

< 논문 >

## 등가정하중을 이용한 접합날개의 구조최적설계

강병수<sup>†</sup> · 이현아<sup>\*</sup> · 김용일<sup>\*</sup> · 박경진<sup>\*\*</sup>

(2006년 1월 4일 접수, 2006년 3월 7일 심사완료)

### Structural Optimization of a Joined-Wing Using Equivalent Static Loads

Byung-Soo Kang, Hyun-Ah Lee, Yong-Il Kim and Gyung-Jin Park

**Key Words :** Equivalent Static Load(ESL, 등가정하중), Joined-Wing(접합날개), Structural Optimization (구조최적설계), Gust Load(돌풍하중)

#### Abstract

The joined-wing is a new concept of the airplane wing. The fore-wing and the aft-wing are joined together in a joined-wing. The range and loiter are longer than those of a conventional wing. The joined-wing can lead to increased aerodynamic performance and reduction of the structural weight. In this research, dynamic response optimization of a joined-wing is carried out by using equivalent static loads. Equivalent static loads are made to generate the same displacement field as the one from dynamic loads at each time step of dynamic analysis. The gust loads are considered as critical loading conditions and they dynamically act on the structure of the aircraft. It is difficult to identify the exact gust load profile. Therefore, the dynamic loads are assumed to be (1-cosine) function. Static response optimization is performed for the two cases. One uses the same design variable definition as dynamic response optimization. The other uses the thicknesses of all elements as design variables. The results are compared.

#### 기호설명

- M** : 질량행렬(mass matrix)
- x** : 정하중에 의한 변위벡터
- K** : 강성행렬(stiffness matrix)
- b** : 설계변수 벡터
- s** : 등가정하중 벡터
- d(t)** : 동하중에 의한 변위벡터
- f(t)** : 동하중 벡터

#### 1. 서론

접합날개(Joined-wing)는 필요한 제한조건을 만족하면서도 보다 가벼운 중량의 설계가 가능토록

하는 날개 형태로서, 기존의 비행기들보다 더 긴 항속거리와 체공시간을 가능하게 해주는 장점이 있다. Wolkovich는 1986년 처음 접합날개를 제안하였다.<sup>(1)</sup> 1996년 Gallman과 Kroo는 전응력설계(Fully Stressed Design, FSD)를 이용한 접합날개 구조물의 최적설계를 수행하였다.<sup>(2)</sup> 2005년 Blair와 Canfield는 비선형성을 고려한 접합날개의 설계특성을 발표하였다.<sup>(3)</sup> 최근 미공군은 정밀한 감지장치를 탑재하고 높은 고도에서 오랫동안 정찰임무를 수행할 수 있는 무인 정찰기의 개발에 접합날개를 이용하고자 시도하고 있다.<sup>(4-7)</sup> Fig. 1은 일반적인 접합날개 비행기를 보여준다. 접합날개는 앞날개(Fore-wing)와 뒷날개(Aft-wing)가 결합된 형태로 동체에 결합된 형상을 위에서 내려다보면 마름모의 모습이다.

비행 중에 발생하는 모든 힘은 실제로 동하중이다. 하지만, 동하중의 정확한 산출과 설계에서

<sup>†</sup> 책임저자, University of Notre Dame, USA

<sup>\*</sup> 회원, 한양대학교 기계공학과

<sup>\*\*</sup> 회원, 한양대학교 기계정보경영공학부

E-mail : gjpark@hanyang.ac.kr

TEL : (031)400-5246 FAX : (031)407-0755

의 적용은 쉽지가 않다.<sup>(8)</sup> 따라서 전통적으로 구조설계 시 동하중을 정하중으로 근사화하여 사용하여 왔다. 그러나 기존의 변환 방법은 많은 문제점을 가지고 있다. 예를 들어 동하중의 최대치에 동적계수를 곱하여 정하중을 계산하는 방법이 일반적으로 쓰여왔지만, 실제 동하중으로 인해 발생할 수 있는 진동특성이나 관성특성을 묘사하지 못하는 단점이 있다. 본 연구에서는 이러한 단점을 극복할 수 있는 방법으로 등가정하중법을 사용하였다. 2000년 최우석이 제안한 등가정하중법은 임의의 모든 시간에 유발하는 변위의 반응치와 동일한 반응치를 유발하는 등가의 정하중을 산출하고 이것을 다중하중조건으로 적용하여 최적화하는 방법이다.<sup>(8-16)</sup>

주어진 조건을 만족하면서 구조물의 경량화를 위해서 치수최적설계를 수행한다. 동적특성을 고려한 최적설계를 위하여 기존에 사용하던 정하중 데이터 중 돌풍하중에 대해서 동하중으로 변환한다. 동적인 돌풍하중은 정하중에 (1-cosine)함수를 곱하여 구한다. 이때 정하중과 같은 변위를 유발하는 동하중을 구하기 위하여 일정한 계수를 적용한다. 계산된 동하중은 정적최적설계 이론의 적용을 위해 다시 정하중으로 변환한다. 이때의 정하중에는 동적특성이 포함되어 있다. 경계조건은 앞날개의 뿌리부분은 모든 자유도에 대해 구속되고 뒷날개의 뿌리부분은 비행시 안정성을 유지하기 위한 강제변위를 발생한다. 치수최적설계에는 NASTRAN과 GENESIS를 이용한다.<sup>(17,18)</sup> 등가정하중을 이용하여 수행된 동적반응최적설계 결과와 정하중만을 이용한 최적화 결과를 비교하고 유용성을 확인한다.

## 2. 등가정하중을 이용한 최적화

동하중은 시간에 따라 변하는 하중이고 정하중은 시간에 관계없이 일정한 크기를 가지는 이상적인 하중이다. 동하중이 구조물에 작용할 때

구조물은 진동하는데 이는 정하중으로는 표현할 수 없다. 그래서 구조최적설계 시 동하중의 효과를 대체하기 위한 다수의 방법이 사용된다. 여기서는 등가정하중을 이용한 동적반응최적화에 대하여 간략하게 기술한다.

