

## 3차원 직조 복합재료 스킨-스트링거 일체형 패널의 기하학적 모델링

김연희<sup>1</sup> · 김휘엽<sup>1</sup> · 박정선<sup>2,†</sup> · 변준형<sup>3</sup><sup>1</sup>한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과<sup>2</sup>한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부<sup>3</sup>한국재료연구원 복합재료연구본부

## Geometric Modeling of the Skin-Stringer Integrated Panel with Three-Dimensional Woven Composite

Yeonhi Kim<sup>1</sup>, Hiyeop Kim<sup>1</sup>, Jungsun Park<sup>2,†</sup> and Joonhyung Byun<sup>3</sup><sup>1</sup>Graduate School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University<sup>2</sup>School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University<sup>3</sup>Composite Research Division, Korea Institute of Materials Science

## Abstract

This paper presents a novel geometric modeling technique to predict the mechanical properties of an aircraft wing's skin-stringer integrated panel. Due to mechanical and adhesive fastening, this panel is vulnerable to stress concentration and debonding, so we designed it to integrate the skin and stringer using three-dimensional woven composites. Geometric modeling was conducted by measuring the geometric parameters of the specimen and defining the pattern of the yarns as functions. We used a weighted average model with iso-strain and iso-stress assumptions to predict the mechanical properties of the panel parts. We then compared the results of a finite element analysis with a compression test to verify the accuracy of our model. Our proposed technique proved to be more efficient than the traditional experimental method for predicting the mechanical properties of skin-stringer integrated panels.

## 초 록

항공기 날개에 사용되는 스킨-스트링거 패널은 기계적 체결과 접착 체결로 인하여 응력 집중과 접착 분리가 발생할 수 있다. 이를 고려하여, 3차원 직조 복합재료를 이용해 스킨과 스트링거를 일체시킨 패널을 설계하였다. 본 논문에서는 일체형 패널의 기계적 물성을 예측하기 위하여 기하학적 모델링 기법을 제안하였다. 시편의 기하학적 변수를 측정하고 섬유 다발의 패턴을 함수식으로 정의해 기하학적 모델링을 수행하였다. 이를 검증하기 위하여 iso-strain, iso-stress 가정을 사용한 가중평균모델을 통해 각 부재의 기계적 물성을 예측하고 유한요소해석을 수행해 압축시험 결과와 비교하였다. 제안한 기하학적 모델링 기법을 통해 스킨-스트링거 일체형 패널의 기계적 물성을 실험적 방법보다 효율적으로 예측하였다.

**Key Words** : Three-Dimensional Woven Composite(3차원 직조 복합재료), Skin-Stringer Integrated Panel(스킨-스트링거 일체형 패널), Geometric Modeling(기하학적 모델링)

## 1. 서 론

항공기 날개는 구조적 안정성을 위하여 스킨과 스트

링거가 결합된 스킨-스트링거 패널을 포함한다. 이는 항공기의 중량 절감을 위하여 복합재료로 제작되며 용접 또는 주조가 불가능하므로 스킨과 스트링거를 각각 제작해 기계적 체결 혹은 접착 체결을 수행해야한다 [1]. 기계적 체결은 체결을 위해 가공된 홀로 인해 재료의 강도가 저하되고 체결 부위에 응력 집중이 발생하기 쉽다[2,3]. 접착 체결은 접착제가 완전히 경화되

Received: Jul. 29, 2022 Revised: Nov. 02, 2022 Accepted: Nov. 09, 2022

† Corresponding Author

Tel: +82-02-300-0283, E-mail: jungsun@kau.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

는데 많은 에너지가 낭비되며 접착 분리와 같은 구조적 결함이 발생할 위험이 있다[4,5]. 이를 고려하여 스킨과 스트링거를 3차원 직조 복합재료를 이용해 일체화시키는 방안을 제시하였다. 삼차원 직조 복합재료는 자동화된 프리폼 기반 제조 공정으로 생산 속도가 높고 성형성이 뛰어나 활용도가 높은 재료이며 3차원 섬유 배열로 높은 면의 방향 기계적 특성을 가진다[6]. 현재 이를 이용한 구조물 제작에 대한 많은 연구들이 진행되고 있다. Yan은 두 개의 3차원 직조 프리폼과 경화제를 사용한 복합 T자형 조인트의 모델링 기법을 제시하여 기계적 특성을 예측하였다[7]. Archer는 3차원 직조 복합재료와 적층 복합재료를 이용하여 T자형 스트링거를 제작해 비교하였다[8]. Zhou는 스킨을 2.5차원 직조 복합재료로, 스트링거는 3차원 직조 복합재료로 제작해 z-피닝 기법으로 체결한 스킨-스트링거 패널의 압축시험을 수행하였다[9]. 이와 같이 기존 연구들은 직조 복합재료 스트링거 단일 형상 혹은 체결 과정이 추가되는 구조물에 대해서만 진행되었다.

본 논문에서는 3차원 직조 복합재료를 사용한 스킨-스트링거 일체형 패널(skin-stringer integrated panel)을 설계하며, 기계적 물성 예측을 위한 기하학적 모델링 기법을 제안하였다. 전자 현미경을 통해 3차원 직조 복합재료 시편의 기하학적 변수를 측정하고 함수식을 정의해 스킨-스트링거 일체형 패널을 기하학적으로 표현하였다. 이를 검증하기 위하여 기하학적 모델링으로 예측한 부재의 치수와 실제 측정된 치수를 비교하였다. Iso-strain, iso-stress 가정이 조합된 기계적 물성 예측식인 가중평균모델을 이용하여 일체형 패널 각 부재의 기계적 물성을 예측하고 이를 통해 유한요소해석을 수행하고 실제 일체형 패널의 압축시험과 비교하였다. 제안한 기하학적 모델링 기법을 통해 섬유 다발의 중첩, 이동으로 일정하지 않은 직조 복합재료 일체형 패널의 섬유 패턴을 함수식으로 일반화시킬 수 있다. 또한, 기하학적 변수의 변화에 따라 실험적 방법보다 효율적으로 스킨-스트링거 일체형 패널의 기계적 물성을 예측할 수 있다.

