

## 복합재 플라이 오버랩 조인트 구조의 피로 수명 예측

이예주<sup>1</sup> · 김휘엽<sup>1</sup> · 박정선<sup>2,†</sup><sup>1</sup>한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과<sup>2</sup>한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

## Prediction for Fatigue Life of Composite Ply-overlap Joint Structures

Yeju Lee<sup>1</sup>, Hiyeop Kim<sup>1</sup>, Jungsun Park<sup>2,†</sup><sup>1</sup>Graduate School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University<sup>2</sup>Department of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

## Abstract

We proposed a technique for predicting Stress-Life (S-N) curve or fatigue life using geometric features of a ply-overlap joint structure in which plies of two composite materials are partially or wholly laminated and bonded. Geometric features that could affect fatigue properties of a structure were selected as variables. By analyzing relationships between geometric variables and material constants of the Epaarachchi-Clausen model, a fatigue model for composites, relational expressions of these two factors were proposed. To verify the prediction accuracy of the proposed method, fatigue life of a CFRP/GFRP ply-overlap joint was predicted. Predicted life and life obtained by test data-based model were compared to actual life. High prediction accuracy was confirmed by calculating the coefficient of determination of the predicted S-N curve.

## 초 록

본 논문에서는 두 가지 복합재료의 플라이를 부분적 또는 전체적으로 적층하여 접합시킨 플라이 오버랩 조인트 구조의 기하학적 특징을 이용하여 응력-수명(S-N) 선도 및 피로 수명을 예측하는 기법을 제안한다. 구조의 피로 특성에 영향을 주는 기하학적 특징을 변수로 선정하였다. 기하학적 변수와 복합재 피로 모델인 Epaarachchi-Clausen 모델을 구성하는 재료상수의 관계를 분석하여 두 요소의 관계식을 제안하였다. 제안한 방법의 예측 정확도 검증 을 위해서 CFRP/GFRP 플라이 오버랩 조인트의 피로 수명을 예측하였다. 예측된 수명과 시험 데이터 기반 모델로 얻은 수명을 실제 수명에 비교하였다. 또한, 예측된 S-N 선도의 결정 계수를 계산함으로써 높은 예측 정확도를 확인하였다.

**Key Words** : Ply-overlap joint(플라이 오버랩 조인트), Fatigue life prediction(피로 수명 예측), Geometric variable(기하학적 변수), Material constant(재료상수)

## 1. 서 론

항공기의 안테나는 지상 및 외부 항공기와의 전파 송수신을 담당하여 안전성 확보와 정보 수집 등의 목표를 가진다. 기존의 안테나는 항공기 표면 외부에

돌출형으로 장착되었다. 이로 인해, 레이더 신호를 반사시키는 RCS(Radar Cross-Section)가 커져서 다른 레이더에 탐지될 위험이 증가하고 항력 특성도 컸다. 또한, 외부 이물질(FOD; Foreign Object Debris)에도 취약하였다. 이를 보완하기 위하여 안테나를 항공기에 내장시키는 방법이 연구되었는데, 이를 안테나 내장 스킨 구조(CLAS; Conformal Load-bearing Antenna Structure)라고 한다.

CLAS는 복합재 구조물과 내장형 안테나를 샌드

Received: Dec. 30, 2022 Revised: Jan. 22, 2023 Accepted: Jan. 27, 2023

† Corresponding Author

Tel: \*\*\*-\*\*\*\*-\*\*\*\* E-mail: jungsun@kau.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

위치 패널 형태로 결합하여 기체 표면 내에 끼워서 장착한다. 이는 항공기 외피 안쪽에 설치되므로, 돌출 형에 비해서 기체의 무게, 항력, RCS를 감소시킨다. CLAS의 기본적인 구성 요소는 Fig. 1과 같다. 전자기파를 투과시키면서 구조 하중을 지지하는 upper/lower face sheet, 전자기적 기능으로 안테나 역할을 수행하는 radiating element, 부분적으로 구조 하중을 지지하는 load-bearing sheet, 스킨 내에서 전파 투과를 도와주는 dielectric layer, 압축 및 좌굴 하중에 저항하는 honeycomb core 등이 있다. 안테나 기능 및 구조적 강도 요건을 충족시키기 위해서, 항공기 구조에 많이 활용되고 있는 섬유 복합재가 CLAS 요소에 적용된다[1, 2]. Upper/lower face sheet는 전파 투과성을 가지는 유리섬유강화플라스틱(GFRP; Glass fiber reinforced plastic), load-bearing sheet는 고강도의 탄소섬유강화플라스틱(CFRP; Carbon fiber reinforced plastic)을 재료로 사용한다.

CLAS 설계를 위한 시험 및 연구는 1980년대 미국을 시작으로 국내에서 여러 방식으로 진행되어왔다. 건국대학교의 김영성 등은 다중 적층 스마트 스킨 구조를 제작하고 압축 시험을 통해서 압축 거동을 분석하였다[3]. 또한, 선형·비선형 압축해석을 통해서 구조 특성에 영향을 주는 설계 인자를 파악하였다. 포항공과대학교의 김동현 등은 표면안테나 구조를 설계 및 제작하고 4점 굽힘 강도 및 피로 시험을 수행하여 응력-수명(S-N) 선도를 도출하였다[4].

