

등가하중법을 이용한 접합날개의 기하 비선형 응답 구조최적설계

Nonlinear Response Structural Optimization of a Joined-Wing Using Equivalent Loads

김 용 일* · 박 경 진**

Kim, Yong-Il, Park, Gyung-Jin

ABSTRACT

The joined-wing is a new concept of the airplane wing. The fore-wing and the aft-wing are joined together in the joined-wing. The range and loiter are longer than those of a conventional wing. The joined-wing can lead to increased aerodynamic performances and reduction of the structural weight. The structural behavior of the joined-wing has a high geometric nonlinearity according to the external loads. The gust loads are the most critical loading conditions in the structural design of the joined-wing. The nonlinear behavior should be considered in the optimization of the joined-wing. It is well known that conventional nonlinear response optimization is extremely expensive; therefore, the conventional method is almost impossible to use in large scale structures such as the joined-wing. In this research, geometric nonlinear response structural optimization is carried out by using equivalent loads. Equivalent loads are the load sets which generate the same response field in linear analysis as that from nonlinear analysis. In the equivalent loads method, the external loads are transformed to the equivalent loads (EL) for linear static analysis, and linear response optimization is carried out based on the EL.

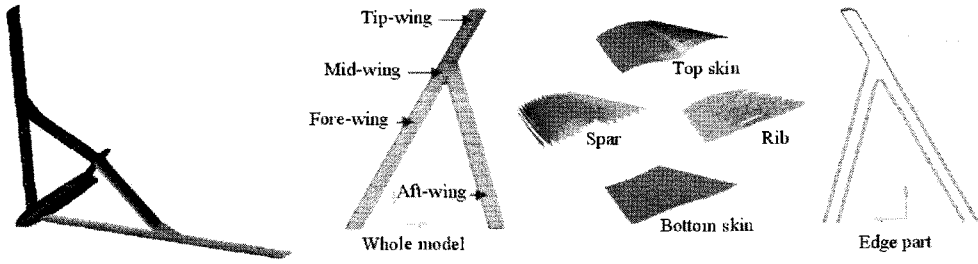
Keywords: joined-wing, structural optimization, geometric nonlinear analysis

1. 서론

접합날개는 앞날개와 뒷날개가 붙어 있는 신개념 날개로서, 기존의 항공기 날개보다 더 긴 항속거리와 체공시간을 얻을 수 있으면서도 기체의 경량화에 유리한 장점이 있다. 그림 1은 현재 미 공군에서 무인 정찰기 용으로 개발 중인 접합날개 형태의 항공기를 보여준다. 접합날개는 그 형태적 특성으로 인해 상당한 기하학적 비선형성을 갖고 있음이 여러 연구들을 통해서 밝혀졌다.(Blair *et al.*, 2005) 따라서 기하 비선형성을 고려한 구조최적설계 기법을 이용하여 접합날개에 발생하는 응력이 허용응력 아래로 발생하면서 최대한 경량화하는 구조최적설계를 수행할 필요가 있다. 미 공군 연구소의 Blair와 Canfield 등은 2005년 전 응력 설계법(Fully Stressed Design, FSD)을 이용하여 접합 날개의 치수 구조최적설계를 수행하였다.(Blair *et al.*, 2005) 그러나 FSD는 민감도 기반 구조최적설계법에 비해 쉽고 빠른 설계가 가능한 대신 해의 정확성이 떨어지고,

* 학생회원 · 한양대학교 기계공학과 박사과정 Email: yikim76@hanyang.ac.kr

** 정회원 · 한양대학교 기계정보경영공학부 교수 Email: gipark@hanyang.ac.kr



(a) 접합날개의 형상

(b) 접합날개의 각부 명칭 및 구성 요소

그림 1 접합날개의 형상 및 각부 명칭

여러 재료로 이루어진 물체에는 적용이 힘든 단점이 있다.(Haftka, 1992)

기하 비선형 해석은 구조물의 변형에 따라 하중의 방향과 크기가 달라지는 것을 고려할 수 있다. 기존의 선형 해석으로는 이와 같은 효과를 묘사할 수 없기 때문에 실제 구조물의 작동 환경에서는 예상치 못한 결과를 얻기도 한다. 그러나 비선형 응답 구조최적설계법은 선형 응답 구조최적설계법에 비해 연구의 역사가 짧고 민감도 정보의 계산이 어렵다는 단점 때문에 아직까지도 효율적인 적용 사례를 찾기 힘들다. 그 대안으로 반응표면법과 같은 근사적 최적화 방법들이 적용되고 있으나, 이와 같은 방법들은 설계변수의 수가 많아지면 적용이 곤란하다는 단점이 있다.(Park, 2007)

