

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(1), 1-11(2016)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.1.1>

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

날개 대변형 예측의 정확성 향상을 위한 변형률 보정

이한솔*, 김인걸**, 박승현*, 김민성***

The Strain Corrections for Accuracy Improvement
to Predict Large Deformation of Wings

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

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

Agency for Defense Development***

ABSTRACT

The information about the deformations of high-aspect-ratio wings is needed for the real-time monitoring of structural responses. Wing deformation in flight can be predicted by using relationship between the curvatures and the strains on the wing skin. It is also necessary to consider geometric nonlinearity when the large deformation of wing is occurred. The strain distribution on fixed-end is complex in the chordwise direction because of the geometric shape of fixed-wings on fuselages. Hence, the wing displacement can be diversely predicted by the location of the strain sensing lines in the chordwise direction. We conducted a study about prediction method of displacements regardless of the chordwise strain sensing locations. To correct spanwise strains, the ratio of spanwise strain to chordwise strain, Poisson's ratio, and the ratio of the plate strain to the beam strain were used. The predicted displacements using the strain correction were consistent with those calculated by the FEA and verified through the bending testing.

초 록

큰 가로세로비를 가지는 유연날개의 변형정보는 구조 건전성 평가를 위한 실시간 모니터링에 필요하다. 비행 중인 날개 구조 대변형은 날개 외피의 변형률과 곡률의 관계식을 기반으로 한 비선형 변위 예측 알고리즘을 통해 예측될 수 있다. 그러나 동체에 고정된 날개의 기하학적인 형상으로 인하여 고정단 부근에서의 변형률 분포는 복잡한 양상을 나타내며, 변형률 센서가 부착된 센싱라인의 코드방향 위치에 따라 변위가 다르게 예측될 수 있다. 본 논문에서는 스펜방향 변형률의 보정을 통하여 변형률 센싱라인의 코드방향 위치에 관계없이 예측변위의 정확도를 향상시키는 연구를 수행하였다. 변형률 보정을 위하여 스펜방향 및 코드방향 변형률의 비, 재료의 포아송비, 보와 평판 모델의 변형률 비를 이용하였다. 보정된 변형률을 이용하여 예측한 변위는 해석변위와 잘 일치하였으며, 이를 실험을 통하여 검증하였다.

Key Words : Strain Correction(변형률 보정), Large Deformation(대변형), Strain(변형률), Nonlinear Displacement Prediction(비선형 변위예측)

I. 서 론

가로세로비가 큰 항공기의 날개는 비행하중에 의해 대변형이 발생하여 항공기의 구조안정성 뿐만 아니라 공력특성 및 조종 안정성 등에 영향을 줄 수 있다. 실시간으로 취득된 비행 중 날개의 변형 정보는 구조응답 및 구조진전성 모니터링을 통해 조종력 효율성 증대에 적용될 수 있다[1]. 또한 구조 및 공력적인 효율의 증가와 RCS (radar cross section)의 감소를 위하여 안테나가 항공기 구조물에 내장된 CLAS (conformal load-bearing antenna structure) 시스템[2,3]은 날개변형에 의해 성능이 저하될 수 있으므로 날개의 변형 정보를 이용한 신호보상이 필요하다[4].

그러나 비행 중인 날개의 변형정보는 직접적인 측정이 어렵기 때문에 변형률 센서로 측정이 가능한 날개 외피(skin)의 변형률 데이터로 변위-변형률 관계를 이용하여 예측될 수 있다. NASA에서는 단순 보 이론(simple beam theory) 기반의 변위-변형률 관계를 이용하여 IKHANA 날개의 변위를 선형적으로 예측하는 연구를 수행하였다[5]. 또한 Kang[6]은 변위모드와 변형률 모드를 사용하여 변위-변형률 변환 관계식을 통해 구조물의 동적거동을 예측하는 연구를 수행하였다. 그러나 기하학적 비선형성이 커지는 대변형 구조물에서는 선형 기반의 변위-변형률 관계식을 이용하여 변위를 예측하는데 한계를 갖는다. 이러한 문제점을 개선하고자 Park[7]은 보 구조물의 대변형 예측 정확성을 높이기 위해 비선형성을 고려한 변위예측 알고리즘을 제시하였다.

일반적으로 큰 가로세로비를 가지는 항공기 날개의 구조거동은 보(beam)로 가정할 수 있다. 따라서 굽힘변형이 발생하였을 경우, Fig. 1의 위쪽 그림과 같이 날개의 코드(chord)방향에 따라 변위와 스펀방향 변형률이 일정하다. 그러나 Fig. 1의 아래쪽 그림과 같은 평판의 경우 코드방향에 따라 변위는 일정한 반면 스펀방향 변형률은 센싱라인(sensing line)의 코드방향 위치에 따라 다

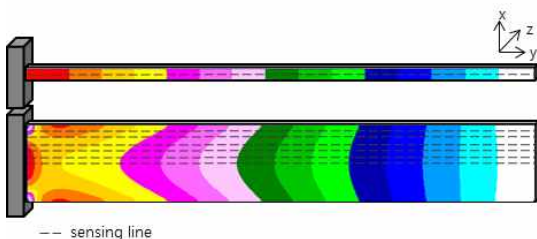


Fig. 1. Strain distribution

른 값을 갖는다. 특히 동체에 고정된 날개의 기하학적 형상으로 인해 고정단 부분의 변형률 분포는 복잡한 양상을 나타낸다. 따라서 기수행된 보이른 기반의 비선형 변위 예측 알고리즘을 적용하여 날개의 변위를 예측할 경우, 변형률 센싱라인의 코드방향 위치에 따라 변위가 다르게 예측될 수 있다. 이를 고려하여 항공기 날개의 거동을 보가 아닌 평판(plate)으로 가정할 경우, 변위를 예측하기 위해 한 지점에서 코드방향과 스펀(span)방향의 변형률을 동시에 측정해야 하므로 다수의 센서가 요구된다. FBG(fiber bragg grating) 센서와 같이 다점 측정이 용이하여 항공기 날개에 장착되는 광섬유 센서도 공간 및 비용의 제약으로 여러 개의 센싱라인을 날개 구조물에 부착하기 어렵다.

