

분야간 연성된 설계변수의 처리를 통한 다분야통합최적설계 방법

정희석* · 이형주** · 이종수***

A Method of Multidisciplinary Design Optimization via Coordination of Interdisciplinary Design Variables

Heeseok Jeong*, Hyungjoo Lee** and Jongsoo Lee***

Key Words : multidisciplinary design optimization(다분야통합최적설계), optimal sensitivity(최적민감도), interdisciplinary design variables(분야간 설계변수)

Abstract

The paper presents a new multidisciplinary design optimization architecture using optimal sensitivity and coordination of interdisciplinary design variables. Original design problem is decomposed into a number of sub-problems that represent individual engineering analysis. The coupled effects between sub-problems are computed by interdisciplinary design variables. System level coordination is determined by optimal parameter sensitivity calculated by finite difference method. The proposed MDO strategy is applied to a simplified model of rotorcraft blade design associated with structures and aerodynamic disciplines.

1. 서론

현재의 공학 해석 및 제품설계 분야에서는 제품의 실제 작동환경 및 제작환경을 고려하여 제품의 성능을 최적화하는 설계 방법인 다분야통합최적설계(Multidisciplinary Design Optimization, MDO) 방법이 연구되고 있다. 하지만 MDO 방법은 실제와 유사한 해석 결과를 얻을 수 있는데 반해, 설계 및 해석에 관계되는 다양한 공학적 이론을 모두 고려해야 하고 각각의 설계변수가 서로 다른 공학분야에 연관되어 있어 실제적인 적용에는 어려움이 있었다. 따라서, 전체 설계문제를 다수의 하부구조로 분리하여 각 하부구조를 해당 분야의 전문가가 독립적으로 설계할 수 있도록 하는 설계 방법론이 제시되어 왔다. MDO 방법론에 있어서 하부구조의 수직적 분해에 의한 독립적 설계라는 접근 방식은 실제의 설계환경과 많은 유사점을 갖

는다. 또한 MDO 방법의 단점이라고 할 수 있는 설계변수의 증가 및 수식의 복잡화에 의한 계산비용 상승에 대한 대안이 될 수도 있다. 이와 같은 하부구조 분리방식에 의한 다분야통합최적화 방법론으로는 분리시스템동시최적화기법(Concurrent Subspace Optimization, CSSO)과 협동최적화기법(Collaborative Optimization, CO)^(1,2)을 예로 들 수 있다. 그런데, CSSO는 각 하부구조 사이에서 많은 1차 미분의 결과를 요구하고 이로 인한 추가적인 유한요소해석을 필요로 한다. 이는 추가적인 계산비용의 증가로 이어지게 된다. 또한 CO 기법에서는 각 하부구조의 목적함수가 일정한 형식으로 제한 받기 때문에 해당 설계전문가들의 의견이 전체 설계에 충분히 반영되기 어려웠다. 이에 따라, 본 논문에서는 하부구조 분리에 의한 MDO 방법의 장점을 유지하면서 추가적인 해석에 따른 설계비용의 증가를 최소화하는 다분야통합최적설계방법을 제시하고 이 방법을 이용하여 구조 및 유체 연성의 설계문제를 해결하여 그 타당성을 검증하도록 하겠다.