최근에는 upper face sheet가 CFRP와 GFRP의 기능을 모두 수행하도록 하는 방법이 연구되었다. 이는 GFRP의 강도 성능을 보완하며, 하중 지지를 보조하던 load-bearing sheet를 사용하지 않아서 무게와 설계 비용을 감소시킨다. 대표적으로, CFRP와 GFRP를 플라이 오버랩 조인트 방식으로 연결하여 하나의 upper face sheet를 만드는 방법이 있다. 플라이 오버랩 조인트는 Fig. 2와 같이 복합재 플라이를 교차로 적층시키는 형태이다. 이는 일반적인 lap joint 형식보다 재료의 접합 과정에서 두께 증가율이 낮고 재료 간의 접촉 면적이 상승하여 우수한 경량성과 결합력을 가진다. Callus는 upper face sheet에 플라이 오버랩 기술을 적용하는 연구를 진행하였다[5]. Ahamed 등은 다양한 플라이 적층 형상을 가지는 복합재 시편을 제작하여 강도 시험을 진행하였고, 유한

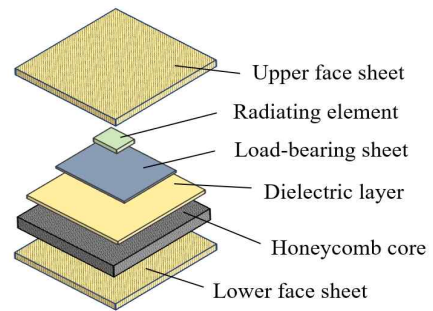


Fig. 1 Basic Configuration of CLAS

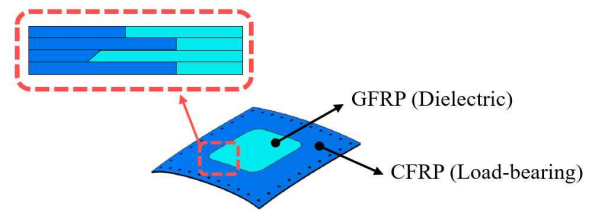


Fig. 2 Ply-overlap Joint in Upper Face Sheet

요소해석을 수행하여 파손 양상을 예측하였다[6].

항공기 구조는 설계 시 하중에 대한 피로 수명 예측이 필수적이다. 이로 인해 CLAS 구조의 피로 특성 평가가 중요하지만, 플라이 오버랩 조인트에 대한 피로 관련 연구가 전무한 상황이다. 따라서 본 논문에서는 복합재 플라이 오버랩 조인트에 피로 시험을 수행하여 피로 수명에 영향을 주는 기하학적 변수를 구하였다. 이러한 기하학적 변수와 복합재 피로 모델인 Epaarachchi-Clausen 모델[7]을 이루는 재료상수 사이의 관계식을 제안하였다. 여기서 재료상수는 구조의 피로 특성을 나타내는 상수이다. 제안한 관계식으로 예측한 S-N 선도와 Epaarachchi-Clausen 모델에 시험 데이터를 적용하여 구한 S-N 선도를 비교하고, 이들을 실제 수명에 비교하여 오차를 계산하였다. 또한, 제안한 기법으로 예측한 S-N 선도의 결정 계수(Coefficient of determination)를 계산하고 평가하여 S-N 선도의 정확도를 검증하였다.

## 2. 플라이 오버랩 조인트의 피로 시험

### 2.1 시험 재료 및 시편

시험에 사용한 플라이 오버랩 조인트 시편의 재료는 CFRP와 GFRP이며, 각 재료는 Plain weave, 8-Satin

weave 방식으로 제작되었다. 플라이가 접합하는 형상에 따라서 Fig. 3과 같이 Staggered joint, Hybrid joint로 구분된다. Staggered joint는 Hybrid joint보다 플라이가 최대로 적층되는 길이가 1.5배 더 크고, 시편의 최대 두께도 약 0.45 mm 더 크다. Hybrid joint는 시편의 중심면을 기준으로 상·하면이 대칭에 가깝다.

## 2.2 강도 및 피로 시험

Staggered joint, Hybrid joint에 대해서 인장 방향으로 강도 및 피로 시험을 진행하였다. ASTM D3039 [8]에 따라 수행한 강도 시험 결과, 극한 인장 강도 (UTS; Ultimate Tensile Strength)는 Staggered joint에서 318.73 MPa, Hybrid joint에서 292.19 MPa이므로, Staggered joint에서 더 우수한 강도 특성을 보였다.

피로 시험은 ASTM D3479[9]를 기준으로 하중 주파수 5 Hz, 응력비 0.1, 하중 수준은 UTS 기준 60%, 50%, 40%, 30%, 20%를 설정하여 수행하였다. 시험 결과는 Table 1과 같고, ASTM E739[10]에 따라서 구현한 선형 S-N 선도는 Fig. 4와 같다. 선형 S-N 선도를 나타내는 선형 회귀 공식은 Eq. 1과 같다.

$$\log(N) = A + BS \quad (1)$$

$N$ 은 피로 수명,  $S$ 는 교번 응력,  $A$ 와  $B$ 는 최우추정법 (Maximum Likelihood Estimation)으로 얻는 회귀 계수이다. S-N 선도가 실제 데이터에 적합한지 판단하기 위해서 결정 계수( $R^2$ )를 Eq. 2와 Eq. 3으로 계산하였다.

$$R^2 = 1 - \frac{SSE}{SST} \quad (2)$$

$$SSE = \sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2, \quad SST = \sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y}_i)^2 \quad (3)$$