본 논문에서는 비선형 변위 예측 알고리즘을 통한 3차원 평판 구조물의 변위 예측 시, 예측변위의 정확도 향상을 위한 변형률 보정방법을 제안하였다. 변형률 센싱라인의 코드방향 위치에 관계없이 예측변위와 실제변위의 오차가 최소화될 수 있도록 변형률 보정식과 보와 평판 변형률의 관계를 적용한 변형률 교정계수를 이용하여 예측변위의 정확성을 향상시켰다.

II. 본 론

2.1 비선형성을 고려한 변위예측

비행 중인 날개의 변위는 날개의 변형률과 변위의 관계를 통해 예측될 수 있다. Ko[8]는 단순 보 이론을 기반으로 모멘트와 변형률의 관계를 식 (1)과 같이 나타내었다.

$$\frac{d^2w}{y} \cong \frac{M(y)}{I} = \frac{\varepsilon(y)}{c} \quad \left(\frac{dw}{dy} \ll 1 \right) \quad (1)$$

여기서 w 는 수직 변위, y 는 스펀방향으로의 수평 거리, $M(y)$ 는 모멘트, ε 은 변형률, c 는 단면이 일정한 구조물의 중립축에서 변형률을 측정하는 지점까지의 거리이다. 그러나 구조물의 변형이 점점 증가하여 기울기(dw/dy)가 1보다 매우 작다고 가정할 수 없을 경우, 실제변위와 해석변위 사이의 오차가 커질 수 있다.

비선형성을 고려한 변위예측 알고리즘[7]은 기존 선형변위예측이론에서 고려하지 않았던 기울기향을 고려하였다. 측정된 변형률과 곡률의 관계를 변형된 구조물의 길이방향 s 축 좌표로 식 (2)로 표현하였다.

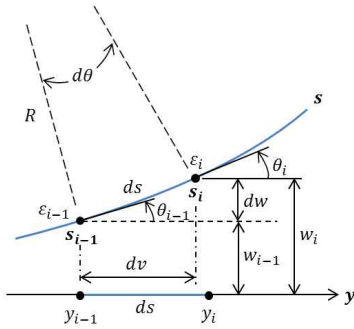


Fig. 2. Deflection of the differential element of beam axis [7]

$$1 + \left(\frac{dw}{dy} \right)^2 = \frac{d^2w}{dy^2} = \frac{d\theta(s)}{ds} = \frac{1}{c} = \frac{\epsilon(s)}{c} \quad (2)$$

여기서 θ 는 변형된 구조물의 기울기, R 은 변형된 구조물의 곡률반경이다. 비선형성을 고려한 변위 예측 알고리즘은 구조 대변형이 발생하는 구조물에서는 Fig. 2와 같이 구조물의 각 변형률 측정 지점 사이의 미소 수평 변위 dv 와 미소 수직 변위 dw 를 구조물의 s 축을 따라 계산한다.

변형률 측정 위치 $s_i (i = 0, 1, 2, \dots, n)$ 에서의 기울기 $\theta_i(s)$ 는 식 (2)를 s 축 상에서 적분할 수 있으며, 변형률 측정구간에서의 변형률 변화를 1차 선형함수로 가정하면 식 (3)과 같이 각 변형률 측정 위치에서의 기울기를 구할 수 있다.

$$\theta_i = \frac{\Delta l_i}{2c} (\epsilon_{i-1} + \epsilon_i) + \theta_{i-1} \quad (3)$$

여기서 Δl_i 는 변형률 취득위치 사이의 거리를 의미한다.

변형률 측정 위치 s_{i-1} 와 s_i 사이에서의 미소 수평 변위 dv 는 식 (4)를 통하여 구할 수 있다.

$$dv = \cos\theta(s) ds \quad (4)$$

변형률 측정 위치 s_i 에서의 변위 w_i 는 식 (3)을 s 축 상에서 적분하여 각 변형률 측정 위치에서의 수직 변위를 식 (5)와 같이 계산 할 수 있다.

$$w_i = \frac{\Delta l_i}{2} [\sin\theta_{i-1} + \sin\theta_i] + w_{i-1} \quad (5)$$

외팔보의 변형된 형상은 각 변형률 측정 위치 s_i 에서의 수직 변위 w_i 와 수평 변위로부터 계산

할 수 있다. 이와 같이 비선형 변위 예측 알고리즘은 날개 외피(skin)와 같은 구조물의 특정 지점에서 취득한 변형률 데이터를 변위-변형률 관계를 기반으로 변위를 예측한다.

그러나 2차원 구조물의 변형을 분포는 Fig. 1과 같이 코드방향에 따라 일정하지 않다. 따라서 수행된 변위 예측 알고리즘을 통한 변위 예측시 변형률 센싱라인의 코드방향 위치에 따라 변형률이 다르게 측정되어 예측변위와 실제변위와 오차가 발생할 수 있다.

2.2 연구모델 및 구조해석

2.2.1 연구모델

본 연구에서는 2000mm의 스패를 갖는 단순화된 평판날개 구조를 연구모델로 하여 길이 1000mm, 폭 175mm, 두께 12mm의 폴리카보네이트(polycarbonate)를 선정하였다. 이 평판 모델은 동체에 고정된 날개 루트(root)와 같이 한쪽 끝이 6자유도 구속이 되어있다. 반대쪽 끝단에는 스패 대비 15%(300mm)의 굽힘변형이 발생하도록 스패방향의 수직방향으로 집중하중을 가하였으며, 변형률과 변위를 계산하기 위해 상용 유한요소 해석 프로그램을 이용하여 비선형 정적 해석을 수행하였다. 이때 유한요소 모델은 2D Shell 요소(QUAD4)를 사용하였다. 해석 변형률은 Fig. 3과 같이 코드방향을 따라 6개의 변형률

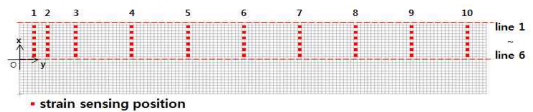


Fig. 3. FEM model (simplified half wing structure)

Table 1. Strain sensing positions (l)

Strain sensing station (l)	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Position [mm]	30	60	120	240	360	480	600	720	840	960

Table 2. Strain sensing lines (j)

Strain sensing line (j)	Position [mm]
1	80.5
2	66.5
3	52.5
4	38.5
5	24.5
6	10.5

센싱라인에서 계산하였다. 스펙방향에 따른 10개의 변형을 취득위치는 Table 1과 같으며, 코드방향 중심으로부터 6개 센싱라인의 위치는 Table 2와 같다.

