

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(5), 396-404(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.5.396

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

변형률을 이용한 외팔보의 구조 대변형 예측

박승현*, 김인걸**, 이한솔*, 김민성***

Prediction for Large Deformation of Cantilever Beam Using Strains

Sunghyun Park*, In-Gul Kim**, Hansol Lee* and Min-Sung Kim***

Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University* / **

Agency for Defense Development***

ABSTRACT

The UAV's wing has high aspect ratio that is suitable for the high altitude and long endurance. Knowing the real-time deformation of wing structure in flight, it can be utilized in structural health and loading status monitoring, improvement of control effectiveness and extraordinary vibration phenomena using displacement-strain relationship. In this paper, nonlinear displacement prediction algorithm was developed for prediction of large structural deflection in flight. The algorithm was validated through the comparison with finite element analysis results and also experimental results for several large tip displacements of cantilever beam. The predicted displacements using strains are agreed well with the measured values from laser displacement sensor.

초 록

무인기의 날개는 고고도 장기체류에 적합하도록 가로세로비가 크며, 비행 중 구조 대변형이 발생한다. 비행 중 날개 구조의 실시간 변형 상태 파악을 위해 변위-변형률 관계를 이용하여 비행체의 구조 건전성 및 관련 하중 상태 평가, 이상 진동 현상 발견 및 조종성 향상과 같은 영역에서 활용할 수 있다. 본 논문에서는 비행 중 변형이 발생하는 날개 구조물을 외팔보로 가정하여 구조 대변형을 보다 간편하게 예측하기 위한 변형률 기반의 비선형성을 고려한 변위 예측 알고리즘을 작성하였다. 변위 예측식은 외팔보의 다양한 끝단 변위 조건에서 이루어진 구조 실험과 유한요소 해석 결과의 비교를 통하여 검증하였다. 변형률은 스트레인 게이지로부터 취득한 값을 사용하였으며, 변형률을 이용하여 예측된 변위는 레이저 변위 센서로 측정된 변위와 잘 일치하였다.

Key Words : High Aspect Ratio Wing(고세장비 날개), Large Deflection(대변형), Nonlinear Displacement-Strain Relationship(비선형 변위-변형률 관계)

1. 서 론

장기체공을 위하여 고세장비로 이루어진 무인 항공기 날개는 유연 구조물로 비행 중 구조 대변

형이 발생할 수 있다. 이는 비행 시 하중재분포 현상이 발생하고 급기동 또는 돌풍 조건과 같은 외부 조건에 대하여 공력탄성학적 응답에 민감하기 때문에 순간적인 하중 변화와 변형이나 진동

† Received : December 4, 2014 Revised : April 3, 2015 Accepted : April 15, 2015

** Corresponding author, E-mail : igkim@cnu.ac.kr

과 같은 구조 응답이 크게 발생한다. 이와 같은 유연 날개 구조물의 하중재분포 또는 구조 응답은 과도한 하중 변화에 의한 구조 손상과 공력탄성학적 비행 불안정성을 유발할 수 있는 원인을 제공한다. 또한, 최근 외부에 돌출된 안테나를 최소화하기 위해 동체 또는 날개 외피(skin)에 내장하여 공기역학적인 성능 뿐만 아니라 구조적인 효율도 향상시키면서 레이더 반사 면적(radar cross section)을 줄여 상대방의 탐지 기능에 대항하여 효과적으로 은폐하기 위한 스텔스(stealth) 기능을 강화하는 구조 개념인 스마트스킨(smart skin)에 대한 연구가 활발하게 진행되고 있다[1,2]. CLAS (conformal load-bearing antenna structure) 시스템으로도 불리는 스마트스킨은 정찰 및 감시를 위한 안테나가 여유 공간이 있는 날개에 장착될 경우 비행 중 날개의 변형에 의하여 안테나 성능 저하가 발생한다. 무인기 날개와 같이 구조 대변형이 발생하는 구조물에 장착된 안테나 성능이 제대로 발휘하기 위해서는 비행 중 안테나가 위치한 지점의 날개 변형 정보를 가지고 안테나 신호 보상을 수행해야 한다. 그러나 비행 중 날개의 변형을 직접 측정하거나 예측하는 것은 어려우며, 항공기의 양력면(lifting surface)은 비행 중 공력 하중과 관성 하중에 의한 순하중(net load)의 작용으로 인하여 지상에서와 다른 변형 상태를 가질 수 있어 지상 실험에서 파악하지 못한 문제점이 발생할 수도 있다[3]. 따라서 비행 중 실시간 변형 상태를 파악할 수 있다면 비행체의 구조 건전성 및 관련 하중 상태 평가, 조종성 향상, 이상 진동 현상 조기 발견 등과 같은 영역에서도 유용하게 활용할 수 있다.

위와 같은 최근 연구 동향을 통하여 알 수 있듯이 비행체 구조물은 점차 경량화가 이루어지는 반면 긴 수명과 높은 안전성을 필요로 하며 급기동 또는 돌풍 조건과 같은 외부 환경에 대한 구조 건전성(structural integrity)이 확보되어야 한다. 구조 건전성 확보를 위해서는 기본적으로 비행 환경에 의한 비행체 구조물의 정보 획득 및 해석 기술을 필요로 하며, 비행 운용 환경에서 균열/손상이 발생하기 쉬운 구조 및 재료의 파괴 특성 규명, 균열의 성장 예측 기술과 잔여강도 평가 기술을 통한 피로수명 예측 기술 등이 갖추어져야 한다[4,5].