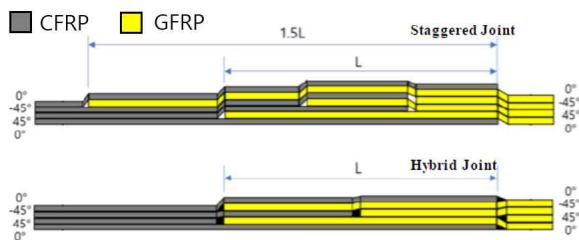


Fig. 3 Staggered Joint and Hybrid Joint Coupons

Table 1 Fatigue Test Data

Coupon	$\sigma_{\max}$ (MPa)	$N$ (cycle)	
Staggered joint	191.24	3,741	
	159.37	23,144	21,852
	127.49	118,788	102,738
	95.62	775,388	925,934
	63.75	1,000,000 (Infinite-life)	
Hybrid joint	175.31	4,559	
	146.10	19,408	15,323
	116.88	76,038	69,446
	87.66	631,806	783,567
	58.44	1,000,000 (Infinite-life)	

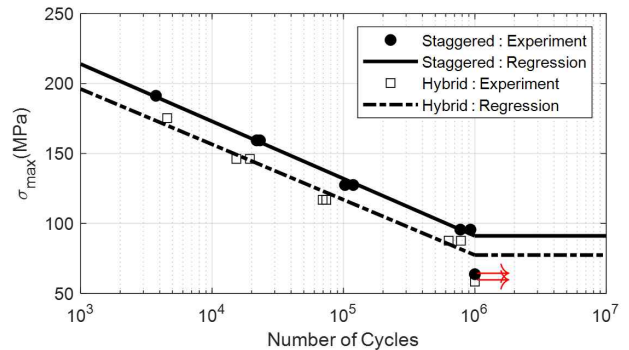


Fig. 4 S-N Curves of Staggered Joint and Hybrid Joint

$y_i$ 는 실제 데이터,  $\hat{y}_i$ 는 예측된 데이터,  $\bar{y}_i$ 는 실제 데이터의 평균값,  $n$ 은 데이터의 개수이다. 결정 계수  $R^2$ 가 1에 가까울수록 실제 값에 대한 예측 값의 선형 회귀 적합도가 높음을 의미한다. 결정 계수는 Staggered joint에서 0.9959, Hybrid joint에서 0.9765로 모두 1에 근접하여 두 S-N 선도가 적절하게 구해졌음을 보인다. S-N 선도 상에서 Staggered joint의 피로 수명이 Hybrid joint보다 항상 높은 값을 가졌다. 따라서 두께와 적층 형상과 같은 기하학적 특징이 피로 수명에 영향을 준다고 판단하였다.

## 3. 재료상수와 기하학적 변수의 관계식

기하학적 특징의 차이에 따라 강도와 피로 수명이 변화한다는 점을 기반으로 피로 수명을 예측하는 기법

을 제안하고자 한다. 우선, 플라이 오버랩 조인트의 피로 수명 증감에 영향을 주는 형상적 특징을 기하학적 변수로 정의하였다. 이러한 기하학적 변수와 피로 수명, 그리고 Epaarachchi-Clausen 모델의 재료상수 사이의 관계를 통해 피로 수명을 예측하기 위한 재료상수 계산식을 정의하였다.

### 3.1 기하학적 변수 선정

Staggered joint와 Hybrid joint의 형상과 시험 데이터를 통해서 기하학적 변수를 선정하였다. 선정된 기하학적 변수는 Low Strength(LS) proportion( $p_{ls}$ ), Maximum thickness( $t_{max}$ ), Overlap length( $L_{lap}$ )이며, Fig. 5에 플라이 오버랩 조인트와 함께 나타냈다. LS proportion은 구조의 재료 중에서 상대적으로 낮은 파단 강도를 가지는 재료의 비율이다. 이는 다른 재료끼리 접촉하는 최대 영역에 대한 길이인 Joint region 범위에서 계산된다. Maximum thickness는 구조의 최대 두께이며, Overlap length는 다른 종류의 재료끼리 접촉한 상태를 측면에서 관찰하여 구한 총 적층 길이이다. 두께 방향으로 접하는 길이는 전체 길이에 비해서 매우 작으므로 제외한다.

Staggered joint와 Hybrid joint의 기하학적 변수를 계산하면 Table 2와 같다. Hybrid joint에 비해서 강도와 피로 수명이 높은 Staggered joint에서 LS proportion이 작고 Maximum thickness와 Overlap length가 크므로, 기하학적 변수와 피로 수명의 관계가 확인되었다.

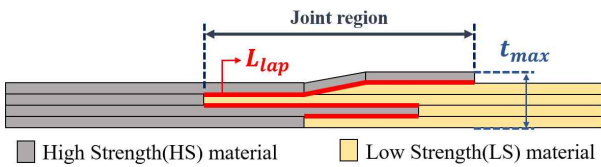


Fig. 5 Composite Ply-overlap Joint Structure and Geometric Variables

Table 2 Geometric Variables of Staggered Joint and Hybrid Joint

Coupon	Staggered	Hybrid
LS proportion (%)	43.29	53.77
Maximum thickness (mm)	1.795	1.345
Overlap length (mm)	75.005	45

기하학적 변수와 피로 수명의 관계를 다른 구조로부터 검증해보았다. 우선, 이중 복합재 구조에서는 낮은 강도의 재료 비율이 감소할수록 강도가 증가한다 [11]. 강도와 피로 수명이 일반적인 복합재에서 서로 비례하는 점을 통해 [12], LS proportion이 감소할수록 강도가 증가하여 피로 수명이 증가한다고 정의하였다. 다음으로, 적층되는 플라이 방향에 무관하게 플라이 개수가 증가하면 피로 수명이 증가하는 점을 통해서 [13] Maximum thickness는 피로 수명과 증감 방향이 같다고 정의하였다. 또한, Lap joint 구조에서 재료의 접합 면적 및 길이가 증가할수록 피로 수명이 증가하는 점을 고려하면 [14], Overlap length는 피로 수명과 같은 증감 방향으로 변화한다고 정의된다.