선정된 평판 모델과 동일한 재료, 길이 및 두께를 가지며 폭이 24mm인 보 구조물을 연구모델로 함께 선정하였다. 보 모델은 하나의 센싱라인을 가지며 변형을 취득위치는 평판 모델과 동일하다.

2.2.2 구조해석 및 변위예측결과

굽힘변형이 일어나는 평판 모델의 변위와 보 모델의 변위와 변형률은 코드방향에 따라 일정하지만, 보 모델과는 달리 평판 모델의 변형률은 Fig. 1과 같이 코드방향의 센싱라인에 따라 일정하지 않다. 특히 고정단 부근의 변형을 분포는 복잡한 양상이 나타난다. 보 모델의 변형률로 비선형성을 고려한 변위예측을 수행한 결과를 Fig. 4에 나타내었으며, 선형예측결과와는 달리 해석변위와 오차가 거의 없는 것을 확인하였다. 반면 평판 모델의 변형률은 Fig. 5와 같이 변형을 센싱라인의 코드방향 위치에 따라 변형률이 다르게 계산되었으며, 비선형성을 고려한 변위예측을 수행하였음에도 Fig. 6과 같이 해석변위와 예측변위 사이의 오차가 크게 나타났다. 시편의 가장

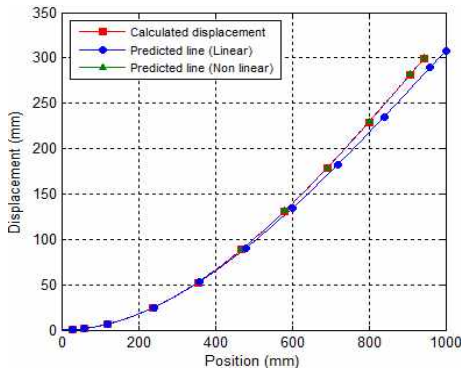


Fig. 4. Predicted displacement (beam) based on linear theory and nonlinear algorithm

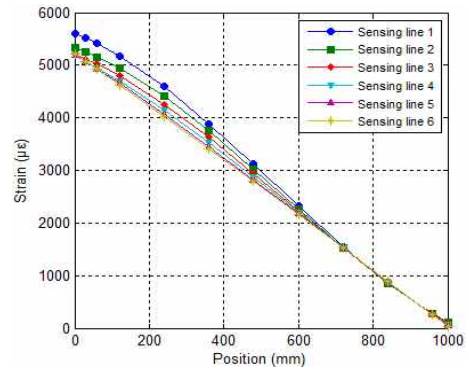


Fig. 5. Calculated strains of plate on the different sensing lines

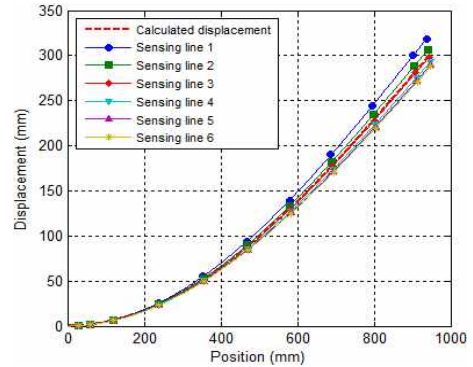


Fig. 6. Predicted displacements of plate using the strains of different sensing lines

바깥부분인 sensing line 1에서 가장 큰 변형이 예측되었으며, 시편의 가운데 지점으로 갈수록 변형이 작게 예측되어 line 3에서의 예측 변위가 해석변위와 가장 잘 일치하였다.

2.3 변형률 보정

2.3.1 센싱위치에 따른 변형률 민감도

변형률을 이용하는 비선형 변위 예측 알고리즘은 구조물의 고정단 쪽부터 예측된 변위가 누적되어 계산되므로 각 센싱위치의 변형률 변화는 구조물 전체의 예측변위에 영향을 미칠 수 있다.

Table 3. Sensitivity of strain sensing positions

<i>i</i>		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	tip
Beam	$[\mu\epsilon]$	5440	5267	4912	4207	3514	2834	2166	1510	862	219	-
	$w[\text{mm}]$	0.41	1.63	6.40	24.51	52.54	88.68	131.26	178.64	229.33	281.88	299.92
$\epsilon_{240\text{mm}}$	$\epsilon_y[\mu\epsilon]$	5540	5267	4912	4507	3514	2834	2166	1510	862	219	-
	$w[\text{mm}]$	0.41	1.66	6.46	24.75	53.22	90.03	133.36	181.50	232.91	286.10	303.96
$\epsilon_{960\text{mm}}$	$\epsilon_y[\mu\epsilon]$	5540	5267	4912	4207	3514	2834	2166	1510	862	519	-
	$w[\text{mm}]$	0.42	1.65	6.44	24.61	52.78	89.06	131.71	179.11	229.85	282.60	300.41

각 변형률 취득지점에서의 변형률 변화가 예측변위에 미치는 영향을 확인하기 위하여 변형률 취득 위치에 가상적인 변형률 오차 +300 ϵ 을 각각 적용하였다.

각 센싱위치에 변형률 오차를 적용 후 최대, 최소 민감도를 갖는 센싱위치의 변형률과 예측변위를 Table 3에 정리하였다. 비교적 큰 변형률과 곡률을 가지는 240mm 지점의 변형률 변화가 예측변위에 가장 큰 영향을 미쳤으며, +300 $\mu\epsilon$ 의 변형률 변화가 발생할 경우 끝단에서 약 4.04mm의 변위 오차가 발생하였다. 따라서 센싱위치에 따른 변형률 민감도를 고려한 변형률 보정이 필요하다.