지금까지 수행된 구조 건전성 모니터링을 위한 비행체 구조물의 정보 획득 및 해석 기술 중에서 비행 중 날개의 구조 변형 측정 방법을 살펴보면 크게 두 가지 방법으로 나눌 수 있다. 첫

째, 비 영상 측정 기법(non-image measurement methods)으로 날개에 광섬유(optical fiber)나 스트레인 게이지(strain gage)와 같은 변형률 센서 또는 레이저 거리계를 장착하여 비행 중 측정된 양을 날개의 변형 방정식에 대입하여 변형을 측정하는 방법이 있으며, 둘째, 영상 측정 기법으로 날개에 특정한 양식의 무늬인 표식의 움직임을 카메라 영상으로 획득하여 변형을 평가하는 방법으로 구분 할 수 있다. 실시간 분석이 가능한 비 영상 측정 기법으로는 미국 NASA에서 FBG (fiber bragg grating) 센서를 Table 1과 같은 제원을 갖는 IKHANA의 날개에 장착하여 변형률을 측정하여 선형 기반의 변위-변형률 관계를 이용하여 변형을 평가하는 연구를 수행하였으며[6], Kang, L. H., et al.[7]은 선형 기반의 고유 모드 형상을 이용하여 2차원 변형 형상에 대한 실시간 동적 변형을 예측하였다. 미국 Accurate Automation Corp.에서는 유사 곡률을 측정하여 날개의 변형을 평가하는 실시간 neural network 시스템을 구성하였다[8]. 실시간 분석이 불가능하나 상대적으로 항공기 개조가 미미한 영상 측정 방법으로는 네덜란드 NLR에서 대형 민항기인 A380의 비행 중 측정 계획의 일환으로 image correlation법을 이용하여 주익의 변형을 측정하였으며[9], 일본 JAXA에서는 주익 변형을 파악할 수 있는 계측 시스템과 해석적 방법을 항공기 설계 단계에서부터 적용하기 위한 연구를 수행하였다[10].

본 논문에서는 비 영상 측정 기법으로 변위 측정 장치 없이 구조물에 부착된 변형률 센서로

Table 1. IKHANA UAV specification

Gross takeoff weight	4,536 kg
Empty weight	1,678 kg
Wing span	20.12 m
Wing area	23.78 m ²
Wing aspect ratio	16
Wing root chord	1.66 m
Wing tip chord	0.73 m
Overall fuselage length	10.97 m
Fuselage height	3.81 m



부터 취득한 데이터를 이용하여 구조 대변형을 예측하는 방안에 대하여 연구하였다. 고세장비 유연 구조인 무인기 날개는 외팔보로 가정하였으며, 변위-변형률 관계식을 이용하여 굽힘 하중에 의한 변형을 예측하기 위해 비선형성을 고려한 변위 예측 알고리즘을 작성하여 제안하였다. 제안한 알고리즘은 NASA에서 수행한 선형 기반의 변위 평가 방법과 Kang, L. H., et al.이 수행한 동적 변형 예측에서 고유 모드 형상을 이용하여 변위를 추정할 시 비선형성이 커지는 구조 대변형에서 변위 예측 정확성에 한계를 가지는 점을 개선할 뿐만 아니라 실시간 예측이 가능하도록 간편하면서 적절한 해석 정확도를 갖추어 예측할 수 있도록 하였다. 굽힘 하중 실험과 유한요소 해석을 통하여 비선형성을 고려한 변위 예측 알고리즘의 대변형 예측 정확성 및 적용 가능성을 확인하였다.

II. 본 론

2.1 이론적 공식화

2.1.1 변위-변형률 관계

구조물의 변형률로부터 변위-변형률 관계에 의해 변형을 추정하는 방법은 실험과 해석을 통하여 검증되어 왔으며, 일반적으로 단순보 구조물에서의 변형 형상은 곡률(또는 변형률)과 변형의 함수 관계로부터 얻을 수 있다. 이러한 관계를 이용하여 외팔보의 구조 대변형을 예측하는데 적용할 수 있으며, 변위-변형률 관계는 식 (1)과 같다.

$$\frac{\frac{d^2w}{dy^2}}{\left(1 + \left(\frac{dw}{dy}\right)^2\right)^{\frac{3}{2}}} = \frac{1}{R} = \frac{\varepsilon(y)}{c} \quad (1)$$

여기서 w 는 수직 변위, y 는 수평 거리, R 은 변형된 구조물의 곡률반경, ε 는 변형률, c 는 구조물의 중립축에서 변형률을 측정하는 지점까지의 거리이며, 단면이 일정한 보인 경우로 가정하였다.

