

論文

충격응답함수와 조정법을 이용한 항공기 날개의 충격하중 복원 연구

박찬익*

A Study on Reconstructing Impact Forces of an Aircraft Wing Using Impact Response Functions and Regularization Methods

Chan Yik Park*

ABSTRACT

The capability for reconstructing impact forces of an aircraft wing using impact response functions and regularization methods were examined. The impact response function which expresses the relation between the structure response and the impact force was derived using the information on mass and stiffness data of a finite element model for the wing. Iterative Tikhonov regularization method and generalized singular value decomposition method were used to inverse the impact response function that was generally ill-posed. For the numerical verification, a fighter aircraft wing was used. Strain and deflection histories obtained from finite element analysis were compared with the results calculated using impact response functions. And the impact forces were reconstructed with the strain histories obtained from finite element analysis. The numerical verification results showed that this method can be used to monitor impact forces on aircraft structures.

초 록

충격응답함수와 조정법(regularization methods)을 이용하여 항공기 날개의 충격하중 복원 가능성을 검토하였다. 충격하중에 대한 구조의 응답을 나타낼 수 있는 충격응답함수를 날개 유한요소모델의 강성과 질량 자료로 유도하였다. 일반적으로 부적합(ill-posed) 특성을 지닌 충격응답함수의 역행렬은 반복 Tikhonov 조종법(Iterative Tikhonov Regularization Method)과 일반화 특이치 분해법(Generalized Singular Value Decomposition Method)을 사용하여 구하였다. 수치적 입증을 위하여 전투기급 주익을 사용하였다. 해당 주익의 유한요소해석을 통하여 임의의 충격하중에 대한 변위와 변형률을 계산하였으며, 이를 충격응답함수로 계산한 결과와 비교하였다. 또한, 유한요소해석에서 계산된 변형률을 사용하여 충격하중을 복원하였다. 수치적 입증 결과 항공기 구조의 충격하중 모니터링이 본 방법으로 가능할 수 있음을 보여주었다.

Key Words : Reconstructing Force(하중 복원), Wing(주익), Impact Response Function(충격응답함수), Structural Health Monitoring(구조 건전성 모니터링)

† 2006년 5월 12일 접수 ~ 2006년 7월 12일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소

연락처, E-mail: pcy1216@add.re.kr
대전시 유성우체국 사서함 35-3

I. 서 론

항공기 구조의 건전성을 모니터링 하는 방법 중 널리 쓰이는 방법 중에 하나는 기체에 센서를

장착하여 그 신호를 이용하여 작용한 외부 하중을 규명하는 것이다. 정적하중의 측정은 비행하중자료기록계(FLDR: Flight Load Data Recorder)가 널리 사용되고 있으며, FLDR의 측정방법과 운영방법 등은 잘 정립되어 있다[1]. 현재까지 비행기 기체의 수명은 주로 FLDR의 기록된 하중 자료를 근거로 계산되고 있다. 그러나 항공기는 수명주기 동안 공구낙하, 활주 시 이물질과의 충돌 등에 의하여 예기치 않은 충격하중들이 작용하게 되며, 이러한 하중은 기체수명에 영향을 줄 수 있다. 특히 최근에 많이 사용되고 있는 복합재 구조의 경우 이러한 충격은 보이지 않은 충격손상(BVID: Barely Visible Impact Damage)을 야기할 수 있으며, 이러한 BVID는 국부적이지만 구조 수명에 치명적인 영향을 줄 수 있음은 널리 알려져 있다[2]. 그러나 전통적인 기체 구조검사는 항공기를 분해하고, 전문가를 이용 초음파 검사나 X-ray 검사를 수행하여야 한다. 이러한 검사는 항공기를 장기간 주기시켜야 하며, 작업자의 성숙도에 영향을 받고, 인간적 실수의 위험성이 있다. 따라서 미래 항공기의 구조건전성 모니터링 시스템은 이러한 충격하중을 측정하며, 손상을 탐색할 수 있는 기능이 포함되어야 한다.

구조물의 충격문제는 대부분은 주로 이론적인 근사해를 구할 수 등방성 평판이나 복합재 적층판 등에 대하여 연구가 수행되어 왔다[3,4,9]. 최근 Fukunaga 등[5]은 평판의 유한요소모델 자료를 이용하여 충격응답함수를 유도하고, 충격하중을 복원하였으며, 충격위치를 추정하였다.

