

유연 날개의 확률기반 최적 설계

이 재 훈^{*1}, 김 수 환^{*1}, 권 장 혁^{*2}

Reliability Based Design Optimization of the Flexible Wing

Jaehun Lee, Suwhan Kim, Jang Hyuk Kwon

In this study, the reliability based design optimization is performed for an aircraft wing. The flexibility of the wing was assumed by considering the interaction modeled by static aeroelasticity between aerodynamic forces and the structure. For a multidisciplinary design optimization the results of aerodynamic analysis and structural analysis were included in the optimization formulation. The First Order Reliability Method(FORM) was employed to consider the uncertainty of the designed points.

Key Words: 신뢰성 최적 설계(Reliability Based Design Optimization), 다분야 통합 최적 설계(Multidisciplinary Design Optimization), 정적 공탄성(Static Aeroelasticity)

1. 서 론

다분야 통합 최적 설계는 상호작용이 있는 단위 해석 기술들을 통합한 설계 기법을 말한다. 최근 컴퓨터 성능의 급격한 향상으로 인해 다양한 분야의 해석 기법들을 결합하려는 시도가 많이 이루어지고 있다. 이를 위해서는 각 해석 기법들을 통합할 수 있는 프레임워크가 필요하다. 이러한 프레임워크는 사용하기 쉬워야 하며 여러 해석 기법들의 결과를 모으거나 서로 간의 정보 교환이 용이해야 한다.

신뢰성 최적 설계는 제품의 실제 제작이나 운용 상태의 불확성을 고려하여 제품의 성능을 일정 수준으로 유지하는 것이다. 즉 기존 최적 설계 기법에 물리적 불확실성을 더 추가하는 것이다.

최근에는 다분야 통합 최적 설계와 신뢰성 최적 설계를 결합하고자 하는 연구가 많이 있어왔다. 본 연구에서는 항공기 날개의 다분야 신뢰성 최적 설계

가 수행되었다. 유연 날개란 공력에 의한 구조적 변형을 고려하는 것으로 정적 공탄성을 사용해 공력과 구조의 상호작용을 모사하였다. 다분야 최적화를 위해 공력적 특성과 구조적 특성을 최적화 정식화에 사용하였다. 신뢰성을 고려하기 위해서는 1차의 정확도를 가지는 신뢰성 기법(FORM)을 사용하였다.

2. 해석

2.1 공력 해석

공력 해석을 위해 3차원 Navier-Stokes 방정식을 사용하였다. 공간 이산화 기법은 유한 체적법을 사용하였고, 수치적 유속의 계산을 위해 Roe의 FDS(Flux Difference Splitting)와 van Leer의 MUSCL을 사용하였다. 충격과 주위의 수치진동을 억제하기 위해 Van Albada limiter를 사용하였다. 시간 전진은 내재적 기법인 DADI를 사용하였다. 해의 수렴성 증진을 위해 다중격자(multigrid)와 mesh sequencing을 사용하였다[1-2]. 기본 날개 형상은 ONERA M6를 썼으며 유동 조건은 마하수 0.8395, 받음각 3.06°, 레이놀즈수 11.7x10⁶이다. 난류 해석을 위해 Baldwin-Lowmax 난류모형을 사용하였다.

*1 학생회원, 한국과학기술원 항공우주전공

*2 정회원, 한국과학기술원 항공우주전공

*E-mail : jaehun94@kaist.ac.kr

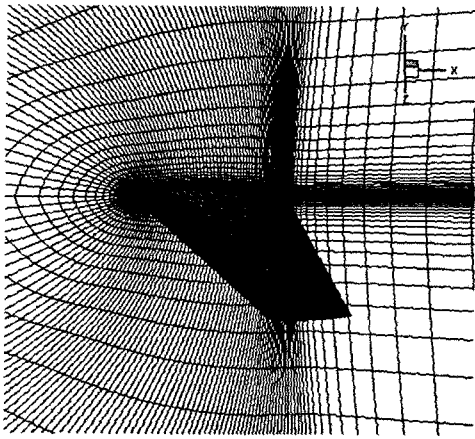


Fig. 1 Aerodynamic analysis mesh

3.2 구조 해석

구조 해석을 위해서 MSC의 NASTRAN을 사용하였다. NASTRAN은 범용 구조 해석 프로그램으로 다양한 산업 분야에서 사용되고 있다.