등가하중법은 2002년 최우석과 박경진에 의해 제안된 방법으로서 최초에는 동적 하중이 작용하는 구조물의 최적설계를 위해 제안되었으나(Choi et al, 2002; Park, 2007), 2007년에는 박기종과 박경진에 의해 비선형 구조물의 최적설계에도 적용될 수 있음이 알려졌다.(Shin et al, 2007) 등가하중은 비선형 해석에서 발생한 반응장과 동일한 반응장을 선형 정적 해석을 통해 만들어 내게 하는 정적 하중이다. 따라서 등가하중법을 이용하면 선형 응답 구조최적설계기법을 사용하면서도 비선형 응답을 고려할 수 있는 장점이 있다. 본 연구에서는 접합날개의 기하학적 비선형성을 고려한 구조최적설계를 위하여 등가하중법을 사용하였다.

2. 등가하중법을 이용한 구조최적설계

등가하중은 비선형 해석에서 발생한 반응장과 동일한 반응장을 유발하는 선형 정적 해석을 위한 정적 하중으로 정의할 수 있다.(Shin et al, 2007) 이러한 등가하중법을 이용하면 선형 해석을 통해서도 비선형 반응장을 그대로 만들어 낼 수 있기 때문에 선형 응답 구조최적설계 기법의 사용이 가능하다. 그리고 민감도 정보의 계산을 위해 수많은 비선형 해석을 하지 않아도 되기 때문에 매우 효율적이다. 물론 선형 구조 최적화가 진행되면서 선형과 비선형 해석 사이의 민감도 차이가 발생할 수 있지만, 이러한 오차는 반복되는 사이클을 통해 점차 줄어 나갈 수 있다.

2.1 등가하중의 산출

비선형 해석을 통해 얻어지는 변위장과 동일한 변위장을 유발하는 등가의 정적 하중은 다음과 같은 과정을 거쳐서 구할 수 있다. 먼저 식 (1)로 표현되는 비선형 해석을 수행한다.

$$\mathbf{K}_N(\mathbf{b}, \mathbf{z}_N)\mathbf{z}_N = \mathbf{f} \quad (1)$$

여기서 \mathbf{K}_N 은 비선형 강성행렬이고 \mathbf{b} 는 설계변수 벡터, \mathbf{f} 는 외부에서 가해지는 하중이다. \mathbf{z}_N 은 비선형 해석에서 발생하는 변위이다. 이 변위를 식 (2)와 같이 선형 강성행렬 \mathbf{K}_L 과 곱하면 변위장을 일치시키는 등가의 정적 하중 \mathbf{f}_{eq}^{disp} 를 계산할 수 있다.

$$\mathbf{f}_{eq}^{disp} = \mathbf{K}_L \mathbf{z}_N \quad (2)$$

따라서 f_{eq}^{disp} 를 외력으로 사용하여 식 (3)과 같이 선형 정적 해석을 수행하면, 이때 발생하는 변위 z_L 은 비선형 해석에서 발생한 변위 z_N 과 동일한 값을 갖게 된다.

$$K_L(b, z_L)z_L = f_{eq}^{disp} \quad (3)$$

그러므로 f_{eq}^{disp} 를 사용하여 선형 응답 구조최적설계를 수행하면 비선형 해석의 변위장을 묘사할 수 있다.

비선형 시스템은 그 특성상 변위와 응력의 관계가 비선형 적이기 때문에 변위장을 일치시키는 등가하중이 응력장까지 일치시키지는 않는다. 따라서 응력장을 일치시키기 위한 등가하중을 따로 계산할 필요가 있다. 응력장을 위한 등가하중은 다음과 같은 과정을 통해 계산한다. 먼저 식 (1)과 같은 비선형 해석을 수행하면 비선형 응력 σ_N 이 얻어진다. 응력장을 일치시키는 등가하중을 계산하기 위해서는 σ_N 과 동일한 응력을 유발하는 변위장을 얻어야 하기 때문에 식 (4)와 같은 과정이 필요하다.

$$K_L(b, z_L)z_L = -f(\sigma_N) \quad (4)$$

식 (4)에서는 비선형 응력 σ_N 이 초기응력조건으로 입력된다. 식 (4)의 해석은 변위장 z_L 을 만들어 내는데, 이 변위장이 선형 강성행렬 K_L 과 곱해져서 식 (5)와 같이 응력장을 일치시키는 등가하중 f_{eq}^{stress} 를 만들어낸다.

