g_i(x) \rangle] \end{aligned} \quad (12)$$

식(11)에서 ρ가 1에 가까울수록 근사정확도는 우수한데, 일반적으로 0.75보다 크면 다음단계에서 신뢰영역을 확장한다. 반대로 0.25보다 작으면 신뢰영역을 줄인 상태에서 다시 식(10)을 계산한다. 그림5는 trust region-SQP로 구현한 신뢰성 최적설계의 흐름도이다.

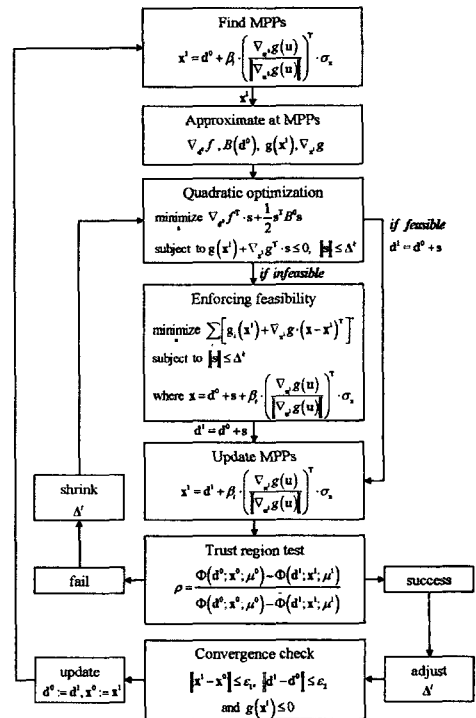


그림 5. trust region-SQP로 구현한 신뢰성 최적설계 프레임워크 흐름도

4. 수치예제와 3차원 날개설계

4.1 수치예제

제안된 알고리즘의 효율성을 검증하기 위하여 세 개의 확률제한 제한조건으로 이루어진 문제[8]을 풀어보았다. 설계변수는 2개로서 정규분포를 가지는 확률변수이다.

$$\begin{aligned} \min f &= d_1 + d_2 \\ \text{s.t. } g(1) &= P(50 - (x_1 + 4)^2 + (x_2 - 3)^2 \leq \Phi(\beta_1)) \\ g(2) &= P(10 - (10x_2^3 - x_1^2x_2 - 2x_1) \leq \Phi(\beta_2)) \\ g(3) &= P(x_1^2 + 8x_2^2 + 5 - 80 \leq \Phi(\beta_3)) \quad (13) \\ \text{where } \beta_i &= -1.644 \\ x_1 &\sim NID(d_1, 0.5^2), x_2 \sim NID(d_2, 0.4^2) \end{aligned}$$

확률변수 x_1 과 x_2 는 정규분포를 가지며 각각 0.5와 0.4의 표준편차를 가진다. 그림 6은 해 공간과 설계 변수의 수렴경로를 보여주고 있다.

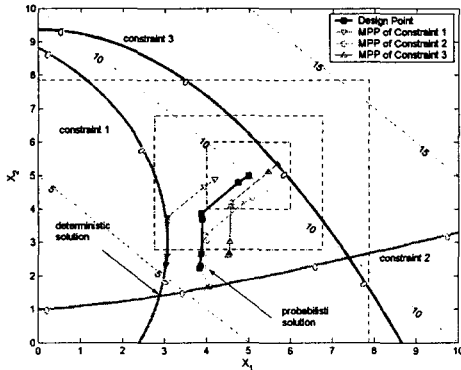


그림 6. 수치예제의 해 공간 및 수렴경로

목적함수는 등고선으로, 결정론적 제한조건은 굵은 실선으로 표현되어 있으며, 수렴과정에서 정의된 신뢰영역은 점선으로 표시되어 있다. 결정론적 최적 해는 제한조건 1과 2와 만나는 점에서 형성되나 신뢰성 최적설계의 해는 결정론적 제한조건과 거리를 두고 수렴한 것을 알 수 있다. 이들 사이의 거리는 입력변수의 불확실성을 감안한 안전여유로서 해석될 수 있다. 표1은 수치예제에 대해 기존의 방법들과 제안한 알고리즘을 비교한 결과이다. 이중구조는 Matlab의 fmincon 함수를 이용하여 식(13)을 직접 계산한 결과이며, 단일구조는 참고문헌[13]의 SORA 방법으로 구한 결과이다. 제한한 trust region-SQP 알고리즘은 정확도를 만족하면서 기존의 이중구조에 비해 10배 이상, 단일구조에 비해서도 약 4배 가까운 계산효율을 보이고 있는 것을 알 수 있다.

