

변형률을 이용한 복합재 평판 후퇴익 구조물의 변위 예측

김문국* · 유제균* · 김소영* · 김인걸*[†] · 김근상* · 전민혁*

Displacement Prediction of Swept Composite Cantilevered Panel Wings Using Strains

Mun-Guk Kim*, Je-Gyun You*, So-Young Kim*, In-Gul Kim*[†],
Geun-Sang Kim*, Min-Hyeok Jeon*

ABSTRACT: The complex deformation of the swept composite wing occurs due to the torsional load and bending load during the flight. Therefore, prediction for displacement of swept composite wing is required for structural health monitoring. Wing displacements can be predicted by using relationship between displacements and strains. The strain distributions on the fixed-end are complex due to the geometric shape of the swept wing. Because of those strain distribution, the wing displacement can be diversely predicted by the strain sensing locations. In this paper, displacements prediction of swept composite wing was performed by considering complex strain distributions. The predicted displacements under various loading condition were consistent with those calculated by FEA and verified through the bending test.

초 록: 복합재 후퇴익은 비행 중 굽힘 하중 외에도 비틀림 하중을 받아 복잡한 변형이 발생할 수 있다. 따라서 복잡한 변형이 나타나는 복합재 후퇴익의 구조 건전성 평가를 위해 복합재 후퇴익 구조물의 변위 예측이 요구된다. 날개의 변위 예측은 변위와 변형률 관계를 통해 예측할 수 있지만 후퇴익의 복잡한 변형으로 고정단 부근의 변형률 분포는 복잡하게 나타나기 때문에 일부 위치의 변형률 센서만으로 변형률을 측정하면 변위 예측의 오차가 발생할 수 있다. 본 논문에서는 복잡한 변형률 분포를 고려한 평판 형태의 복합재 후퇴익의 변위를 예측하는 연구를 수행하였다. 유한요소 해석을 통해 변형률 측정 지점을 선정하였다. 측정 지점의 변형률을 이용하여 예측한 변위는 해석에서 계산된 변위와 잘 일치하였으며, 실험을 통하여 검증하였다.

Key Words: 후퇴익(Swept wing), 변형률(Strain), 변위 예측(Displacement prediction), 복합재료 평판(Composite panel), 변형률 보정(Strain correction)

1. 서 론

금속재료에 비해 높은 비강성, 비강도를 가진 복합재료가 현대 항공기 재료로 적용이 확대되고 있다. 복합재료는 제조공정에 따라 재료 물성의 편차가 발생하고 손상 파락을 육안으로 확인하기 어렵다. 이러한 복합재료를 사용한

항공기 날개의 경우, 구조 건전성 모니터링 및 비행 제어를 위해 정확한 변위 예측이 필요하다.

특히, 고속 비행에서 유리한 후퇴익(Swept wing)은 굽힘 하중과 비틀림 하중이 동시에 작용하여 Fig. 1과 같은 복잡한 변형이 발생하기 때문에 변위 예측에 어려움이 있다. 직선익(Straight wing)의 경우, 변형률이 단순 보와 같이 고정

Received 19 July 2017, received in revised form 20 October, 2017, accepted 25 October 2017

*Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University

[†]Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University, Corresponding author (E-mail: igkim@cnu.ac.kr)

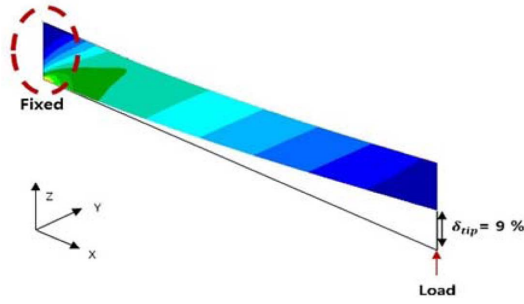


Fig. 1. Strain distribution after deformation ($\delta_{tip} = 9\%$)

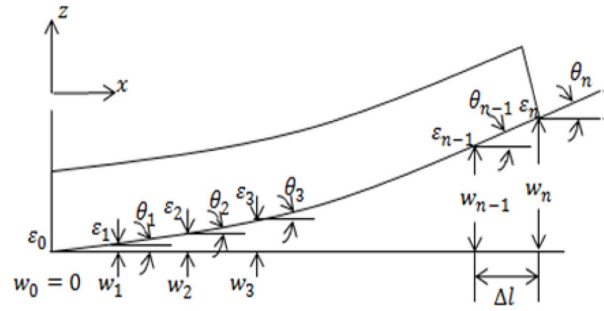


Fig. 2. Deflection of simple beam

단에서 멀어질수록 일정하게 감소하는 반면, 후퇴익의 경우 복잡한 변형으로 인해 고정단 뒷전부근에서 최대 변형률이 나타나며 불규칙하게 감소하기 때문에, 후퇴익의 변위 계산은 단순 보와 다르게 계산되며, 후퇴익 변위 계산을 위해 Zender[1]는 단순화된 식을 정립하였다.