### 2.1 등가정하중의 산출

등가정하중은 동하중이 구조물에 작용할 때 임의의 시간에 발생하는 변위장과 같은 변위장을 만들어내는 정하중으로 정의한다.

동하중  $f(t)$  가 작용하는 구조물의 운동방정식은 다음과 같다.

$$M(b)\ddot{d}(t) + K(b)d(t) = f(t) = \{0 \cdots 0 f_i \cdots f_{i+l-1} 0 \cdots 0\}^T \quad (1)$$

여기서  $l$ 은 동하중벡터의 영이 아닌 요소의 숫자이다. 한편 정적해석의 유한요소방정식은 다음과 같다.

$$K(b)x = s \quad (2)$$

식 (1)과 식 (2)로부터 동하중 하의 과도응답 계산시 임의의 시간  $t_a$ 에 발생하는 변위장과 동일한 변위장을 발생시키는 등가정하중  $s$ 는 다음과 같은 식으로 계산할 수 있다.

$$s = Kd(t_a) \quad (3)$$

임의의 시간의 동적변위장  $d(t_a)$ 는 식 (1)에서 계산한다. 이를 식 (2)의  $x$ 에 대입하면 식 (3)을 얻을 수 있다. 식 (3)에 의해 계산된 정하중  $s$ 는 동하중에 의해 임의의 시간에 구조물에 발생하는 변위장과 동일한 변위장을 유발하는 등가정하중이다. 일반적으로 구조해석이나 이에 기초한 설계 시 유한요소모델을 생성한다. 모델이 완성되면 식 (3)의 전체강성행렬을 얻을 수 있다. 따라서 등가정하중은 이미 알고 있는 전체강성행렬과 임의의 시간의 동적변위벡터의 단순한 곱셈에 의하여 계산된다. 이렇게 계산된 등가정하중은 최적설계 시 다중하중조건으로 적용된다.

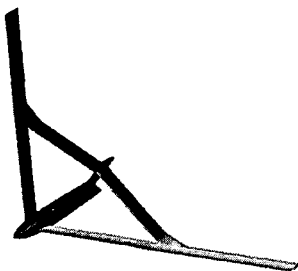


Fig. 1 Joined-wing configuration

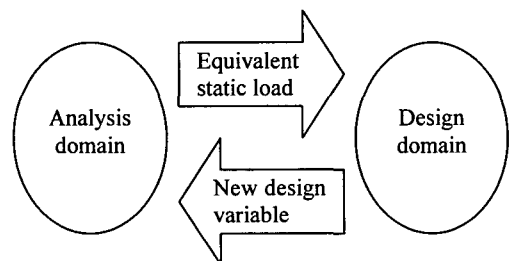


Fig. 2 Schematic process between the analysis domain and the design domain

2.2 최적설계로의 적용

등가정하중을 이용한 최적화 과정은 Fig. 2와 같이 해석영역(analysis domain)과 설계영역(design domain)으로 나누어진다. 해석영역에서의 결과를 바탕으로 설계영역에서 사용될 하중조건이 계산되고 설계영역에서의 결과값으로 계산된 설계에 대하여 다시 해석을 수행하여 제한조건의 만족를 검증한다. 이러한 과정을 설계주기(design cycle)라고 하며 이는 설계값이 수렴할 때까지 반복적으로 수행된다. 등가정하중을 이용한 최적설계과정을 단계별로 Fig. 3에 나타내었으며 내용은 다음과 같다.

- 단계 1.  $p = 0, \mathbf{b}_p = \mathbf{b}_0$  로 둔다.
- 단계 2. 식 (1)에서  $\mathbf{b}$  를  $\mathbf{b}_p$  로 두고 과도응답 해석을 수행한다.(해석영역)
- 단계 3. 식 (3)과 같이 모든 시간영역에서의 등가정하중을 계산한다.
- 단계 4.  $p = 0$  일 때 단계 5로 간다.  $p > 0$  일 때

$$\sum_{i=1}^q \|\mathbf{f}_{eq}^i(p) - \mathbf{f}_{eq}^i(p-1)\| < \varepsilon$$

이면 정지하고, 그렇지 않다면 단계 5로 간다. 여기서  $\mathbf{f}_{eq}^i(p)$  는  $i$  번째 시간에서의  $p$  번째 반복횟수에서 계산된 등가정하중이고  $\varepsilon$  은 충분히 작은 수이다.

- 단계 5. 다수 개의 등가정하중을 이용하여 다음의 정적최적설계를 수행한다.(설계영역)

Find  $\mathbf{b}$   
 to minimize  $F(\mathbf{b})$   
 subject to  $\mathbf{K}(\mathbf{b})\mathbf{x}_i = \mathbf{f}_{eq}^i$  (4)  
 $(i = 1, \dots, \text{no. of time steps})$   
 $\Phi(\mathbf{b}, \mathbf{x})_j \leq 0$   
 $(j = 1, \dots, \text{no. of constraints})$

$\mathbf{f}_{eq}$  는 분할된 시간의 개수만큼 계산된 등가정하중으로 최적설계 시 다중하중조건(multiple loading conditions)으로 적용된다.

- 단계 6.  $p = p+1$ 로 하여 단계 2로 간다.
- 접합날개의 최적화는 등가정하중을 적용한 최적설계방법을 이용하여 수행한다.