### 3.2 Epaarachchi-Clausen 모델의 재료상수

피로 수명을 예측하고 표현하기 위해서 Epaarachchi-Clausen 모델이라는 S-N 선도 모델을 이용하였다. 이는 복합재의 실제 피로거동을 고려하여 만든 모델이므로 신뢰도가 높고, 회귀 파라미터의 개수가 적은 편이므로 활용이 편리하다. 따라서 섬유 복합재의 S-N 선도를 표현하는 데에 자주 사용된다 [15-17].

Epaarachchi-Clausen 모델에 따르면, 피로 수명 사이클 수(cycle)는 Eq. 4와 같이 표현한다 [7].

$$N = \left( 1 + f^\beta \frac{\sigma_u - \sigma_{max}}{\alpha \sigma_u^{\psi|\sin\theta| - 0.6} \sigma_{max}^{1.6 - \psi|\sin\theta|} (1 - R)^{1.6 - \psi|\sin\theta|}} \right)^{\frac{1}{\beta}} \quad (4)$$

$f$ 는 하중주파수,  $\sigma_u$ 는 구조의 극한 강도,  $\sigma_{max}$ 는 최대 작용 응력,  $\theta$ 는 하중 작용 방향과 섬유 방향 사이의 최소 각도,  $R$ 은 응력비,  $\alpha$ 와  $\beta$ 는 재료상수를 의미한다.  $\psi$ 는 하중 조건에 따라서  $R$ (인장-인장 및 인장-압축 하중) 또는  $1/R$ (압축-압축 하중)이다.

재료상수는 구조나 재료의 피로 특성을 나타내며 피로 시험 데이터로 계산된다. Epaarachchi-Clausen 모델에서 제시하는 선형 회귀 방법을 통한 재료상수 계산 과정은 다음과 같다. 우선, Eq. 4를 Eq. 5와 같이 정리한다.

$$\alpha(N^\beta - 1) = \left( \frac{\sigma_u}{\sigma_{max}} - 1 \right) \left( \frac{\sigma_u}{\sigma_{max}} \right)^{0.6 - \psi|\sin\theta|} \frac{1}{(1 - \psi)^{1.6 - \psi|\sin\theta|}} f^\beta \quad (5)$$

Equation 5에 피로 시험 데이터를 대입하고 우변을  $D$ (Damage factor)로 단순화하여,  $\alpha$ 의 기울기를 가지는  $D$ 와  $(N^\beta - 1)$ 에 대한 선형 회귀 직선을 Eq. 6과 같이 도출한다.  $\beta$ 를 계속 변화시켜서 선형 회귀 직선이 원점을 지나는 경우의  $\alpha$ ,  $\beta$ 를 재료상수로 결정한다.

$$\alpha(N^\beta - 1) = D \quad (6)$$

### 3.3 재료상수와 기하학적 변수의 관계

두 개의 재료상수가 각각 변화함에 따라서 피로 수명이 변화하는 양상은 Fig. 6과 같다. 이에 따르면,  $\beta=0.3$ 의 조건에서  $\alpha$ 가 0.1에서 0.3으로 증가할 경우에는 저주기와 고주기 영역 중간의 S-N 선도가 왼쪽으로 이동하여 피로 수명이 감소하였다. 반대로,  $\alpha=0.1$ 의 조건에서  $\beta$ 가 0.1에서 0.2로 증가하면 고주기 영역에서 S-N 선도가 왼쪽으로 크게 이동하였고, 전자보다 선도의 기울기 변화도 비교적 컸다. 이처럼 재료상수의 독립적인 변화를 관찰한 결과,  $\alpha$  또는  $\beta$ 가 증가하면 피로 수명은 모두 감소하는 현상을 보였다.

재료상수와 S-N 선도의 관계성을 검증하기 위해서, Staggered joint와 Hybrid joint의 피로 시험 데이터로 Table 3과 같이 재료상수를 계산하였다. Staggered joint에서 Hybrid joint로 피로 수명이 감소할수록  $\alpha$ 는 증가하고  $\beta$ 는 감소하였다. 이는 재료상수가 독립적으로 변화할 때의 결과와는 다르므로, 실제로는 구조의 형상 및 하중의 복합적인 영향이 존재함을 보였다. 이에 따라서  $\alpha$ 와  $\beta$ 는 피로 수명에 따라서 서로 다른 방향으로 변화함을 확인하였다.

기하학적 변수와 피로 수명의 관계, 그리고 재료상수와 피로 수명의 관계를 종합하여, Fig. 7과 같이 재료상수와 기하학적 변수의 관계를 정의하였다.