2.3.2 변형률 보정식

2.3.2.1 변형률 보상방법을 이용한 변형률 보정

한쪽 끝이 고정된 평판 구조물의 기하학적인 형상은 굽힘변형 발생 시 코드방향으로의 변형을 구속할 수 있다. 따라서 Fig. 7과 같이 코드방향으로 구속이 있는 구조물의 스펜방향 변형률(ϵ_y)은 코드방향의 구속이 없는 스펜방향 변형률(ϵ_x)에 비해 작게 나타난다. 이러한 관계를 이용하여 코드방향의 구속이 없는 스펜방향의 변형률($\bar{\epsilon}_y$)을 식 (6)과 같이 표현하였다.

$$\bar{\epsilon}_y = \epsilon_y + \nu(\epsilon_x - \epsilon_y) \quad (6)$$

ϵ_y 와 ϵ_x 는 구조물의 한쪽 끝단이 고정된 스펜방향 및 코드방향의 실제 변형률, ν 는 재료의 포아송비, $\bar{\epsilon}_y$ 와 $\bar{\epsilon}_x$ 는 코드방향의 구속이 없는 구조물의 스펜방향 및 코드방향의 변형률이다. 각 구조물의 기하학적 형상을 고려하여 식 (6)에서 $\bar{\epsilon}_x \cong -\nu\epsilon_y$ 으로 가정하여 정리하면 식 (7)과 같다.

$$\bar{\epsilon}_y = \epsilon_y \times (1 + \nu^2 + \nu \times \text{strain ratio}) \quad (7)$$

여기서 strain ratio는 변형률 센싱위치의 코드방향 변형률과 스펜방향 변형률 비(ϵ_x/ϵ_y)를 의미한다.

2.3.2.2 굽힘강성 보정값을 이용한 변형률 보정

또 다른 보정 방법은 보와 평판의 굽힘강성을 고려한 보정방법이다. 한쪽이 고정된 평판 모델의 요소들은 코드방향의 변형이 자유롭지 않기 때문에 보 모델에 비해 큰 굽힘강성을 가지며, 굽힘강성 보정값인 $1/(1-\nu^2)$ 을 고려한다. 이러한 보정값을 고려한 변형률 보정식은 식 (8)과 같다.

$$\bar{\epsilon}_y = \epsilon_y \times (1 - |\text{strain ratio}|)(1 + \nu) \quad (8)$$

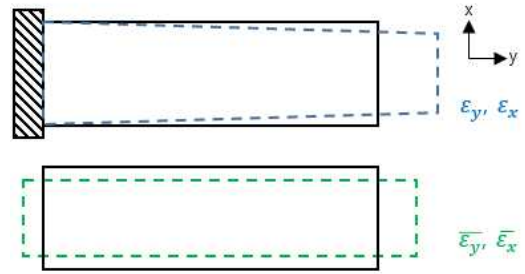


Fig. 7. Deformation of fixed-free beam(top) and free-free beam (bottom)

식 (8)은 센싱위치에 따른 변형률 민감도를 고려하여 strain ratio가 포아송비의 97%이하의 값을 가질 경우에만 적용하였다.

2.3.3 변형률 교정계수

보정된 변형률을 이용한 예측 변위의 정확성을 향상시키기 위하여 보와 평판 모델의 변형률 비($\epsilon_{beam}/\epsilon_{plate}$)로 구성된 교정계수(C_ϵ)를 적용하였다. 먼저 구조해석을 통해 보와 평판 모델의 센싱위치(i), 센싱라인(j) 및 스펜대비 끝단 변위의 비($\delta_{tip}/l=3\sim 15\%$)에 따른 변위 및 변형률을 계산하여 교정계수($C_\epsilon = \epsilon_{beam}/\epsilon_{plate}$)를 행렬로 작성하였다. 작성된 변형률 측정위치(i, j)의 하중별 교정계수를 이용하여 2차 함수의 계수(a, b, c)를 계산하였다. 계산된 2차함수를 이용한 교정계수 식은 식 (9)와 같다.

$$(C_\epsilon)_{i,j} = a_{i,j}(\epsilon_y)_{i,j}^2 + b_{i,j}(\epsilon_y)_{i,j} + c_{i,j} \quad (9)$$

교정계수의 2차함수 계수가 해석적으로 구해지면 임의의 센서 측정위치에서 스펜방향 변형률 $(\epsilon_y)_{i,j}$ 을 식 (9)에 대입하여 센싱위치의 교정계수를 구할 수 있다. 이 교정계수는 평판의 변형률을 보의 변형률로 보정하는 계수로 식 (10)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\epsilon_{beam} = (C_\epsilon)_{i,j} \times \epsilon_{plate} \quad (10)$$

2.3.4 변형률 보정 및 변위예측 결과

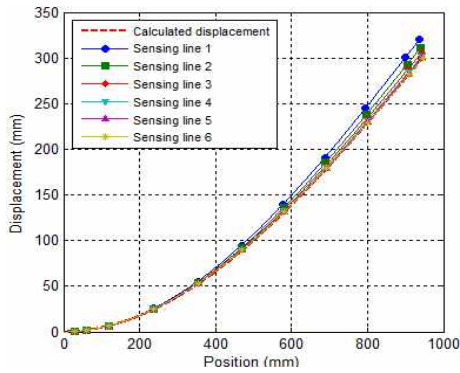
보정 전의 변형률과 앞서 제시한 보정방법을 통해 보정된 변형률을 이용하여 변위를 예측하였다. 변형률 보정에 사용된 보정방법은 Table 4에 나타내었다. 10개의 센싱위치에서 예측변위와 해석변위의 오차를 계산하였으며, 각각의 센싱라인에서 오차의 평균과 표준편차를 Table 5에 나타내었다. Case 3~5에는 교정계수가 사용되었으며, 교정계수를 계산할 때 사용된 변형률에 따라