Figure 1은 보의 굽힘 변형을 나타낸다. 일반적으로 외팔보의 기울기와 변위가 작을 경우, 식 (1)에서 $dw/dy \ll 1$ 로 가정할 수 있기 때문에 변위-변형률 관계를 식 (2)와 같이 선형화하여 정리할 수 있다[11,12].

$$\frac{d^2w}{dy^2} \cong \frac{1}{R} = \frac{\varepsilon(y)}{c} \quad (2)$$

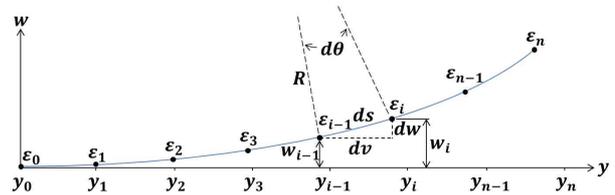


Fig. 1. Deflection of cantilever beam

그러나 구조 대변형이 발생하는 경우 기울기 방향을 고려하지 않으면 변위 예측 시 오차가 발생하게 되어 정확하지 않은 정보를 제공할 수 있다. 그리고 기존의 연구된 선형 기반의 변위-변형률 이론인 경우 구조물의 기울기를 $\tan\theta$ 로 두고 고정 좌표인 구조물의 길이 방향(y 축)으로 적분을 수행하여 변위 계산을 하므로 대변형 예측 시 오차가 발생한다. 대변형이 발생하는 구조물에서는 Fig. 2와 같이 변형률 측정 지점 y_{i-1}, y_i 은 변형된 좌표 s_{i-1}, s_i 로 이동하며, 이때 변형된 좌표를 고정 좌표 y 축으로 보았을 때 미소 요소의 변형으로 인한 축 방향의 길이 변화 dv 를 동시에 고려해야 한다. 선형 변형에서 변형률 측정 지점 사이의 거리 ds 는 dv 와 같지만 비선형성을 포함한 대변형에서는 구조물의 끝단으로 갈수록 기울기의 변화가 커지면서 dv 의 변화량이 증가한다. 따라서 본 논문에서는 변형률 측정 지점에서의 기울기 θ 를 구하고 보의 변위 w 및 축방향 길이 dv 를 구조물이 변형되는 변형된 좌표 s 축을 따라 계산이 가능하도록 알고리즘을 작성하였다. 고세장비 날개 구조물에서 실제 발생하는 구조 대변형을 예측하기 위해서는 날개 스패น(span) 방향의 변위 예측도 동시에 이루어져야 한다 [13-15].

비선형성을 고려한 변위-변형률 관계는 식 (3)과 같이 s 좌표 상에서 외팔보의 구조 대변형 예측을 위한 관계식으로 나타낼 수 있다.

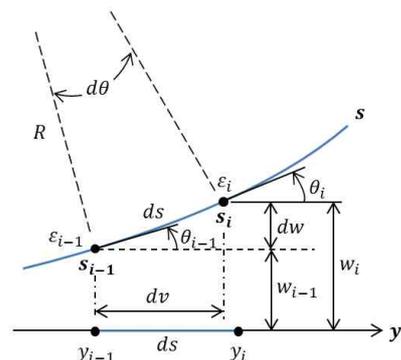


Fig. 2. Deflection of the differential element of beam axis

$$\frac{d\theta(s)}{ds} = \frac{1}{R} = \frac{\varepsilon(s)}{c} \quad (3)$$

유연 구조인 고세장비 무인기 날개에 포드 (pod), 연료탱크 등이 장착되어 날개의 각 지점에 집중하중이 다르게 작용할 수 있으며, 비행 중 양력에 의한 영향을 받아 변형된 날개 구조물은 비선형성에 의한 영향이 커지게 되어 정확한 변위를 계산하기 더욱 힘들어진다. 식 (3)은 기하학적 변수인 구조물의 c 만을 포함하고 굽힘 강성도 항인 EI 가 제거되어 구조물의 재료 특성 정보에 상관없이 변형률을 이용하여 변위를 계산하므로 보다 단순한 방법으로 비선형성을 가지는 구조 대변형을 효율적으로 예측할 수 있다.

n 개로 균등한 거리로 나누어진 구조물의 외피에 변형률 측정 지점이 있으며, $n+1$ 개의 변형률 데이터를 측정한다. 인접한 두 곳의 변형률 측정 지점 s_{i-1} 와 s_i 사이의 범위 $s_{i-1} < s < s_i$ 내의 변형률 $\varepsilon(s)$ 는 식 (4)와 같이 일차 선형 함수로 가정하였다.

$$\varepsilon(s) = \varepsilon_{i-1} - \frac{(\varepsilon_{i-1} - \varepsilon_i)}{\Delta l} (s - s_{i-1}) \quad (4)$$

여기서 $\varepsilon_{i-1}, \varepsilon_i$ 는 변형률 측정 위치 s_{i-1}, s_i 에서 측정된 변형률 값이며, Δl 은 변형률 측정 지점 사이의 거리이다.

