



## 공학석사 학위논문

# 탈접착 효과를 고려한 복합재 선체의 최종 종강도 특성

Characteristics on ultimate longitudinal strength for composite hull structure by considering debonding effect

2023년 2월

서울대학교 대학원

조선해양공학과

## 전 호 현

# 탈접착 효과를 고려한 복합재 선체의 최종 종강도 특성

## 지도교수 김 도 균

이 논문을 공학석사 학위논문으로 제출함 2023년 2월

> 서울대학교 대학원 조선해양공학과 전 호 현

전호현의 공학석사 학위논문을 인준함 2023년 2월

위 원	녠 장	노 명 일	(인)
부위	원장	김 도 균	(인)
위	원	남 보 우	(인)

초 록

본 연구는 탈접착 효과를 고려한 복합재 선체의 종강도 해석 기법을 제시하고, 탈접착이 종강도에 미치는 영향에 대해 분석하였다. 용접으로 보강재와 외판이 체결되어 있는 철제 선체와는 다르게 복합재 선체는 보강재와 판이 접착(bonding)을 통해 체결되어 있다. 접착은 용접에 비해 기계적 체결 강도가 낮기 때문에 보강재와 외판 사이의 탈접착이 발생할 수 있고, 이는 선체의 최종강도에 영향을 미친다. 본 연구에서는 복합재 선체의 탈접착 효과를 고려한 종강도 해석 기법을 제시하고, 타당성을 검증하기 위해 해석 기법의 각 단계에서 실험결과와의 비교검증을 수행했다. 이후 적용 예시를 통해 복합재 선체에서 탈접착이 종강도에 미치는 영향에 대한 연구를 수행하였다. 특히 보강재의 형태 및 접착 방법에 따른 종강도 변화 특성에 대해 분석했다. 이를 통해 보강재의 강성이 낮을수록 탈접착 효과가 선체의 종강도에 미치는 영향이 증가함을 확인했다. 또한 접착방식과 보강재 형태 간의 관계를 파악하여 접착방식이 선체의 최종강도에 미치는 영향을 줄이기 위한 방안을 제시했다.

주요어 : 섬유강화 복합재료, 탈접착, 종강도, 보강판구조, 점진적 붕괴 해석, 복합재 선체 학 번 : 2021-20979

i

목	차
7	

제 1 장 서	론	1
제 1 절	연구의 배경	1
제 2 절	선행 연구	2
제 3 절	연구 목적	3
제 2 장 연구	· 방법	4
제 1 절	연구의 흐름도	4
제 2 절	복합재 파손 해석 및 검증	5
제 3 절	탈접착 해석 및 검증	21
제 4 절	점진적 붕괴 해석 및 검증	
제 3 장 적용	· 예시	40
제 1 절	복합재 선체 모델	40
제 2 절	복합재 보강판의 해석	42
제 3 절	결과	43
	2 ,	
제 4 장 논의		46
제 1 절	보강재에 따른 탈접착 효과 및 종강도 감소	46
제 2 절	접착 방식에 따른 탈접착 효과 및 종강도 감소	
제 5 장 결론		50
착고문허		52
	•••••••••••••••••••••••••••••••••••••••	
Abstract		56

## 표 목차

표 2-1. 파손 기준	8
표 2-2. 순간적 재료 물성 저하 모델	11
표 2-3. 검증 모델의 적층 상태	14
표 2-4. 검증 모델의 복합재료 물성	14
표 2-5. 검증 모델에 대한 실험 결과와 해석 결과	19
표 2-6. 복합재료 물성치	25
표 2-7. 외판과 보강재의 적층 상태	26
표 2-8. 접착제 물성치	26
표 2-9. 탈접착 개시 시점 비교	28
표 2-10. 새깅 상태에서의 극한강도 및 중립축에 대한 비교	37
표 2-11. 호깅 상태에서의 극한강도 및 중립축에 대한 비교	37
표 2-11. 호깅 상태에서의 극한강도 및 중립축에 대한 비교	37
표 2-12. 극한강도에 대한 비교	39
표 3-1. 보강재의 치수	41
표 3-2. 보강재의 적층각	41
표 3-3. 접착제의 물성치	42
표 3-4. 복합재의 물성치	42
표 3-5. 접착방식에 따른 극한 강도 (Type A)	45
표 3-6. 접착방식에 따른 극한 강도 (Type B)	45