따라서 복합재료를 사용한 후퇴익 항공기의 구조 건전성 모니터링 및 비행 제어의 용도로 복잡한 변형이 발생하는 복합재 후퇴익 항공기의 변위 예측이 필요하다.

Ko[2,3]는 단순 보 이론 기반의 변위-변형률 관계를 이용한 선형 변위 예측을 통해 굽힘 하중과 비틀림 하중을 동시에 받는 다양한 구조물에 대한 변위 예측을 수행하였고, Lung[4]은 이를 Gulfstream III에 적용하여 실시간 변위 예측을 수행하였다. 그러나 기하학적 비선형성이 커지는 대변형 구조물에서는 선형 기반의 변위-변형률 관계식을 이용하여 변위를 예측하는데 한계를 갖는다. 이러한 문제점을 개선하고자 Park[5]은 보 구조물의 대변형 예측 정확성을 높이기 위해 비선형성을 고려한 변위예측 알고리즘을 제시하였다. Lee[6]는 날개 고정단 부근 변형률 분포가 복잡한 양상으로 나타남을 확인하고, 스펠방향 변형률의 보정을 통해 변형률 센싱 라인의 코드 방향 위치에 관계없이 예측 변위의 정확도를 향상 시키는 연구를 수행하였다. Kim[7]은 복잡한 변형률 분포를 가진 컷 아웃된 날개의 변위 예측을 수행하였다. 이러한 선형 변위 예측 방법으로 직선익의 변위를 예측 할 수 있다.

후퇴익의 경우, 항공기 전체 영역의 변형률을 측정하면 복잡한 변형에도 오차 없이 변위 예측이 가능하지만, 변형률 센서의 개수와 공간의 제약으로 인해 전체 영역의 변형률 측정이 불가능하다. 따라서 제약된 위치에서 최소한의 변형률 센서를 이용하여 변위 예측의 오차를 줄일 수 있는 방법에 대한 연구가 필요하다.

본 논문에서는 복합재 후퇴익을 모사한 후퇴각을 가진 단순 보 평판을 복합재료(Carbon/Epoxy PW Prepreg)로 제작하여 연구 모델로 선정하였다. 평판에 스트레인 게이지를 부착하여 측정된 변형률로 복합재료 후퇴익의 정적 변위를 Ko[2]가 수행한 선형 변위 예측 이론을 통해 예측하였다. 변위 예측의 오차를 줄이기 위해 다양한 후퇴각, 하

중조건에서의 해석적 연구를 수행하여 후퇴익 형상의 변형 특성과 변형률 분포 파악하였다. 이를 통해 최대 변형률 지점을 기준으로 변형률을 보정하였으며, 복합재 후퇴익 평판의 변위를 예측하였다.

2. 선형 변위 예측

2.1 선형 변위 예측 이론

구조물에 발생하는 변위는 변위와 변형률 관계를 이용하여 변형률 측정을 통하여 변위를 예측 할 수 있다. 단순 보 이론 기반의 선형 변위 예측 이론은 변위와 변형률 관계를 통해 변위를 구하는 이론으로 식 (1)과 같이 수직 변위를 계산할 수 있다[2].

$$\omega_n = \frac{(\Delta l)^2}{6c} [(3n-1)\epsilon_0 + 6\sum_{i=1}^{n-1} (n-i)\epsilon_i + \epsilon_n] \quad (1)$$

ω_n 는 n 번째 수직 변위, Δl 은 측정 지점의 간격, c 는 구조물 두께의 1/2, ϵ_n 은 n 번째 변형률로 Fig. 2와 같다.

2.2 선형 변위 예측 이론 변위 예측 과정

선형 변위 예측 이론을 통한 변위 예측은 다음과 같이 수행한다[6]. 구조물에 변형률 측정 위치를 선정한 후, 선정한 위치에서 변형률을 측정한다. 이후 보간법을 통해 측정된 변형률을 3차 함수로 정의하여 센싱 라인 전체의 변형률을 계산하고 측정된 센싱 라인을 하나의 보로 가정하여 선형 변위 예측이론으로 변위를 계산한다. 계산된 변위를 4차 함수로 정의한 후, 센싱 라인 전체에서의 변위를 계산하여 각 센싱 라인에서의 변위를 통해 날개 전체의 변위를 예측한다.