## 2. 스킨-스트링거 일체형 패널의 기하학적 모델링

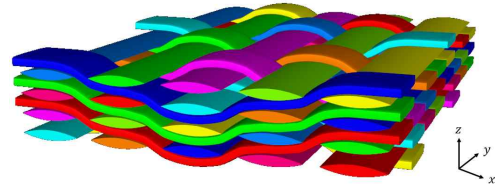


Fig. 1 Layer-to-Layer Pattern(LTL)

스킨-스트링거 일체형 패널은 LTL(layer-to-layer) 패턴의 3차원 직조 복합재료가 사용되었다. LTL 패턴은 두께 방향 섬유 다발의 비율이 커 높은 섬유 체적 분율을 가진다[10,11]. LTL 패턴의 기본적인 형상은 Fig. 1과 같으며 x축 방향으로 배치된 섬유 다발인 경사(warp yarn)와 y축 방향으로 배치된 섬유 다발인 위사(fill yarn)로 구성되어 있다.

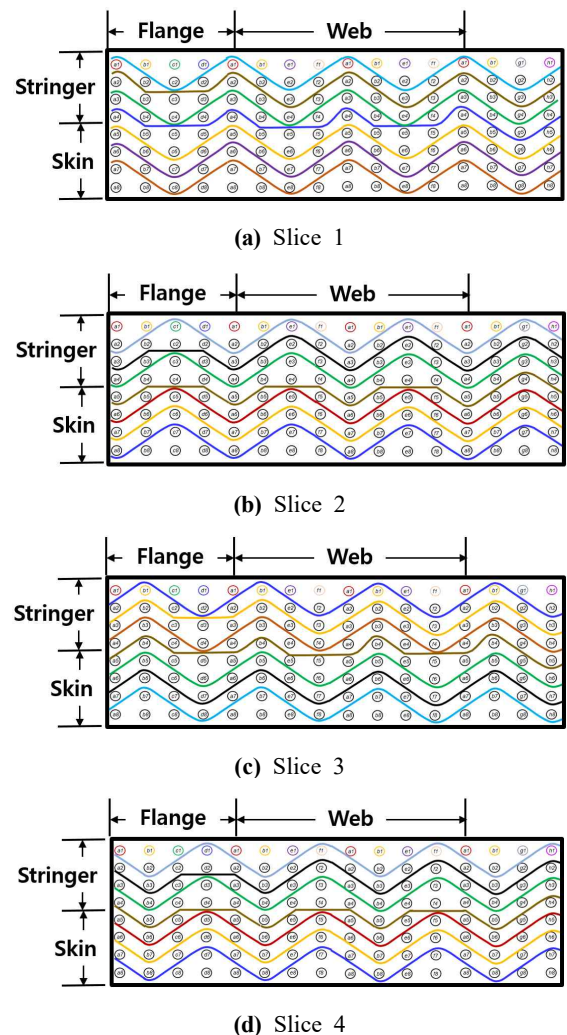


Fig. 2 Fiber Arrangements

하나의 프리폼으로 스킨과 스트링거를 구성하기 위해 기본적인 LTL 패턴의 경사 경로를 Fig. 2의 섬유 배열도와 같이 변경하였다. x-z 좌표 상으로 섬유 배열도를 표현하였으며 원은 위사의 단면, 곡선은 경사의 경로를 나타낸다. 이를 통하여 추가적인 체결 과정 없이 스킨-스트링거 일체형 패넬을 제작할 수 있다. 섬유 배열도는 경사의 경로가 다른 네 가지 슬라이스를 가지며 슬라이스들을 겹쳐 위사가 분리되지 않도록 경사를 교차시킨다. 전체 프리폼은 여덟 층의 위사와 일곱 층의 경사로 이루어져 있으며 스킨, 플랜지, 웹을 구성하게 된다.

기하학적 모델링을 수행하기 위해 전자 현미경을 통해 시편의 단면을 촬영하였다. 이를 통하여 시편의 섬유 다발 단면과 경로를 관찰할 수 있다. Figure 3은 x-z 좌표 상의 시편의 단면을 촬영한 사진이며 Fig. 4는 y-z 좌표 상의 시편의 단면을 촬영한 사진이다. 촬영한 단면을 통해 Table 1과 같이 기하학적 변수를 측정하였으며  $w_f$ 와  $w_w$ 는 위사와 경사의 너비,  $t_f$ 와  $t_w$ 는 위사와 경사의 두께,  $g$ 는 위사간의 간격이다.

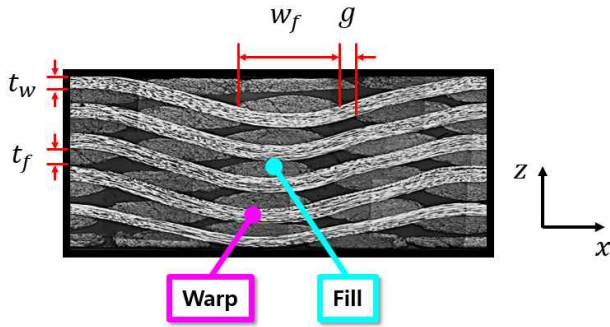


Fig. 3 Section x-z on the Specimen

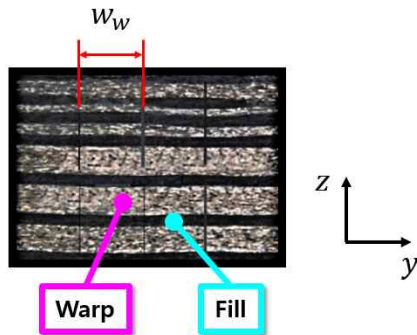


Fig. 4 Section y-z on the Specimen

Table 1 Geometric Parameters

Thickness [mm]	$t_f$	0.22
	$t_w$	0.18
Width [mm]	$w_f$	3.10
	$w_w$	2.50
Gap [mm]	$g$	0.4