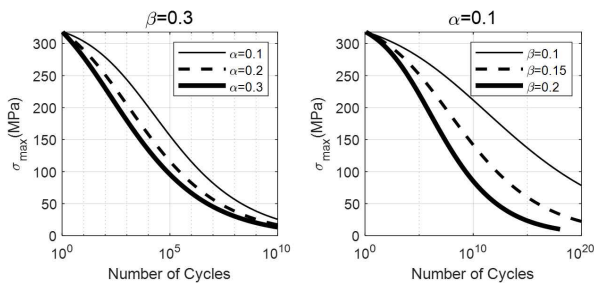


Fig. 6 Shape of S-N Curves according to Change of Material Constants

Table 3 Calculated Material Constants

Coupon	$\alpha$	$\beta$
Staggered joint	0.1552	0.3004
Hybrid joint	0.1809	0.2932

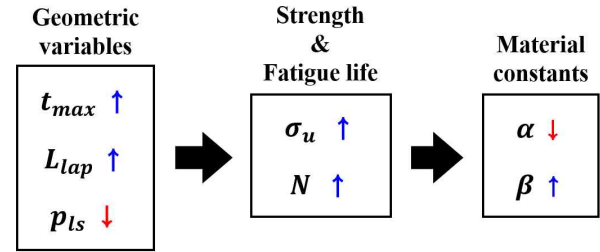


Fig. 7 Relation of Geometric Variables and Material Constants

### 3.4 재료상수 증감량 정의

Epaarachchi-Clausen 모델의 재료상수를 계산하기 위해서는 피로 시험이 필수적이었다. 본 연구에서는 재료상수와 기하학적 변수의 관계식을 통해서 시험 없이 재료상수와 피로 수명을 얻는 방법을 제안한다.

우선, 각 재료상수에 대응하는 재료상수 증감량인  $\Delta\alpha$ 와  $\Delta\beta$ 를 정의하였다. 재료상수 증감량은 기준 대상의 재료상수와 예측 대상의 재료상수에 대한 차이 값을 의미한다. 기준 대상은 피로 시험 데이터가 존재하는 구조이며, 예측 대상은 시험 없이 피로 수명을 예측해야 하는 구조로 기준 대상과는 다른 기하학적 특징을 가진다. 재료와 하중 조건은 두 대상에서 동일하다. 기준 대상의 재료상수  $\alpha_1$ ,  $\beta_1$ 은 Epaarachchi-Clausen 모델에 피로 시험 데이터를 적용하여 계산하고, 예측 대상의 재료상수  $\alpha_2$ ,  $\beta_2$ 는 Eq. 7과 Eq. 8로 계산한다.

$$\alpha_2 = \alpha_1 + \Delta\alpha \quad (7)$$

$$\beta_2 = \beta_1 + \Delta\beta \quad (8)$$

아래 첨자 1과 2는 각각 기준 대상과 예측 대상을 구분하는 요소이다.  $\Delta\alpha$ 와  $\Delta\beta$ 는 극한 강도, 기하학적 변수, 보정 상수( $C$ ,  $h$ )의 함수로 이루어지며 Eq. 9와 Eq. 10으로 계산한다.

$$\Delta\alpha = \begin{cases} C(0.05) \left(1 - \frac{\sigma_{u,2}}{\sigma_{u,1}}\right) \left(\frac{L_{lap,2}}{L_{lap,1}}\right)^{\frac{h}{2}} \left(\frac{p_{ls,1}}{p_{ls,2}}\right)^h \left(\frac{t_{max,2}}{t_{max,1}}\right)^h & (\sigma_{u,2} > \sigma_{u,1}) \\ (0.01) \left(1 - \frac{\sigma_{u,2}}{\sigma_{u,1}}\right) \left(\frac{L_{lap,1}}{L_{lap,2}}\right)^{\frac{h}{2}} \left(\frac{p_{ls,2}}{p_{ls,1}}\right)^h \left(\frac{t_{max,1}}{t_{max,2}}\right)^h & (\sigma_{u,2} < \sigma_{u,1}) \end{cases} \quad (9)$$

$$\Delta\beta = \begin{cases} |\Delta\alpha| \left(\frac{\sigma_{u,2}}{\sigma_{u,1}} - 1\right) \left(\frac{L_{lap,2}}{L_{lap,1}}\right)^{\frac{h}{2}} \left(\frac{p_{ls,1}}{p_{ls,2}}\right)^h \left(\frac{t_{max,2}}{t_{max,1}}\right)^h & (\sigma_{u,2} > \sigma_{u,1}) \\ |\Delta\alpha| \left(\frac{\sigma_{u,2}}{\sigma_{u,1}} - 1\right) \left(\frac{L_{lap,1}}{L_{lap,2}}\right)^{\frac{h}{2}} \left(\frac{p_{ls,2}}{p_{ls,1}}\right)^h \left(\frac{t_{max,1}}{t_{max,2}}\right)^h & (\sigma_{u,2} < \sigma_{u,1}) \end{cases} \quad (10)$$

재료상수 증감량은 기준 대상과 예측 대상의 극한 강도를 기준으로 구분하여 계산한다. 이는 강도에 따라서 재료상수와 피로 수명이 변화하는 방향이 다르기 때문이다. 따라서 극한 강도항에서 재료상수 증감량의 부호가 설정된다. 이때, 구조의 극한 강도는 재료 및 기하학적 특징에 따라서 함께 변화하는 요소이므로 기준 대상과 예측 대상의 극한 강도가 같은 경우는 고려하지 않는다.

기하학적 변수와 피로 수명의 관계에 따라서 Eqs. 9~10에 보정 상수  $h$ 를 미적용한 기하학적 변수항들이 모두 1 이상의 값을 갖도록 설정하였다. 이러한 배치는 기준 대상과 예측 대상의 기하학적 변수 차이가 클수록 재료상수 증감량이 같이 상승함을 고려한 것이다. 실제 구조에서는 기하학적 변수항이 1 이하인 경우가 발생할 수 있으나, 기하학적 변수들 사이의 복합적인 영향을 고려하였기 때문에 제안된 가정이 허용된다.