* 연세대학교 기계공학과

** 연세대학교 기계공학과

*** 연세대학교 기계전자공학부

TEL) 2123-4474, EMAIL) jlecej@yonsei.ac.kr

2. MDO 방법론

일반적으로 다분야통합최적설계는 대량의 설계 변수와 변수들 사이의 복잡한 연성관계로 대표될 수 있다. 특히, 각자의 공학적 특성이 다른 여러 분야가 연관되어 있기 때문에 모든 분야의 특성을 제대로 반영해 주기 위해서는 해당 분야의 전문가(expert)가 설계 과정에 참여하고 이들의 의견이 설계에 포함되어야만 한다. 이러한 이유로 전체 설계문제를 각각의 비교적 작은 설계문제로 분해해서 다루는 다분야통합최적설계 방법론이 연구되어 왔다. 여기에 덧붙여, 각 설계문제를 하나의 독립적인 설계 시스템으로 설정하고, 그것을 담당하는 것은 해당 분야의 설계전문가로 함으로써 각각의 공학적 특성을 최대한 반영할 수 있도록 하는 연구도 진행되고 있다. 설계시스템의 분리(design system decomposition)가 갖는 장점은 실제의 설계 방식과 매우 유사할 뿐만 아니라, 대량의 설계변수의 처리에 의한 계산비용을 절감할 수 있는 방법을 제시해 줄 수 있기 때문이다. 이는 다시 말해 설계를 위한 비용 중 수치계산을 위한 하드웨어 및 소프트웨어의 구입비용보다는 설계를 위해 필요한 계산시간이 차지하는 비율이 더 높아지는 현실에서 여러 개의 하드웨어 및 소프트웨어를 병렬로 사용하여 계산시간을 단축할 수 있는 이론적 바탕을 제공할 수 있다는 것이다.

따라서, 본 논문에서 제안하는 다분야통합최적 설계 방법론 역시 이러한 설계문제의 수직적 분해(hierarchical decomposition)를 기초로 한다. 우선, 본 논문의 방법론은 크게 2 개의 구조를 갖는다. 그 중 하나는 전체 설계문제를 해당하는 공학 분야별로 분해하여 독립적으로 구성한 하부구조다. 나머지 하나는 모든 하부구조의 연관성을 유지하면서 전체적인 설계의 방향을 제시해 주는 상부구조로 구분할 수 있다. 이때, 분해된 각 하부구조 사이의 분야간 연관성은 분야간 변수(interdisciplinary design variables)에 의해 유지된다. 그리고, 분야간 변수는 각 하부구조에서는 고정된 인자(fixed parameter)로 가정된다. 따라서, 최종적으로 구성된 하부구조 들은 분야간 변수를 고정인자로 갖는 독립된 설계문제를 갖게 된다. 이렇게 함으로써 각 하부구조는 분야간 변수가 일정한 값으로 설정되는 시점에서 완전히 독립적인 설계과정(design process)을 수행할 수 있게 된다. 또한, 각 반복단계(iteration)에서 분야간 변수의 설정값은 상부구조에서 결정되는데, 이때 각 하부구조에서 결정된 분야별 최적해와 최적민감도가 필요하다. 다시 말

해, 상부구조에서는 일정한 값을 분야간 변수값으로 설정하여 각 하부구조로 전달하고, 하부구조들은 이 값을 이용하여 최적해를 결정하고 결과를 최적민감도와 함께 상부구조로 전달한다. 그리고 상부구조에서는 분야별 최적해와 최적민감도를 이용하여 다음 반복단계(iteration)에 사용될 분야간 변수값을 계산하는 일련의 반복과정을 통해 최종적인 전체 설계의 최적값으로 접근하는 방식이 본 논문에서 제안하는 다분야통합최적설계 방법이다. 이에 대한 대략적인 개념을 Fig. 1 을 통해 표현하였다.

다음 반복단계에서 분야간 변수의 증가 혹은 감소를 결정하기 위한 방향탐색인자의 계산은 다음의 과정을 거쳐 결정된다. 먼저, q 번째 반복단계에서의 연성변수의 값을 p_j^q , 이때의 i 번째 하부구조 목적함수 값을 F_j^* 라 하면, q 번째 반복단계에서의 i 번째 상부구조의 목적함수는 식 (1)과 같이 표현할 수 있다. 여기서 $NSUB$ 는 하부구조의 개수를 나타낸다.