본 논문에서는 항공기 날개의 유한요소 모델을 이용하여 충격응답함수를 유도하였으며, 유도된 충격응답함수로 전투기급 날개에 작용된 임의의 가상 충격하중에 대한 거동을 계산하였다. 수치적 입증을 위하여 계산결과를 MSC/NASTRAN을 사용한 유한요소해석 결과와 비교하였다. 또한 반복 Tikhonov조종법(Iterative Tikhonov Regularization Method)과 일반화 특이치 분해 조정법(Generalized Singular Value Decomposition Method)을 이용하여 충격응답함수의 역행렬을 구하였으며, 이 역행렬에 유한요소해석으로 계산된 변형률을 입력하여 충격하중을 복원하였다.

II. 본 론

2.1 이론적 배경

감쇠를 고려하지 않은 임의의 구조물에 수직 방향의 충격하중이 가해질 때 구조물의 지배방정식은 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$[M]\{\ddot{u}\} + [K]\{u\} = \{P^*\} \quad (1)$$

여기서 $[M]$ 과 $[K]$ 는 유한요소 모델의 질량행렬과 강성행렬이며, $\{u\}$ 는 변위벡터, $\{P^*\}$ 는 하중 p 에 작용점 (x_0, y_0, z_0) 의 정보가 포함된 작용충격하중을 의미한다.

식(1)을 사용하면 임의의 지점 (x_1, y_1, z_1) 의 변위를 다음과 같이 구할 수 있다.

$$u(x_1, y_1, z_1) = \int_0^t p(t-\tau) G_u(x_1, y_1, z_1, \tau; x_0, y_0, z_0) d\tau \quad (2)$$

여기서 G_u 는 충격점의 위치정보, 변위 또는 변형률이 측정된 절점정보, 그리고 식(1)로부터 계산된 고유치(eigenvalue)와 고유벡터(eigenvector)로 구성된다. 식(2)의 적분식은 Kim 등[3]이 유도한 것과 같이 수치적분법을 도입하면 관심 있는 시간영역을 k 개의 등 간격으로 나눈 다음의 식으로 표현될 수 있다.

$$u = \sum_{j=1}^k (G_u)_{k+1-j} p_j \quad (3)$$

식(3)을 행렬식으로 표현하면 다음과 같다.

$$\{u\} = [G]\{p\} \quad (4)$$

이때 $\{u\}$ 는 임의의 지점 (x_1, y_1, z_1) 의 변위 이력이 되고, $\{p\}$ 는 (x_0, y_0, z_0) 에 작용하는 시간에 따른 하중이력이 된다. 또한 $[G]$ 는 충격응답함수(impact response function)로 충격하중과 구조응답과의 관계를 나타낸다.

식(4)에서 충격응답함수는 일반적으로 부적합(ill-posed) 상태에 있어 직접적인 방법으로 역행렬을 구하기 어렵다. 본 연구에서는 충격응답함수의 역행렬을 반복 Tikhonov 조종법(Iterated Tikhonov Regularization Method)[6]과 일반화 특이치 분해 조정법(Generalized Singular Value Decomposition Method)[7]을 사용하여 구하였다. 조종법에서 충격하중 $\{p\}$ 는 다음 식의 F_α 를 최소화함으로써 근사화 된다.

$$F_\alpha(p) = \|[G]\{p\} - \{u_\delta\}\|^2 + \alpha\|p\|^2 \quad (5)$$

식(5)에서 δ 는 노이즈가 포함된 측정 변위를 의미한다. F_α 를 최소화하는 방법으로 반복 Tikhonov 조종법에서는 초기 선택된 α 와 초기 가정된 복원하중 $\{p_R\}^0 = 0$ 대하여 식(6)과 같이 반복 조종하면 j 번째 복원하중 $\{p_R\}^j$ 을 구할 수 있다.

$$([G]^T[G] + \alpha[I])\{p_R\}^j = [G]^T\{u_\delta\} + \alpha\{p_R\}^{j-1} \quad (6)$$

일반화 특이치 분해법을 사용하면 충격응답함수 $[G]$ 와 α 로 구성된 행렬 $[A]$ 를 식(7)과 같이 가정하고, 행렬 $[A]$ 를 식(8)과 같이 특이치 분해하면 식(9)의 복원하중 $\{p_R\}$ 을 구할 수 있다.

$$[A] = [G]^T[G] + \alpha[I] \quad (7)$$

$$[A] = [U][\Delta][X]^{-1} \quad (8)$$

$$\{p_R\} = [X][\Delta]^{-1}[U]^T[G]^T\{u_\delta\} \quad (9)$$

여기서 $[U]$ 와 $[X]$ 는 직교 열벡터(orthogonal column vector)로 이루어진 행렬이며, $[\Delta]$ 는 고유치로 이루어진 대각행렬이다. 본 연구에서는 최적의 α 를 식(10)에 의하여 오차 Π 가 최소가 되는 값을 구하였다.

$$\Pi = \frac{\int_0^t |\{p_T\} - \{p_R\}| dt}{\int_0^t |\{p_T\}| dt} \quad (10)$$

식(10)에서 $\{p_T\}$ 는 실제 가해진 충격하중을 의미한다.