3. 유한요소 해석과 변위 예측

3.1 연구 모델 및 해석 정보

본 연구에서는 Fig. 3과 같이 후퇴각 45°의 1272 mm 스펠을 갖는 날개 방향 길이 900 mm, 폭 150 mm, [0/±45/90]_s의 순서로 적층된 Carbon/Epoxy(T300/F155, Plain Weave,

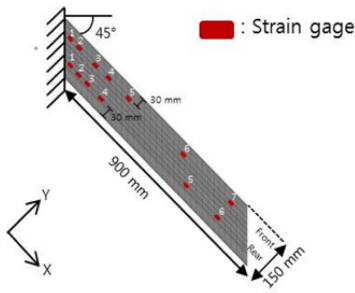


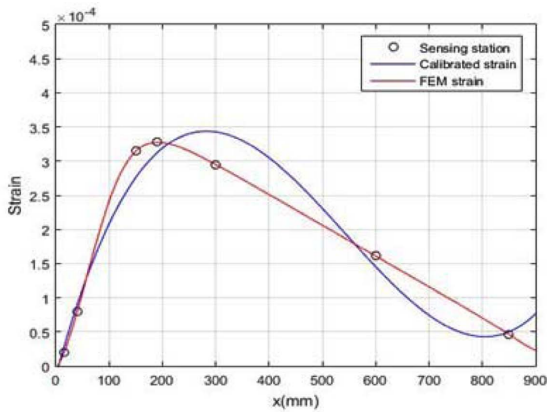
Fig. 3. FEM model

Table 1. Material property

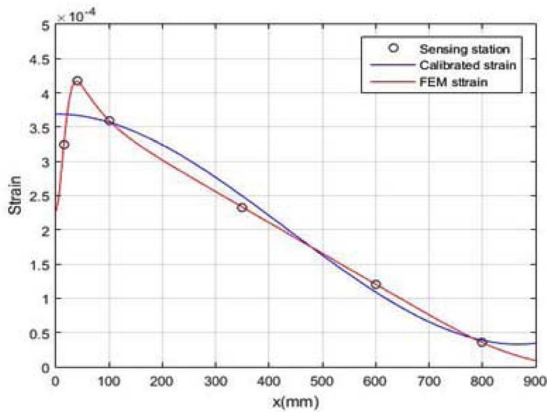
Property	T300/F155, Hexcel	
Elastic modulus (GPa)	E_1, E_2	58
Shear modulus (GPa)	G_{12}	6.2
Poisson's ratio	ν_{12}	0.05
Thickness (mm)	t_{ply}	0.22

Table 2. Sensing position

Sensing station	1	2	3	4	5	6	7
Front (mm)	15	40	150	190	300	600	850
Rear (mm)	15	40	100	350	650	800	-



(a) Front interpolated strain distribution



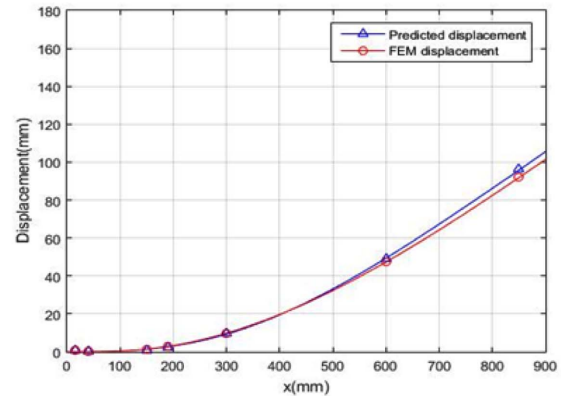
(b) Rear interpolated strain distribution

Fig. 4. Interpolated strain distribution

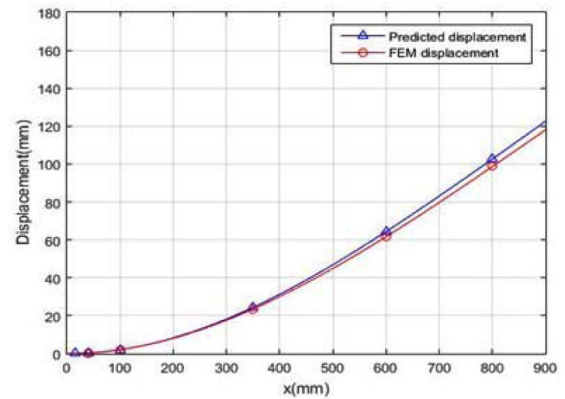
Hexcel) 복합재 평판을 연구 모델로 선정하였다. 복합재의 물성치는 Table 1과 같다. 변형률은 앞전에서 30 mm 떨어진 센싱 라인의 7개 지점, 뒷전에서 30 mm 떨어진 센싱 라인의 6개 지점에서 계산하였다. 고정단으로부터 x축 방향으로의 측정 위치는 보간 과정에서 오차를 줄이기 위해 해석을 통해 선정하였으며, 최대 변형률 지점과 최대 변형률 지점 기준으로 전, 후방 3개 지점을 선정하였다. 변형률 측정 위치는 Table 2와 같다. MSC.PATRAN/NASTRAN을 이용하여 유한요소 해석을 진행하였으며, 유한요소 모델은 2D Shell 요소(QUAD4)를 사용하였다. 한쪽 끝단을 6자유도 구속하고, 뒷전 900 mm 지점에서 스패 대비 9%의 굽힘 변형(δ_{tip})이 발생하도록 수직 방향으로 끝단 하중을 가하였다.