사용된 구조 부재는 외피(skin), 스파(spar), 리브(rib), 스파캡(sparcap) 등으로 아래 그림에 표시하였다. 외피의 각 절점들은 유동장 해석용 격자에서 가져온 것이므로 구조 해석용 격자와 유동장 해석용 격자 사이엔 별도의 정보 전달을 위한 보간법 등이 필요하지 않은 장점이 있다. 반면 유동장 해석용 격자는 보통 구조 해석용 격자보다 조밀해 계산량이 많아지는 단점이 있다.

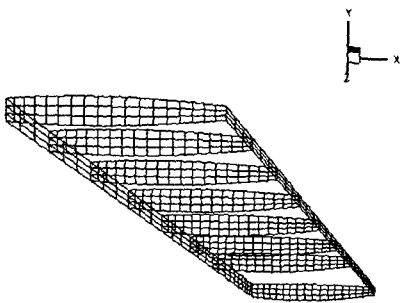


Fig. 2 Structural analysis mesh

본 연구에서는 정적 공탄성 해석을 사용하였다. 정적 공탄성 해석은 유동장에 의해 발생하는 공기력과 구조물의 상호작용을 고려하는 것이고 대표적으로 Divergence, 하중 재분포 등을 들 수 있다[3]. 그 과정은 다음과 같다. 우선 유동장 해석을 통해 계산된 벽 주위 압력 분포는 구조 해석에 필요하므로 이를 전해주게 되고, 구조 해석에 의해 나온 변위는 유동장의 격자 변형에 필요하므로 이를 역시 전해주게 된다. 이와 같은 반복적인 계산은 보통 구조물의 변형이 더 이상 진행되지 않고 수렴하면 멈추게 한다.

본 연구에서는 모듈화된 해석 프로그램들을 Model Center로 통합하여 정적 공탄성 해석을 수행하였다. Analysis Server와 Filewrapper를 이용하여 각 해석에 필요한 데이터를 주고받게 설정하였다. 본 연구에서의 유동장 해석과 구조 해석의 결과들은 대략 5번 이내의 정적 공탄성 해석 후 수렴하는 경향을 보이므로, 단순히 5번 연속적으로 유동장 해석과 구조 해석을 수행하였다.

3. 최적 설계

3.1 신뢰성 최적 설계

일반적인 최적화 문제는 다음과 같이 표현될 수 있다[4].

$$\begin{aligned} \min f(x) \\ \text{s.t. } g(x) \leq 0 \end{aligned} \quad (1)$$

식(1)과 같은 최적화 문제를 신뢰성 최적화 문제로 다음과 같이 변환이 가능하다.

$$\begin{aligned} \min f(\mu) \\ \text{s.t. } P(g(x) \leq 0) \leq \Phi(-\beta) \end{aligned} \quad (2)$$

위 식에서 설계 변수 x 는 평균이 μ 이고 표준편차가 σ 를 가지는 확률 변수이며, $f(\mu)$ 는 설계 변수의 평균에 대한 목적함수를 의미하고, P 는 설계 변수 x 에 대해 한계상태함수(limit state function) g 가 0보다 작을 확률을 의미한다. 이 때, Φ 는 누적확률함수로서 신뢰도지수(reliability index) $-\beta$ 에 대한 확률을 나타낸다. 신뢰성 최적 설계는 한계상태함수를 만족하지 못할 확률이 누적확률함수에 의해 정해진 특정 확률보다 작을 경우 설계가 실패한 것으로 간주한다.

2.3 정적 공탄성 해석

유동장과 구조물의 상호작용을 모델링하기 위해

위와 같은 확률변수들을 다루기 위해서는 한계상태함수에 대한 확률 $P(g(x) \leq 0)$ 를 계산하여야 한다. 본 연구에서는 위의 방법들 중에서도 일반적으로 많이 사용하는 FORM(First Order Reliability Method)을 사용하였다.