$$\min F = \sum_{i=1}^{NSUB} \frac{(F_i)^q}{(F_i^*)_{p_j}^q} \quad (1)$$

식 (1)에서 p_j^q 와 이때의 고정인자 p_j^q 에 대한 하부구조 목적함수의 최적민감도(optimal design sensitivity)를 이용하여 F_i 의 값을 근사화시키면 식 (2)와 같이 된다.

$$(F_i)^q = (F_i^*)_{p_j}^q + \left(\frac{\partial F_i^*}{\partial p} \Big|_{p=p_j} \right)^q (p_j - p_j^q) \quad (2)$$

식 (2)를 식 (1)에 대입하여 식 (3)을 얻는다.

$$F = \left\{ \sum_{i=1}^{NSUB} \frac{1}{(F_i^*)_{p_j}^q} \left(\frac{\partial F_i^*}{\partial p} \Big|_{p=p_j} \right)^q \right\} p_j + NSUB - \left\{ \sum_{i=1}^{NSUB} \frac{1}{(F_i^*)_{p_j}^q} \left(\frac{\partial F_i^*}{\partial p} \Big|_{p=p_j} \right)^q \right\} p_j^q \quad (3)$$

식 (3)으로부터 상부구조 목적함수는 각 반복단계에서 임의의 p_j^q 근방에서 선형화되고, 이때의 변수는 p_j 가 된다. 본 논문에서는 선형화된 목적함수의 기울기를 방향탐색인자 DIR 이라 하고, 식 (4)로 표현하기로 한다.

$$DIR = \sum_{i=1}^{NSUB} \frac{1}{(F_i^*)_{p_j}^q} \left(\frac{\partial F_i^*}{\partial p} \Big|_{p=p_j} \right)^q \quad (4)$$

여기서, 상부구조 목적함수는 선형화되어 있기 때문에 *DIR*의 부호가 (+)일 경우 전체적인 목적함수의 값이 감소하려면 p_j 가 현재의 p_j^q 보다 작아져야 한다. 마찬가지로, *DIR*의 부호가 (-)일 경우 다음 단계의 p_j 는 현재의 p_j^q 보다 커야 상부구조 목적함수 값을 감소시킬 수 있다.

정리하면, 상부구조 목적함수가 식 (3)에 의해서 선형화 되어 있으므로 식 (4)를 이용해서 다음 $q+1$ 번째 반복단계에서의 p_j^{q+1} 를 식 (5), 식 (6), 식 (7)으로부터 계산할 수 있다.

$$\text{If } \sum_{i=1}^{NSUB} \frac{1}{(F_i^*)^q} \left(\frac{\partial F_i^*}{\partial p} \Big|_{p=p_j} \right)^q > 0, \quad \text{then } p_j^{q+1} = p_j^q - \Delta p_j \quad (5)$$

$$\text{If } \sum_{i=1}^{NSUB} \frac{1}{(F_i^*)^q} \left(\frac{\partial F_i^*}{\partial p} \Big|_{p=p_j} \right)^q < 0, \quad \text{then } p_j^{q+1} = p_j^q + \Delta p_j \quad (6)$$

$$\text{If } \sum_{i=1}^{NSUB} \frac{1}{(F_i^*)^q} \left(\frac{\partial F_i^*}{\partial p} \Big|_{p=p_j} \right)^q = 0, \quad \text{then Stop iteration} \quad (7)$$

여기서, Δp_j 는 상부구조에서의 p_j 의 변화량 (step size)을 의미한다.

각 하부구조의 최적민감도는 유한차분법(Finite Difference Method, FDM)을 이용하여 식 (8)로 계산할 수 있다.

$$\left(\frac{\partial F_i^*}{\partial p} \Big|_{p=p_j} \right)^q = \frac{(F_i^*)_{p_j+\Delta p_j}^q - (F_i^*)_{p_j}^q}{\Delta p_j^s} \quad (8)$$

여기서, Δp_j^s 는 하부구조에서 유한차분 계산에 사용되는 섭동량(perturbation size)을 나타낸다. 식 (8)을 이용하려면 각 하부구조는 p_j 에 대해서 뿐만 아니라 $p_j + \Delta p_j^s$ 에 대한 최적화 결과인 $(F_i^*)_{p_j}$ 과 $(F_i^*)_{p_j+\Delta p_j^s}$ 이 필요하다.