표 1. 수치예제 결과

방법	설계점	목적함수	제한조건	계산횟수
이중구조	3.8602		0.0000	462
	2.2945	6.1547	0.0000	471
단일구조	3.8602		-0.7048	561
	2.2444	6.0999	0.0000	162
trust	3.8602		0.3125	150
region	2.2444		-0.7211	156
SQP	3.8602		0.0000	43
	6.1547		0.0000	43
	2.2945		-0.7065	43

4.2 3차원 날개의 신뢰성 공력최적설계

불확실성 요소를 감안한 3차원 공력설계를 수행했다. 불확실성 요소는 제작단계에서 발생할 수 있는 날개형상의 오차와 항공기의 운용 시에 발생할 수 있는 운용오차로 구분하였다. 형상오차는 날개의 후퇴각과 끝단의 길이(테이퍼 비)로 설정하였으며, 운용오차는 항공기 운용 중 발생할 수 있는 마하수 센서의 오차와 받음각제어 오차로 설정하였다. 표2에 설계변수를 정리하였다.

표 2. 날개의 설계변수

방법	평균값	표준편차	초기값	확률변수
마하수	0.84	0.003	0.84	정규분포
받음각	3.06	0.002	3.06	정규분포
테이퍼 비	μ_{taper}	0.02	0.56	정규분포
후퇴각	μ_{sweep}	0.1	30.26	정규분포

초기 설계형상은 ONERA M6날개를 사용했다. Euler 코드를 사용하여 공력성능을 해석했으며, 격자는 129×33×33을 사용했다. 최적화루틴은 Matlab를 사용했고 Euler solver는 FORTRAN코드를 사용했다. FORTRAN과 Matlab으로 구성된 상이한 코드를 통합하기 위해 통합설계 프레임워크인 ModelCenter를 이용했다. 최적화 문제는 확률제한조건을 만족하면서 목적함수인 양항비를 최대화 시키는 형태로 구성했다. 확률제한조건은 순항 시의 항공기 중량에 상응하는 양력계수와 트림제한조건에 상응하는 피칭모멘트계수를 설정했다. 즉, 식(14)에서 설계된 날개는 다양한 불확실성 조건하에서도 양력계수를 0.35 이상 널 확률이 3시그마(정규 확률분포에서 약 99.7%)이상 될 것을 요구하고 있는 것이다.

$$\begin{aligned} & \max \frac{L}{D} \\ & s. t. P(C_L \leq 0.35) \leq \Phi(-3) \\ & P(|C_m| \leq 0.28) \leq \Phi(-3) \end{aligned} \quad (14)$$

그림7은 3차원 날개에서 해공간과 설계변수의 진행 경로를 보여주고 있다. 목적함수는 등고선으로 표시되어 후퇴각과 테이퍼비가 클수록 양항성능이 증가하고 있다. 점선으로 표시된 제한조건은 설계변수에 불확실성이 없을 때 제한조건의 경계선을 나타낸 것이며 실선은 마하수와 받음각의 최대 위반 가능점에서 후퇴각과 테이퍼비로 표현한 제한조건의 경계선이다. 따라서 결정론적 최적 해는 점선으로 표시된 두 경계선이 만나는 점 부근에서 형성될 것이다. 그러나 확률론적 최적 해는 입력변수의 불확실성 고려하여 두 경계선으로부터 조금 떨어진 점으로 수렴한 것을 알 수 있다.

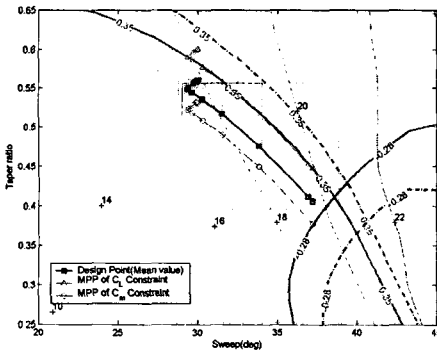


그림 7. 3차원 날개의 해 공간과 수렴경로

그림 8은 ONERA 6, 결정론적 최적설계 그리고 확률론적 최적설계의 날개를 비교하고 있다. 표3은 세 날개의 수치적인 결과를 보여주고 있다. 목적함수인 양항비의 경우, 결정론적 최적설계가 가장 큰 값을 보여주고 있다. 그러나 이는 입력변수의 불확실성이 존재하지 않는 결정론적 상황 아래서 가능한 설계이다. 만일 제작이나 운용상의 오차가 발생할 경우 이 설계는 제한조건을 만족하지 못하게 되는 것이다. 반면, 신뢰성 최적설계는 양력계수가 제한조건 0.35보다 큰 0.3662이고 피칭모멘트, 계수는 제한조건인 -0.28보다 큰 -0.2681로서 미지의 불확실 요소를 감안한 안전여유가 존재함을 알 수 있다. 이 경우, 양항비는 19.6으로 결정론적 설계보다 작은 값을 나타내고 있다.