FORM은 한계상태방정식을 1차의 정확도로 근사화하여 현재 설계점에서 가장 가까운 최대 위반 가능성점(Most Probable Point of failure)을 찾는 기법으로 다음과 같은 최적화 문제로 정의될 수 있다[5].

$$\begin{aligned} \min \quad & g(u) \\ \text{s.t.} \quad & \|u\| = \beta_1 \end{aligned} \quad (3)$$

위 식에서 u 는 확률변수 x 가 표준 정규 확률분포 공간으로 변환된 변수로서 다음과 같이 정의된다.

$$u = \frac{x - \mu}{\sigma} \quad (4)$$

또, β_1 는 설계자에 의해 주어진 신뢰성 레벨로서 β_1 가 클수록 큰 신뢰성을 갖는다.

식(2)의 신뢰성 최적 설계를 수행하기 위해서는 식(3)과 같은 최적화 문제의 해석이 필수적이다. 즉, 식(2)의 제약조건을 해석하기 위해 매번 식(3)의 신뢰성 해석을 수행해야 한다. 이와 같은 과정을 표현하면 Fig.3과 같다.

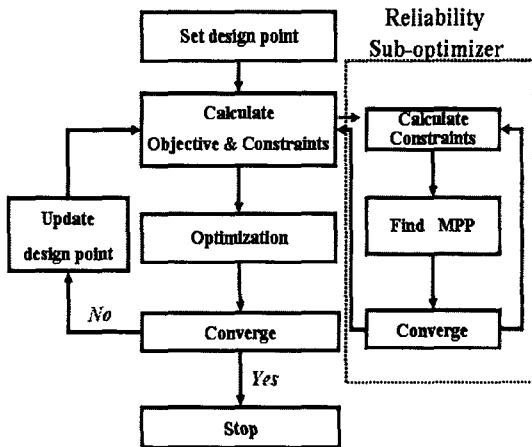


Fig. 3 Reliability design process

3.2 최적 설계 조건

설계 변수로는 날개의 형상에 관련되는 것들로 날개의 후퇴각과 날개 위아래 면의 두께비로서 총 3개이다. 후퇴각의 경우 상한 및 하한 범위의 2%를 표준편차로 설정하였으며, 날개 위아래면의 경우 5%로 설정하였다.

목적함수는 항력을 최소화하는 것이고 구속조건으로는 초기 날개 형상인 ONERA M6의 양력 계수를 유지하고, 구조적 안정성을 보장하기 위해 구조 부재의 응력이 항복 응력보다 작도록 하였다. 초기 양력 계수(C_L)는 0.14로 설정하였다.

$$\begin{aligned} \min \quad & C_D \\ \text{s.t.} \quad & C_L \geq C_{L0} \\ & \sigma_{skin} \leq 170 \text{ MPa} \\ & \sigma_{rib} \leq 155 \text{ MPa} \\ & \sigma_{spar} \leq 120 \text{ MPa} \\ & \sigma_{sparcap} \leq 60 \text{ MPa} \end{aligned} \quad (5)$$

Table 1 Design variables

	후퇴각	날개 위 두께비	날개 아래 두께비
상한값	40°	1.2	1.2
하한값	25°	0.7	0.7
표준편차	0.3°	0.025	0.025

3.3 최적 설계 방법

일반적으로 신뢰성 최적 설계는 기존의 최적 설계보다 계산량이 많다. 따라서 유체 구조 연계해석을 바로 최적 설계에 적용하기 힘들다. 본 연구에서는 실험설계를 이용해 필요한 실험점들을 추출해 필요한 반응들을 모아 반응면을 구성해 실제 유체 구조 연계해석을 대체하였다. 사용된 실험설계는 full factorial로서 각 설계 변수당 6개의 level을 가지도록 설정하였으며, 반응 오차를 감소시키기 위해 2차의 정확도를 가지는 이동 최소자승법(Moving Least Square Method: MLSM)을 이용한 반응면 기법을 이용하였다[6-8]. 최적화를 수행하기 위해 DOT(design optimization tools)의 SQP 기법을 사용하였다.