3.2 구조 해석 결과 및 변위 예측 결과

최대 변형률 지점을 고려하여 변형률 측정 위치를 선정한 후, 선형 변위 예측 이론으로 변위를 예측한 결과는 Fig. 4와 같다. 전방, 후방에서 해석 변형률과 보간된 변형률의 오차가 크게 발생하였으며, 이를 통해 예측한 변위도 해석 변위와 전방, 후방에서 Fig. 5와 같이 약 4 mm의 오차가 발생하였다.



(a) Predicted front displacement



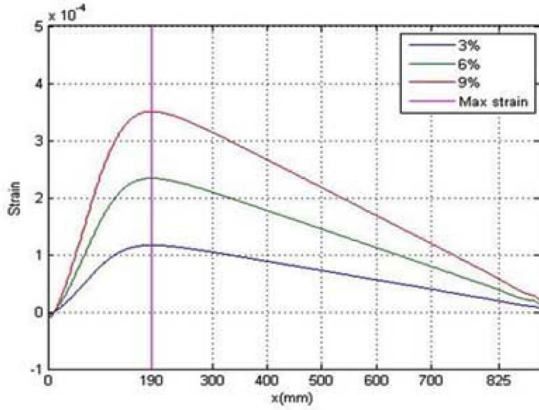
(b) Predicted rear displacement

Fig. 5. Predicted displacements

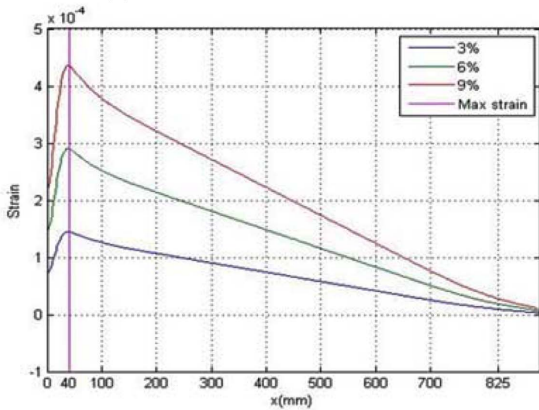
4. 변형률 보정 및 변위 예측

4.1 변형률 보정 및 변위 예측 결과

유한요소 해석을 통해 최대 변형률이 발생하는 지점을



(a) Front strain distribution



(b) Rear strain distribution

Fig. 6. Strain distribution

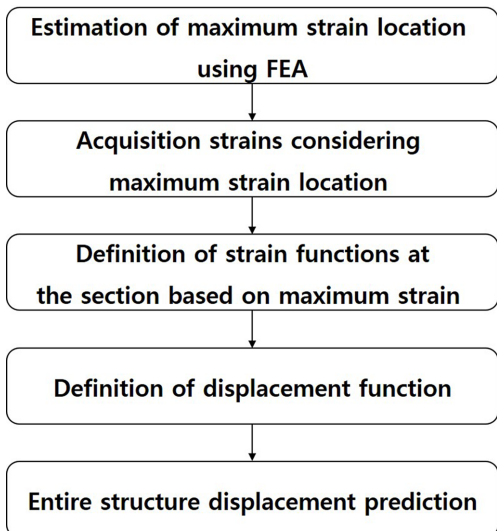
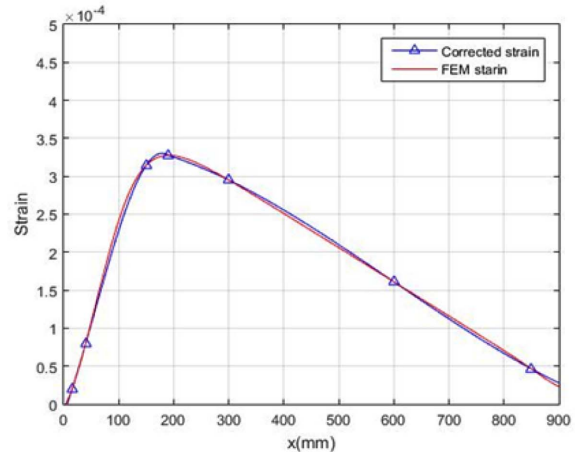