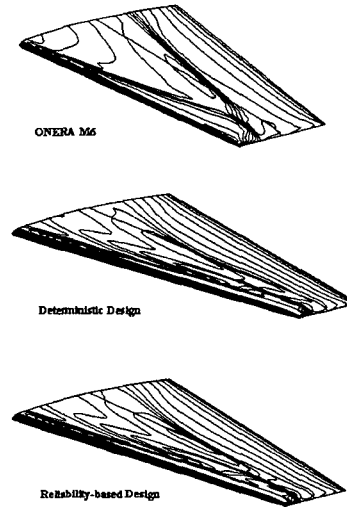


그림 8. 세 날개의 비교

신뢰성 최적설계는 목적하고 있는 성능을 조금 양보하더라도 불확실한 상황으로부터 최대한의 신뢰성을 확보하고자 하는 개념임을 알 수 있다.

표 3. 설계결과의 비교

변수	ONERA M6	결정론 최적설계	신뢰성 최적설계
후퇴각	30.26	40.65	37.2
테이퍼 비	0.56	0.38	0.41
양항비	17.8	21.34	19.6
C_L	0.3613	0.35	0.3662
C_m	-0.2245	-0.28	-0.2681

5. 결론

불확실성 요소를 감안한 3차원 날개의 공력최적설계를 수행하였다. CFD를 이용하는 특성으로 인해 기존의 신뢰성 최적설계기법으로는 3차원 날개를 설계하기란 매우 어려운 문제였다. 이에 기존의 단일 구조 신뢰성 최적설계 개념을 기반으로 하여 계산효율을 향상시킨 trust region-SQP신뢰성 최적설계기법을 개발하였다. 개발된 알고리즘은 수치예제를 통해 정확도를 보장하면서 계산효율이 타 알고리즘에 비해 우수하다는 것을 확인하였다. 3차원 날개설계에 본 기법을 적용한 결과, 수렴된 최적 해가 다양한 입력변수의 불확실성을 감안한 안전여유를 확보하고 있는 것을 확인할 수 있었다. 향후, NURBS로 표현

되는 에어포일 설계변수도 반영하여 보다 현실적인 설계결과를 도출하고자 한다.

참고문헌

- [1] Huuse, L. and Lewis, R. M., "Aerodynamic Shape Optimization of Two-dimensional Airfoils Under Uncertain Conditions", NASA CR2001-210648, 2001
- [2] Putko, M. M. and Newman, P. A. and Taylor, A. C.III and Green, L. L., "Approach for Uncertainty Propagation and Robust Design in CFD Using Sensitivity Derivatives", AIAA 2001-2528, 2001
- [3] Gumbert, C.R. and Newman, P.A. and Hou G. J.-W., "Effect of Random Geometric Uncertainty on the Computational Design of a 3-D Flexible Wing", AIAA Paper 2002-2806, 2002
- [4] Gumbert, C.R. and Hou G.,J.-W. and Newman, P.A., "Reliability Assessment of a Robust Design Under Uncertainty for a 3-D Flexible Wing", AIAA Paper 2003-4094, 2003
- [5] Hasofer, A.M. and Lind, N.C., "Exact and Invariant Second-moment Code Format", Journal of Engineering Mechanics, 100(1), 111-121
- [6] Rackwitz, R. and Fiessler, B., "Structural Reliability under combined Random Load Sequences", Computers and Structures, 9, 489-494
- [7] Jang, T.A. and Hensch, M.J. and Hilburger, M.W. and Luckring, J.M. and Maghami, P. and Padula, S.H. and Stroud, W.J., "Needs and Opportunities for Uncertainty-Based Multidisciplinary Design Methods for Aerospace Vehicles", NASA-TM-2002-211462, 2002
- [8] Youn, B.D. and Choi, K.K., "Hybrid Analysis Method for Reliability-Based Design Optimization", Journal of Mechanical Design, 125, 221-232, 2003
- [9] Chen, X. and Hasselman, T.K. and Neill, D.J., "Reliability Based Structural Design Optimization for Practical Applications", AIAA Paper 1997-1403, 1997
- [10] Wang, L. and Kodiyalam, S., "An Efficient Method for Probabilistic and Robust Design with Non-Normal Distributions", AIAA Paper 2002-1754, 2002
- [11] Wu, Y-T. and Wang, W., "Efficient Probabilistic Design by Converting Reliability Constraints to Approximately Equivalent Deterministic Constraints", Journal of Integrated Design and Process Science, 2(4), 13-21, 1998,
- [12] Wu, Y-T. and Shin, Y. and Sues, R. and Cesare, M., "Safety Factor Based approach for Probability-Based Design Optimization", AIAA Paper 2001-1522, 2001
- [13] Du, X. and Chen, W., "Sequential Optimization and Reliability Assessment Method for Efficient Probabilistic Design", DETC2002/DAC-34127, 2002
- [14] Yang, R.J. and Gu, L., "Experience with Approximate Reliability-Based Optimization Methods", Structural Multidisciplinary Optimization, 26, 152-159, 2003
- [15] Conn, A.R. and Gould, N.I.M. and Toint, P.L., "Trust Region Methods", MPS-SIAM Series on Optimization, Philadelphia, 2000