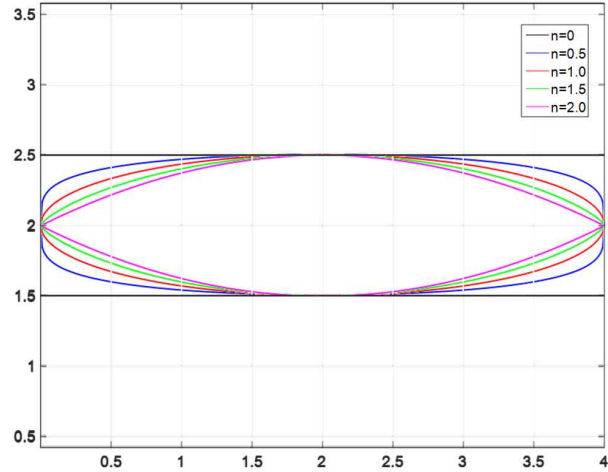


Fig. 5 Shape of the Power Ellipse Function by the Shape Factor

측정한 기하학적 변수와 전자 현미경 촬영 결과에 따라 시편을 구성하는 섬유 다발의 단면과 경로를 함수식으로 정의하였다. 위사의 단면은 Eq. 1과 같이 Texgen에서 사용되는 power ellipse 함수로 표현하였으며 위사의 중심인  $(x_0, z_0)$ 과 위사의 두께 그리고 너비로 구성되어 있다[12].  $n$ 은 섬유 다발 단면의 형상을 결정짓는 형상 계수이며 Fig. 5와 같이  $n$ 값에 따라 power ellipse 함수의 형상이 변화한다[13]. 형상계수가  $n=2$ 일 때 촬영한 위사의 단면 모양과 유사하게 모델링할 수 있다. 전자 현미경 촬영 결과 위사의 경로는 큰 굴곡이 없으므로 직선으로 가정하였다. 위사는 일체형 패넬을 구성하는 부재인 스킨, 웹 그리고 플랜지에서 동일한 단면과 경로를 가지므로 모두 같은 함수식으로 정의하였다.

$$f(x) = \left[ 1 - \left( \frac{2(x-x_0)}{w_f} \right)^2 \right]^{\frac{n}{2}} \times \frac{t_f}{2} + z_0 \quad (1)$$

경사의 단면은 위사의 단면과 동일하게 power ellipse 함수로 가정하였으며 Eq. 2와 같다. 경사의 단면 함수는 경사의 중심인  $(y_0, z_0)$ 과 경사의 두께 그리고 너비로 구성되어있다. 형상계수가  $n=0.5$ 일 때 촬영한 경사의 단면과 유사하게 모델링할 수 있다. 경사의 단면은 모든 부재에서 동일하지만 경로는 3차원 직조 복합재료의 패턴 상 부재에 따라 변경되므로 각 부재 별로 정의할 필요가 있다.

$$f(y) = \left[ 1 - \left( \frac{2(y-y_0)}{w_w} \right)^2 \right]^{\frac{n}{2}} \times \frac{t_w}{2} + z_0 \quad (2)$$

각 슬라이스 별로 필요한 함수식은 동일하므로 대표적으로 슬라이스 1에 해당하는 패턴으로 경사의 경로를 정의하였다.

## 2.1 스킨(skin)

스킨은 경사의 경로 변경이 없는 LTL 패턴을 가진다. 경사의 경로 중 위사와 맞닿는 부분은 위사의 단면과 동일하게 power ellipse 함수로 정의하였다. 위사의 단면과 맞닿아있지 않는 위사 사이의 경사 경로는 Eq. 3과 같이 Bezier 함수로 가정하였다.  $t$ 는  $0 \leq t \leq 1$ 의 범위를 가지며  $b_i^{n_b}(t)$ 는 차수가  $n_b$ 인 Bernstein basis 다항식이다. 이는 Eq. 4와 같다[14].

$$B(t) = \sum_{i=0}^{n_b} b_i^{n_b}(t) P_i \quad (3)$$

$$b_i^{n_b}(t) = \binom{n_b}{i} t^i (1-t)^{n_b-i} \quad (i=0, \dots, n_b) \quad (4)$$

위 식에서  $n_b=3$ 으로 지정해 3차 Bezier 함수로 가정하였으며 네 개의 조정점  $P_0(a_0, b_0)$ ,  $P_1(a_1, b_1)$ ,  $P_2(a_2, b_2)$ ,  $P_3(a_3, b_3)$ 을 가진다. 섬유 다발의 연속성을 고려하여 가장 끝점인  $P_0(a_0, b_0)$ 과  $P_3(a_3, b_3)$ 는 위사의 위치 좌표로 결정된다.  $P_1(a_1, b_1)$ 과  $P_2(a_2, b_2)$ 는 위사와 위사 간의 간격과 위사에서 접선의 기울기로 결정된다. 가정한 함수식을 통하여 Fig. 6과 같이 스킨을 구성하는 섬유다발을 기하학적으로 표현하였다.

## 2.2 플랜지(Flange)

플랜지는 웹과 함께 스트링거를 구성하는 부재이며 기본 LTL 패턴에서 분기를 위해 경사의 경로가 변경된다. 플랜지가 양 옆으로 벌어지는 T자형 스트링거를 형성하기 위하여 플랜지 간의 분기가 발생하는 구간은 Eq. 3의  $n_b=2$ 로 지정해 2차 Bezier 함수로 가정하여 모델링하였다. 이는 세 개의 조정점  $P_0(a_0, b_0)$ ,  $P_1(a_1, b_1)$ ,  $P_2(a_2, b_2)$ 을 가진다. 가장 끝점인  $P_0(a_0, b_0)$ 과  $P_2(a_2, b_2)$ 는 위사의 위치 좌표로 결정된다.  $P_1(a_1, b_1)$ 는 위사와 위사 간의 간격과 위사에서 접선의 기울기로 결정된다. 이와 같이 정의한 함수식을 통하여 Fig. 7과 같이 플랜지를 구성하는 섬유 다발을 기하학적으로 표현하였다.