3. 접합날개의 해석

3.1 접합날개의 유한요소모델

Fig. 4에서 보이는 유한요소모델을 기초로 하여 연구가 진행되었다.<sup>(3)</sup> 접합날개의 전체 길이는 38m이고 시위길이는 2.5m이다. 전체 요소의

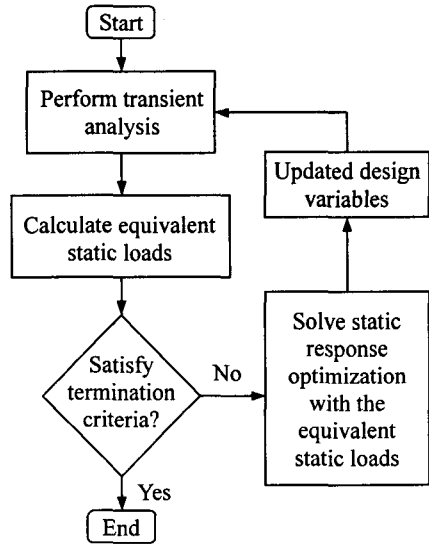


Fig. 3 Optimization process using equivalent static loads

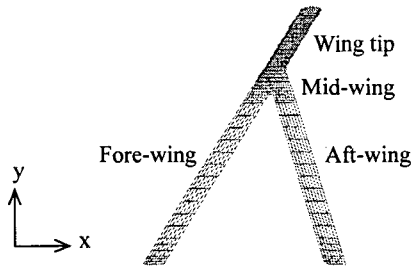


Fig. 4 Finite element modeling of the joined-wing

개수는 3027개이며 사각형 요소는 2857개, 삼각형 요소는 156개 그리고 강체 요소는 14개로 이루어져 있다. 강체 요소는 뒷날개 뿌리부분의 각 절점들과 뿌리부분의 중앙 절점을 연결한 요소이다. 이것은 Fig. 6에 나타내었다. 재료의 탄성계수 전단계수, 밀도가 각각 72.4Gpa, 27.6Gpa, 2770 kg/m<sup>3</sup> 과 36.2Gpa, 13.8Gpa, 2770 kg/m<sup>3</sup> 인 2가지 알루미늄으로 구성된다.<sup>(3)</sup>

3.2 접합날개의 하중조건

접합날개의 설계에 적용되는 하중은 미공군(AFRL, Air Force Research Laboratory)에서 사용하는 것을 기초로 하였으며 Table 1에서 보여지는 바와 같이 총 11개이다.<sup>(3)</sup> 7개의 기동하중(maneuver loads)과 2개의 돌풍하중(gust loads), 1개의 이륙하중(take-off load), 그리고 1개의 착륙하중(landing load)으로 이루어져 있다.

돌풍하중은 비행 중에 항공기가 갑작스럽게 만나는 하중으로, 비행기 날개에 동적 영향을 가

**Table 1** Load data of the joined-wing

Load No.	Load Type	Mission Leg
1	2.5g PullUp	Ingress
2	2.5g PullUp	Ingress
3	2.5g PullUp	Loiter
4	2.5g PullUp	Loiter
5	2.5g PullUp	Egress
6	2.5g PullUp	Egress
7	2.5g PullUp	Egress
8	Gust(Maneuver)	Descent
9	Gust(Cruise)	Descent
10	Taxi(1.75g impact)	Take-Off
11	Impact(3.0g landing)	Landing

**Table 2** Aerodynamic data for the joined-wing

Gust maximum velocity	18.2m/s
Flight velocity	167m/s
Geometric mean chord of wing	2.5m
Distance penetrated into gust	62.5m

장 크게 미치기 때문에, 비행기 설계 시 가장 중요하게 취급된다.<sup>(19-22)</sup> 참고문헌 (3)은 패널법(panel method)을 이용하여 공탄성 모델을 만들고 가정된 비행조건들로부터 정하중을 산출하여 설계에 이용하였다. 그러나 실제 돌풍하중은 동적으로 항공기에 작용하며, 등가정하중을 이용한 최적화방법은 동적하중을 필요로 한다. 그러나 정확한 동적하중을 얻기는 매우 힘들기 때문에 이미 계산된 정하중 데이터들을 이용하여 동하중으로 변환한다.

일반적으로 동적인 돌풍하중을 구하는 방법은 여러 가지이다.<sup>(23-26)</sup> 여기서는 정하중에  $\alpha$  (1-cosine)을 곱하여 근사화된 동하중을 얻는다. 여기서  $\alpha$ 는 상수로서, 정적인 돌풍하중에 의한 날개 끝단의 처짐과 같은 크기의 최대 변위를 유발하는 동하중을 얻기 위하여 동하중에 곱해지는 계수이다.

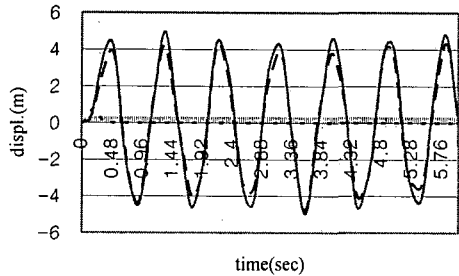
하중의 작용 시간은 다음의 식으로부터 계산한다.<sup>(19)</sup>

$$U = \frac{U_{de}}{2} \left( 1 - \cos \frac{2\pi s}{25C} \right) \quad (5)$$

여기서  $U$ 는 돌풍하중의 속도이고,  $U_{de}$ 는 돌풍하중의 최대속도,  $s$ 는 돌풍하중 속으로 진입한 거리,  $C$ 는 시위의 기하학적 중심 길이이다. 식 (5)로부터 돌풍을 통과하는 거리는 시위길이의 25배이므로 62.5m이다. Table 2에서 보이는 접합날개의 비행조건과 식 (5)로부터 돌풍하중의 작용 시간을 계산하면 0.374초가 된다. 즉 접합날개는 돌풍에 진입하고 0.374초 이후에 돌풍으로부터 이탈을 한다. 그러므로 (1-cosine)함수는 0.374초까지 한번의 주기를 반복하고 0.374초 이후에는 계속 0의 값을 가진다. 즉 동적인 돌풍하중은 식 (6)으로부터 계산한다.

$$F_{dynamic} = \alpha \times \left( 1 - \cos \frac{2\pi}{0.374} t \right) \times F_{static} \quad (6)$$

접합날개는 작용하는 하중에 대하여 날개 끝단의 변위가 가장 크다.  $\alpha$ 를 얻기 위하여 Table



**Fig. 5** Vibration of the wing tip deflection

1에서 보이는 하중 8번의 정적인 돌풍하중으로 정적해석을 하여 날개 끝단의 변위를 얻는다. 또한 첫 번째 정적인 돌풍하중에 0.374초의 가치는 (1-cosine)을 곱한 동하중으로 과도응답해석을 한다. 그때 날개 끝단에서의 최대 처짐량을 얻는다. 첫 번째 돌풍하중을 가지고 두 번의 해석을 통하여 얻은 날개 끝단 처짐의 크기를 비교하여 처짐량 차이의 비율을 결정한다. 그 비율이  $\alpha_1$ 으로 이 값은 정적해석을 통하여 나온 날개 끝단의 처짐과 동일한 크기의 최대 변위를 유발하는 첫 번째 동적 돌풍하중을 만들어 낸다. 즉 첫 번째 정적인 돌풍하중에 0.374초까지  $\alpha_1$  (1-cosine)함수를 곱하여 동적인 하중으로 변환한다. 또한 두 번째 돌풍하중도 같은 방법을 통하여  $\alpha_2$ 를 결정하고 식 (6)에 적용하여 두 번째 동적인 돌풍하중을 계산한다.