## 그림 목차

그림 1. 복합재 보강판 구조의 탈접착 2
그림 2. FIBRESHIP(좌), E-LASS(우) 2
그림 3. 연구의 흐름도 4
그림 4. 복합재와 알루미늄의 응력-변형률 (STRESS-STRAIN) 관계9
그림 5. 복합재의 물성 저하 모델 [SLEIGHT (1999)] 10
그림 6. 플라이 디스카운트 모델 10
그림 7. 사용자정의 재료물성 서브루틴의 흐름도 12
그림 8. 복합재료의 파손해석 13
그림 9. 복합재료 파손해석 검증 모델14
그림 10. 시편의 좌굴형상 15
그림 11. 선형 고유값 해석 결과 15
그림 12. 동적 해석 방정식 16
그림 13. 구조해석 수행 결과: STATIC GENERAL (좌), ARC-
length(중), Dynamic Implicit (우)16
그림 14. MESH SIZE의 변화 위치 17
그림 15. 극한 강도와 모드 스위치 하중 17
그림 16. LONGITUDINAL, TRANSVERSE, WEB에 대한 MESH 수렴성 결
과18
그림 17. 실험 결과와 해석 결과에 대해 압축 변위-하중 관계 19
그림 18. 모드 스위치 현상 - (상) 300KN, (하) 570KN 19
그림 19. 최종 파단 위치 20
그림 20. 응집 영역 모델(COHESIVE ZONE MODEL) 21
그림 21. 혼합 모드 [ISHTIYAQUE AND SHAIKH(2017)] 22
그림 22. 트랙션-분리 변위 관계 22
그림 23. BENZEGGAGH와 KENANE (B-K) 혼합 모드 기준 24
그림 24. 4점 굽힘 시험 25
그림 25. 하중작용 지점과 구속 지점 25
그림 26. 유한요소 모델 27
그림 27. 경계조건과 하중 조건 27
그림 28. 검증 모델의 하중-변위 관계 28
그림 29. 탈접착 발생 위치 비교 29
그림 30. 점진적 붕괴해석을 통한 선체의 최종종강도 계산 과정 30
그림 31. 점진적 붕괴해석 알고리즘 31
그림 32. 보강판 구조의 회전변환 32
그림 33. 보강판 구조의 적층 32
그림 34. 보강판 구조에 대한 하중-평균 변형률 곡선 33
그림 35. ITERATION 증가에 따른 중립축의 변화 34