2.1.2 기울기 방정식

변형률 측정 위치 $s_i (i=0,1,2,\dots,n)$ 에서의 기울기 $\theta_i(s)$ 는 식 (3)을 식 (5)과 같이 s 좌표축 상에서 적분하여 구할 수 있으며, 식 (6)과 같이 정리할 수 있다.

$$\int_{s_{i-1}}^{s_i} d\theta(s) = \int_{s_{i-1}}^{s_i} \frac{\varepsilon(s)}{c} ds \quad (5)$$

$$\theta_i = \int_{s_{i-1}}^{s_i} \frac{\varepsilon(s)}{c} ds + \theta_{i-1} \quad (6)$$

식 (6)을 통하여 각 변형률 측정 위치에서의 기울기를 구할 수 있으며, 식 (7)과 같이 정리할 수 있다.

$$\theta_i = \frac{\Delta l}{2c} (\varepsilon_{i-1} + \varepsilon_i) + \theta_{i-1} \quad (7)$$

여기서, 한쪽 끝단이 고정된 외팔보에서는 $s_0 = 0$ 일 때 $\theta_0 = 0$ 인 기울기를 가진다.

2.1.3 변위 방정식

변형률 측정 위치 s_{i-1} 와 s_i 사이에서의 미소

수직 변위 dw 는 식 (8)을 통하여 구할 수 있으며, 미소 수평 변위 dv 는 식 (9)를 통하여 구할 수 있다.

$$\frac{dw(s)}{dv} = \tan\theta(s) \quad (8)$$

$$dv = \cos\theta(s) ds \quad (9)$$

변형률 측정 위치 s_i 에서의 변위 w_i 는 미소 수직 변위 dw 의 누적 합계를 통하여 구할 수 있으며, 식 (8)을 식 (10)과 같이 s 좌표상에서 적분하여 식 (11)과 같이 정리 할 수 있다. 또한, 스캔 방향의 축방향 길이는 미소 수평 변위 dv 의 누적 합계를 통하여 구할 수 있다.

$$\int_{s_{i-1}}^{s_i} dw(s) = \int_{s_{i-1}}^{s_i} \tan\theta(s) dv \quad (10)$$

$$= \int_{s_{i-1}}^{s_i} \tan\theta(s) \cos\theta(s) ds$$

$$w_i = \int_{s_{i-1}}^{s_i} \sin\theta(s) ds + w_{i-1} \quad (11)$$

식 (11)은 각 변형률 측정 위치에서의 수직 변위를 구할 수 있으며, 식 (12)와 같이 정리할 수 있다.

$$w_i = \frac{\Delta l}{2} [\sin\theta_{i-1} + \sin\theta_i] + w_{i-1} \quad (12)$$

고정단에서는 $w_0 = \theta_0 = 0 (i=0)$ 이다. 외팔보의 변형된 형상은 각 변형률 측정 위치 s_i 에서의 수직 변위 w_i 와 수평 변위로부터 계산할 수 있다.

2.1.4 비선형성을 고려한 변위 예측 알고리즘

구조 대변형이 일어나는 구조물 외피에 변형률 센서를 일정한 간격으로 떨어진 위치에 부착하여 취득한 변형률은 작성한 알고리즘을 통하여 변위로 계산할 수 있다. 그러나 공간 및 비용상의 제약으로 인하여 비행 중인 유연 날개 구조의 변위를 예측하기 위해 변형률 센서를 무한정 부착하여 사용할 수 없다. 따라서 구조물에 부착된 $n+1$ 개의 변형률 센서로부터 취득한 데이터는 보간법을 이용하여 날개 길이 방향에 대하여 3차 함수로 정의하였다. 이를 통해 새로운 위치에서의 변형률을 추정하여 변위-변형률 관계식으로부터 유도한 기울기와 변위 방정식을 통하여 구조물의 변위를 계산한다. 예측된 변위는 보간법을 이용하여 변형률과 마찬가지로 날개 길이 방향에 대하여 4차 함수로 정의하며, 날개 길이 방향에 대하여 원하는 위치에서의 변위 추정뿐만 아니라

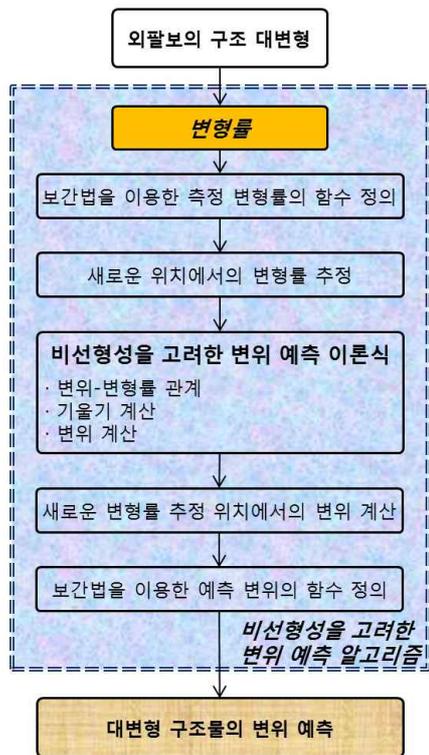


Fig. 3. Flow chart of displacement prediction for large deflection

대변형 구조물의 변형을 예측한다.

외팔보 형상의 고세장비 날개 구조물의 대변형 예측을 위하여 비선형성을 고려한 변위 예측 알고리즘은 변위-변형률 관계로 작성한 이론식을 바탕으로 Fig. 3과 같이 작성하였다.