변환된 동하중으로부터 등가정하중을 산출하기 위하여 우선 과도응답해석을 해야 한다. Fig. 5에 과도응답해석 결과가 있다. Fig. 5에서 보듯이 날개 끝단의 최대 변위는 하중이 작용하는 시간인 0.374초 이후에 발생함을 알 수 있다. 또한 최대 변위는 3초 이내의 범위에서 발생한다. 이에 등가정하중을 산출하기 위한 시간 범위를 3초로 선정하였다. 따라서 과도응답해석 시 3초를 100개의 시간 단계로 나누어 0.03초 단위로 과도응답해석을 실시하였다. 따라서 2개의 동하중으로 변환된 돌풍하중에 대해서 200개의 등가정하중을 구하여 이를 다중하중조건으로 적용하여 최적화를 진행하였다. 그러므로 전체 하중조건수의 개수는 돌풍하중을 제외한 정하중 9개와 산출된 등가정하중 200개로 전체 다중하중조건으로 적용된 하중은 209개이다.

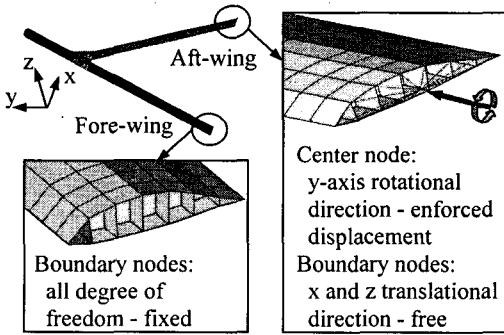


Fig. 6 Boundary conditions of the joined-wing

3.3 접합날개의 경계조건

Fig. 4에서 보이는 것과 같이 접합날개는 앞날개(Fore-wing)와 뒷날개(Aft-wing)가 결합되어 있다. 앞날개의 뿌리부분은 동체에 완전히 고정되며, 6개 방향의 모든 자유도가 구속되어있다. 6개의 방향이란 x, y, z 축 방향의 변위와 x, y, z 축 방향의 회전을 의미한다. 뒷날개 뿌리부분의 경계 절점들은 모두 x 축과 z 축 방향의 변위를 제외한 나머지 자유도에 대하여 구속되어있다. 또한 뒷날개는 동체에 고정되는 중앙 절점에서 11가지의 각 하중조건에 따라 서로 다른 크기의 y 축 회전 방향의 강제변위가 존재한다. y 축 방향의 강제변위는 뒷날개의 비틀림을 발생시키며, 접합날개의 공기역학적 효과에 지대한 역할을 한다. 강제변위의 양은 -0.0897 부터 0 까지의 라디안 값으로 주어져 있다.<sup>(3)</sup> Fig. 6은 접합날개의 경계조건을 보인 것이다.

4. 접합날개의 구조최적설계

4.1 설계변수의 선정

민감도기반최적설계(gradient based optimization)의 적용을 위해서, 총 3027개의 요소를 모두 설계변수로 설정하는 것은 매우 비효율적이다. 따라서 날개 구조물을 48개의 부분으로 나누고, 각 부분의 요소들이 동일한 두께를 갖도록 하였다. 이 연구는 참고문헌 (3)에서의 모델을 기초로 하였다. 이때 참고모델의 3027개의 요소는 각각 다른 크기의 두께를 가진다. 따라서 48개의 부분으로 나뉘어진 각 부분을 구성하는 요소들에 대한 두께의 평균값을 계산하여 그 값을 설계변수결합(design variable linking)을 사용한 모델의 초기값으로 선정하였다.

48개의 부분으로 나누기 위해 먼저 앞날개(Fore-wing), 뒷날개(Aft-wing), 날개 끝단(Wing tip)과 앞날개와 뒷날개가 연결되는 접합부(Mid-wing)로 나누었다. 또한 날개 전체를 둘러싸는

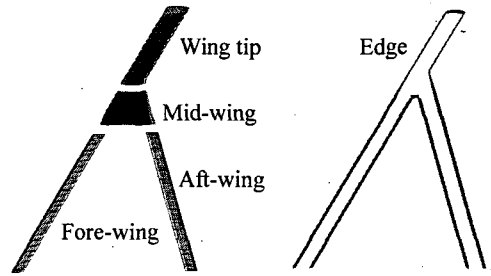


Fig. 7 The 5 parts for definition of design variables

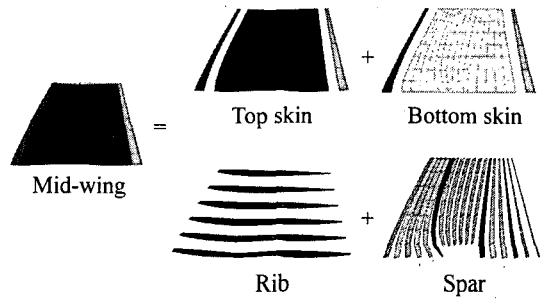


Fig. 8 Separated sections for definition of design variables

부분은 테두리(Edge)로 하나의 부분으로 선정하였다. 이것은 Fig. 7 에 나타내었다. 각 부분은 다시 윗면(Top skin)과 아랫면(Bottom skin) 그리고 스파(Spar)와 리브(Rib)부분으로 나뉜다. 이때 윗면과 아랫면은 세 부분으로 나누었다. 접합부에 대하여 Fig. 8 에 나타내었다. Fig. 8 과 같은 방법으로 앞날개와 뒷날개, 그리고 날개 끝단과 테두리부분도 나누었다. 48 개의 부분 중 43 개의 부분만을 설계변수로 선정하였다. 설계변수로 선정되지 않은 부분은 날개 끝단의 스파와 테두리를 형성하는 윗면, 아랫면 그리고 리브이다. 이와 같은 설계변수의 선정은 참고문헌 (3)을 기초로 하였다.