Table 4. Case of strain correction

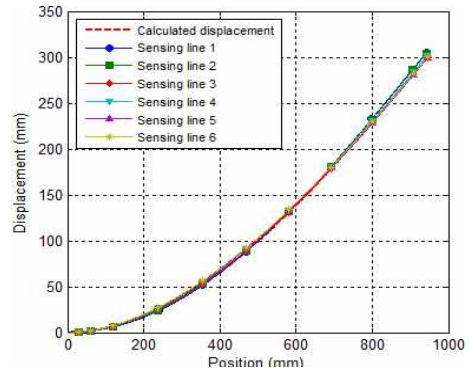
Case	Correction method
1	Eqn. (7)
2	Eqn. (8)
3	Eqn. (9) : \dots
4	Eqn. (7) $\times C_{\epsilon,2}$
5	Eqn. (8) $\times C_{\epsilon,3}$

$C_{\epsilon,1}$, $C_{\epsilon,2}$, $C_{\epsilon,3}$ 로 표현하였다. $C_{\epsilon,1}$ 은 보정 전의 변형률을 이용하여 계산된 교정계수이며, $C_{\epsilon,2}$ 와 $C_{\epsilon,3}$ 는 각각 식 (7)과 식 (8)로 보정된 변형률을 이용하여 계산된 교정계수이다.

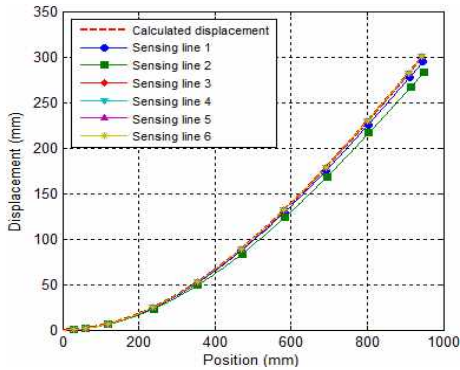
Case 1의 경우 Fig. 8 (a)와 같이 변형을 크게 예측하는 경향이 커져 가장 바깥쪽에 위치한 line 1에서 오차가 크게 나타났으며 line 6에서의 오차가 가장 작게 나타났다. Case2의 경우 Fig. 8 (b)와 같이 식 (7)로 예측한 경우에 비해 전체적



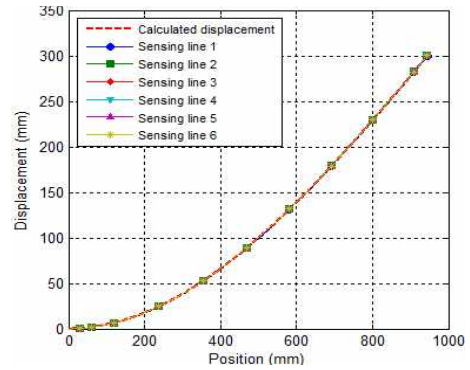
(a) Case 1



(b) Case 2



(c) Case 3



(d) Case 4

Fig. 8. Predicted displacements under the concentrated tip loading

Table 5. Mean(m) and standard deviation(σ) of predicted displacement errors

Sensing line (j)	보정 전		Case 1		Case 2		Case 3		Case 4		Case 5	
	m	σ	m	σ	m	σ	m	σ	m	σ	m	σ
1	7.21	7.37	7.94	7.92	1.18	1.95	2.10	2.00	0.06	0.05	0.27	0.21
2	2.42	2.83	4.45	4.53	1.40	1.78	6.63	6.18	0.35	0.26	3.96	3.94
3	1.03	0.61	2.35	2.34	0.37	0.30	0.25	0.19	0.31	0.24	2.76	2.96
4	3.21	2.55	1.16	0.99	1.60	0.85	0.26	0.20	0.47	0.40	5.16	5.73
5	4.51	3.86	0.51	0.27	1.25	1.10	0.25	0.19	0.36	0.27	2.09	2.39
6	5.12	4.48	0.25	0.25	1.63	1.32	0.25	0.19	0.21	0.14	1.97	2.26

인 오차는 감소하였으나, 시편의 스펜방향으로 약 200mm 부터 400mm 사이의 변위오차가 증가하였으며 line 3에서의 전체적인 오차가 가장 작게 계산되었다.

Case 3의 경우 Fig. 8 (c)와 같이 보정 전에 비해 오차가 감소하였다. 또한 시편 안쪽에 위치한 line 3부터 line 6의 변형률로 예측한 변위는 해석 변위와 잘 일치하였다. 식 (7)과 교정계수를 함께 사용한 Case 4의 경우, Fig. 8 (d)와 같이 센싱라인의 코드방향 위치에 관계없이 예측변위가 해석 변위와 잘 일치하였다. 그러나 Case 5는 Table 5의 오차 평균과 표준편차와 같이 line 3부터 line 6까지의 오차가 커지는 것을 확인하였다.

평판 구조물의 형상과 변형률 센싱위치를 알고 있을 경우, 사전 구조해석을 통해 각 변형률 취득위치의 strain ratio와 교정계수의 2차함수 계수를 계산할 수 있다. 따라서 평판 구조물에서 취득한 스펜방향 변형률을 사전에 계산된 strain ratio를 이용한 식 (7)과 교정계수로 보정하면 예측변위의 정확도를 향상시킬 수 있다.

2.4 분포하중을 받는 구조물의 변위예측

집중하중을 받는 구조물의 해석을 통해 얻은 strain ratio와 교정계수를 이용하여 실제 날개가 받는 하중과 유사한 분포하중을 받는 구조물의 변위예측 가능성을 확인하기 위해, 연구모델에서 선정한 보와 평판 모델의 끝단 변위가 스펜 대비

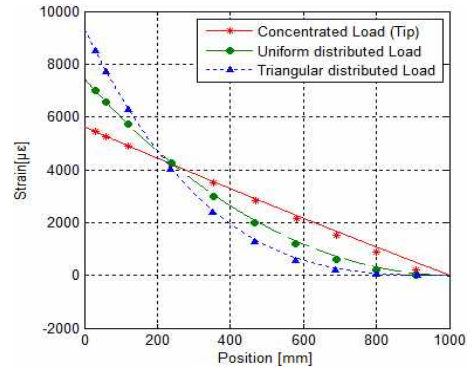


Fig. 9. Strains according to the loading conditions (beam model)