Fig. 7. Flow chart of displacement prediction

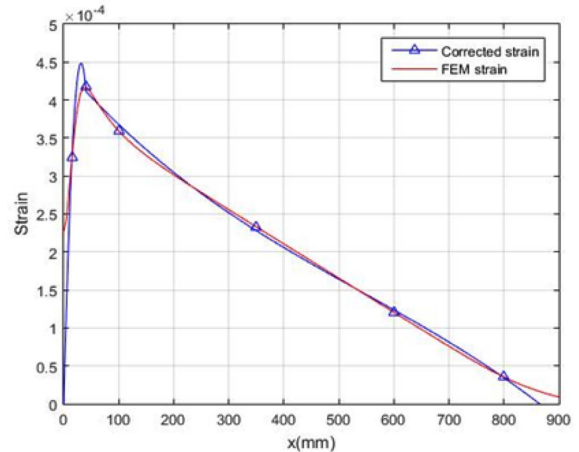
확인하였다. 그 결과 후퇴각이 일정한 경우 끝단 변위와 상관없이 동일한 지점에서 최대 변형률 지점이 나타나는 것을 Fig. 6과 같이 확인하였다. 따라서 최대 변형률 지점이 거의 변하지 않으므로 최대 변형률 지점을 기준으로 구간을 나누어 구간마다 다른 변형률 함수를 정의하고 변위를 예측하였다. 이러한 수정된 변위 예측 과정은 Fig. 7과 같다. 해석을 통해 최대 변형률 발생 위치를 확인한 후, 최대 변형률 발생 위치를 고려하여 변형률을 측정한다. 최대 변형률을 기준으로 구간을 나누어 구간 별 변형률 3차 함수를 정의하고, 이후 기존 선형 변위 예측과 같이 전 구역의 변위를 예측한다. 최대 변형률을 기준으로 구간을 나누어 보간한 변형률 결과는 Fig. 8과 같으며, 예측한 변위는 Fig. 9와 같다. 변형률의 오차가 크게 감소하였으며, 이에 따라 변위 예측의 오차 또한 약 1 mm 내로 크게 감소하였다.

4.2 다양한 분포하중의 후퇴익 구조물 변위 예측

다양한 하중 조건에서도 구조물의 변위 예측의 가능성

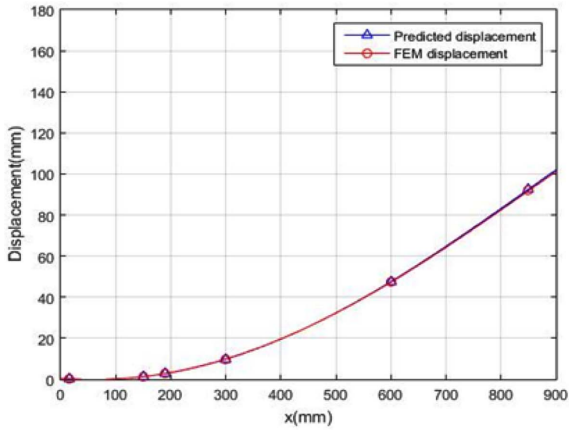


(a) Calibrated front strain distribution

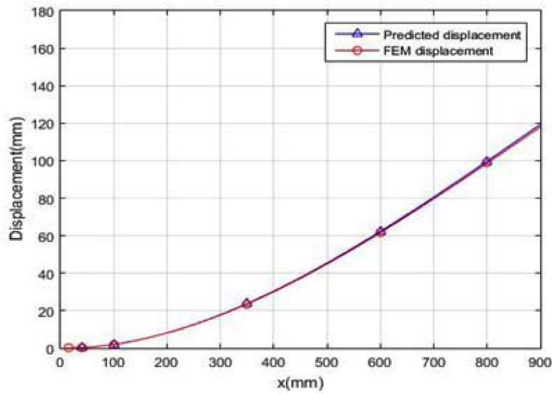


(b) Calibrated rear strain distribution

Fig. 8. Calibrated strain distributions



(a) Calibrated front predicted displacement



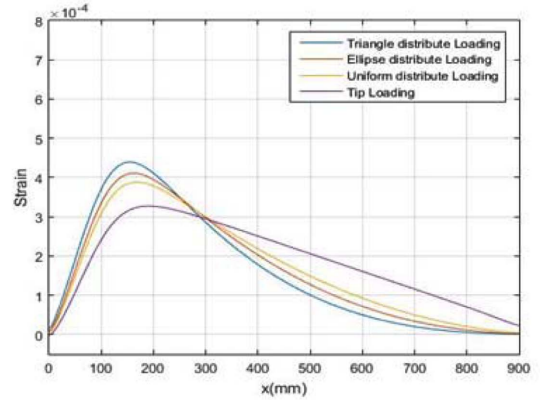
(b) Calibrated rear predicted displacement

Fig. 9. Predicted displacement by using calibrated strain distributions

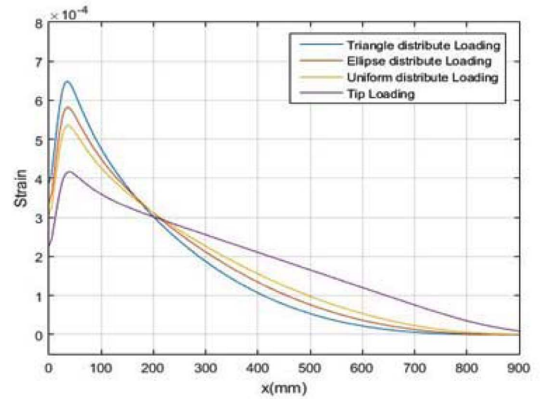
Table 3. Various loading case

Uniform distributed Loading	Triangle distributed Loading	Ellipse distributed Loading