3.4 최적 설계 결과

본 연구에서 정적 공탄성을 이용한 다분야 통합 최적 설계 결과는 Table 2, 3과 같다. Table 2에서 f는 목적함수값을 의미하며, g1-g5는 제약 조건 중 양력, 스킨, 리브, 스파, 스파캡 등의 응력값을 각각 순서대로 g1-g5로 정의하였다. Table 2는 성능 목표치의 값이 3.0일때의 최적 설계 결과로서 최적점 및 최대 가능 위반점에서의 반응표면을 통해 구한 값이다. 양력 제약 조건, 스킨 응력 제약 조건, 리브 응력 제약 조건 및 스파 제약 조건이 활성 제약 조건이며, 나머지 스파캡(sparcap) 제약 조건은 비활성 제약 조건인 것을 알 수 있다.

Table 3은 초기 날개에 대하여 결정론적 최적화 및 신뢰성 최적 설계 결과를 비교한 것이다. 후퇴각의 경우 신뢰성 최적화 결과 결정론적 최적화보다 다소 작은 값을 얻을 수 있었으며, 나머지 두 설계 변수에 의해 신뢰 수준을 만족시키는 결과를 얻을 수 있었다.

Table 2 Objective and constraints, $\beta_t = 3.0$ (99.97%)

	최적 설계점	최대 가능 위반점
f	7.87e-3	
g1	0.153	0.14
g2	156.57	164.6
g3	141.61	150.0
g4	107.42	120.0
g5	51.35	57.3

Table 3 Design variables, $\beta_t = 3.0$ (99.97%)

	초기 형상	결정론적 최적화	신뢰성 최적화
후퇴각	30.0°	40.0°	39.70°
날개 위 두께비	1.0	1.016	1.035
날개 아래 두께비	1.0	1.034	1.142
C _L	0.165	0.140	0.153
C _D	9.50e-3	7.10e-3 (25% 감소)	7.87e-3 (17% 감소)

4. 결 론

3차원 날개의 유체 구조 연계 해석을 이용한 신뢰성 기반 최적 설계 수행하였다. FORM을 이용해 99.97%의 신뢰 수준에 대해 신뢰성 최적 설계를 하였으며 신뢰 수준을 만족시키는 설계 변수를 찾을 수 있었다. 향후 연구에서는 일반적이고 실제적인 형상함수와 설계 변수의 도입으로 좀 더 물리적으로 타당한 불확실성의 고려가 필요하다.

후 기

본 연구는 과학기술부 지원으로 수행하는 국가지정연구실 사업의 점성효과를 고려한 유체/구조 연계 안정성 해석 연구 과제에의 지원으로 수행되었으며 연구비를 지원해 주신 과학기술부 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- [1] 박수형, 성춘호, 권장혁, 1998, "압축성 유동에 대한 다중격자 DADI 기법의 수렴성 연구", 한국항공우주학회지, Vol. 29, No. 5, pp.25-32.
- [2] Y. Kim, S. H. Park, C.-h. Sung, and J. H. Kwon, June 2003, "Drag Prediction Workshop Results Using the Parallel Multigrid Solver KFLOW3D", AIAA 2nd Drag Prediction Workshop, Orlando.
- [3] Y. C. Fung, 1993, "An Introduction to the Theory of Aeroelasticity", Dover.
- [4] R. Rackwitz, 2001, "Reliability analysis - a review and some perspectives", Structural Safety, Vol. 23, pp. 365-395.
- [5] 이재욱, 2001, 목표성능치 기법을 이용한 확률론적 구조최적화, 박사학위논문, 서울대학교.
- [6] 김수환, 권장혁, 2004, "데이터베이스 기반 유전 알고리즘을 이용한 공력 형상 최적화", 제3회 한국유체공학학술대회.
- [7] 가재도, 2004, "메타모델을 이용한 2차원 날개 형상 최적설계에 관한 연구", KAIST 석사학위논문.
- [8] 왕세명, 김좌일, 2003, "민감도와 MLSM을 이용한 효율적인 반응표면 모델 생성", 대한기계학회, 호남지부 학술대회논문집, pp.29-34.