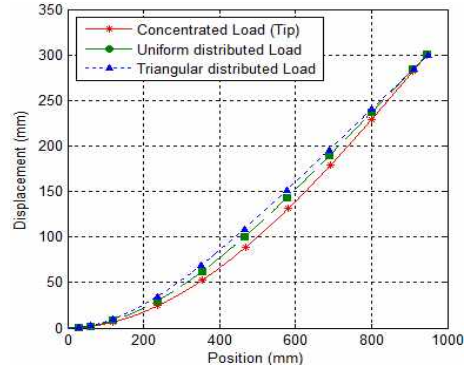


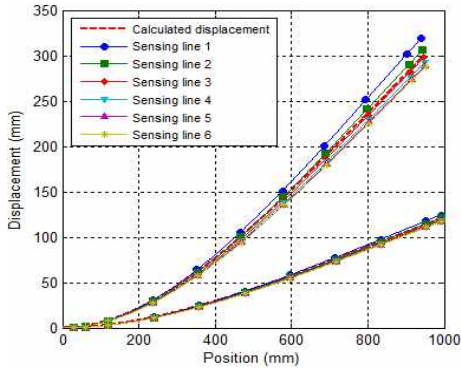
Fig. 10. Displacements according to the loading conditions

Table 6. Mean(m) and standard deviation(σ) of predicted displacement errors under uniform distributed loading

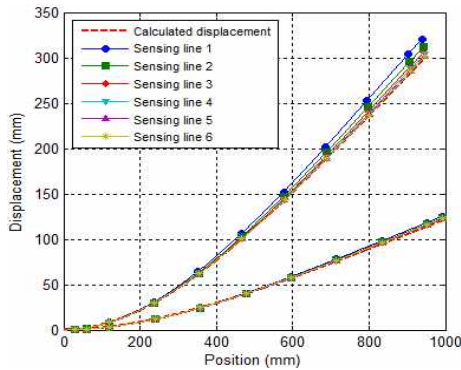
line	6% (120mm)						15% (300mm)					
	보정 전		Case 1		Case 4		보정 전		Case 1		Case4	
	m	σ	m	σ	m	σ	m	σ	m	σ	m	σ
1	1.30	1.52	1.62	1.80	0.19	0.18	7.70	7.40	7.93	8.07	0.71	0.55
2	0.40	0.27	0.95	1.15	0.19	0.16	2.03	2.42	4.19	4.61	0.50	0.51
3	0.97	0.60	0.69	0.88	0.18	0.14	1.99	1.22	2.07	2.52	0.53	0.39
4	1.46	1.01	0.65	0.81	0.19	0.15	4.25	3.06	0.95	1.35	0.51	0.46
5	1.72	1.26	0.71	0.81	0.20	0.16	5.56	4.30	0.47	0.70	0.53	0.51
6	1.84	1.37	0.75	0.81	0.21	0.18	6.16	4.88	0.35	0.42	0.49	0.43

Table 7. Mean(m) and standard deviation(σ) of predicted displacement errors under triangular distributed loading

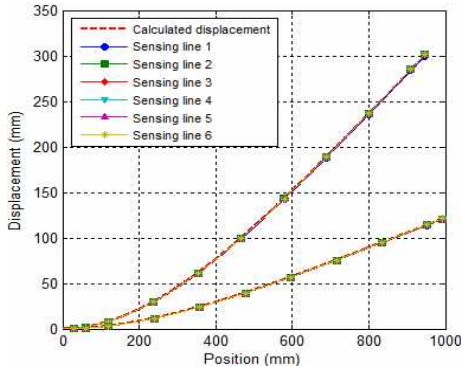
line	6% (120mm)						15% (300mm)					
	보정 전		Case 1		Case 4		보정 전		Case 1		Case4	
	m	σ	m	σ	m	σ	m	σ	m	σ	m	σ
1	2.08	2.02	2.49	2.35	0.61	0.52	8.59	8.08	9.62	8.89	0.28	0.17
2	0.55	0.59	1.68	1.62	0.62	0.55	2.54	2.74	5.47	5.18	1.31	1.24
3	0.56	0.32	1.40	1.33	0.70	0.64	1.57	0.93	3.23	3.04	0.48	0.54
4	1.12	0.79	1.40	1.27	0.71	0.66	3.96	3.01	2.18	1.93	0.96	0.94
5	1.40	1.06	1.48	1.29	0.70	0.66	5.31	4.28	1.70	1.37	1.02	1.05
6	1.53	1.18	1.54	1.32	0.70	0.67	5.90	4.85	1.54	1.15	1.27	1.13



(a) Before strain correction



(b) After strain correction (case 1)

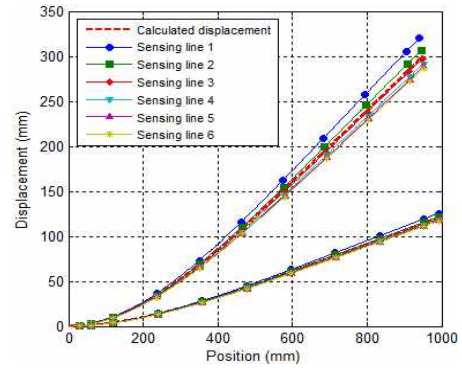


(c) After strain correction (case 4)

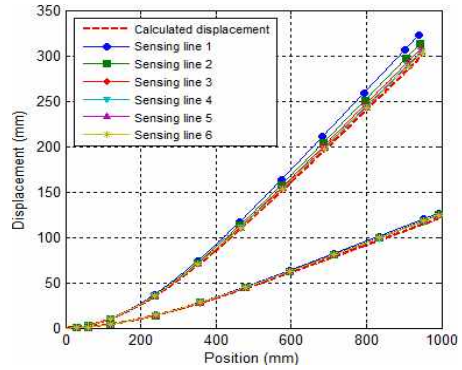
Fig. 11. Predicted displacements due to the uniform loading distribution

6%(120mm), 15%(300mm)이며 균등분포 및 삼각 분포하중을 받는 경우에 대한 구조해석을 수행하였다. 각 끝단 변위에 따른 보의 해석 변형을 및 변위를 Fig. 9와 Fig. 10에 나타내었다. 집중하중을 받는 시편의 해석을 통해 계산된 strain ratio와 교정계수를 이용하여 시편의 스캔방향 변형을 보정하였다.