그림 36. BILGE와 DECK/SIDE의 하중-변형률 곡선	35
그림 37. 복합재 선체 모델의 중앙부 단면 [CHEN AND SOARES	
(2008)]	35
그림 38. 복합재 선체의 굽힘모멘트-곡률 관계	36
그림 39. 복합재 선체의 중립축-곡률 관계	36
그림 40. 금속재 선체 모델의 중앙부 단면 [Dow (1991)]	38
그림 41. 금속재 선체의 굽힘모멘트-곡률 관계	39
그림 42. 선체: Type A (좌), Type B (우)	41
그림 43. 보강재의 형상: BLADE TYPE (좌), HAT TYPE (우)	41
그림 44. 복합재 보강판의 경계 조건, 접촉 조건	43
그림 45. 접착방식에 따른 굽힘모멘트-곡률 관계 (TYPE A)	44
그림 46. 접착방식에 따른 굽힘모멘트-곡률 관계 (TYPE B)	44
그림 47. 새깅상태에서의 TYPE A 선박의 종강도(좌), TYPE A/S	SEB
탈접착(우)	46
그림 48. 새깅상태에서의 TYPE B 선박의 종강도(좌), TYPE B/S	EB
탈접착(우)	46
그림 49. 좌굴에 의한 탈접착	47
그림 50. TYPE A/SEB: 복합재료의 파손(좌), 탈접착(우)	47
그림 51. TYPE B/SEB: 복합재료의 파손(좌), 탈접착(우)	47
그림 52. TYPE A/새깅상태: 선체의 하중 분포(좌), 탈접착(SEB	-중,
COC-우)	49
그림 53. TYPE A/호깅상태: 선체의 하중 분포(좌), 탈접착(SEB	-중,
COC-우)	49
그림 54. TYPE B/새깅상태: 선체의 하중 분포(좌), 탈접착(SEB	-중,
COC-우)	. 49
그림 55. TYPE B/호깅상태: 선체의 하중 분포(좌), 탈접착(SEB	-중,
COC-우)	49

## 제1장서 론

## 제 1 절 연구의 배경

섬유강화 복합재료(fiber reinforced composite)는 금속재료와 비교하여 좋은 기계적 물성을 가진다. 섬유강화 복합재료는 중량 대비 강도 비율이 매우 높다. 탄소섬유 복합재를 기준으로 중량 대비 강도가 철, 알루미늄과 비교하여 각각 4배, 1.4배이다. 또한 뛰어난 내부식성과 온도변화에 대한 치수안전성이 높다. 따라서 풍력 터빈 블레이드와 같은 실외 구조물에 자주 사용된다. 기업들은 구조물의 유지보수 비용을 절감하고 장기적인 안정성을 보장하기 위해 기존 재료보다 복합 재료를 선택하는 추세가 증가하고 있다.

국제해사기구(IMO)의 온실가스 규제에 의해 선박의 경량화가 요구되고 있고, 이에 따라 중대형선박을 복합재료로 설계 및 제작하려는 여러 시도들이 이뤄지고 있다. 유럽에서는 E-LASS (European network for lightweight applications at sea), FIBRESHIP 등의 다양한 중대형 복합재 선박과 관련된 협동연구를 진행하고 있다.

철제 선체는 보강재와 판이 용접에 의해 체결되어 있는 반면 복합재는 보강재와 판이 접착(bonding)에 의해 체결되어 있다. 접착은 용접에 비해 기계적 체결 강도가 낮기 때문에 상황에 따라 그림 1과 같이 보강재와 외판 사이의 탈접착이 발생한다. 이러한 탈접착은 보강판 구조의 최종 압축강도에 영향을 미치고, 더 나아가서 선체의 최종강도에 영향을 미친다.

1

## 제 2 절 선행 연구



그림 2. 복합재 보강판 구조의 탈접착 Chen et al. (2020)



그림 1. FIBRESHIP(좌), E-LASS(우)

복합재 선체에 대한 다양한 선행연구들이 존재한다. Chen et al. (2003) 에서는 Column approach를 통해 복합재 선체에 대한 종강도 해석을 수행하고, 신뢰성 분석을 했다. Chen and Soares (2007) 에서는 복합재 보강판 구조에 대한 비선형 해석을 수행하고, 점진적 붕괴해석을 통해 종강도 해석을 수행했다. Zhang et al. (2011) 에서는 복합재 선체에 대한 비선형 유한요소해석(non-linear FEA)을 통해 종강도 계산을 진행하고, 유리섬유 강화 복합재로 구성된 선체와 현무암 섬유 강화 복합재로 구성된 선체의 종강도를 비교 분석했다. Zhang et al. (2017)에서는 초기 처짐을 고려한 beam-column approach를 통해 복합재 선체에 대한 종강도 해석을 수행했다.