2.2 날개 모델 및 충격조건

본 연구의 수치적 입증을 위하여 사용된 전투기 급 날개 형상은 Fig. 1과 같으며, 실제 계산에 사용된 유한요소모델은 Fig. 2와 같다. 원 날개모델에서 앞전플랩(leading edge flap)과 뒷전 플래퍼론(trailing edge flaperon)은 계산의 편의를 위하여 유한요소 모델에서는 제외되었으며, 주익 뿌리를 고정된 경계조건을 사용하였다. 유한요소모

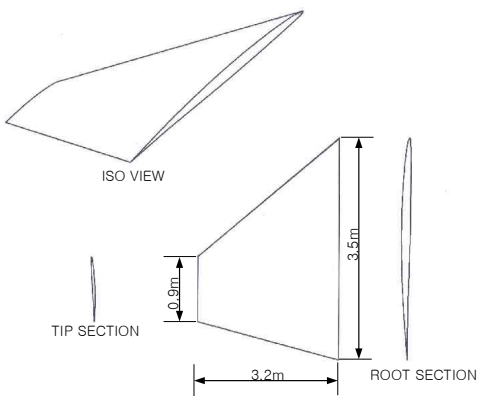


Fig. 1. Wing configuration

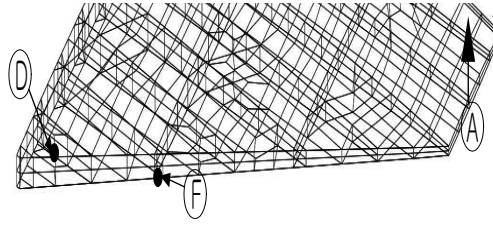


Fig. 2. Finite element model

Table 1. F.E. model summary of the wing

Solver	MSC/NASTRAN-SOL109
No. of GRID	758
No. of ELEMENT	1406

Table 2. Material properties of the composite lamina

E_1 (Pa)	132.0×10^9
E_2 (Pa)	9.3×10^9
G_{12} (Pa)	3.742×10^9
ν_{12}	0.3

Fig. 3. Impact force history of Case 1

Fig. 4. Impact force history of Case 2

텔의 상세한 내용은 Table 1과 같다. Fig. 2에서 외피, 스파 웨브, 리브웨브 등은 평판요소를 사용하였으며, 스파 캡과 리브 플랜지등은 로드(ROD)요소를 사용하였다. 그림에서 ㉔~㉞는 병형을 계산 및 하중복원을 위하여 사용된 로드요소이다. 본 주익은 모든 구조가 Gr/Ep 복합재로 구성되어 있다. 외피의 적층은 52층에서 72층까지의 위치별로 구성되어 있으며, 스파는 26층에서 36층까지 구성되어 있다. 프리프레그의 재료 물성치는 Table 2와 같다.

해석을 위하여 사용된 충격 하중의 이력은 두 가지 조건으로 사인파 형태의 Fig. 3과 Fig. 4와 같다. 충격하중은 동일하게 Fig. 2의 A지점에서 Z방향으로 부가하였으나, 충격 지속시간과 충격하중의 크기 및 형태를 변화하여 부가하였다.

2.3 계산결과 및 고찰

제안된 방법의 충격응답함수(IRF)를 구하기 위하여 유한요소모델의 질량행렬[M]과 강성행렬[K]이 필요한데, 본 연구에서는 MSC/NASTRAN 해석시 DMAP[8]을 이용하여 추출하였다. 추출된 자료를 이용하여 식(4)의 충격응답함수를 구하였다. 이 과정에서 제안된 방법으로 구한 고유진동수를 유한요소해석 결과와 비교하였는데 그 결과는 Table 3과 같다. 본 표에선 낮은 주파수 10개에 대하여 비교하였으며, 고유진동수가 유사한 결과를 보여주고 있다.