보정 상수  $C$ 는 예측 대상의 재료상수가 음수가 되는 현상을 방지한다.  $C=1$ 일 때 계산된  $\alpha_2$ 가 음수일 경우에는  $C=0.2$ 를 적용하여, 재료상수 증감량을 감소시키고 재료상수를 다시 계산한다. 반대로,  $\alpha_2$ 가 양수이면 이 값을 그대로 사용한다. 이 과정은 Eq. 11과 같다.

$$C = \begin{cases} 0.2 & (\text{if. } \alpha_2 \text{ without } C < 0) \\ 1 & (\text{else}) \end{cases} \quad (11)$$

보정 상수  $h$ 는 기하학적 변수항의 값을 조정하기 위한 항이다. 이는 큰 값을 감소시키고 작은 값을 증가시키는 방식으로 작동한다.  $h$ 를 구하기 위해서는 기하학적 변수항의 최댓값( $G_{max}$ )과 최솟값( $G_{min}$ )을 파악해야하며, 이들은 Eq. 12와 Eq. 13으로 표현한다.

$$G_{max} = \begin{cases} \max \left[ \frac{t_{max,2}}{t_{max,1}}, \frac{p_{ls,1}}{p_{ls,2}}, \left(\frac{L_{lap,2}}{L_{lap,1}}\right)^{\frac{1}{2}} \right] & (\sigma_{u,2} > \sigma_{u,1}) \\ \max \left[ \frac{t_{max,1}}{t_{max,2}}, \frac{p_{ls,2}}{p_{ls,1}}, \left(\frac{L_{lap,1}}{L_{lap,2}}\right)^{\frac{1}{2}} \right] & (\sigma_{u,2} < \sigma_{u,1}) \end{cases} \quad (12)$$

$$G_{min} = \begin{cases} \min \left[ \frac{t_{max,2}}{t_{max,1}}, \frac{p_{ls,1}}{p_{ls,2}}, \left(\frac{L_{lap,2}}{L_{lap,1}}\right)^{\frac{1}{2}} \right] & (\sigma_{u,2} > \sigma_{u,1}) \\ \min \left[ \frac{t_{max,1}}{t_{max,2}}, \frac{p_{ls,2}}{p_{ls,1}}, \left(\frac{L_{lap,1}}{L_{lap,2}}\right)^{\frac{1}{2}} \right] & (\sigma_{u,2} < \sigma_{u,1}) \end{cases} \quad (13)$$

Equation 14와 같이  $G_{max}$ 와  $G_{min}$ 의 크기에 따른  $h$ 를 결정하여 해당하는 기하학적 변수항에 적용한다.

$$h = \begin{cases} 0.01 & (\text{if. } G_{min} \leq 0.8) \\ 0.2 & (\text{if. } G_{max} \geq 1.5) \\ 1 & (\text{else}) \end{cases} \quad (14)$$

위 조건을 모든 기하학적 변수항에 대해서 고려하며, 해당 변수항이 최댓값 및 최솟값이 아닌 경우 또는 최댓값 및 최솟값이 각 조건을 만족하지 않는 경우에는  $h=1$ 을 적용하여 변수 값에 변동이 없도록 한다.

Equation 9의 0.05와 0.01은 Staggered joint와 Hybrid joint의 피로 시험 결과를 통해서 구한 피팅(fitting) 상수이며, Eq. 10의  $|\Delta\alpha|$ 는  $|\Delta\beta|$ 와 함께 증가하므로 두 값을 비례적으로 관계시키는 역할을 한다.

이러한 재료상수 증감량을 통해서 예측 대상의 재료상수를 계산하고, 이를 Epaarachchi-Clausen 모델에 대입하여 S-N 선도를 예측할 수 있다.

## 4. 예측 정확도 검증

본 논문에서 제안한 피로 수명 예측 기법을 다른 플라이 오버랩 조인트 구조에 적용하여 정확도를 검증해보았다. 검증 데이터는 CFRP(C)와 GFRP(G)로 이루어지는 플라이 오버랩 조인트 구조의 피로 시험 데이터이다[18]. 검증에 사용된 모델은 Fig. 8과 같고 기하학적 변수와 극한 강도 값은 Table 4와 같다. 기준 대상을 Scarf, 예측 대상을 Double Scarf-I과 Double Scarf-II로 설정하고 예측 대상의 S-N 선도를 예측한 결과는 Fig. 9에 나타낸 그림과 같다.

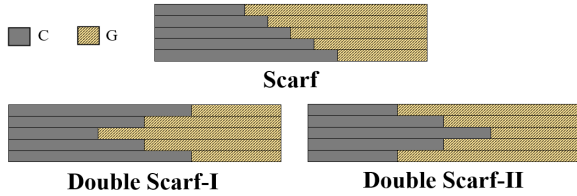


Fig. 8 Verification Models

Table 4 Geometric Variables and Ultimate Tensile Strength of Verification Models

Model	$p_{ls}$ (%)	$t_{max}$ (mm)	$L_{lap}$ (mm)	$\sigma_u$ (MPa)
Scarf	64.52	4	80	208.48
Double Scarf-I	57.14	4	160	219.93
Double Scarf-II	80.00	4	160	281.40