$$f_{eq}^{stress} = K_L z_L \quad (5)$$

f_{eq}^{stress} 를 사용하여 식 (6)과 같은 선형 해석을 하면 비선형 응력 σ_N 과 거의 비슷한 응력 σ_L 을 얻게 된다.

$$K_L(b, z_L)z_L = f_{eq}^{stress} \quad (6)$$

구조물의 비선형성이 커지면 σ_N 과 σ_L 이 약간의 차이를 갖게 되는데, 이 차이는 식 (7)과 같이 약간의 보정을 하게 된다.

$$\alpha = \sigma_N / \sigma_L \quad (7)$$

따라서 응력장을 일치시키는 등가하중 f_{eq}^{stress} 를 외력으로 사용하고, 보정계수 α 를 식 (8)과 같이 사용하면 선형 응답 구조최적설계를 통해서 고려되는 $\hat{\sigma}_L$ 은 비선형 응력장을 똑같이 묘사하게 된다.

$$\hat{\sigma}_L = \alpha \times \sigma_N \quad (8)$$

2.2 등가하중을 이용한 구조최적설계

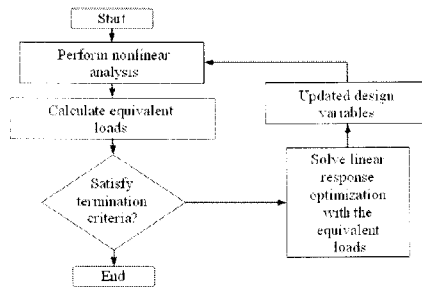


그림 2 등가하중을 이용한 구조최적설계 과정

등가하중을 이용한 구조최적설계 과정은 그림 2에서 보인다. 먼저 비선형 해석을 수행한다. 여기서 발생하는 변위 및 응력 등의 반응들로부터 등가하중을 계산한다. 그 다음 설계의 종료 여부를 검사하는데 이전의 등가하중과 현재의 등가하중 사이의 변화량이나 설계변수의 변화량이 매우 작은 값 ϵ 보다 작으면 과정을 종료한다. 만약 설계 종료 조건을 만족하지 않으면 등가하중을 외력으로 하여 선형 응답 구조최적설계를 수행하고 그 결과를 반영하여 설계값을 갱신한다. 이 과정은 종료조건이 만족될 때까지 반복해서 수행된다. 그리고 한 번의 전체 과정을 사이클(cycle)이라고 부른다. 이것은 선형 응답 구조최적설계에서 사용하는 반복횟수(iteration)와 구분되는 말이다.

3. 접합날개의 유한요소모델과 비선형성

3.1 접합날개의 유한요소모델

연구에 사용되는 유한요소 모델은 공동연구를 수행중인 미 공군 연구소로부터 얻었다. 3013개의 쉘 요소와 14개의 강체요소로 이루어져 있다. 그림 1의 (b)는 날개의 각 부 명칭과 구성 요소를 보인다. 그림에서 보이는 바와 같이 접합날개는 끝날개(Tip-wing)와 중간날개(Mid-wing), 앞날개(Fore-wing), 뒷날개(Aft-wing)로 구분된다. 각 부분은 또한 윗면(Top skin)과 리브(Rib), 스파(Spar), 아래면(Bottom skin)으로 구성되며 날개의 가장자리는 따로 떼어내서 하나의 부분을 구성한다. 사용되는 재료는 두 종류의 알루미늄으로서 가장자리 부분을 제외한 모든 요소들은 탄성계수 72.4 GPa, 프와송비 0.3, 밀도 2770 kg/m³의 재질로 이루어져 있고, 날개의 외곽 가장자리 부분(Edge part)들은 탄성계수 36.2 GPa, 프와송비 0.3, 밀도 2770 kg/m³의 재질로 이루어져 있다.

3.2 하중 및 경계조건

연구에 사용되는 하중은 미 공군 연구소에서 접합날개에 대한 공탄성 해석을 통해 계산한 구조해석용 정적 하중을 사용하였다. 각 비행 상황에 따른 11개의 하중 조건들이 정의 되었는데, 그 중 돌풍하중에 대한 두 종류의 하중이 접합날개의 비선형 응답 구조최적설계에 사용되었다.(Blair, 2005) 돌풍하중은 수평 비행 중 갑자기 발생하는 수직방향 바람에 의한 하중으로서, 모든 비행기 구조물의 설계 시 가장 중요한 하중으로 평가된다.(Hoblit, 1988)

경계조건은 각 하중 조건에 따라 달라진다. 앞날개의 뿌리부분은 모든 하중 조건에 대해서 완전 고정이고 뒷날개는 날개의 뿌리에서 끝 방향으로 뺏어있는 y축 회전 방향으로 강제변위가 가해지도록 되어 있다. 회전 강제변위는 -0.0897에서부터 0까지의 라디안 값으로 주어진다.