그런데, system level에서의 변화량, Δp_j 과 상부구조에서의 섭동량, Δp_j^s 를 일치시키면 최적민감도를 얻기 위해 필요한 계산량을 줄일 수 있다. 예를 들어, 식 (5)를 이용하여 다음 상부구조에서의 p_j^{q+1} 를 얻었을 경우 식 (8)에서 필요한 값들 중 $(F_i^*)_{p_j+\Delta p_j^s}^{q+1}$ 는 이전 반복단계의 $(F_i^*)_{p_j}^q$ 의 값과 일치하기 때문에 추가적인 계산이 필요 없다는 것이

다. 이를 정리하면 식 (9), 식 (10)과 같다.

$$\text{If } p_j^{q+1} = p_j^q - \Delta p_j, \quad \text{then } (F_i^*)_{p_j+\Delta p_j^s}^{q+1} = (F_i^*)_{p_j}^q \quad (9)$$

$$\text{If } p_j^{q+1} = p_j^q + \Delta p_j, \quad \text{then } (F_i^*)_{p_j}^{q+1} = (F_i^*)_{p_j+\Delta p_j^s}^q \quad (10)$$

앞서 기술한 내용대로 다음 단계의 반복단계에서 사용될 분야간 변수의 값이 결정되면 상부구조는 각 하부구조로 이 값을 전달하고 분야간 변수가 일정한 값으로 수렴할 때까지 앞의 반복 수행된다.

지금까지 기술한 방법론을 바탕으로 최적민감도를 이용한 다분야통합최적화 방법의 알고리즘을 구성하면 Fig. 2 처럼 크게 세 부분으로 구분될 수 있다.

먼저, 첫 번째 부분은 식 (4)를 이용하여 방향탐색인자를 계산하는 부분이다. 이때 얻어진 방향탐색인자로부터 다음 반복단계에서의 분야간 변수값을 결정하고 이를 하부구조로 전달한다. 또한, 식 (9), 식 (10)을 이용하면 최적민감도를 계산할 때 필요한 하부구조의 최적화 과정을 줄일 수 있다. 따라서, 첫 번째 부분에서는 다음 반복단계에서 식 (9)과 식 (10) 중 하나를 이용하여 계산횟수를 줄인 최적화 방법을 선택하는 역할도 수행한다.