을 확인하기 위해 연구 모델의 끝단 변위가 스패 대비 9%의 굽힘 변형이 발생하도록 Table 3과 같이 실제 항공기 날개가 받는 하중과 유사한 균등, 삼각 및 타원 분포 하중을 가하여 구조해석을 수행하였다. 하중에 따른 변형률 분포는 Fig. 10과 같으며 하중별 최대 변형률이 유사한 위치에서 나타남을 확인하였다. 끝단 하중일 때와 동일한 변형률 측정위치에서 변형률을 측정하여 변형률을 보정하고 변위를 예측하였으며 타원 분포 하중을 가하였을 때 예측한 변위는 Fig. 11과 같다. 끝단 하중일 때와 같은 변형률 측정위치에서 측정된 변형률을 통해 변위를 예측하여도 정확한 변위 예측이 가능함을 확인하였다.

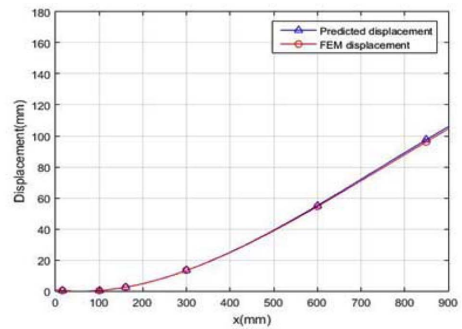


(a) Front strain distribution to the loading condition

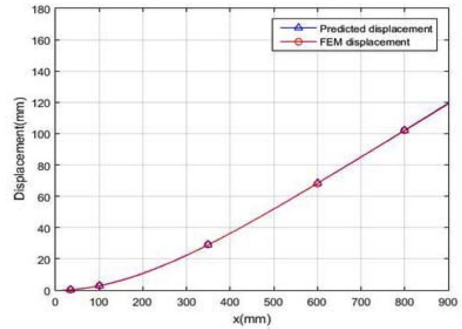


(b) Rear strain distribution to the loading condition

Fig. 10. Strain distribution to the loading condition

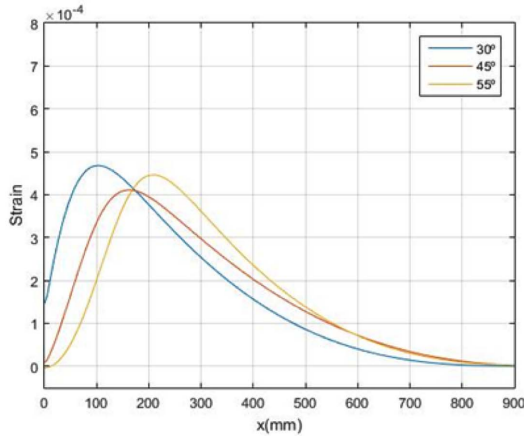


(a) Predicted front displacement to the ellipse loading condition

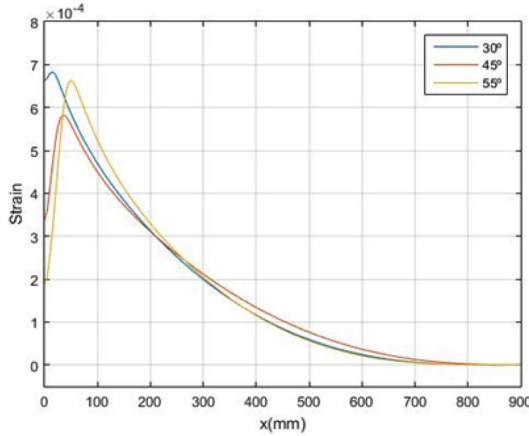


(b) Predicted rear displacement to the ellipse loading condition

Fig. 11. Predicted displacement to the ellipse loading condition



(a) Front strain distribution to the swept angle condition



(b) Rear strain distribution to the swept angle condition

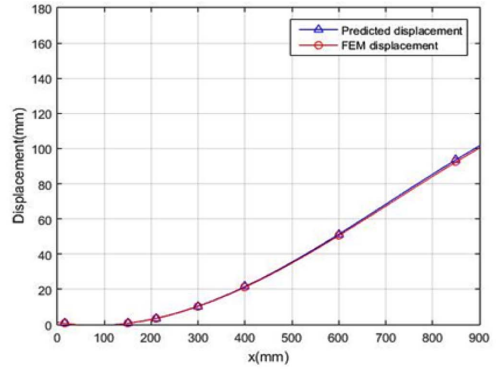
Fig. 12. Strain distributions to the swept angle condition