4.2 최적설계 정식화

최적화의 정식화는 다음과 같다.

Find  $t_i \quad (i=1, \dots, 43)$   
 to minimize Mass  
 subject to  $|\sigma_j| \leq \sigma_{allowable} \quad (j=1, \dots, 2559)$  (7)  
 $0.001016m \leq t_i \leq 0.3m \quad (i=1, \dots, 43)$

3027개의 요소들이 각각 다른 두께를 가지고 있는 참고모델의 초기질량은 4199.7kg이다. 이 모델은 첫 번째 정적응답최적설계에 사용되었다. 이 접합날개 모델을 4.1절의 정의를 따라 48개의 부분으로 나누고 각 부분의 초기두께를 요소들의 평균값으로 수정을 하면 모델의 초기질량이

4468.6kg으로 늘어난다. 이 설계변수결합을 사용한 모델은 두 번째 정적반응최적설계와 등가정하중법을 이용한 동적반응최적설계에 사용되었다.

접합날개의 재료는 알루미늄이다. 이때 알루미늄의 허용응력은 253Mpa이다. 그리고 안전계수 1.5를 적용하여 최적설계 시 설계변수로 선정되지 않은 테두리부분의 요소를 제외한 모든 부분에서 요소의 응력이 169Mpa보다 작도록 하였다.<sup>(3)</sup> 모든 설계변수의 하한치는 0.001016m이고 상한치는 0.3m로 하였다.

### 5. 구조최적설계 결과 및 고찰

#### 5.1 최적설계 결과

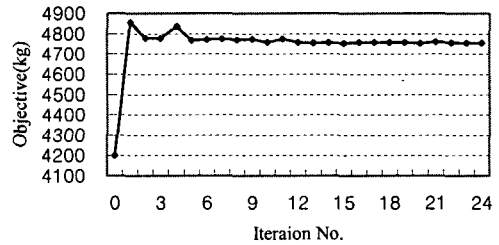
등가정하중을 이용한 동적반응최적설계로부터 얻은 결과의 유용성을 확인하기 위하여, 기존의 정적반응최적화방법으로 수행된 결과와 비교해 보았다. 정적반응최적화는 설계변수의 정의를 달리하여 다시 두 개의 결과를 얻었다. CASE 1과 CASE 2는 정적반응최적화이고 CASE 3은 동적반응최적화이다.

CASE 1은 모든 요소들이 서로 다른 두께를 가지고 있는 참고모델을 이용하였다. 설계변수는 접합날개의 테두리부분을 제외한 나머지 구조물의 전체 요소 각각으로 2559개이다. 또한 하중은 11개의 모든 정하중을 다중하중조건으로 적용하였다. 제한조건은 식 (7)에서 정의한 것과 같다. 이러한 조건을 가지고 정적응답최적설계를 수행하였다. Table 3과 Fig. 9는 최적설계 결과를 보여주고 있다. Table 3에서의 제한조건 위배율은 정적응답최적설계과정 중의 값이고 괄호로 표시된 위배율은 그때의 설계값을 가지고 과도응답해석을 수행했을 때의 값이다. 24번의 반복과정을 통하여 수렴하였고 실행시간은 29시간 30분이다. 이때 사용한 컴퓨터는 HP Unix Itanium 1.6GHz CPU4이다. 접합날개의 질량은 초기치보다 13.2%증가했음을 알 수 있다. 최적화를 위해 사용한 상용 소프트웨어는 GENESIS 이고<sup>(17)</sup> 과도응답해석에 사용한 소프트웨어는 NASTRAN 이다.<sup>(18)</sup>

CASE 2는 설계변수결합을 사용하여 수정한 모델을 이용하였다. 설계변수는 동적응답최적설계에서 정의한 것과 같이 43개이다. 이때 사용된 하중은 CASE 1과 같이 11개의 정하중으로 이러한 조건을 이용하여 정적응답최적설계를 수행하였다. 결과는 Table 4와 Fig. 10에 있다. Table 4에서의 제한조건 위배량은 Table 3에서의 것과 같은 방법으로 표현하였다. 4번의 반복과정을 거쳤으며 30분의 시간이 걸렸다. 질량은 144%증가하였다. 최적화를 위하여 사용한 소프트웨어는 NASTRAN이고<sup>(18)</sup> 사용한 컴퓨터는 AMD Athlon

**Table 3** Results of the objective and constraint functions for CASE 1(kg, %)

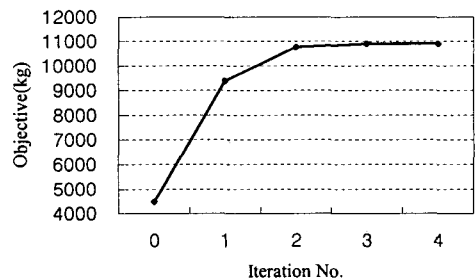
Iteration No.	Optimum Value	Constraint Violation
0	4199.7	142.1(216.009)
1	4855.8	68.4
2	4778.9	105.5
...	...	...
23	4755.2	0.5
24	4755.1	0.3(190.307)



**Fig. 9** The history of the objective function of CASE 1

**Table 4** Results of the objective and constraint functions for CASE 2(kg, %)

Iteration No.	Optimum Value	Constraint Violation
0	4468.60	173.829(344.213)
1	9391.202	25.055
2	10759.24	0.600
3	10901.66	0.204
4	10901.66	0.204(49.561)



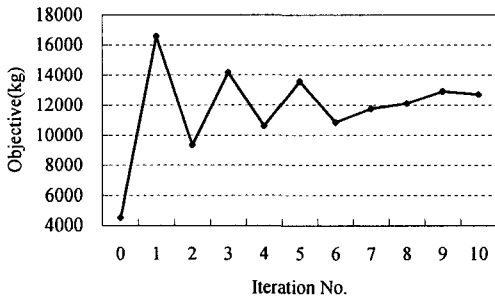
**Fig. 10** The history of the objective function of CASE 2

64bit Processor, 2.01GHz, 1.0GB RAM 이다.