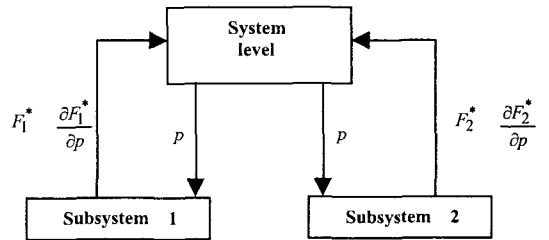


Fig. 1 MDO architecture using optimal sensitivity

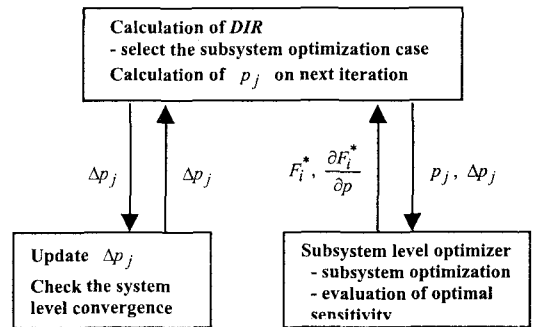


Fig. 2 Algorithm of present MDO architecture

두 번째 부분은 실제의 하부구조 최적화를 수행하는 실행부이다. 이 부분은 임의의 반복단계에서 상부구조로부터 분야간 변수값을 입력 받아서 해당하는 최적화 도구(optimizer)를 실행시켜 그 결과값을 되돌려 주는 역할을 한다. 또한, 상부구조에서 전달된 변화량(Δp_j)을 섭동량(Δp_j^*)에 일치시키고, 식 (8)을 이용하여 최적민감도를 계산한다. 이 부분에서 각 하부구조의 최적화 방법에는 구속을 받지 않는다. 따라서, 설계분야의 특성에 맞춰 다양한 최적화 프로그램을 사용할 수 있다.

마지막 세 번째 부분은 분야간 변수의 변화량을 조절하는 부분이다. 첫번째 부분에서 계산되는 분야간 변수값이 반복단계를 건너뛰어 같은 값으로 진동하고 있을 경우 변화량을 일정 비율로 축소하여 반복과정을 수행한다. 또한, 이를 이용하여 전체 최적화 과정의 수렴을 확인하는 역할도 수행한다. 이는 본 방법론의 알고리즘이 초기의 변화량에 대해 고정인자가 수렴하지 못할 경우 그 크기를 줄여나가는 방식을 이용하고 있기 때문인데, 변화량이 일정 크기 이하로 줄어들면 전체적인 설계과정을 종료하도록 함으로써 상부구조의 수렴을 확인할 수 있게 된다.

3. 유체-구조 연성의 설계문제

3.1 설계문제의 정의

본 논문에서는 앞서 설명한 방법론에 적용할 다분야통합최적설계의 예로 회전익 항공기 날개(rotorcraft blade)의 최적설계 문제를 선택하였다. 회전익 항공기 날개의 단면을 살펴보면 Fig. 3 과 같은 형상을 갖는다.

이때, 날개의 구조적인 효과는 날개 단면 내부의 상자형 구조물(box beam)에 의해 유지된다. 이에 비해 날개의 공력특성 중 하나인 양력계수(Lift coefficient)는 익형(airfoil)의 외형(shape)에 의해 결정된다. 따라서, 본 논문에서는 내부 구조물의 1차 고유진동수(first mode natural frequency)가 일정 범위 내에 존재하면서 양력계수는 최대가 되고 날개의 전체 무게가 최소가 되도록 하는 다분야통합 최적설계 문제를 선정했다.

여기서, 연성변수는 내부 구조물의 두께(t_{couple})의 절반으로 선정했다. 이는 내부 구조물의 경우 전체 형상을 결정하는 변수로 작용하면서 익형의 형상을 결정하는 데에도 영향을 주기 때문이다. 이때, t_{couple} 의 범위는 식 (11)과 같다. 그리고 내부 구조물의 폭(width)은 일정하다고 가정했으며,

구조물은 날개 단면의 일정 지점에 위치한다고 가정하였다.

$$0.11 \leq t_{couple} \leq 0.14 \quad (11)$$

또한 각 하부구조에서의 최적설계에는 범용 최적화 모듈(module)인 ADS⁽³⁾를 사용하였다. 그리고, 각 하부구조의 최적화 프로그램은 ADS 와의 호환성을 위해 FORTRAN 으로 직접 제작하였고, 상부구조에서의 방향탐색인자 결정 및 하부구조의 제어는 Java 언어를 이용하여 제작하였다.

3.2 유동 해석을 포함한 설계 문제

유동해석을 포함하는 하부구조인 하부구조 1 에서는 양력계수의 역수를 최소화 하고 제약조건(constraint)은 없는 최적화 문제로 선정했다.