2.2 연구 모델

비선형성을 고려한 변위 예측 알고리즘의 검증을 위하여 길이 1,000mm, 폭 150mm, 두께 4mm로 이루어진 유연성 및 가공성이 우수하며 구조 대변형을 잘 모사할 수 있는 폴리카보네이트(polycarbonate) 구조물을 연구 대상 모델로 선정하였다. 변형률 측정 위치는 Fig. 4에서 나타난 바와 같이 고정단(fixed end)에서부터 120mm 간격을 두어 9개의 지점에서 변형률 측정이 가능한 2개의 변형률 sensing line에 부착된 스트레인 게이지를 통하여 변형률을 취득하였다.

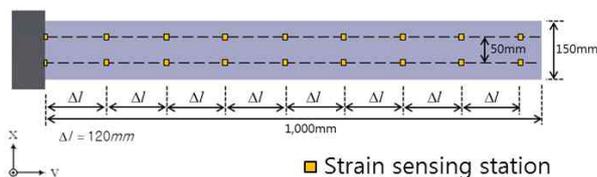


Fig. 4. Strain sensing station of specimen

2.3 수치해석 및 결과

상용 유한요소 해석 프로그램을 이용하여 고세장비 날개 끝단에서 비행 중 발생할 수 있는 변형 정도를 고려하여 세 가지 끝단 변형 조건에 대하여 비선형 정적 해석을 수행하였다. 끝단 변형 조건은 스팬의 반으로 가정한 구조물 길이의 2배인 스팬(2,000mm)과 끝단 변형 비를 고려하여 9%(180mm), 12%(240mm), 15%(300mm)의 끝단 변형 조건을 선정하였으며, 하중은 z 방향으로 끝단 집중하중을 주었다. 이때 유한요소 모델은 2-D shell(QUAD4) 요소를 사용하였다.

해석 결과 Fig. 5와 같이 각 끝단 변위 조건에서 y축 방향 변형률을 구할 수 있다. 끝단 변형 정도가 클수록 변형률 값이 크게 나타남을 확인할 수 있으며, 주어진 하중에 대하여 변형률은

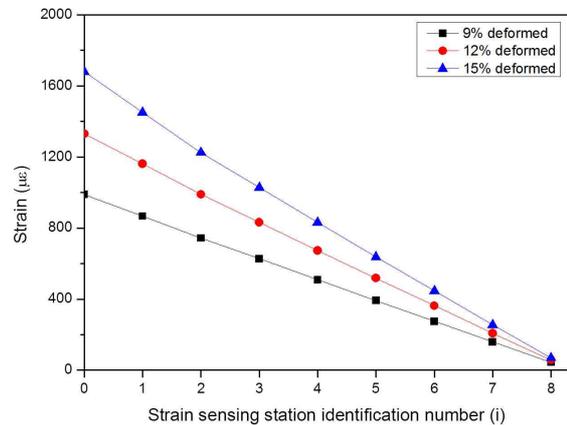


Fig. 5. Bending strains at different sensing stations measured from the FEA

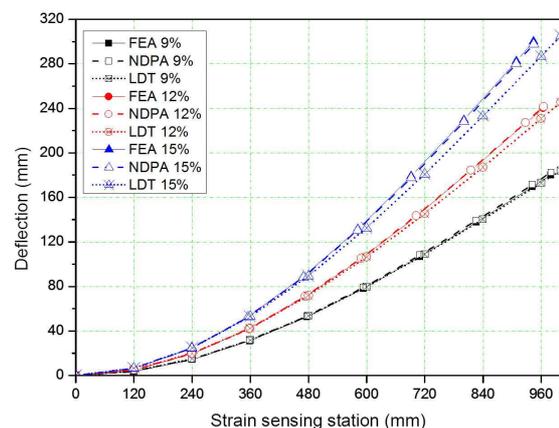


Fig. 6. Comparison of deflections calculated from FEA with those calculated from nonlinear displacement prediction algorithm(NDPA) and linear displacement theory(LDT)

선형 거동을 보이지 않는다.

변형률 측정 지점의 해석 결과 변위와 해석 결과 변형률을 이용하여 비선형성을 고려한 변위 예측 알고리즘을 통하여 예측한 변위를 비교하였다. 선형 변위 이론을 이용하여 변형률 측정 지점에서 예측한 변위는 비선형성을 고려한 변위 예측 알고리즘으로 계산한 결과보다 작게 예측되었다. 또한 Fig. 6과 같이 비선형 해석 결과와 달리 스패 방향으로 변위가 줄어드는 경향을 잘 따라가지 못하며, 변형이 커질수록 오차가 커지는 것을 확인하였다. 반면, 비선형성을 고려한 변위 예측 알고리즘을 이용하여 변위를 계산한 결과 Fig. 6과 같이 비선형 해석 결과를 잘 따라갈 뿐만 아니라 스패 방향의 변형도 잘 예측함을 확인할 수 있다. 이는 변형된 구조물의 변형률을 y 축 방향이 아닌 변형된 구조물을 따라 적분을 통하여 변위를 예측하게 되므로 구조물의 변형 정도와 관계없이 대변형 구조물에서 비교적 정확한 변위를 예측할 수 있다. 반대로 선형 변위 이론을 이용할 경우 구조 대변형이 일어날수록 변위 예측의 정확성이 떨어진다. 즉, 변형이 작게 발생하는 구조물에서는 선형 변위 이론을 이용하여 변형을 예측할 수 있으나 무인기 날개와 같이 구조 대변형이 일어나는 고세장비 구조물에서는 변위 예측에서 한계를 가진다.