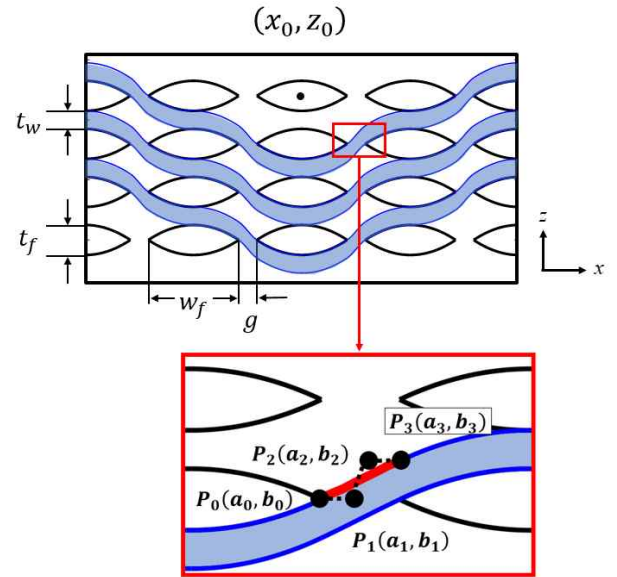


Fig. 6 Geometric Modeling of the Skin

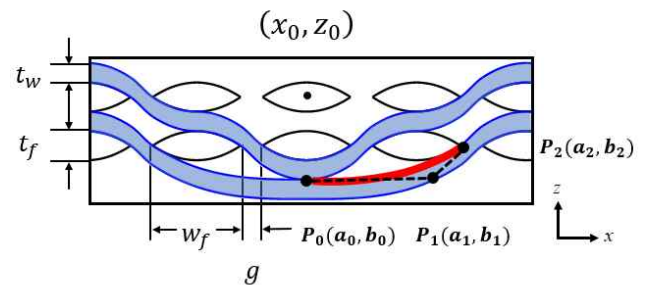


Fig. 7 Geometric Modeling of the Flange



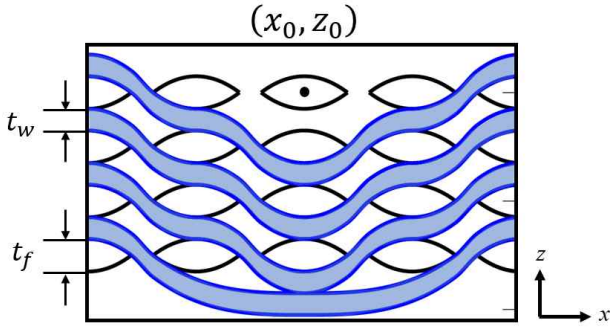


Fig. 8 Geometric Modeling of the Web

### 2.3 웹(web)

웹은 앞서 정의한 스킨과 플랜지의 경사 경로를 토대로 기하학적으로 표현할 수 있다. 위사와 맞닿는 경사의 경로를 power ellipse 함수로 가정하고 위사 사이에 존재하는 경사의 경로를 3차 Bezier 함수로 가정하였다. 그리고 스킨과 분기가 발생하는 경사의 경로를 2차 Bezier 함수로 가정하였다. 가정한 함수식들을 이용하여 Fig. 8과 같이 웹의 섬유 다발을 기하학적으로 표현하였다.

### 2.4 분기점(bifurcation)

프리폼 상에서 스트링거를 구성하는 섬유 다발을 들어 올려 스킨과 스트링거를 형성하고 T자형 플랜지를 구현하였다. 프리폼의 분기로 형성된 스킨, 웹 간의 분기점과 플랜지 간의 분기점을 Eq. 5와 같이 원호로 가정하였다.

$$z = \sqrt{r_i^2 - x^2} \quad (5)$$

원호의 반지름  $r_i$ 에는 웹과 스킨의 분기점  $r_{web}$ 과 플랜지와 플랜지의 분기점  $r_{flange}$ 이 포함된다.  $r_{web}$ 은 Eq. 6으로,  $r_{flange}$ 는 Eq. 7로 정의하였다.

$$r_{web} = r_b + 4t_f + 5t_w \quad (6)$$

$$r_{flange} = r_t + 2t_f + 3t_w \quad (7)$$

$r_{web}$ 는 Fig. 9와 같이 스킨과 웹의 분기점에서 가장 안쪽에 위치하는 위사의 반지름  $r_b$ 와 위사와 경사의 두께로 정의된다.

$r_{flange}$ 는 Fig. 10과 같이 플랜지 간의 분기점에서 가장 안쪽에 위치하는 위사의 반지름  $r_t$ 와 위사와 경사의 두께로 정의된다.  $r_b$ 와  $r_t$ 는 직접 측정된 값이며 Table 2와 같다. 분기 시 발생하는 위사의 압축을 고려하여 Fig. 11과 같이 두 분기점 양 옆의 위사의 너비를 절반으로 감소시켰다.