Table 4 Maximum strain position by swept angle condition

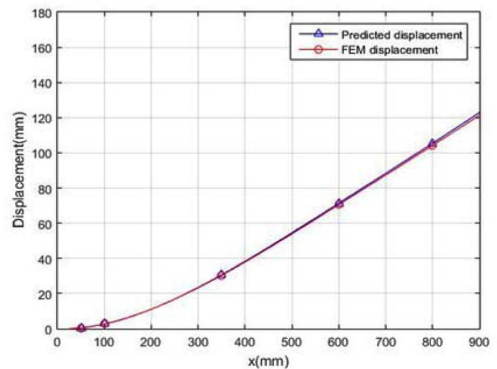
Swept angle	30°	45°	55°
Front (mm)	105	160	210
Rear (mm)	15	35	50

4.3 다양한 후퇴각의 구조물 변위 예측

후퇴각을 갖는 구조물의 후퇴각 변화에 따른 변위 예측의 가능성을 확인하기 위해 30°, 45°, 55°의 각도에서 끝단 스펜 기준 9% 굽힘 변형이 발생하도록 타원 분포 하중을 가하여 구조해석을 수행하였다. 후퇴각에 따른 변형률 분포는 Fig. 12와 같으며 후퇴각 별 최대 변형률 발생 지점은 Table 4와 같이 각도가 커질수록 고정단 부분에서 멀어 짐을 확인하였다. 후퇴각에 따라 달라지는 최대 변형률 발생 지점을 기준으로 구간을 나누어 변형률을 보정하고 변위를 예측하였다. 후퇴각 55°에서의 변위 예측은 Fig. 13과 같으며 후퇴각이 변화하여도 최대 변형률을 기준으로 구간을 나누어 변형률을 보정한 후 변위를 예측하면 변위 예측의 정확도를 향상 시킬 수 있음을 확인하였다.



(a) Predicted front displacement to the swept angle 55 ° condition



(b) Predicted rear displacement to the swept angle 55 ° condition

Fig. 13 Predicted displacement to the swept angle 55° condition

5. 구조 실험

5.1 실험 장치 및 실험 방법

변위 예측 방법의 검증을 위해 실험을 수행하였다. 해석에서 확인한 최대 변형률 지점을 고려하여 Table 1의 위치에 스트레인 게이지를 붙여 변형률을 측정하였다. 후퇴각 45°, 끝단 하중의 조건으로 실험을 수행하였다.

고정 지그를 통해 후퇴각을 모사하였으며, 날개 끝단에 추를 연결하고 도르래를 이용하여 끝단 하중을 모사하였다. 실험 장치도는 Fig. 14와 같다.

5.2 실험 결과 및 비교

변형률 보정 전/후 변위 예측 방법으로 예측한 변위와 실

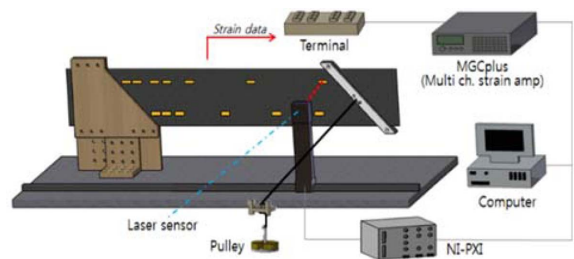
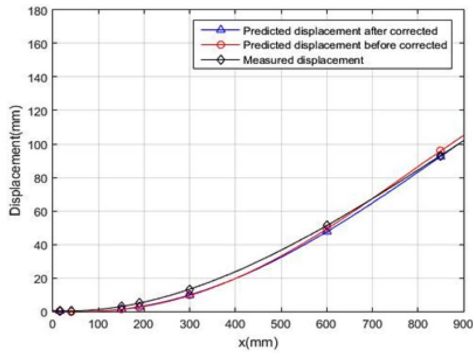
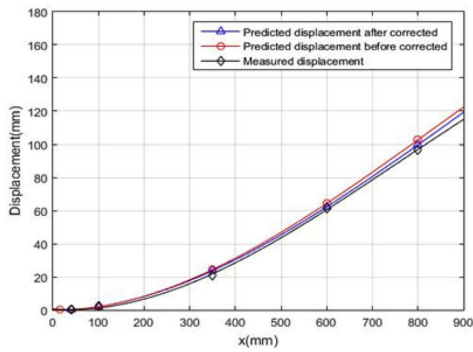


Fig. 14. Schematic of experimental set up



(a) Predicted front displacement before and after strain correction



(b) Predicted rear displacement before and after strain correction

Fig. 15. Predicted displacement before and after strain corrections

험에서 레이저 센서를 통해 측정한 변위를 Fig. 15와 Table 5와 같이 비교하였다. 비교 결과 전방 850 mm 지점의 보정 전/후 예측 변위의 오차는 2.77 mm에서 0.52 mm로 감소하였다. 또한, 후방 800 mm 지점에서의 보정 전/후 예측 변위의 오차는 5.94 mm에서 2.94 mm로 감소하였다. 전방, 후방 센싱라인에서 모두 오차가 감소함을 확인하였다.