#### 제 3 절 연구의 목적

복합재 보강판 구조는 축방향 압축을 받을 때 외판과 보강재 간의 탈접착에 의해 최종강도가 낮아지게 되고, 이러한 복합재 보강판의 최종강도 감소에 의해 선체의 최종 종강도에 영향을 미친다. 이전의 복합재 선체에 대한 사전 연구들은 탈접착에 대한 영향을 고려하지 않았다. 하지만 탈접착은 선체의 종강도에 영향을 미치는 요소이고, 선체의 설계 및 해석과정에서 고려해야할 사항이다.

첫번째로 해당 연구에서는 복합재 선체에 대해 탈접착 효과를 고려한 종강도 해석 기법을 제시하는 것을 목표로 한다. 사용자 정의 재료물성 서브루틴(UMAT Subroutine)을 통해 복합재에 대한 비선형 파손 물성을 재현하였다. 응집 영 모델(Cohesive Zone Model)을 통해 보강재와 외판 사이에 존재하는 접착영역에 대한 파손 시작 및 진화를 예측했다. 이후 점진적 붕괴해석을 기반으로 복합재 선체에 대한 종강도 해석을 수행했다.

두번째로 해당 연구에서는 복합재 선박에서 탈접착이 종강도에 미치는 영향에 대한 연구를 수행하였다. 적용 예시를 통해 탈접착이 최종강도에 미치는 영향에 대해 고찰하였다. 특히 보강재의 형태 및 접착 방법에 따른 종강도 변화 특성에 대해 분석을 수행했다.

3

## 제 2 장 연구 방법

## 제 1 절 연구의 흐름도



그림 3. 연구의 흐름도

선체의 최종 종강도를 예측하는 방법에는 비선형 유한요소해석 (Nonlinear FEA)과 점진적 붕괴해석 (Progressive Collapse Analysis)이 있다. 비선형 유한요소해석을 수행할 경우 선체의 단면 전체를 모델링하여 해석을 진행하기 때문에 계산 시간이 많이 소요된다. 이에 비해 점진적 붕괴해석은 선체를 구성하는 일부 보강판구조에 대해 구조해석을 진행하여 얻은 평균 변형률-평균 응력 곡선 (average stress-average strain curve)을 통해 선체의 종강도를 계산하기 때문에 계산시간이 적게 소요된다. 따라서 해당 연구에서는 점진적 붕괴해석을 통해 복합재 선체의 최종 종강도를 계산했다. 점진적 붕괴해석을 수행할 경우, 선체 단면을 구성하고 있는 보강판의 평균 변형률-평균 응력 곡선을 정확히 예측하는 것이 가장 중요하다. 따라서, 평균 변형률-평균 응력 곡선을 계산할 때 이에 영향을 미치는 초기처짐, 경계조건 등을 고려해야 한다.

#### 제 2 절 복합재료 파손 해석 및 검증

#### 2.1 복합재료의 파손

조선해양분야에서는 아직까지 분리 모드 파손에 대한 평가가 가능한 Hashin 파손 기준식의 적용 사례가 많지 않다[Lee and Lee(2015)]. 또한, Hashin 파손 기준식이 기본적으로 내장되어 있거나 파손 이후의 재료 물성 저하를 예측하는 플라이 디스카운트 이론을 탑재한 범용 유한요소해석 프로그램은 극히 일부에 지나지 않아 복합재료 구조물의 파손평가가 쉽지 않다. 따라서 해당연구에서는 섬유파손과 기지파손을 모두 평가할 수 있는 Hashin 파손 기준 및 플라이 디스카운트 이론을 바탕으로 ABAQUS 사용자정의 재료물성 서브루틴(UMAT Subroutine)을 구축하여 복합재료에 대한 파손 물성을 구현했다.

#### 2.1.1 파손 기준식 (Failure Criteria)

다양한 복합재료 파손 기준식들이 많은 과학자들에 의해 제시되었으며, 이들을 다음과 같이 세 가지로 분류할 수 있다.