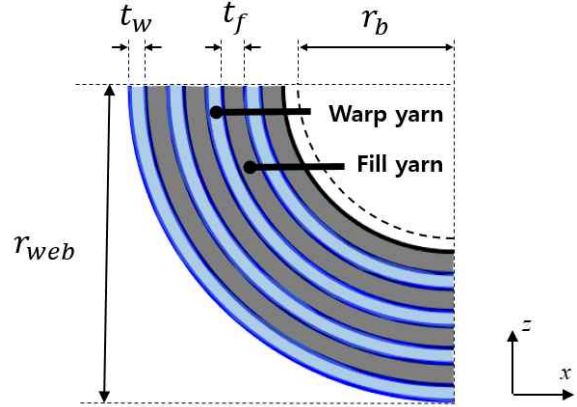


Fig. 9 Yarns at the Skin-Web Bifurcation

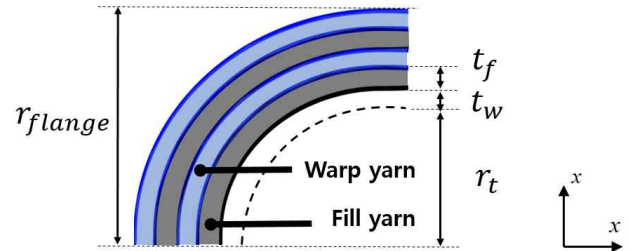


Fig. 10 Yarns at the Flange Bifurcation

Table 2 Geometric Parameters at Bifurcations

Radius [mm]	$r_b$	4.57
		$r_t$

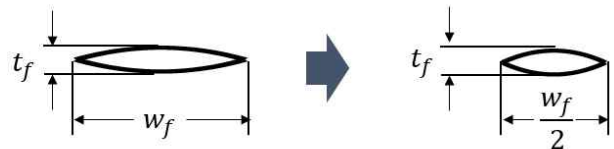


Fig. 11 Change of the Fill Yarn at Bifurcations

정의한 함수식을 통하여 Fig. 12와 같이 일체형 패널을 구성하는 각 부재의 전개 방식을 표현할 수 있다. 프리폼은 스킨을 기준으로 스트링거를 구성하는 파트 전체를 분기시켜 들어 올려 스트링거를 형성한다. 그 후 스트링거의 웹을 기준으로 플랜지를 양 방향으로 분기시켜 T자형 플랜지를 형성한다.

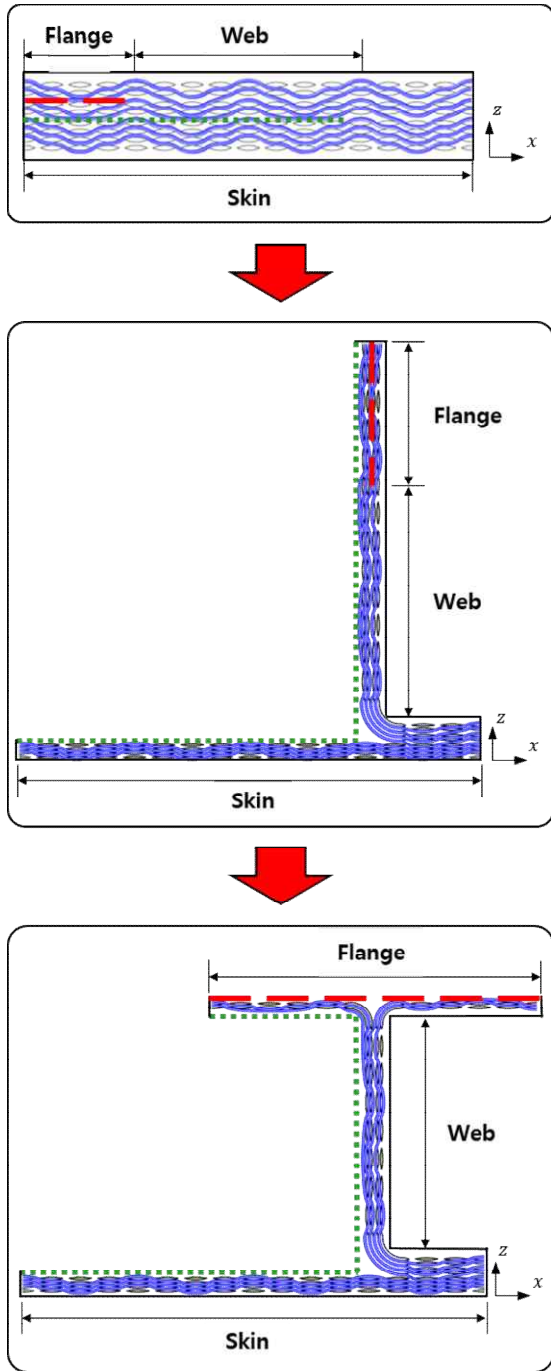


Fig. 12 Branching of the Preform

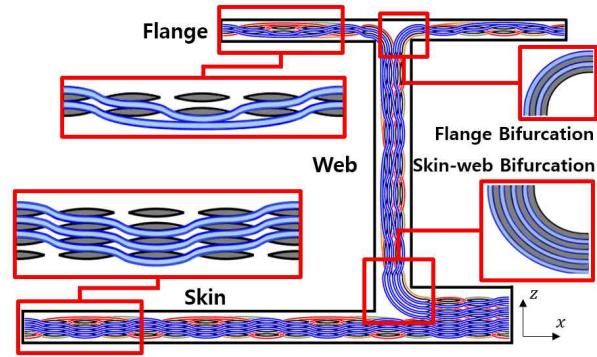


Fig. 13 Preform Modeling of the Skin-Stringer Integrated Panel using Functions

이와 같이 전개되어 네 개의 슬라이스가 합쳐진 일체형 구조는 Fig. 13과 같다. 모델링을 쉽게 확인하기 위하여 부재의 상세한 직조 패턴은 대표적으로 슬라이스 1에 해당하는 패턴으로 표현하였다.

### 3. 기하학적 모델링 검증

제안한 기하학적 모델링 기법을 검증하기 위하여 두 가지 방법을 사용하였다. 기하학적 모델링을 통하여 예측한 부재의 치수와 실제 측정된 치수를 비교하였다. 그리고 물성 예측식을 통해 일체형 패널을 구성하는 각 부재의 기계적 물성을 도출한 후 유한요소해석을 수행해 압축시험 결과와 비교하였다.