날개의 양력계수는 날개의 형상함수에 의해 결정된다. 본 논문에서는 날개 익형의 형상함수를 상하 대칭이고 익형 윗 부분의 형상을 식 (12)과 같이 일정한 세 점을 지나는 지수함수(exponential function)으로 정의했다. 이때, x 는 익형의 전연(leading edge)을 0, 후연(trailing edge)을 1 로 하여 무차원화 한 값이다.

$$z = \frac{t_{couple}}{0.625\sqrt{0.375}} \frac{\sqrt{x(1-x)}}{e^{CO_1(x-0.375)}} + \frac{\sqrt{x(1-x)}(\sqrt{0.375}-\sqrt{x})^2}{e^{CO_2x}} + \frac{\sqrt{x(1-x)}(\sqrt{0.375}-\sqrt{x})^2}{e^{CO_3x}} \quad (12)$$

식 (12)에서 x 와 z 는 날개의 익현장(chord length)으로 무차원화 시킨 값들이다. 또한, 설계변수(design variable)로는 익형의 형상함수를 결정하는 계수인 CO_1 , CO_2 , CO_3 로 선정하였다. 상기한 내용을 수식화하면 식 (13), 식 (14), 식 (15)과 같다.

$$\min \frac{1}{C_L(CO_1, CO_2, CO_3)} \quad (13)$$

$$\text{s.t.} \quad 0.5 \leq CO_1 \leq 1.5 \quad (14)$$

$$0.001 \leq CO_2, CO_3 \leq 1.0 \quad (15)$$

유동해석 방법으로는 회전익 항공기의 일반적인 운전속도가 음속을 넘지 않기 때문에, 식(12)로 만들어지는 익형에 대해 패널법(panel method)⁽⁴⁾를 사용하는 유동해석 프로그램을 직접 제작하여 그 결과를 이용하였으며, 이때 받음각(angle of attack)으로 5°를 사용하였다. 유동해석 프로그램 및 하부구조 최적화 프로그램은 최적화 모듈로 사용하는 ADS 와의 호환을 위해 FORTRAN 으로 제작하였다.

3.3 구조 해석을 포함한 설계 문제

구조해석을 포함하는 하부구조 2에서는 날개 내부 구조물을 일정한 단면형상을 갖는 외팔보(cantilever beam)로 가정하였다. 그리고, 목적함수는 전체 구조물의 무게를 최소화하고 1차 고유진동수(ω_1)가 일정 범위 내에 존재하도록 하는 구속조건을 갖는 최적화 문제로 선정하였다. 이때, 구조물의 단면형상 및 설계변수는 Fig. 4와 같다.

여기서 W 는 익현장의 1/4로 고정되어 있고, $H = 2t_{couple}$ 의 관계로 연성되어 있다. 설계변수는 t_1, t_2 를 선정하였다. 구속조건으로 고유진동수의 값을 사용하였으므로 식 (16)와 같은 고유치 해석을 함께 수행하였다.

$$K \cdot x = \lambda M \cdot x \quad (16)$$

상기한 내용을 수식화하면 식 (17), 식 (18), 식 (19), 식 (20)으로 표현된다.

$$\min \text{mass}(t_1, t_2) \quad (17)$$

$$\text{s.t. } 10 \leq \omega_1 \leq 12 \quad (18)$$

$$0.25W \leq t_1 \leq 0.4W \quad (19)$$

$$0.5t_{couple} \leq t_2 \leq 0.8t_{couple} \quad (20)$$

구조해석은 유한요소 해석방법(Finite Element Analysis, FEA)을 사용하는 구조해석 프로그램을 직접 제작하여 사용했다. 이때, 각 요소는 Hermitian beam element⁽⁵⁾로 가정했고, 유한요소 해석에 의해 얻어진 전체 질량 행렬(global mass matrix)와 전체 강성 행렬(global stiffness matrix)를 이용하여 QR 분해법(QR decomposition)⁽⁶⁾으로 고유치를 계산하였다. 또한 구조물의 재료로는 알루미늄(alloy 1100-H14)의 물성치를 사용하였다.