Table 3. Natural frequency(Hz) of the model

	FEM	IRF
1	30.8105	30.8106
2	73.2063	73.2063
3	96.3585	96.3584
4	135.1643	135.1641
5	155.0738	155.0733
6	158.8828	158.8815
7	163.1013	163.1006
8	164.6734	164.6718
9	171.2076	171.2067
10	173.8418	173.8405

Fig. 5는 두 충격 조건에 대한 주익 끝단 B지점의 Z방향 변위응답 결과이다. 변위를 검토한 결과 충격지속시간동안 작용하중에 대하여 고유모드와 연동되어 나타나며, 하중이 제거되면 구조물의 자체 모드로 고유 진동함을 알 수 있었다. 그림에서 충격응답함수(IRF)를 사용하여 계산한 변위 결과와 MSC/NASTRAN 유한요소해석(FEM) 결과가 잘 일치하고 있음을 알 수 있다.

Fig. 6과 Fig. 7에 Fig. 2에 표시된 로드요소 C와 F의 축방향 변형률을 비교하였다. 로드요소의 변형률은 충격응답함수로 구한 변위를 유한요소해석의 변위-변형률 관계식을 이용하여 구하였다. 본 연구에서는 로드요소를 사용하여 광섬유

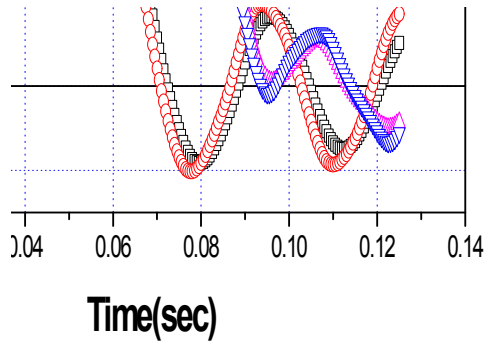


Fig. 5. Displacement responses at Point B

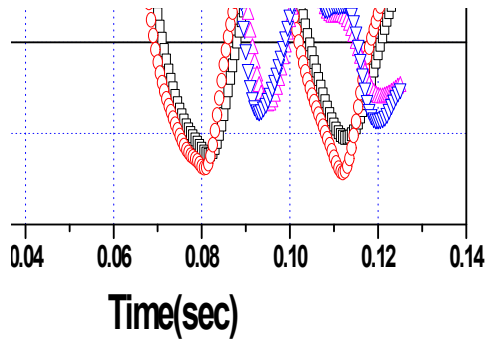


Fig. 6. Strain responses at Element C

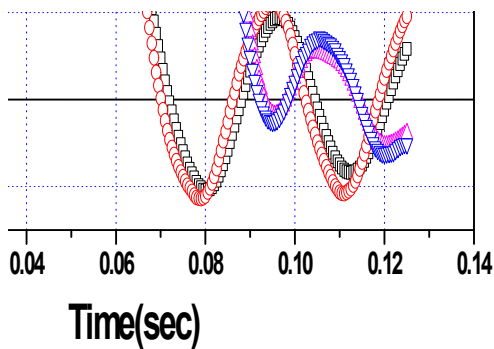


Fig. 7. Strain responses at Element F

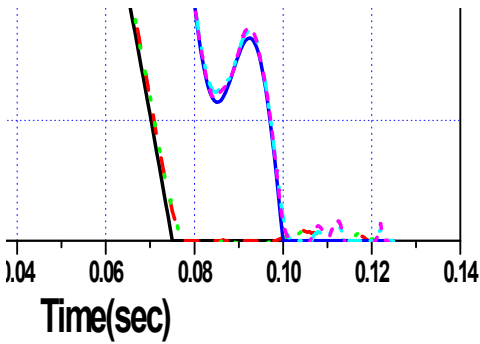


Fig. 8. Reconstructed forces using strain history of Element D

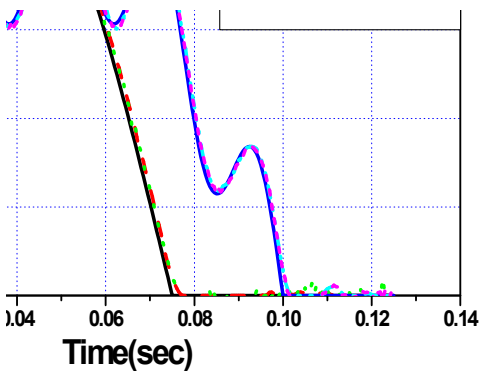


Fig. 9. Reconstructed forces using strain history of Element E

센서나 단축 스트레인게이지와 같은 일방향 센서의 변형률 정보를 이용하여 구조의 거동을 관찰하고, 하중을 복원하는 방안을 제안하였으나, 평면의 변위-변형률 유한요소 관계식을 도입하면, 평면 변형률을 비교하고 하중을 복원할 수 있으므로 압전센서를 이용한 경우에도 사용이 가능하다. Fig. 6과 Fig. 7에서 보듯이 날개의 안쪽이나 중간 요소들 이용하더라도 본 방법을 이용하여 날개의 변형률을 잘 예측할 수 있음을 알 수 있다.