#### 3.1 부재의 예측 치수와 측정 치수 비교

기하학적 모델링을 통해 Eq. 8~12와 같이 각 부재의 치수를 예측한다.  $t_{flange}$ ,  $t_{web}$ ,  $t_{skin}$ 은 플랜지, 웹, 스킨의 두께이며 위사와 경사의 두께로 구성된다.  $L_{flange}$ ,  $L_{web}$ 은 플랜지 전체와 웹의 길이이며 위사의 너비, 위사 간의 간격, 분기점의 반지름으로 구성된다.

$$t_{flange} = 2t_f + 5t_w \quad (8)$$

$$t_{web} = 4t_f + 6t_w \quad (9)$$

$$t_{skin} = 4t_f + 6t_w \quad (10)$$

$$L_{web} = r_{web} + 7.5w_f + 8g \quad (11)$$

$$L_{flange} = 2(r_{flange} + 4.75w_f + 5g) \quad (12)$$

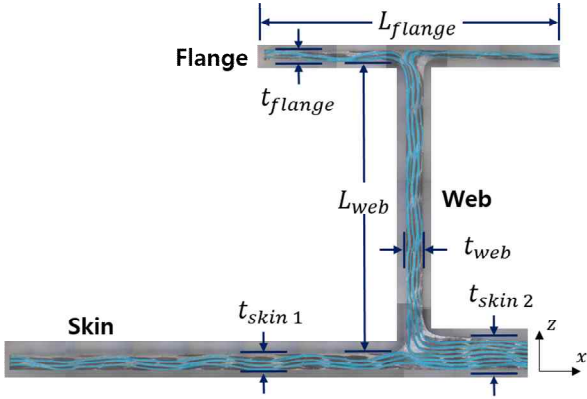


Fig. 14 Dimensions of the Integrated Panel

Table 3 Comparison of Predicted and Measured Dimensions

	Predicted value [mm]	Measured value [mm]	Error [%]
$t_{flange}$	1.34	1.31	2.30
$t_{web}$	1.96	2.04	3.92
$t_{skin 1}$	1.96	2.10	6.67
$t_{skin 2}$	3.38	3.67	7.91
$L_{web}$	32.80	34.90	6.02
$L_{flange}$	38.39	36.26	5.87

Figure 14는 실제 일체형 패널 단면상의 부재 치수이며 Table 3은 기하학적 모델링으로 예측한 치수와 측정 치수를 비교한 표이다. 예측 치수와 측정 치수의 오차는 8% 미만인 것을 확인 할 수 있다.

### 3.2 유한요소해석 결과와 압축 시험 결과 비교

측정한 기하학적 변수와 가정한 함수식을 토대로 3차원 직조 복합재료의 강성과 포아송 비를 구한다. 복

합재료는 방향별 강성이 다르므로 구성하는 섬유다발의 방향성을 정확하게 부여해야 한다. 직선의 경로를 가지는 위사와 달리 경사는 섬유다발이 엮이는 과정에서 곡률이 발생하므로 섬유조각으로 이산화해 선형화하여 방향성을 정의하였다. 이를 통해 각 섬유 조각의 면외방향 각도  $\beta$ 를 도출하고 경사와 위사의 면내방향 각도  $\alpha$ 를 각각 0도와 90도로 설정하였다. 이산화한 섬유 다발을 iso-strain, iso-stress 가정이 조합된 가중평균모델인 Eq. 16에 적용해 유효강성행렬을 도출하였다[15]. 위 가정은 섬유 다발과 응력의 방향이 각각 평행하거나 직교할 때 정확한 값을 도출하므로 섬유 다발의 배치가 다양한 3차원 직조 복합재료의 강성을 예측할 수 있다.

$$[C_{eff}] = \omega \left( \sum_{m=1}^N VF_m [T]_m^T [C]_m [T]_m \right) + (1-\omega) \left( \sum_{m=1}^N VF_m [T]_m^T [C]_m^{-1} [T]_m \right)^{-1} \quad (13)$$

$[C_{eff}]$ 는 복합재료의 유효강성행렬,  $VF_m$ 는 섬유의 체적분율,  $[C]_m$ 는 국부강성행렬,  $[T]_m$ 은 변환행렬, 하첨자  $m$ 은 이산화된 각 섬유다발의 종류,  $N$ 은 이산화 개수,  $\omega$ 는 가중계수이다. 이때  $\omega$ 는 Kregers가 제시한 0.8을 사용하였다[15]. 삼차원 직조 복합재료를 구성하는 섬유 다발은 가로등방성 물질로 가정하고, 레진은 등방성 물질로 가정해 각각의 국부강성행렬을 계산하였다. 직조 복합재료 제작에 사용된 섬유와 레진의 물성은 Table. 4와 같으며 경사와 위사 모두 Tansome H3055 12K 섬유를 사용하였고 레진은 PRISM EP2400을 사용하였다.

Table 4 Material Properties of the Fiber and the Resin

Yarn type	Material	$E_{11}$ [GPa]	$E_{22}$ [GPa]	$G_{12}$ [GPa]	$G_{23}$ [GPa]	$\nu_{12}$	$\nu_{23}$	Yarn size [k]	Fiber diameter [mm]
Fill & Warp	Tansome H3055	290.0	28.0	8.96	10.00	0.20	0.40	12	0.0065
Resin	PRISM EP2400	3.4	3.4	1.21	1.21	0.40	0.40	-	-

**Table 5** Comparison with Predicted Values and Test Results of Stiffness/Poisson's Ratio

	Tensile [GPa]		Shear [GPa]	Fiber Volume Fraction [%]
	$E_{11}$	$E_{22}$	$G_{12}$	
Test value	66.54	63.26	4.09	50~52
Predicted value	63.66	64.11	3.78	50.02
Error [%]	4.33	1.34	7.58	-

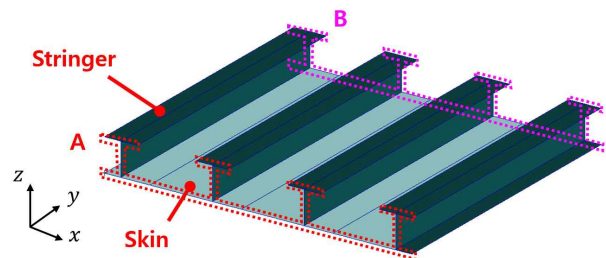
**Table 6** Stiffness and Poisson's Ratio of the Each Part in the Skin-Stringer Integrated Panel Structure