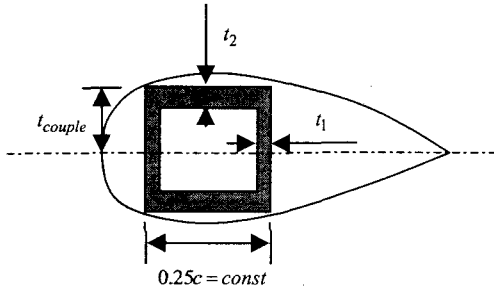


Fig. 3 Cross-section of rotorcraft blade

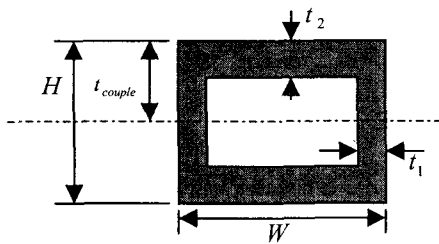


Fig. 4 Cross-section of internal box beam

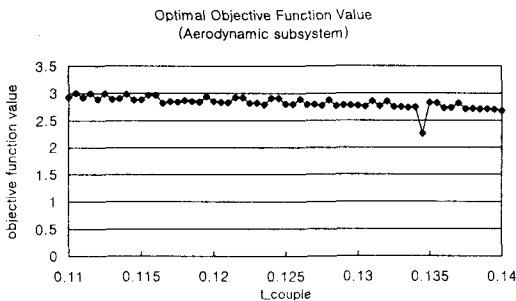


Fig. 5 OBJ value vs t_{couple} in aerodynamic subsystem

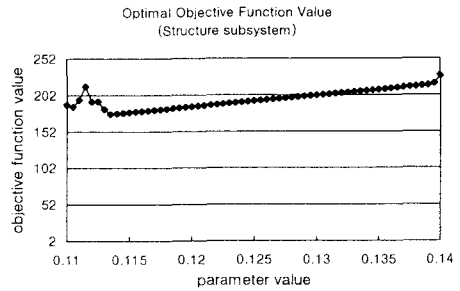


Fig. 6 OBJ value vs t_{couple} in structure subsystem

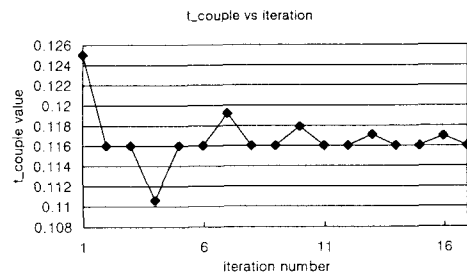


Fig. 7 t_{couple} vs iteration

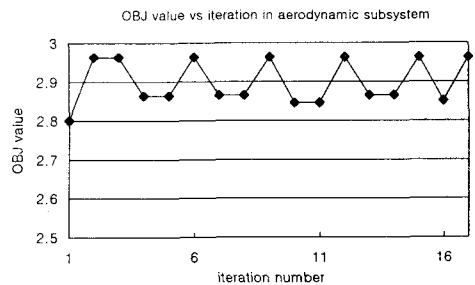


Fig. 8 OBJ value vs iteration (in aerodynamic subsystem)

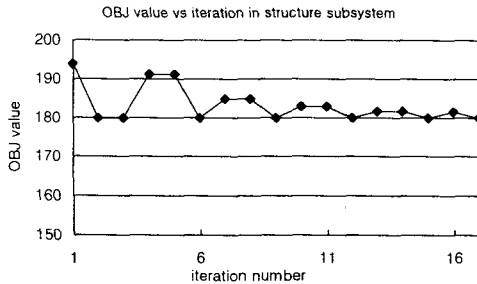


Fig. 9 OBJ value vs iteration (in structure subsystem)

최적화 모듈로는 역시 ADS 를 이용하였고 호환성을 위해 해석을 위한 프로그램은 FORTRAN 을 이용하여 제작하였다.

4. 결과 및 토의

3.2 절에서 정의한 하부구조 1 에 대하여 분야간 연성변수 t_{couple} 을 변화시킬 때의 목적함수의 변화를 Fig. 5 에 표시하였다.