첫째로, 비상호작용(non-interactive) 기준은 응력 또는 변형률은

5

구성 요소 간의 간섭효과는 고려되지 않는다. 개별 응력 또는 변형 성분을 플라이 (ply)의 최대 인장·압축·전단강도의 크기 혹은 변형률과 비교하여 파손을 판단한다. 최대 응력 및 최대 변형률 기준이 이에 해당한다. 이러한 기준들의 파손 표면은 각각 응력 및 변형 공간에서 직사각형으로 표현된다.

둘째로 상호작용(interactive) 기준은 모든 응력 또는 변형률 성분을 포함한 단일 이차방정식(single quadratic equation)이나 텐서 다항방정식(tensor polynomial equation)을 활용하여 등식이 만족될 때 파손이 일어나는 것으로 판단하는 기준이다. 특히, 다항식을 구성하는 종방향 응력 성분항, 횡방향 응력 성분항 및 전단응력 성분항을 각각 도출하여 어떠한 성분이 파손에 크게 기여했는지를 분석함으로써 섬유파손 혹은 기지파손을 판단할 수 있다. 대부분의 대화형 고장 기준은 복합 재료 검정의 곡선 적합 데이터를 기반으로 하는 다항식이다. 대표적인 이론으로는 Tsai-Hill, Tsai-Wu 이론 등이 있다.

마지막으로 분리모드 기준(separate mode criteria)은 상기의 두 기준을 보강한 기준이다. 실제 복합재료에서는 섬유 파손 모드와 기지 파손 모드의 두 가지 주요 파손 모드가 있다. 섬유 파손 모드는 장력에 의한 섬유 파단 또는 압축의 섬유 좌굴로 인해 단층(lamina)이 파손된다. 기지 파손 모드에서는 기지의 균열로 인해 단층(lamina)에 파손이 발생한다. Hashin은 Tsai-Wu 이론이 복합 재료의 다양한 고장 모드를 구별할 수 없기 때문에 본질적인 문제가 있다고 언급했다[Hashin(1980)]. 분리모드 기준은 이러한 섬유파손과 횡기지파손, 전단기지파손을 별개의 다항방정식으로 분리하여 평가할 수 있을 뿐만 아니라, 다항식 선택 기준식이 명확하다는

6

장점이 존재한다. 특히, Tsai-Hill 및 Tsai-Wu 이론 등과 같은 상호작용 기준이 가지는 문제점, 예를 들면, 섬유 파손모드와 횡기지파손모드 간의 간섭효과를 지나치게 강조하는 문제점을 보완할 수 있는 특징이 있다[Barbero(2013)]. 대표적인 이론으로는 Hashin, Puck 파손 기준 등이 있다.

본 연구에서는 복합재 파손 기준식을 Hashin 파손 기준으로 채택하였다. 수많은 파손이론 가운데 비교적 단순하고, 필요한 물성치가 많지 않기 때문에 현재까지 최대응력이론, 최대변형률이론, Tsai-Hill이론 및 Tsai-Wu이론 등이 많이 사용되고 있다. 하지만 앞서 서술한 바와 같이 파손 모드를 분리하여 고려하지 못한다는 문제점이 있다. 이러한 모드 분리를 고려한 Hashin 파손 기준에 대해 많은 연구자들은 파손 모드를 구별하기 위한 최선의 접근법 중 하나라는 것에 동의했다[Huang et al.(1993), Chang and Chang(1987), Yamada and Sun(1978), Chang and Chang(1987)].