요소 D와 E의 유한요소해석 변형률을 이용하여 복원한 충격하중을 실제(True) 입력하중과 비교하여 Fig. 8과 Fig. 9에 비교하였다. 그림에서 보듯이 반복 Tikhonov 조종법(ITR)과 일반화 특이치 분해 조정법(SVD)을 사용하여 복원한 하중이 입력하중과 비교하여 잘 일치하고 있다. 식(10)을 이용하여 최적의 조정 매개변수 α 를 구하였으며, 하중 조건이 바뀌어도 타 조건에서 수렴된 값을 이용하여 하중을 복원할 수 있음을 확인하였다.

따라서 본 연구에서 제안된 방법을 사용하면 임의 형상의 구조물의 경우도 정확한 유한요소모델만 존재 한다면, 센서신호를 이용한 충격하중의 복원이 가능할 것으로 판단되었다.

III. 결 론

본 논문에서는 항공기 날개의 유한요소 모델을 이용하여 충격응답함수를 유도하였으며, 유도된 충격응답함수로 전투기급 날개에 작용된 임의의 가상 충격하중에 대한 거동을 계산하고, 유한요소해석으로 구한 변형률 이력을 이용하여 충격하중을 복원을 수행하였다. 계산결과를 분석하여 다음의 결론을 얻을 수 있었다.

1) 임의의 유한요소모델의 강성자료와 질량자료를 이용하여 충격응답함수를 유도하였다. 복합재료 구조로 구성된 전투기 날개 유한요소모델을 이용하여 충격응답함수를 유도하여 충격거동을 모사하고 하중을 복원하였다. 제안된 방법을 충격거동을 측정할 수 있는 장비와 정밀한 유한요소모델을 보유한 항공기에 적용하면 충격모니터링이 가능하리라 판단되었다.

2) 충격하중 복원을 위하여 반복 Tikhonov조종법 (Iterative Tikhonov Regularization Method)과 더불어 일반화 특이치 분해법(Generalized Singular Value Decomposition Method)을 사용하였으며, 두 방법 모두 충격하중 복원에 사용될 수 있음을 확인하였다.

참고문헌

- 1) 유연운, 국방과학연구소 연구보고서, ASDC-401-980911, 데이터 획득 정밀도 향상을 위한 비행하중기록계 파라미터 조정연구, 1998.
- 2) Demuts, E., Whitehead, R. S, and Deo, R. B., "Assessment of Damage Tolerance in Composite", Composite Structures, Vol. 4, No. 1, 1985, pp. 45-58.
- 3) 김인걸, 김준, "저속충격을 받는 복합적층판의 역함수 문제에 대한 실험적 상관관계", 한국복합재료학회지, 제 11권, 제 3호, 1998, pp. 24-38.
- 4) Park, C. Y., Lee, J. H., Kim, I.-G., and Lee, Y.-S., "Low Velocity Impact Monitoring for Composite Sandwich Panels using PVDF Sensor", Proceedings of the 2nd European Workshop Structural Health Monitoring 2004, pp. 423-430.
- 5) Fukunaga, H., and Hu, N., "Health Monitoring of Composite Structures Based on

Impact Force Identification", Proceedings of the 2nd European Workshop Structural Health Monitoring 2004, pp. 415-422.

6) Engle, H. W., "On the Choice of Regularization Parameter for Iterated Tikhonov Regularization of Ill-posed Problem", Journal of Approximation Theory, Vol. 49, 1987, pp. 55-63.

7) Jacquelin, E., Bennani, A., and Hamelin P., "Force Reconstruction: Analysis and Regularization

of a Deconvolution Problem", Journal of Sound and Vibration, Vol. 265, 2003, pp. 81-107.

8) MSC/NASTRAN DMAP Programming Guide Ver. 2001, MSC Software Corporation, Los Angeles, CA, 2000.

9) 박찬익, 이관호, 김인걸, 이영신, "압전필름 센서를 이용한 복합재 샌드위치 보의 저속충격 모니터링", 한국항공우주학회지, 제 31권, 제 2호, 2003, pp. 51-56.