3.3 기하 비선형 해석 및 결과

비선형 유한요소 해석기인 ABAQUS 6.5가 접합날개의 비선형 해석을 위해 사용되었다.(Hibbitt, 2004) 앞에서 설명한 유한요소모델과 하중 및 경계조건을 이용하여 선형 및 비선형 해석을 모두 수행해 보았다. 그 결과 돌풍하중 하에서 선형 해석 결과와 비선형 해석 결과는 큰 차이를 보였다. 두 종류의 돌풍하중 조건 중 첫 번째 돌풍하중 하에서의 결과를 비교해 보면 선형 해석에서는 날개 끝단의 변위가 3.7 m, 최대 응력이 231 MPa 발생 하였지만, 비선형 해석에서는 날개 끝단의 변위가 21.99 m, 최대 응력이 3.56 GPa 발생하였다. 응력에서는 10배 이상의 차이를 볼 수 있다. 이러한 사실로부터 접합날개의 기하 비선형성이 매우 크다는 것을 알 수 있다. 그림 3은 선형 해석과 비선형 해석 시 날개의 변형 모습을 보인다.

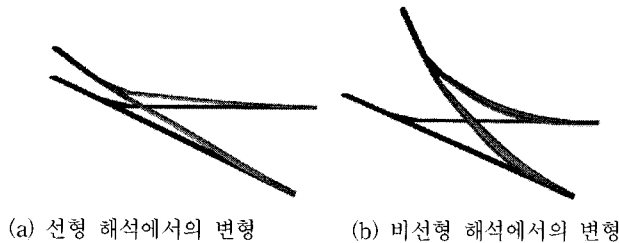


그림 3 돌풍하중에 대한 접합날개의 선형 및 비선형 해석 결과

4. 접합날개의 기하 비선형 응답 구조최적설계

4.1 설계변수 및 정식화

날개 구조물의 가장자리 부분(Edge part)를 제외한 모든 쉘 요소들의 두께를 설계변수로 선정하였다. 총

설계변수의 숫자는 2559개이다. 목적함수는 날개의 질량을 최소화 하는 것이고, 제한조건은 가장자리 부분을 제외한 모든 요소들의 Von-Mises 응력이 179 MPa 이하가 되도록 하는 것이다. 이에 대한 정식화는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \text{Find} \quad & t_i \quad (i = 1, 2, \dots, 2559) & (9a) \\ \text{to minimize} \quad & \text{mass} & (9b) \\ \text{subject to} \quad & |\sigma_i| \leq 179 \text{ MPa} \quad (i = 1, 2, \dots, 2559) & (9c) \\ & 0.001016 \text{ m} \leq t_{\text{skin part}} \leq 0.3 \text{ m} & (9d) \\ & 0.000127 \text{ m} \leq t_{\text{tip wing part}} \leq 0.3 \text{ m} & (9e) \\ & 0.000254 \text{ m} \leq t_{\text{spar and ribs}} \leq 0.3 \text{ m} & (9f) \end{aligned}$$

등가하중법을 이용한 접합날개의 구조최적설계에서 ABAQUS 6.5(Hibitt, 2004)가 비선형 해석을 위해 사용되었고, GENESIS 7.0(Vanderplaats, 2001)이 선형 응답 구조최적설계를 위해 사용되었다.

4.2 접합날개의 선형 최적화 결과

접합날개의 비선형 응답 구조최적설계를 수행하기 전에 먼저 선형 응답 구조최적설계를 수행하였다.

표 1 선형 응답 구조최적설계의 결과

Iteration No.	Optimum Value (kg)	Constraint Violation (%)
0	3832.0	220.8
1	4390.7	80.7
2	4593.6	27.3
3	4472.5	11.6
4	4475.2	0.0
5	4475.1	0.0
6	4475.0	0.0

선형 응답 구조최적설계의 결과가 표 1에서 보인다. 총 소요 시간은 45시간 이었고, 최적화 결과 질량이 16.8% 증가하였다. 선형 해석 시에는 모든 응력제한조건을 만족하였다. 그러나 최적화 결과를 적용하여 비선형 해석을 수행하면 최대 응력이 허용응력에 대해 1551.6%나 위배하였다. 이 사실로부터 비선형성이 큰 구조물에서는 선형 응답 구조최적설계만으로는 정확한 해를 얻기 어렵다는 것을 알 수 있다.