2.4 실험 및 결과

2.4.1 장치 구성

작성된 비선형성을 고려한 변위 예측 알고리즘의 검증에 위한 실험을 수행하기 위하여 길이 1,000mm, 폭 150mm, 두께 4mm인 폴리카보네이트 시편을 연구 대상 구조물로 선정하였으며, 실험 장치도는 Fig. 7과 같이 구성하였다. 구조물의 끝단에 변형을 주어 스트레인 게이지를 이용하여 변형률은 다채널 변형률 측정 장치(HBM사

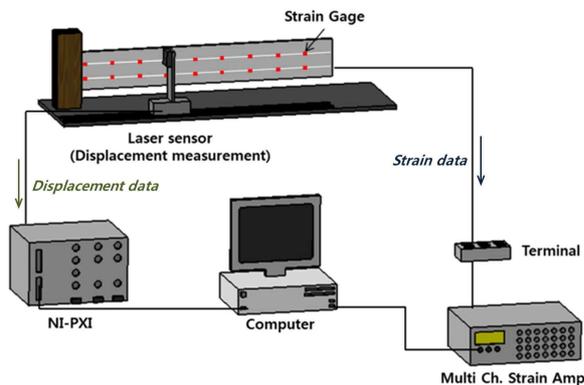


Fig. 7. Schematic of experimental setup

의 MGCplus)를 이용하여 취득하였으며, 구조물이 변형된 후 변형률 측정 지점에서의 변위는 레이저 변위 센서(MEL사의 D-85386 eching)로 측정하였다. 레이저 센서로 측정된 변위는 취득한 변형률을 이용하여 예측된 변위와 비교하였다.

구조 대변형이 일어나는 시편의 변형률은 스트레인 게이지를 이용하여 측정을 수행하였다. 1개 변형률 sensing line에서 9개 지점에서 변형률 측정이 가능하도록 구성하였으며, 총 2개의 변형률 sensing line에서 18개의 지점에서 변형률을 측정하였다. 시편의 변형률 측정 위치는 Fig. 4에서 나타난 바와 같이 고정단(fixed end)에서부터 120mm 간격을 두어 스트레인 게이지를 통하여 변형률을 취득하였다.

본 연구에서는 수치 해석의 끝단 변위 조건과 동일하게 시편 끝단에 9%(180mm), 12%(240mm), 15%(300mm) 굽힘 변형을 주어 실험을 수행하였다. 시편의 끝단 변형 정도는 날개 스패의 반으로 가정한 시편을 전체 스패으로 가정한 길이와 날개 끝단 변형 정도에 따른 비율을 고려하여 선정하였다. Fig. 8은 연구 대상 구조물이 끝단 변형 실험 수행을 위하여 준비된 상태를 보여주고 있으며, Fig. 9는 시편에 스트레인 게이지가 장착된 모습이다.



Fig. 8. Photograph of experimental setup

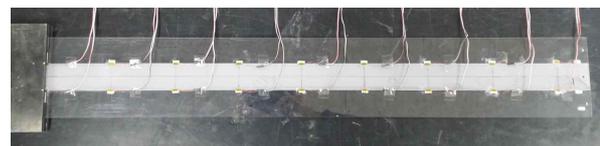


Fig. 9. Polycarbonate simplified wing structure with strain gauges

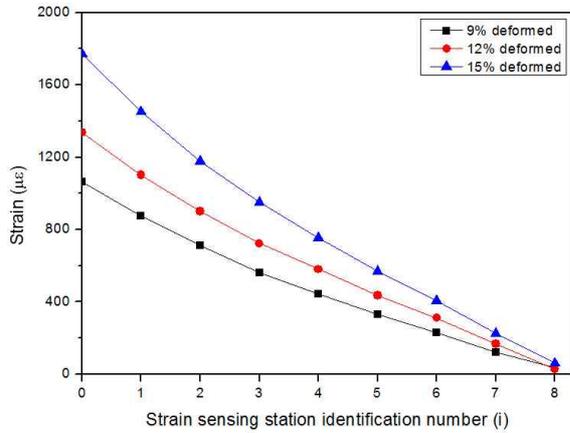


Fig. 10. Bending strains measured at different sensing stations

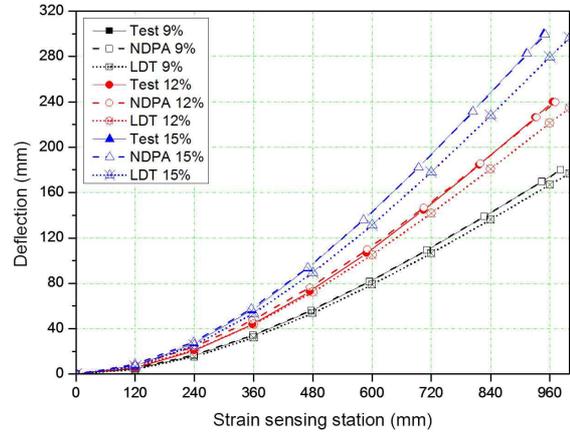


Fig. 11. Comparison of deflections calculated from test with those calculated from nonlinear displacement prediction algorithm (NDPA) and linear displacement theory (LDT)

2.4.2 실험결과 및 고찰

Figure 10은 폴리카보네이트 시편의 굽힘 시험을 수행하여 얻은 변형률이다. 구조물의 세 가지 끝단 변형 정도에 따라 시편 표면에 부착한 스트레인 게이지에 의한 서로 다른 변형률을 취득하였다. 끝단 집중 하중에 의한 변형에 의하여 변형률 분포는 구조물의 끝단으로 갈수록 선형적으로 감소함을 확인할 수 있다.