Fig. 5 에 의하면 t_{couple} 이 증가할 수록 하부구조 1 의 목적함수는 감소하는 경향을 나타내고 있다. 이와는 대조적으로 Fig. 6 에 나타난 3.3 절의 하부구조 2 의 t_{couple} 과 목적함수는 t_{couple} 이 증가함에 따라 목적함수도 함께 증가하는 형태를 보여준다. 두 개의 하부구조 모두 수치적 해석을 통해 얻어진 값으로 최적화 과정을 수행하였고 설계문제 자체에 비선형성을 포함하고 있기 때문에 다분야통합최적설계 방법에 의한 최적해 예측에는 어려운 점이 있다. 하지만, 표시된 t_{couple} 의 변화구간 내에서 하부구조 2 의 목적함수 변화율이 하부구조 1 의 목적함수 변화율보다 크기 때문에, 두 개의 하부구조 특성이 모두 반영된 설계는 t_{couple} 의 설계구간의 중간점 보다는 하한(lower bound)에 가까우리라는 것을 예측할 수 있다.

Fig. 7 에서는 2 장에서 기술한 다분야통합최적설계 방법론을 이용하여 3.2 절과 3.3 절에서 정의한 하부구조를 함께 고려하여 최적화과정을 수행한 결과를 표시하였다. Fig. 7 에서 t_{couple} 의 초기값을 중간점으로 했을 경우 t_{couple} 이 일정값으로 수렴해 가는 모습을 확인할 수 있다. Fig. 8 과 Fig. 9 는 최적화 과정 중에 하부구조 1 과 하부구조 2 의 목적함수가 변화하는 모습을 나타내고 있다. Fig. 8 로부터 변화율이 작은 하부구조 1 의 목적함수는

약간 증가한 반면, 변화율이 큰 하부구조 2 의 목적함수는 감소했음을 Fig.9 에서 확인할 수 있다.

5. 결론

제안된 방법론의 타당성에 대한 더 자세한 검증이 필요한 것이 사실이다. 또한 본 논문에서 다룬 예제도 연성변수가 1 개인 경우이므로 다수의 연성변수가 존재할 경우의 설계방법에 대한 자세한 연구가 필요하다. 그러나, 제안된 방법론으로 예제를 해결하면서 각 하부구조 들이 독립적으로 분해 및 수행될 수 있으며 각 하부구조의 최적화 프로그램 선정이 매우 유연하다는 것을 확인할 수 있었다. 따라서, 본 논문에서 제안하는 다분야통합 최적화 방법론은 병렬 분산 처리를 위한 다분야통합 최적화 방법론으로서 사용할 수 있으리라 판단된다.

후 기

이 연구는 한국과학재단 지정 최적설계신기술 연구센터의 연구비지원으로 수행되었습니다.

참고문헌

- (1) R. D. Braun, 1996, Collaborative Optimization: An Architecture for Large-Scale Distributed Design. Ph.D Dissertation in Aeronautics and Astronautics, Stanford University, Stanford, CA.
- (2) I. P. Sobieski and I. M. Kroo, 2000, "Collaborative Optimization Using Response Surface Estimation," AIAA Vol.38, pp. 1931-1938.
- (3) G. N. Vanderplaats, 1985, "ADS-A FORTRAN Program for Automated Design Synthesis - Version 1.10", University of California Santa Barbara, California, NASA CR-177985.
- (4) Katz and Plotkin, 1991, LOW-SPEED AERODYNAMICS From Wing Theory to Panel Methods, McGRAW-HILL.
- (5) Young W. Kwon and Hyochong Bang, 1997, The Finite Element Method using MATLAB, CRC Press.
- (6) Melvin J. Maron and Robert J. Lopez, 1991, Numerical Analysis, third edition, Wadsworth Publishing Company.