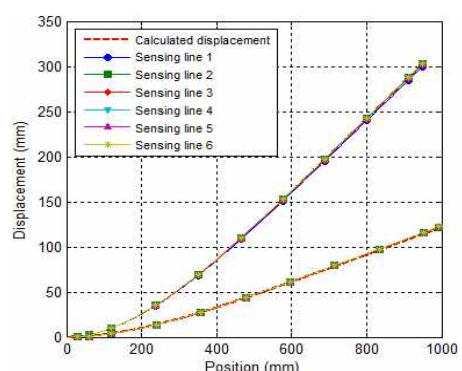
균등분포 및 삼각분포하중을 받는 구조물의



(a) Before strain correction



(b) After strain correction (case 1)



(c) After strain correction (case 4)

Fig. 12. Predicted displacements due to the triangular distributed loading

해석변위와 각 센싱라인에 따른 예측변위의 오차에 대한 평균과 표준편차를 Table 6과 Table 7에 나타내었다. 각 연구모델의 하중조건 및 끝단 변형에 따른 센싱라인의 변형률을 보정하지 않고 예측된 변위를 Fig. 11 (a)와 Fig. 12 (a)에 나타내었다. 6%와 15%의 변형에 대하여 line 1에서 변위가 가장 크게 예측되었으며, line 6에서 변위가 가장 작게 예측되었다. 식 (7)을 이용하여 변

형률을 보정한 뒤 변위를 예측한 Case 1의 경우, 전체적으로 변형이 크게 예측되었으며 Fig. 11 (b), Fig. 12 (b)와 같이 line 6의 변형률을 이용하여 예측된 변위가 해석변위와 가장 잘 일치하였다. 식 (7)과 교정계수를 함께 사용하여 변형률을 보정한 뒤 변위를 예측한 Case 4의 경우, Fig. 11 (c)와 Fig. 12 (c)와 같이 하중조건과 센싱라인에 관계없이 예측변위와 해석변위가 잘 일치하였다.

2.5 구조실험 및 변형률 보정

2.5.1 실험장치 및 방법

해석모델과 동일한 길이 1000mm, 폭 175mm, 두께 12mm의 시편을 실험모델로 선정하여 변형률 보정방법의 실험적 검증을 수행하였다. 실험 모델에 부착된 스트레인 게이지의 센싱위치는 Table 1과 같으며, 코드방향으로 ±38.5mm 지점 (line 4)에 위치한 두 개의 센싱라인에서 변형률을 취득하였다. 실험장치도는 Fig. 13과 같다.

시편에 굽힘변형이 발생할 경우, 비교적 비선형성이 작게 나타나는 Test 1과 비선형성이 크게 나타나는 Test 2에 대한 실험이 수행되었다. Test

1은 시편의 끝단 변위가 스패(2000mm) 대비 6%(120mm), Test 2는 15%(300mm)가 되도록 하중을 가하였다. 구조물의 변형률은 다채널 변형률 측정장치(HBM)를 이용하여 취득하였으며, 변형률을 통해 예측된 변위와 비교하기 위한 각 센싱위치의 변위는 레이저 센서로 측정하였다. 변형된 시편의 끝단 변위는 각각 115.82mm(약 6%), 292.21mm(약 15%)로 측정되었다.

2.5.2 변형률 보정을 위한 strain ratio와 교정 계수의 계산

실험과 동일한 조건으로 구조해석을 수행하여 측정된 변형률의 보정을 위한 strain ratio와 교정계수의 2차함수 계수(a, b, c)를 계산하였다. 계산된 결과는 Table 8에 나타내었다.

따라서 식 (11)과 같이 실험을 통해 측정된 스패방향의 변형률() 정보만 있으면 구조해석을 통해 계산된 strain ratio와 교정계수를 이용하여

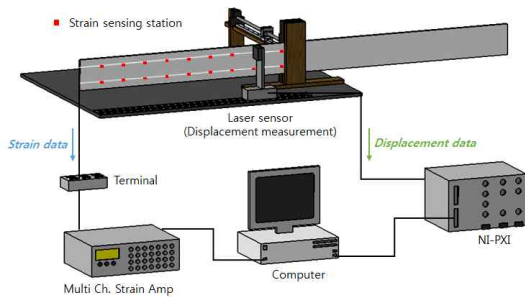


Fig. 13. Schematic of experimental setup

Table 8. Strain ratio(ϵ_x/ϵ_y) and strain calibration coefficient(ϵ) for strain correction

Sensing Position (j)	Strain ratio	Strain calibration coefficient		
		a	b	c
1	-0.072	-4.42E-23	2.16E-19	0.97
2	-0.170	-6.74E-10	7.07E-06	0.98
3	-0.280	-7.72E-10	7.57E-06	0.98
4	-0.339	-1.04E-09	1.12E-05	0.97
5	-0.352	1.42E-09	1.06E-06	0.98
6	-0.358	-2.17E-09	1.27E-05	0.97
7	-0.363	3.74E-09	-3.05E-06	0.98
8	-0.367	8.15E-22	-1.59E-18	0.98
9	-0.377	2.33E-08	-1.91E-05	0.98
10	-0.593	-6.54E-07	1.82E-04	0.93

Table 9. Results of measured strain() and displacement (w) and comparison of predicted displacements before and after strain correction (case 4)

Sensing position(j)		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	tip	
Test 1	실험결과	$[\mu\epsilon]$	1912.65	1841.23	1776.24	1597.72	1361.10	1119.60	870.60	606.43	381.48	146.70	-
		w[mm]	0.30	0.95	3.00	10.04	20.82	34.54	50.72	69.01	88.62	108.76	115.82
	보정 전	w[mm]	0.15	0.57	2.25	8.78	19.10	32.66	48.88	67.17	86.95	107.57	114.53
		$\epsilon_y [\mu\epsilon]$	2059.84	1964.18	1823.36	1595.36	1345.59	1105.89	855.61	595.02	371.44	127.17	-
Test 2	실험결과	$\epsilon_y [\mu\epsilon]$	4764.05	4591.45	4434.78	4033.48	3491.08	2922.12	2313.84	1655.88	1055.70	454.32	-
		w[mm]	0.79	2.41	7.18	24.66	51.64	85.84	127.19	173.28	222.78	274.03	292.21
	보정 전	w[mm]	0.35	1.44	5.64	21.85	47.55	81.39	121.86	167.47	216.79	268.42	285.90
		$\epsilon_y [\mu\epsilon]$	5130.67	4933.04	4585.37	4080.43	3511.69	2907.08	2303.86	1624.74	1038.08	372.80	-
보정 후	w[mm]	0.36	1.56	6.09	23.17	49.90	84.78	126.23	172.74	222.89	275.36	293.14	