굽힘 시험을 통하여 취득한 변형률을 이용하여 비선형성을 고려한 변위 예측 알고리즘과 선형 변위 이론을 이용하여 예측한 변위를 레이저센서

로 측정된 변위와 비교한 결과는 Fig. 11과 같다. 세 가지 끝단 변위 조건에 의한 변형 모두 레이저 변위 센서로 측정된 결과와 비선형성을 고려한 변위 예측 알고리즘을 이용한 변위 예측 결과가 잘 일치함을 확인할 수 있다. 반면 선형 변위 이론으로 예측한 변위 결과는 수치 해석과 마찬가지로 y 축의 수평 변위를 효과적으로 예측하지 못할 뿐만 아니라 기하 비선형성이 커지는 대변형일수록 오차가 크게 발생하여 변위가 작게 예

Table 2. Comparison of deflections calculated from test with those calculated from nonlinear displacement prediction algorithm (NDPA) and linear displacement theory (LDT) at strain sensing stations and tip

strain sensing station (i)		displacement (mm)									
		1	2	3	4	5	6	7	8	Tip	
9%	Test	y axis	120	240	359	477	595	712	828	944	982
		w	4.64	16.43	33.94	55.89	81.51	109.31	139.07	169.97	180.03
	NDPA	y axis	119.92	239.43	358.28	476.34	593.61	710.18	826.21	941.92	980.46
		w	4.90	16.70	34.11	56.01	81.38	109.29	138.94	169.60	179.93
LDT (w)		4.11	15.20	31.91	53.02	77.65	104.66	133.29	162.76	172.38	
12%	Test	y axis	120	239	358	474	589	704	817	930	966
		w	5.51	20.66	43.73	72.86	106.65	144.46	184.29	226.32	240.05
	NDPA	y axis	119.85	238.97	356.87	473.36	588.44	702.28	815.17	927.49	964.87
		w	5.34	19.66	41.80	70.50	104.48	142.49	183.25	225.47	239.63
LDT (w)		5.13	18.98	40.06	68.29	100.47	135.73	173.16	211.11	223.13	
15%	Test	y axis	120	239	356	470	583	694	804	912	948
		w	7.22	27.03	56.11	93.16	135.76	182.15	231.78	282.26	299.96
	NDPA	y axis	119.77	238.34	354.99	469.41	581.64	691.93	800.74	908.67	944.56
		w	8.44	28.27	57.34	93.75	135.85	182.13	231.29	282.19	299.37
LDT (w)		6.83	25.08	52.28	86.02	125.07	167.58	212.59	258.78	274.11	

측됨을 확인하였다. 변형률 측정 위치에서의 예측 변위와 측정 변위 비교 결과는 Table 2와 같다. 레이저 센서로 측정한 y 축의 수평 변위와 수직 변위 w 는 스트레인 게이지를 통하여 취득한 변형률을 이용하여 비선형성 변위 예측 알고리즘으로 예측한 수평 변위와 수직 변위 모두 비교적 정확하게 예측하고 있음을 확인하였다.

또한 본 논문에서 제안한 비선형 변위 예측 알고리즘과 선형 기반의 모드 행렬 해석 방법으로 100개의 변형률 데이터를 이용한 변위 예측 결과 시간을 Matlab 프로그램에서 수행되는 계산 시간으로 비교하였다. 본 논문에서 제안한 알고리즘의 변위 예측 계산 시간은 구조물의 선형 및 비선형 변형에 상관없이 약 5msec가 걸렸다. 반면, 선형 이론을 바탕으로 한 고유 모드 행렬의 변위 계산 시간은 직접적인 비교는 어려우나 본 논문에서 제안한 알고리즘과 큰 계산 시간 차이 없이 약 3.2msec가 걸리나 선형 변위 계산만 가능하며, 변위 예측 정확성을 높이기 위해서 변형률 데이터가 더 많아질 경우 변형률 데이터 수만큼 행렬의 계수(rank)가 증가하여 계산량이 기하급수적으로 증가할 수 있다. 따라서 본 논문에서 제안한 변위 예측 알고리즘은 보 구조물의 실시간 구조 대변형 모니터링이 가능한 수준의 변위 예측 정확도와 계산 시간을 가지고 있음을 확인하였다.

III. 결 론

본 논문에서는 외팔보 형상의 고세장비 구조물에 대해 변형률을 이용한 구조 대변형 예측 및 비선형성을 고려한 변위 예측 알고리즘의 적용 가능성 확인을 위하여 수치해석 방법 및 실험을 통하여 검증하였다.