CASE 3은 CASE 2와 같이 설계변수결합을 사용한 모델을 이용하였다. 3장에서 정의한 하중과 4장에서 선정한 설계변수를 적용하여 동적응답최적설계를 수행하였다. 돌풍하중만을 동하중으로 변환하여 등가정하중으로 산출하였고 기동하중과 이착륙하중은 정하중으로 적용하였다. 설계변수는 43개이고 테두리 부분을 제외한 나머지 요소들의 응력이 허용응력 내에 있도록 하였다. 정식화는 식 (7)과 같다. 해석영역과 설계 영역을

**Table 5** Results of the objective and constraint functions for CASE 3(kg, %)

Iteration No.	Optimum Value	Constraint Violation
0	4468.60	344.213
1	16527.18	-16.427
2	9329.58	40.759
3	14172.92	66.899
4	10610.69	23.755
5	13579.97	18.89
6	10852.17	14.993
7	11782.34	6.196
8	12112.68	8.368
9	12918.26	1.26
10	12725.54	0.681



**Fig. 11** The history of the objective function of CASE 3

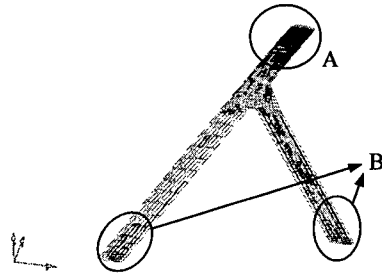
반복하는 설계주기는 10번의 반복과정을 거쳤으며 전체 21시간 10분이 소요되었다. Table 5와 Fig. 11에서 보듯이 접합날개의 질량은 초기질량에 비하여 184.8% 증가하였다. 이때 사용한 소프트웨어와 컴퓨터는 CASE 2와 동일하다.

5.2 고찰

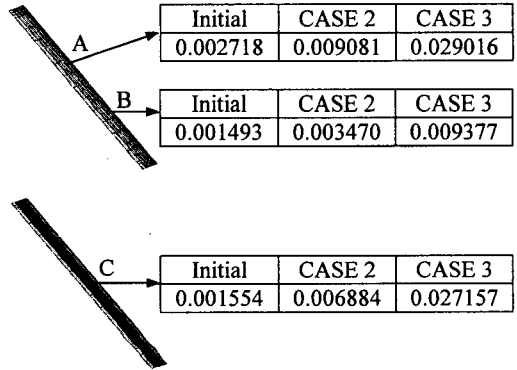
Fig. 12는 요소 각각을 설계변수로 선정하여 수행한 정적응답최적설계인 CASE 1의 설계변수 결과를 나타낸 것이다. 이때 Fig. 12에서 A로 표시된 부분은 설계변수 하한치의 값을 가진 것이고 B는 두께가 1cm보다 큰 요소이다. 주로 날개 끝단이 하한치에 도달하였고 앞날개보다 뒷날개의 두께가 더 두꺼워졌음을 알 수 있다.

뒷날개 윗면과 아랫면의 설계변수 결과를 CASE 2와 CASE 3에 대하여 Fig. 13에 보였다. 최적설계 결과로 보아 뒷날개 윗면과 아랫면은 전반적으로 초기 두께에 비하여 두꺼워졌다. 또한 Fig. 13에서 보듯이 윗면 A와 B에서는 동적응답 최적설계인 CASE 3이 정적응답최적설계인 CASE 2보다 약 3배가 더 두꺼움을 알 수 있다. 그리고 아랫면 C 역시 CASE 3이 CASE 2에 비하여 4배 정도 두껍다.

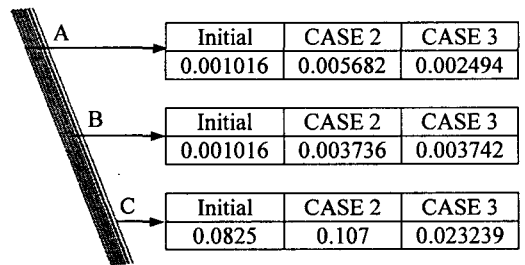
뒷날개의 스파부분의 두께변화를 Fig. 14에 보



**Fig. 12** Results of the design variables of CASE 1



**Fig. 13** Results of the design variables at the skin of the aft-wing



**Fig. 14** Results of the design variables at the spar of the aft-wing

였다. A를 보면 CASE 2가 CASE 3에 비하여 2.3배 가량 더 두꺼움을 알 수 있고 B는 두 경우 모두 비슷한 결과를 보였다. 그러나 C를 보면 CASE 2에서는 초기 두께에 비하여 두꺼워졌으나 CASE 3에서는 오히려 70%정도 얇아졌다. 앞날개의 윗면과 아랫면의 설계 결과를 Fig. 15에 보였다. 전반적으로 초기두께에 비하여 두꺼워졌음을 알 수 있다. Fig. 16은 접합부 스파의 결과값을 보인 것이다. 이를 통해 두 개의 정적응답최적설계와 등가정하중을 이용한 동적응답최적설계는 설계값의 결과가 서로 상당히 차이가 남을 알 수 있다. 이것은 접합날개의 각 부분별로 시간이 흐름에 따라 작용하는 하중이 달라지기 때문에 이것을 고려한 것과 그렇지 않은 것의 차이에서 기인한

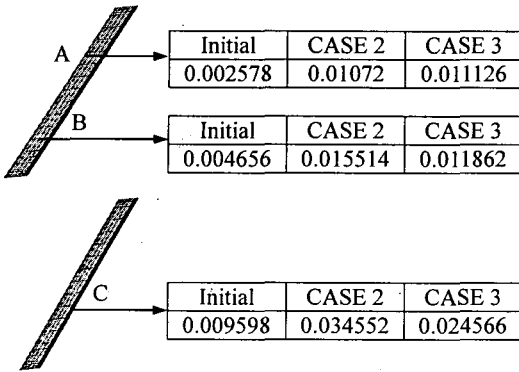


Fig. 15 Results of the design variables at the skin of the fore-wing

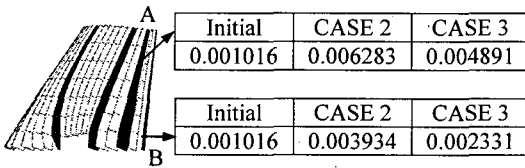


Fig. 16 Results of the design variables at the spar of the mid-wing

것이다.