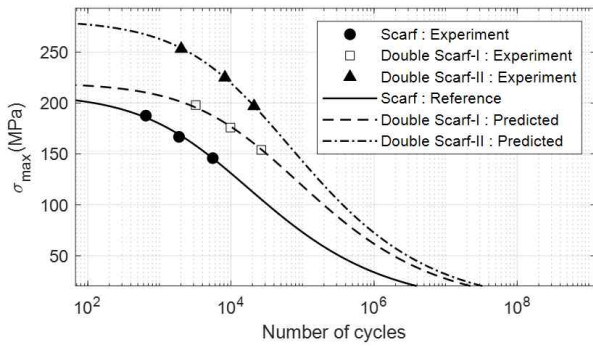


Fig. 9 Reference/Predicted S-N Curves

제안한 기법으로 예측한 S-N 선도(Predicted)와 Epaarachchi-Clausen 모델에 시험 데이터를 적용하여 구한 S-N 선도(Test data-based)를 비교하면 각 예측 대상에 대해서 Fig. 10, Fig. 11과 같다. 두 S-N 선도는 거의 일치하며 실제 수명(Experiment)과도 겹쳤다. 각 방법에 의한 S-N 선도에서 여러 하중 수준에서의 피로 수명을 도출하여 실제 수명과 비교하면 Table 5와 같다. 이때, 제안한 기법으로 예측한 수명은  $N_{pr}$ , 실제 수명은  $N_{ex}$ , 시험 데이터 기반의 Epaarachchi-Clausen 모델로 구한 피로 수명은  $N_{ep}$ 로 정의한다.  $N_{ex}$ 에 대한  $N_{pr}$ 과  $N_{ep}$ 의 오차를 계산하고 평균을 구하면 Table 6과 같다. 평균 오차는 시험 데이터 기반 모델에서 4.27%, 제안한 기법에서 3.02%이므로, 제안한 기법으로 피로 수명을 더 정확하게 예측하였다.

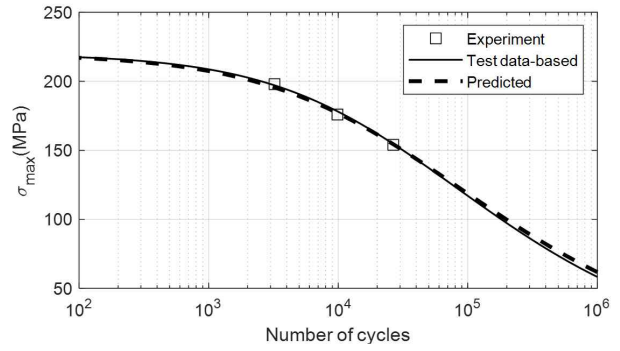


Fig. 10 Comparison of S-N Curves (Double Scarf-I)

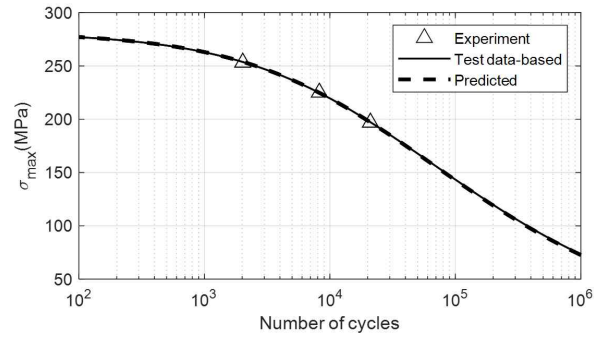


Fig. 11 Comparison of S-N Curves (Double Scarf-II)

Table 5 Fatigue Life by Experiment, Test Data-based Model, Proposed Method

Model	$N_{ex}$ (cycle)	$N_{ep}$ (cycle)	$N_{pr}$ (cycle)
Double Scarf-I	3,224	3,025	3,063
	9,865	11,010	10,425
	26,604	27,315	27,094
Double Scarf-II	2,021	2,082	2,102
	8,237	8,128	8,139
	21,027	21,208	21,109

Table 6 Average Error of Fatigue Life by Test Data-based Model and Proposed Method

Model	Test data-based model	Proposed method
Average Error (%)	4.27	3.02

**Table 7** Coefficient of Determination for Proposed Method

Model	$R^2$
Double Scarf-I	0.9929
Double Scarf-II	0.9997

추가적인 예측 정확도 검증을 위해서, 제안한 기법으로 예측한 S-N 선도의 결정 계수를 계산하였다. 각 예측 대상의 S-N 선도에 대해서 결정 계수를 구한 결과는 Table 7과 같다. Double Scarf-I은 0.9929, Double Scarf-II는 0.9997로 모든 결정 계수가 거의 1에 가까운 값을 보였다. 따라서 제안한 기법으로 예측된 S-N 선도는 실제 수명 데이터를 높은 정확도로 나타낸다고 판단되었다.

## 5. 결 론

본 논문에서는 두 가지 복합재로 이루어진 플라이 오버랩 조인트 구조에 피로 시험을 수행하여 S-N 선도를 얻고, 이들의 형상을 분석하여 기하학적 변수를 선정하였다. Epaarachchi-Clausen 모델의 재료상수와 피로 수명의 관계, 기하학적 변수와 피로 수명의 관계를 분석하여 재료상수와 기하학적 변수의 관계식을 제안하였다. 제안한 방법의 활용성을 평가하기 위해서 CFRP/GFRP 플라이 오버랩 조인트에 대해 검증하였다. 제안한 기법으로 예측한 피로 수명과 시험 데이터 기반 모델로 구한 피로 수명을 비교한 결과, 제안한 기법에서 우수한 예측 정확도를 보였다. 또한, 예측된 S-N 선도가 실제 수명 데이터에 선형 회귀적으로도 적합하다는 사실을 결정 계수 방법을 통해서 얻어냈다.