6. 결 론

후퇴익 형상의 평판에 하중이 가해지면 복잡한 분포의 변형이 발생하므로 이를 선형 변위 예측 이론을 통해 변위를 예측할 경우, 예측 변위 오차가 발생한다. 따라서 본 연구에서는 변형률 분포를 확인하였으며 이를 통해 복합재

후퇴익 평판의 변형을 예측하였다.

정확한 변위 예측을 하기 위해 복합재 후퇴익 평판의 변형률 경향을 파악하였다. 그 결과 동일한 후퇴각과 동일한 하중 형태에서는 변위에 관계없이 최대 변형률이 발생하는 지점이 일정하다는 것을 확인하였다.

최대 변형률이 발생하는 지점을 기점으로 구간을 나누어 변형률을 각각의 함수로 정의하는 경우 전 구간에서 유한요소 해석으로 계산한 변형률과 잘 일치하는 것을 확인하였으며, 변위 예측 결과도 일치하는 것을 확인하였다. 다양한 하중 형태, 후퇴각에서도 구간을 나누어 변형률을 보간 하는 방법으로 변위를 예측하여 정확한 변위 예측을 하였다.

실험을 수행하여 변형률 보정 전 선형 변위 예측, 변형률 보정 후 선형 변위 예측, 실험에서 측정한 변위 결과를 비교하여 변형률 보정 후 선형 변위 예측 방법과 변위 예측의 정확성을 검증하였다.

해석을 통해 변형률 센서의 위치와 개수를 선정하여 측정된 변형률을 구간을 나누어 구간별 함수로 정의하는 방법으로 복합재료를 사용한 평판의 다양한 하중과 후퇴각에서의 변위를 예측하였으며, 실제 복합재료를 사용한 후퇴익 항공기 날개 정보의 정확성을 높이는데 활용될 것으로 기대한다.

향후 후퇴익의 전방, 후방의 변위 차를 이용하여 받음각 예측과 테이퍼 진 복합재 후퇴익 평판의 변위 예측, 복합재 후퇴익의 동적 거동 예측 가능성을 고찰 할 것이다.

후 기

본 연구는 충남대학교(2015 CNU 학술연구과제)의 지원으로 수행되었습니다.

REFERENCES

1. Zender, G.W., and Books, W.A. Jr., "An Approximate Method of Calculating the Deformations of Wings Having Swept, M or W, Λ and Swept-tip Plan Forms," NASA Technical Publication, NACA-RM-L53A23, 1953.
2. Ko, W.L., Richards, W.L., and Tran, V.T., Displacement Theories for In-Flight Deformed Shape Predictions of Aerospace

Table 5. Predicted displacement before and after strain correction

Sensing station		1	2	3	4	5	6	7
Front	Predicted displacement before correction (mm)	0.31	0.04	1.18	2.62	9.56	49.22	95.89
	Predicted displacement after correction (mm)	0.25	-0.03	1.30	2.82	9.84	47.58	92.60
	Measured displacement (mm)	0.23	0.23	3.07	5.09	13.11	51.3	93.12
Rear	Predicted displacement before correction (mm)	0.12	0.34	2.05	24.43	64.32	102.68	-
	Predicted displacement after correction (mm)	-0.03	0.24	1.99	23.78	62.26	99.68	-
	Measured displacement (mm)	-0.3	0.33	2.49	20.92	61.16	96.74	-

- Structures," NASA Technical Publication, No. 214612, 2007.
3. Ko, W.L., and Fleischer, V., "Further Development of Ko Displacement Theory for Deformed Shape Predictions of Nonuniform Aerospace Structures," NASA Technical Publication, No. 214643, 2009.
 4. Lung, S.F., and Ko, W.L., "Applications of Displacement Transfer Functions to Deformed Shape Predictions of the G-III Swept-Wing Structure," 30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Daejeon, Korea, Sep. 2016.
 5. Park, S.H., Kim, I.G., Lee, H.S., and Kim, M.S., "Prediction for Large Deformation of Cantlever Beam Using Strains," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 43, No. 10, 2015, pp. 1-11.
 6. Lee, H.S., Kim, I. G., Park, S.H., and Kim, M.S., "The Strain Corrections for Accuracy Improvement to Predict Large Deformation of Wings," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 1, 2016, pp. 17-23.
 7. Kim, G.S., Kim, I.G., Park, S.H., Lee, H.S., and Kim, M.S., "Displacement Prediction of Plate with a Cut-out Using the Strains," KSAS Fall Conference, Jeju, Korea, Nov. 2015, pp. 164-167.