세가지 경우의 최적화 결과의 검증을 위하여 최종적으로 결정된 모델에 대하여 과도응답해석을 하였다. Figs. 17-19에 그 결과로써 응력의 분포를 각 CASE별로 순서대로 나타내었다. Fig. 17에서 보듯이 CASE 1에서의 최대응력은 앞날개의 윗면 중앙에서 생겼다. 이때의 응력은 490Mpa로, 하중이 가해지고 1.17초 뒤에 발생하였다. CASE 2의 정적응답최적설계 결과를 가지고 과도응답해석을 한 결과로 나온 응력분포는 Fig. 18에 보였다. 최대응력은 뒷날개 뿌리부분의 윗면에서 253Mpa로 나타났다. 그때의 시간은 2.55초이다. 마지막 Fig. 19는 CASE 3에서의 동적응답 최적설계의 결과에 대한 응력분포이다. 최대응력은 170Mpa로 앞날개와 뒷날개를 연결하는 접합부위의 윗면에서 1.26초의 시간에 발생하였다.

각 경우의 응력분포는 최대응력이 발생하는 위치와 그 크기가 서로 다르다. CASE 1과 CASE 2의 경우 정하중에 의한 최적화는 최적화 과정에서 제한조건인 허용응력을 만족했었다. 그럼에도 불구하고 최적설계결과로 과도응답해석을 수행하니, 최대응력이 허용응력을 상당히 넘어서서 발생하는 것을 볼 수 있다. 이를 통해 참고문헌 (3)에서 산출한 정하중을 이용한 최적화는 동적 효과를 적절히 포함하지 못하고 있음을 볼 수 있다. 반면 등가정하중을 이용한 최적화의 경우 최적화 이후의 과도응답해석 결과도 허용응력과의

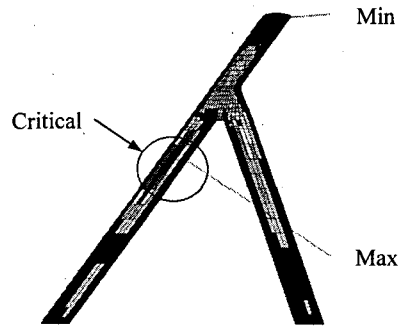


Fig. 17 Stress contour of CASE 1

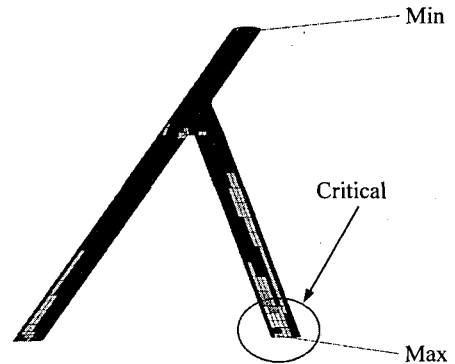


Fig. 18 Stress contour of CASE 2

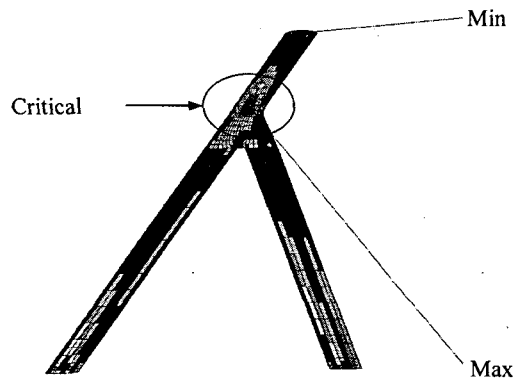


Fig. 19 Stress contour of CASE 3

오차가 크지 않아 등가정하중이 동적 효과를 충분히 반영하고 있음을 알 수 있다. 이처럼 응력 분포 결과에서 보듯이 등가정하중을 이용하여 수행한 동적응답최적설계 결과는 정적응답최적설계의 결과와 다르다.

## 6. 결론

기존의 날개보다 더 긴 항속거리와 체공시간을



가지면서 질량의 경량화에 유리한 집합날개에 대한 연구가 최근에 많은 관심의 대상이 되고 있다. 예측할 수 없는 바람과 급격한 동적 운동을 견뎌야 하는 항공기 구조물의 특성상 동적효과를 고려한 구조최적설계는 반드시 필요하다. 특히 들퐁하중은 모든 항공기의 설계 시 중요한 하중 조건이 된다. 정확한 동적인 들퐁하중의 계산은 공탄성 해석이 필요하며 구하기 매우 까다롭다. 따라서 기존의 근사식을 이용하여 근사화된 동적 들퐁하중을 계산하였고, 등가정하중을 이용하여 경량화를 위한 구조최적설계를 수행하였다. 등가정하중은 등하중으로 인한 변위장과 동일한 변위장을 유발하는 정하중을 이용한 구조최적설계 방법이며, 기존의 동적계수 등을 이용한 구조최적설계보다 정확한 동적효과를 고려할 수 있다.