	$E_1$ [GPa]	$E_2$ [GPa]	$E_3$ [GPa]	$G_{12}$ [GPa]	$G_{13}$ [GPa]	$G_{23}$ [GPa]	$\nu_{12}$	$\nu_{23}$	$\nu_{31}$
Skin 1	42.1366	40.5793	10.0530	2.7146	3.3644	2.7677	0.0580	0.4655	0.1280
Skin 2	47.9384	44.5638	10.7635	2.9513	3.7221	3.0144	0.0549	0.4533	0.1192
Web	39.0636	37.4592	9.6343	2.5818	3.1808	2.6303	0.0612	0.4732	0.1334
Flange	35.3536	30.7437	8.8612	2.3307	2.7481	2.3718	0.0721	0.4917	0.1348
Flange bifurcation	60.9799	59.3798	12.1583	3.2841	4.0245	3.3484	0.0473	0.4536	0.1012
Skin-Web bifurcation	74.7281	63.2567	13.5856	3.770	5.6679	3.8643	0.0435	0.433	0.0976

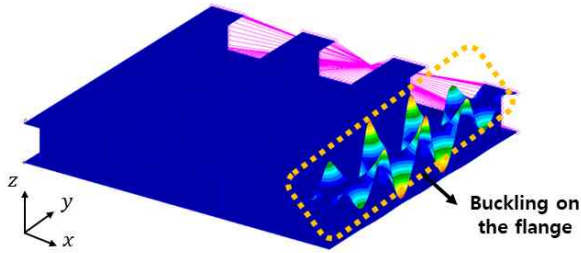
가중평균모델로 예측한 3차원 직조 복합재료 강성의 정확성을 판단하기 위해서 시편의 물성 시험을 수행하였다. 시편은 기본 LTL 패턴을 가지는 3차원 직조 복합재료이다. ASTM D3039를 바탕으로 인장시험을 수행해 1,2방향 인장강성과 포아송 비를 도출하고 ASTM D7078을 토대로 V-notch 시험을 수행해 면내 전단 방향의 강성을 도출하였다. 예측한 3차원 직조 복합재료 시편의 강성과 포아송 비를 시험 결과와 비교하였고 그 값은 Table 5와 같다. 비교 결과 오차가 8% 미만이므로 가중평균모델이 일체형 패널의 각 부재의 기계적 물성을 예측하는데 적절하다고 판단하고 이를 통하여 3차원 직조 복합재료 기반 스킨-스트링거 일체형 패널을 구성하는 부재인 스킨, 웹, 플랜지, 분기점의 강성과 포아송 비를 계산하였다. 그 값은 Table 6과 같다.

계산한 각 부재의 기계적 물성을 이용하여 유한요소 해석을 수행하였다. 일체형 패널은 1개의 스킨과 4개의 T자형 스트링거로 이루어져 있으며 가로 길이는 300mm, 세로 길이는 400mm이다. 전체 프리폼에서 스트링거가 들어올려져 스킨과 분리되는 구조이므로 각 스트링거의 왼쪽에 위치한 스킨 1이 오른쪽에 위치

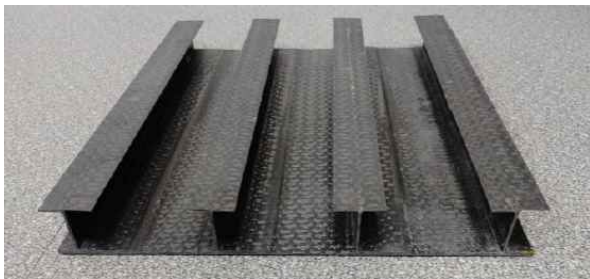
한 스킨 2보다 얇은 두께를 가지는 비대칭적인 형상을 가지고 있다. 일체형 패널 유한요소 모델은 사각형 평판 요소인 CQUAD4로 9,555개의 요소를 가지고 있다. Figure 15와 같이 패널의 한쪽 끝 A는 모든 자유도에 대하여 고정시키고 다른 한쪽 끝 B는 축에 대한 병진 운동을 제외한 모든 자유도를 고정시켰다. 구조물의 여러 포인트에 힘을 분산하고자 강체보요소인 RBE2를 사용해 B에 압축 하중을 가했다. MSC의 Patran/Nastran 프로그램을 사용하여 일체형 패널의 좌굴해석을 하였을 때, Fig. 16과 같이 126.4 kN의 좌굴 하중이 발생하였다.

**Fig. 15** Finite Element Model of the Skin-Stringer Integrated Panel

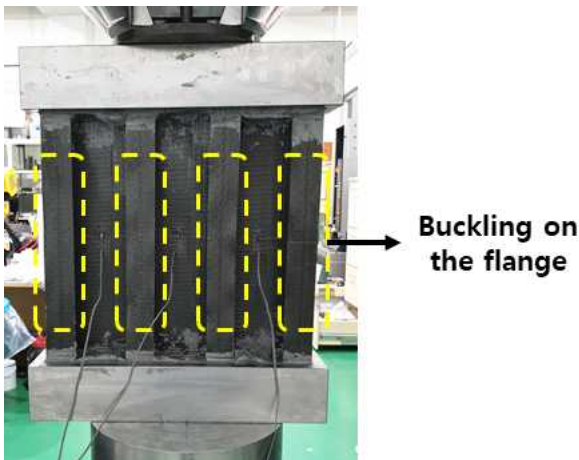




**Fig. 16** Buckling Analysis Result of the Skin-Stringer Integrated Panel



**Fig. 17** The Skin-Stringer Integrated Panel



**Fig. 18** The Result of the Compression Test

유한요소해석 결과를 검증하기 위하여 MTS E45 시험기를 통해 압축시험을 수행하였다. Fig. 17은 압축 시험 수행을 위해 제작된 스킨-스트링거 일체형 패널이다. 균일한 하중을 작용시키고 끝단의 파손을 방지하기 위하여 패널의 상하에 시험 치구를 장착하고 스트레인 게이지를 패널의 앞뒤에 부착해 압축시험을 수행하였다. 일체형 패널의 압축 시험을 수행한 결과

135.0 kN의 좌굴 하중이 발생하였으며 Fig. 18과 같이 플랜지에서 좌굴이 발생하는 것을 확인할 수 있다.