비선형성이 커지는 대변형이 발생하는 구조물에서는 작은 변형이 생기는 경우에 비해 오차가 크게 발생함을 확인하여 변위를 추정함에 있어 선형 변위 이론의 한계를 확인하였다. 이러한 문제점을 개선하기 위해 각 변형률 측정 지점의 기울기를 변형률에 반영하여 비선형성을 고려한 변위 예측 이론을 작성하여 변위를 추정하였다. 비선형 정적 해석으로 계산된 변위는 본 연구에서 제안한 비선형성을 고려한 변위 예측 알고리즘을 이용하여 예측된 변위와 비교한 결과 대변형 변형 정도와 관계없이 전체적인 변위 예측 경향이 잘 일치함을 확인할 수 있었다. 그리고 대변형 예측 실험 결과와 비선형 변위 예측 알고리즘으로 예측한 결과가 잘 일치함을 검증하였다. 비선

형 변위 예측 알고리즘을 이용하여 고세장비 유연 구조물의 실시간 대변형 예측의 가능성을 확인하였다. 향후 비선형성을 고려한 변위 예측 알고리즘을 이용하여 비행 중인 항공기 날개와 같이 구조물의 운용조건에 의해 변위를 직접적으로 측정하지 못하는 경우 변형률 센서로 취득한 변형률을 이용하여 구조물의 변형 형상을 예측하여 화면 영상으로 보여줄 수 있으며, 날개의 변형 상태를 실시간으로 지상에서 확인할 수 있는 구조 건전성 모니터링 및 스마트 스킨의 변형 보상과 같은 다양한 분야에서 활용이 가능할 것이다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소(과제번호:10-01-08-18)와 충남대학교(2014 CNU 학술연구과제)의 지원으로 수행되었습니다.

References

- 1) Lockyer, A. J., Alt, K. H., Coughlin, D. P., Durham, M. D., and Kudva, J. N., "Design and Development of a Conformal Load-bearing Smart-skin Antenna : Overview of the AFRL Smart Skin Structures Technology Demonstration (S³TD)," SPIE Smart Structures and Materials, Vol. 3674, 1999, pp. 410~424.
- 2) Alt, K. H., Lockyer, A. J., Coughlin, D. P., and Kudva, J. N., "Overview of the DoD's RF Multifunction Structural Aperture (MUSTRAP) Program," Industrial and commercial applications of smart structures technologies, SPIE Smart Structures and Materials, Vol. 4334, 2001, pp. 137~146.
- 3) Jun, O. C., "Survey of Real-Time In-Flight Wing Deformation Measurements," Information and Control Symposium, Apr. 2012, pp. 141~142.
- 4) Kim, I. G., Lee, H. Y., Kim, J. W., Lee, K. A., and Kim, H. I., "Structural Health and Usage Monitoring System-Recent Advances," KSAS Fall Conference, Nov. 2003, pp. 943~950.
- 5) Ryu, C. Y., Koo, B. Y., and Hong, C. S., "A Study on the Development of Fiber Bragg Grating Sensor System for the Strain Monitoring of Smart Structures," J. of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 28, No. 4, 2000, pp. 58~66.

- 6) Richards, L., Parker, A., Ko, W. L., and Piazza, A., "Real-time In-Flight Strain and Deflection Monitoring with Fiber Optic Sensors," Space Sensors and Measurements Techniques Workshop, Aug. 2008.
- 7) Kang, L. H., Kim, D. K., Rapp, S., Baier, H., and Han, J. H., "Dynamic Deformation Estimation of Structures Using Fiber Optic Strain Sensors," Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 16, No. 12, 2006, pp. 1279~1285.
- 8) Mathia, K., Priddy, K., "Real-time Geometrical Approximation of Flexible Structures using Neural Networks," IEEE International Conference on Systems, Man, and Cybernetics, Oct. 1995.
- 9) NLR, "AIRBUS 380 Wing Deflection Measured," NLR Annual Report, 2009, p. 16.
- 10) Jenkins, T. P. and AIAA Aerodynamic Measurement Technology Technical Committee, "Aerodynamic Measurement Technology," Aerospace America - Year in Review, AIAA, 2011, p. 13.
- 11) Ko, W. L., Richards, W. L., and Tran, V. T., *Displacement Theories for In-flight Deformed Shape Predictions of Aerospace Structures*, NASA Technical Publication, Edwards, CA, 2007.
- 12) Ko, W. L. and Richards, W. L., *Method for Real-time Structure Shape-sensing*, US Patent 7520176B1, 2009.
- 13) Bishopp, K. E. and Drucker, D. C., "Large Deflection of Cantilever Beams," Quarterly of Applied Math, Vol. 3 No. 3, 1945, pp. 272~275.
- 14) Ang Jr. M. H., Wei W., and Tek-Seng L., "On the Estimation of the Large Deflection of a Cantilever Beam," Proceedings of International Conference on Industrial Electronics, Control, and Instrumentation (IECON), IEEE, Vol. 3, Nov. 1993, pp. 1604~1609.
- 15) Li C., "An Integral Approach for Large Deflection Cantilever Beams," International Journal of Non-linear Mechanics, Vol. 45, No. 3, 2010, pp. 301~305.