본 연구에서 제시한 피로 수명 예측 기법은 기존의 S-N 선도 모델들이 많은 비용과 시간을 소모하여 시험을 수행해야 하던 문제점을 개선하고 간단한 계산 과정만으로 피로 수명을 도출하는 효율성을 지닌다. 따라서 이 기법을 활용하면 CLAS 구조뿐만 아니라 플라이 오버랩 조인트가 적용되는 복합재 구조물의 설계 및 피로 특성 평가 시에 유용할 것으로 판단된다.

## 후 기

이 연구는 과학기술정보통신부의 지원을 받는 원천 기술개발사업인 '무인이동체용 다기능 전자기 구조체의 설계 및 제작 연구' (2020M3C1C1A01084756)의 지원 및 2022년도 정부(교육부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업임(과제 번호 : 2022R1A6A1A03056784).

## References

- [1] Y. J. Kee, D. K. Kim and J. W. Shin, "Cross-sectional design and stiffness measurements of composite rotor blade for multipurpose unmanned helicopter," *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 13, no. 6, pp. 52-59, Dec 2019.
- [2] H. J. Choi and H. B. Park, "A study on the structural design and analysis of air intake of unmanned aerial vehicles applied to composite materials," *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 16, no. 1, pp. 81-85, Feb 2022.
- [3] Y. S. Kim, Y. B. Kim, H. C. Park, K. J. Yoon and J. H. Lee, "Compressive behavior for smart skin of sandwich structure," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Science*, vol. 30, no. 8, pp. 56-64, Dec 2002.
- [4] D. H. Kim, W. B. Hwang, H. C. Park and W. S. Park, "Bending fatigue characteristics of surface-antenna-structure," *Composites Research*, vol. 17, no. 6, pp. 22-27, Dec 2004.
- [5] P. J. Callus, Novel concepts for conformal load-bearing antenna structure, DEFENCE SCIENCE AND TECHNOLOGY ORGANISATION VICTORIA (AUSTRALIA) AIR VEHICLES DIV, Feb 2008.
- [6] J. Ahamed, M. Joosten, P. Callus, M. R. Wisnom and C. H. Wang, "Ply-overlap hybrid technique for joining dissimilar composite materials," *Materials & Design*, vol. 100, pp. 157-167, June 2016.
- [7] J. A. Epaarachchi and P. D. Clausen, "A empirical model for fatigue behavior prediction of Glass



- fibre-reinforced plastic composites for various stress ratios and test frequencies,” *Composites Part A : Applied science and manufacturing*, vol. 34, no. 4, pp. 313-326, April 2003.
- [8] ASTM D3039/D3039M-17, Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials, ASTM international, Dec 2017.
- [9] ASTM D3479/D3479M-19, Standard test method for tension-tension fatigue of polymer matrix composite materials, ASTM international, May 2019.
- [10] ASTM E739-10, Standard practice for statistical analysis of linear or linearized stress-life(S-N) and strain-life( $\epsilon$ -N) fatigue data, ASTM international, Dec 2015.
- [11] J. Zhang, K. Chaisombat, S. He and C. H. Wang, “Hybrid composite laminates reinforced with glass/carbon woven fabrics for lightweight load bearing structures,” *Materials & Design*, vol. 36, pp. 75-80, April 2012.
- [12] K. Sakamoto, H. Azhari, H. M. Joseph, A. Nordin, K. Goda, M. Okamoto and H. Ito, “Relation between fatigue life and tensile strength of wood plastic composites,” *International Conference on Composite Materials(ICCM)*, 2017.
- [13] S. Zhou and X. Wu, “Fatigue life prediction of composite laminates by fatigue master curves,” *Journal of Materials Research and Technology*, vol. 8, no. 6, pp. 6094-6105, Nov 2019.
- [14] G. Wu, D. Li, W. J. Lai, Q. Chen, Y. Shi, L. Huang, H. Kang, Y. Peng and X. Su, “Experimental and numerical evaluations on the effects of adhesive fillet, overlap length and unbonded area in adhesive-bonded joints,” *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, vol. 43, no. 10, pp. 2298-2311, July 2020.
- [15] S. Koshima, S. Yoneda, N. Kajii, A. Hosoi and H. Kawada, “Evaluation of strength degradation behavior and fatigue life prediction of plain-woven carbon-fiber-reinforced plastic laminates immersed in seawater,” *Composite Part A : Applied Science and Manufacturing*, vol. 127, 105645, Dec 2019.
- [16] Z. Huang, W. Zhang, X. Qian, Z. Su, D. C. Pham and N. Sridhar, “Fatigue behaviour and life prediction of filament wound CFRP pipes based on coupon tests,” *Marine Structures*, vol. 72, 102756, July 2020.
- [17] A. Malpot, F. Touchard and S. Bergamo, “Fatigue behaviour of a thermoplastic composite reinforced with woven glass fibres for automotive application,” *Procedia Engineering*, vol. 133, pp. 136-147, 2015.
- [18] U. Javaid, C. Ling and P. Cardiff, “Mechanical performance of carbon-glass hybrid composite joints in quasi-static tension and tension-tension fatigue,” *Engineering Failure Analysis*, vol. 116, 104730, Oct 2020.