유한요소해석 결과와 시험 결과의 오차는 6.37%이며 두 결과 동일하게 플랜지에서 좌굴이 발생하였다. 스킨에 비하여 얇은 스트링거의 두께로 인하여 최대 좌굴은 플랜지에서 발생하였으며 대칭하지 않은 모델의 형상으로 인하여 비대칭적인 좌굴 모드가 발생하였다.

## 4. 결 론

본 논문에서는 3차원 직조 복합재료를 이용한 스킨-스트링거 일체형 패널을 전자 현미경으로 관찰하고 기하학적 변수와 함수식을 이용해 섬유 다발의 패턴을 기하학적으로 표현하였다. 각 부재의 위사의 단면과 경로를 power ellipse 함수와 직선으로 가정하고 경사의 단면과 경로를 power ellipse 함수와 Bezier 함수로 가정하였다. 그리고 섬유 다발의 분기로 발생한 스킨과 웹, 플랜지 간의 분기점을 원호로 가정해 기하학적 모델링을 수행하였다. 제안한 기하학적 모델링 기법을 검증하기 위하여 두 가지 방법을 사용하였다. 기하학적 모델링을 통해 정의한 일체형 패널의 부재 치수를 실제 일체형 패널 부재의 측정 치수와 비교하였다. 그리고 iso-strain, iso-strss 가정을 조합한 가중 평균모델을 이용하여 예측한 각 부재의 물성으로 유한요소해석을 수행하고 압축시험 결과와 비교하였다. 두 가지 검증 결과 모두 8% 미만의 오차가 발생하였다.

따라서 본 논문에서 제안한 모델링 기법을 통하여 섬유다발의 중첩과 이동으로 일정하지 않은 직조 복합재료 일체형 패널의 섬유패턴을 함수식으로 일반화할 수 있다. 또한, 기하학적 변수의 변경에 따라 일체형 패널의 기계적 물성 예측이 가능하므로 실험적 방법보다 효율적으로 접착 분리, 응력 집중 등에 강한 스킨-스트링거 일체형 패널 설계가 가능하다.

## 후 기

이 논문은 2022년도 정부(교육부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업임 (과제번호: 2022R1A6A1A03056784)

## References

- [1] S. D. Thoppul, J. Finegan and R. F. Gibson, "Mechanics of mechanically fastened joints in polymer-matrix composite structure - A review," *Composites Science and Technology*, vol. 69, pp. 301-329, March 2009.
- [2] U. A. Khashaba, I. A. El-Sonbaty, A. I. Selmy and A. A. Megahed, "Machnability analysis in drilling woven GFR/epoxy composites: Part 1 - Effect of machining parameters," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 41, pp. 391-400, March 2010.
- [3] I. H. Marshall, W. S. Arnold, J. Wood and R. F. Mousley, "Observations on bolted connections in composite structures," *Composite Structures*, vol. 13, pp. 133-151, 1989.
- [4] A. Riccio, A. Russo, A. Raimondo, P. Cirillo and A. Caraviello, "A numerical/experimental study on the induction heating of adhesive for composite materials bonding," *Materials today communications*, vol. 15, pp. 203-213, June 2018.
- [5] Z. Mikulik, D. W. Kelly, B. G. Prusty and R. S. Thomson, "Prediction of flange debonding in composite stiffened panels using an analytical crack tip element-based methodology," *Composite Structures*, vol. 85, pp. 233-244, Oct. 2008.
- [6] A. P. Mouritz, M. K. Bannister, P. J. Falzon and K. H. Leong, "Review of applications for advanced three-dimensional fibre textile composites," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 30, pp. 1445-1461, Dec. 1999.
- [7] S. Yan, X. Zeng, L. Brown and A. Long, "Geometric modeling of 3D woven preforms in composite T-joints," *Textile Research Journal*, vol. 88, pp. 1862-1875, Aug. 2018.
- [8] E. Archer, AT. Mclhagger, E. Harkin-Jones, C. Ralph, C. Mc Garrigle, G. Neale, M. Dahale and A. Hardman, "3D weaving and consolidation of carbon fibre T-piece stringer," *ECCM18 - 18<sup>th</sup> European Conference on Composite Materials*, June 2018.
- [9] G. Zhou, R. Pan, C. Li, D. Cai and X. Wang, "Compressive behavior of 3D woven composite stiffened panels: experimental and numerical study," *Applied Composite Materials*, vol. 24, pp. 771-785, 2017.
- [10] M. N. Saleh, A. Yudhanto, P. Potluri, G. Lubineau and C. Soutis, "Characterising the loading direction sensitivity of 3D woven composites: Effect of z-binder architecture," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 90, pp. 577-588, Nov. 2016.
- [11] M. N. Saleh and C. Soutis, "Recent advancements in mechanical characterisation of 3D woven composites," *Mechanics of Advanced Materials and Modern Processes*, vol. 3, July 2017.
- [12] A. C. Long and L. P. Brown, "Modelling the geometry of textile reinforcements for composites for TexGen," *Composite reinforcements for optimum performance*, pp. 239-264, 2011.
- [13] X. Zeng, L. P. Brown, A. Endruweit, M. Matveev and A. C. Long, "Geometrical modelling of 3D woven reinforcements for polymer composite: Prediction of fabric permeability and composite mechanical properties," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 56, pp. 150-160, Jan. 2014.
- [14] C. F. Gerald and P. O. Wheatley, *Applied numerical analysis*, Pearson Education India, 7<sup>th</sup> ed., 2004.
- [15] Y. G. Song, "A study on the predicting mechanical properties of 3D woven composites," Masters dissertation, Korea Aerospace University, Goyang, 2019.
- [16] A. F. Kreger and G. A. Teters, "Use of averaging methods to determine the viscoelastic properties of spatially reinforced composites," *Mechanics of Composite Materials*, vol. 15, pp. 377-383, 1980.