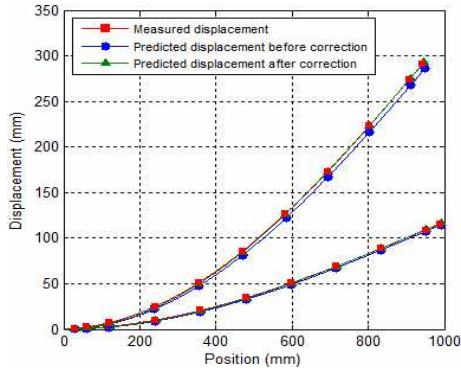


Fig. 14. Predicted displacements before and after strain correction

보정된 변형률()을 계산할 수 있다.

$$\bar{\varepsilon}_y = \varepsilon_y \times (1 + \nu^2 + \nu \times \text{strain ratio}) \times \varepsilon \quad (11)$$

2.5.3 실험결과 및 변형률 보정결과

단순날개 시편에 부착된 스트레인 게이지를 통해 측정된 변형률과 레이저 센서로 측정된 변위를 비교하였다. 실험을 통해 측정된 변형률을 식(7)과 교정계수를 이용하여 보정하였으며, 이때 사용된 strain ratio와 교정계수의 2차함수 계수는 구조해석을 통해 계산된 값(Table 8)을 사용하였다. 실험결과와 보정전후의 변형률을 이용한 변위예측 결과를 Table 9와 Fig. 14에 나타내었다.

비교적 비선형성이 작게 나타나는 Test 1의 경우, 보정 전의 변형률을 이용하여 변위를 예측한 결과 끝단에서 약 1.29mm의 오차가 발생하였다. 식(7)과 교정계수를 이용하여 변형률 보정 후 변위를 예측한 결과, 보정 전과 비교하여 약 2mm 증가된 116.53mm가 예측되었다. Test 2의 경우 보정 전과 비교하여 변형률 보정 후 예측변위의 끝단 오차가 약 5.38mm 감소하였다.

III. 결 론

본 연구에서는 동체에 고정된 날개의 기하학적인 형상으로 인해 발생하는 복잡한 변형률과 실제 3차원 평판거동 구조물을 2차원 보 구조물로 가정한 결과로 발생하는 오차를 최소화하기 위하여 변형률 보정방법에 대한 연구를 수행하였다. 변형률 보정을 위하여 스펜방향 변형률과 코드방향 변형률의 비를 이용하는 보정식과 정확도 향상을 위하여 보 모델의 변형률과 평판 모델의 변형률의 비를 이용하는 교정계수를 제안하였다.

집중하중을 받는 보와 평판 구조물의 끝단변위가 스펜 대비 15%인 경우에 대한 비선형 정적 해석을 수행하여 strain ratio와 교정계수를 계산하였다. 하중조건 및 크기에 따른 변형률 보정을 검증하기 위하여 균등분포하중과 삼각분포하중을 받는 구조물의 끝단에 스펜 대비 6%, 15%의 변형이 발생한 경우의 구조해석을 수행하여 변위와 변형률을 계산하였다. 센싱라인에 따른 변형률은 집중하중을 받는 시편으로부터 계산된 strain ratio와 교정계수를 이용하여 보정되었으며, 변형률 보상 방법을 이용한 식 (7)과 교정계수를 이용하여 변형률을 보정하여 예측한 변위가 해석변위와 가장 잘 일치하였다. 또한 동일한 평판 모델 시편의 구조실험을 수행하여 변형률 보정과정을 검증하였다. 사전 해석을 통해 계산된 strain ratio와 교정계수를 이용하여 실험으로 측정된 스펜방향 변형률을 보정하였으며, 보정 전과 비교하여 예측변위와 실제 측정된 변위 사이의 오차가 감소하였다. 따라서 보정된 변형률을 이용한 보이론 기반의 비선형 변위 예측 알고리즘을 통해 일반적인 평판이 아닌 무인기 날개와 같이 가로세로비가 큰 평판 구조물의 정확한 변형 예측이 가능함을 확인하였다.

이 연구는 최소의 변형률 센서를 사용하고 측정된 변형률을 보정하여, 가로세로비가 큰 날개 구조물의 변형을 간편하면서도 비교적 정확하게 예측할 수 있으므로 변형된 날개 정보의 정확성을 높이는 데 활용 될 수 있을 것으로 기대한다. 향후 테이퍼 모델, wing box 등 다양한 구조모델의 변형률 정보에 제안한 보정방법을 적용하여, 다양한 구조형상에 대한 변위예측 가능성을 고찰할 예정이다.

후 기

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

References

- 1) Jun, O. C., "Survey of Real-Time In-Flight Wing Deformation Measurements," Information and Control Symposium, Apr. 2012, pp.141~142.
- 2) Jun, O. C, and Park, B. H., "Survey for the CLAS (Conformal Load-bearing Antenna Structures)", *Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Conference*, Nov. 2007, pp.

865-868.

3) 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.

4) Kim, M. S., Park, C. Y., Cho, C. M., and Yoon, J. H., "Flight Demonstration Test of a Smart Skin Antenna for Communication and Navigation," *J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 7, 2014, pp. 567-575.

5) 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.

6) Kang, L. H., Kim, D. K., Rapp, S., Baier, H., and Han, J. H., "Dynamic Deformation stimulation 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.

7) Park, S. H., Kim, I. G., Lee, H. S., and Kim, M. S., "Prediction for Large Deformation of Cantilever Beam Using Strains", *J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 43, No. 10, 2015, pp. 156-165.

8) 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.