4.3 접합날개의 선형 최적화 결과

표 2 선형 응답 구조최적설계의 결과

Iteration No.	Optimum Value (kg)	Constraint Violation (%)
0	4475.0	1551.6
1	14752.3	42.3
2	11428.5	28.2
3	8907.3	62.7
4	7921.1	66.4
...
28	6073.9	0.5
29	6074.5	0.5
30	6066.1	0.0
31	6066.0	0.0

접합날개의 기하 비선형 응답 구조최적설계가 등가하중법을 이용하여 수행되었다. 표 2에서 최적화 결과가 보인다. 총 소요 시간은 335시간 이었고, 최적화 결과 질량이 58.3% 증가하였다. 최적화 결과를 이용하여 비

선형 해석을 수행한 결과 모든 요소의 응력이 허용응력인 179 MPa 아래에서 발생하였다. 최적설계 후 요소들의 두께 분포를 살펴보면 끝날개 부분의 요소들은 대부분 하한치에 도달하였고 앞날개와 뒷날개의 뿌리부분의 두께가 크게 증가하였다. 특히 윗면과 아랫면의 날개 꺾뒀기를 이루는 요소보다는 내부 뼈대를 이루는 스파와 리브의 두께 증가가 눈에 띄었다. 뒷날개 뿌리부분의 스파들 중에는 두께가 16.3 cm에 이르는 요소도 있었다.

5. 결론

비선형 해석은 그 자체가 고가의 비용을 요구하기 때문에, 수많은 비선형 해석이 요구되는 민감도 정보의 계산은 더욱 더 어렵다. 이런 이유로 인해서 비선형 응답 구조최적설계에서는 기존의 선형 응답 구조최적설계 방법이 그대로 적용되기 어려웠다. 본 연구에서는 등가하중법을 이용하여 접합날개의 기하 비선형 응답 구조최적설계를 성공적으로 수행하였다. 등가하중은 비선형 해석에서 발생하는 반응장을 동일하게 유발하는 선형 해석을 위한 정하중으로 정의된다. 따라서 등가하중을 이용하면 기존의 선형 응답 구조최적설계 기법을 그대로 이용하면서도 비선형 응답을 고려할 수 있고 비선형 해석의 횟수를 크게 줄일 수 있는 장점이 있다. 또한 설계변수가 수천 개에 달하는 큰 문제에서도 사용이 가능하다.

접합날개는 매우 큰 기하학적 비선형성을 갖고 있다. 그러므로 선형 응답 구조최적설계 결과만으로는 비선형 해석에서 좋지 않은 결과가 발생함을 알 수 있었다. 접합날개의 기하 비선형 응답 구조최적설계를 위해서 등가하중법이 사용되었고 2559개의 설계변수에 대해서 총 31번의 비선형 해석만으로 최적의 해를 얻을 수 있었다. 본 연구를 통해서 접합날개의 비선형적 특성이 고려된 최적설계 결과를 얻을 수 있었고, 최적화에 사용된 등가하중법의 우수성을 알 수 있었다.

감사의 글

이 연구는 미 공군 연구소와 한국과학재단 지정 최적설계기술연구센터의 지원을 통하여 수행되었습니다.

참고문헌

- ABAQUS/Standard Version 6.5 User's Manual* (2004) Hibbitt, Kalsson and Sorensen, Inc., Pawtucket RI.
- GENESIS Version 7.0 User's Manual* (2001) Vanderplaats Research and Development, Inc., Colorado Springs, CO.
- Haftka, R.T., Gürdal, Z. (1992) *Elements of Structural Optimization*, Kluwer Academic Publishers, Netherlands.
- Hoblit, F.M. (1988) *Gust Loads on Aircraft: Concepts and Applications*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, DC.
- Park, G. J. (2007) *Analytical Methods in Design Practice*, Springer-Verlag, Germany.
- Blair, M., Canfield, R.A., Robert, R.W. (2005) Joined-Wing Aeroelastic Design With Geometric Nonlinearity, *Journal of Aircraft*, 42(4), pp. 832-848.
- Choi, W.S., Park, G.J. (2002) Structural Optimization Using Equivalent Static Loads at All the Time Intervals, *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 191(19), pp. 2077-2094.
- Shin, M.K., Park, K.J., Park, G.J. (2007) Optimization of Structures with Nonlinear Behavior Using Equivalent Loads, *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 196, pp. 1154-1167.