초기에 설계된 구조물은 동적해석 결과 허용응력의 세배가 넘게 위배하고 있었다. 정적하중조건만을 고려한 구조최적설계 결과값으로 동적해석을 했을 때는 허용응력을 50%가량 위배하였다. 등가정하중을 이용한 동적구조최적설계 결과 중량은 세배 가까이 증가하였으나 제한조건을 만족하는 설계가 가능하였다. 이를 통해 등가정하중이 동적효과를 충분히 포함하고 있음을 알 수 있다.

등가정하중법에 적용되는 동적 하중의 계산은 (1-cosine)형태의 들퐁하중 근사화식을 사용하였다. 향후에는 공탄성 해석을 통한 정확한 동적하중의 산출이 필요하다. 또한, 집합날개는 비선형성이 큰 것으로 알려져 있다.<sup>(3)</sup> 집합날개의 비선형적 특성을 고려한 구조최적설계 역시 등가정하중을 적용하여 수행할 필요가 있다.

### 후 기

이 논문은 2004년 정부(교육인적자원부)의 재원으로 한국학술진흥재단의 지원을 받아 수행된 연구임. (KRF-2004-214-D00224)

### 참고문헌

(1) Wolkovich J., 1986, "The Joined-Wing: An Overview," *Journal of Aircraft*, Vol. 23, No. 3, pp. 161~178.  
 (2) Gallman J. W. and Kroo I. M., 1996, "Structural Optimization of Joined-Wing Synthesis," *Journal of Aircraft*, Vol. 33, No. 1, pp. 214~223.  
 (3) Blair M., Canfield R. A. and Roberts R. W., 2005, "Joined-Wing Aeroelastic Design with Geometric Nonlinearity," *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 4, pp. 832~848.  
 (4) Blair M. and Canfield R. A., 2002, "A Joined-Wing Structural Weight Modeling Study," *45<sup>th</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures. Structural*

*Dynamics and Materials Conference*, Denver Colorado, USA.  
 (5) Roberts R. W., Canfield R. A. and Blair M., 2003, "Sensor-Craft Structural Optimization and Analytical Certification," *44<sup>th</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, Norfolk Virginia, USA.  
 (6) Rasmussen C. C., Canfield R. A. and Blair M., 2004, "Joined-Wing Sensor-Craft Configuration Design," *45<sup>th</sup> AIAA/ASME/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, Palm Springs California, USA.  
 (7) Rasmussen C. C., Canfield R. A. and Blair M., 2004, "Optimization Process for Configuration of Flexible Joined-Wing," *10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, Albany New York, USA.  
 (8) Kang B. S., Park G. J., J.S. Arora, 2005, "A Review of Optimization of Structures Subjected to Transient Loads," *Structural and Multidisciplinary Optimization* (accepted).  
 (9) Choi W. S. and Park G. J., 1999, "Transformation of Dynamic Loads into Equivalent Static Loads Based on Model Analysis," *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 46, No. 1, pp. 29~43.  
 (10) Choi W. S. and Park G. J., 2000, "Quasi-Static Structural Optimization Technique Using Equivalent Static Loads Calculated at Every Time Step as a Multiple Loading Condition," *Transactions of the KSME (A)*, Vol. 24, No. 10, pp. 2568~2580.  
 (11) Choi W. S. and Park G. J., 2002, "Structural Optimization Using Equivalent Static Loads at All the Time Intervals," *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 191, No. 19, pp. 2077~2094.  
 (12) Kang B. S., Choi W. S. and Park G. J., 2003, "Structural Optimization Under Equivalent Static Loads Transformed from Dynamic Loads Based on Displacement," *Computers & Structures*, Vol. 79, pp. 145~154.  
 (13) Park G. J. and Kang B. S., 2003, "Mathematical Proof for Structural Optimization with Equivalent Static Loads Transformed from Dynamic Loads," *Transactions of the KSME (A)*, Vol. 27, No. 2, pp. 268~275.  
 (14) Park G. J. and Kang B. S., 2003, "Validation of a Structural Optimization Algorithm Transforming Dynamic Loads into Equivalent Static Loads," *Journal of Optimization Theory and Applications*, Vol. 118, No. 1, pp. 191~200.  
 (15) Park K. J., Lee J. N. and Park G. J., 2005, "Structural Shape Optimization Using Equivalent Static Loads Transformed from Dynamic Loads," *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 63, No. 4, pp. 589~602.  
 (16) Kang B. S., Park G. J. and Arora J. S., 2005, "Optimization of flexible Multibody Dynamic Systems Using the Equivalent Static Load," *Journal of American Institute Aeronautics and Astronautics*, Vol.

- 43, No. 4, pp. 846~852.
- (17) GENESIS User Manual: Version 7.0, 2001, Vanderplaats Research and Development, Inc.
- (18) MSC.NASTRAN 2004 Reference Manual, 2003, MSC.Software Corporation.
- (19) Hoblit F. M., 1988, "Gust Loads on Aircraft: Concepts and Applications," *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, Inc., Washington, D.C., USA
- (20) T.H.G. Megson, 1999, "Aircraft Structures, Engineering Students Third Edition," Butterworth Heinemann, London, U.K.
- (21) Kareem A. and Zhou Y., 2003, "Gust Loading Factor-Past, Present and Future," *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 91, No. 12/15, pp. 1301~1328.
- (22) Corke T. C., 2002, "Design of Aircraft," Prentice Hall, New Jersey, USA.
- (23) Corke T. C., 2002, "Design of Aircraft," Prentice Hall, New Jersey, USA.
- (24) Rao S. S., 1985, "Optimization of Airplane Wing Structures Under Gust Loads," *Computers & Structures*, Vol. 21, No. 4, pp. 741~749.
- (25) Noback R., 1986, "Comparison of Discrete and Continuous Gust Methods for Airplane Design Loads Determination," *Journal of Aircraft*, Vol. 23, No. 3, pp. 226~231.
- (26) Fuller J. R., 1995, "Evolution of Airplane Gust Loads Design Requirements," *Journal of Aircraft*, Vol. 32, No. 2, pp 235~246.
- (27) Singh R. and Baeder J. D., 1997, "Generalized Moving Gust Response Using CFD with Application to Airfoil-vortex Interaction," *15<sup>th</sup> AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Atlanta Georgia, USA.