표 2-1 파손 기준

Failure Criteria	Failure Mode Failure Criteria		
Maximum Stress	х	$\begin{split} \sigma_1 < X_c,  \sigma_1 \geq X_t \\ \sigma_2 < Y_c,  \sigma_2 \geq Y_t \\  \sigma_{12}  \geq S_{12} \end{split}$	
Maximum Strain	Х	$\begin{split} \varepsilon_1 &< \varepsilon_1^c,  \varepsilon_1 \geq \varepsilon_1^t \\ \varepsilon_2 &< \varepsilon_2^c,  \varepsilon_2 \geq \varepsilon_2^t \\ & \gamma_{12}  \geq \Gamma_{12} \end{split}$	
Tsai-Hill	х	$\left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 - \frac{\sigma_1\sigma_2}{(X)^2} + \left(\frac{\sigma_2}{Y}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 \ge 1$	
Tsai-Wu	х	$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_6\sigma_{12} + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\sigma_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 \ge 1$	
	Fiber tensile failure	$d_f^t = \left(\frac{\sigma_1}{X_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 \ge 1$	
	Fiber compressive failure	$d_f^c = \left(\frac{-\sigma_1}{X_c}\right)^2 \ge 1$	
Hashin	Matrix tensile failure Matrix compressive failure	$d_m^t = \left(\frac{\sigma_2}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 \ge 1$	
		$d_m^c = \left(\frac{\sigma_2}{2S_{23}}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_c}{2S_{23}}\right)^2 - 1\right]\frac{\sigma_2}{Y_c} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 \ge 1$	
	Fiber-matrix shear-out failure	$d^{s} = \left(\frac{-\sigma_{1}}{X_{c}}\right)^{2} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^{2} \ge 1$	

#### 2.1.2 점진적 파손 모델 (Progressive Damage Model, PDM)

복합재는 금속과는 다르게 취성의 성질에 의해 항복강도와 항복구간이 없고, 극한강도까지 선형적으로 응력이 증가한 이후에 강성 저하(Stiffness Degradation)이 발생한다.

복합 재료의 특정 층(lamina)에서 파손 기준에 따라 파손이 발생하면 재료 물성 저하 모델(material property degradation model)에 따라 해당 층의 물성을 조정해야 한다. 점진적인 파손 분석을 위해 다양한 물성 저하 모델 이 제안되었다[Nahas(1986)]. 이러한 물성 저하 모델은 세 가지 일반 범주 중 하나에 속한다: 순간적 하중 저하(instantaneous unloading), 점진적 하중 저하(gradual unloading) 또는 일정한 응력 유지(Constant Stress). 그림 4는 이 세 가지 범주를 보여주고 있다. 순간적 하중 저하의 경우 해당 파손 모드와 관련된 재료 물성이 즉시 0으로 저하된다. 점진적 하중 저하의 경우 해당 파손 모드와 관련된 재료 물성이 0에 도달할 때까지



그림 4. 복합재와 알루미늄의 응력-변형률(Stress-Strain) 관계



그림 5. 복합재의 물성 저하 모델 [Sleight (1999)]

점진적으로 저하된다. 일정한 응력 유지의 경우 해당 파손 모드와 관련된 재료 물성이 저하되어 추가적인 하중을 견딜 수 없다. 단층이 파손될 때의 거동과 탄성 계수가 저하되는 것은 단층의 파손 모드에 따라 다르다.

재료 물성 저하 모델에 사용되는 일반적인 방법은 순간적 하중 저하에 속하는 플라이 디스카운트 이론 (ply-discount theory)이다 [Labeas et al.(2012)]. 해당 방법은, 파손기준을 만족하면, 단층의 탄성 재료 물성 중 하나 이상을 기존의 값을 0 또는 작은 일부로 설정한다. 물성 저하는 파손 모드에 따라 독립적이거나 상호작용 적일 수 있다.



본 연구에서는 파손된 단층의 재료 물성 저하를 재현하기 위해 표 2-2에 제시된 순간적 재료 물성 저하 모델(instantaneous material property degradation model)을 적용하였다. 표 2-2의 순간적 재료 물성 저하 모델은 인장 및 압축 균열과 섬유 인장 및 압축 파단에 대해 Tan et al.(1991)에서 실험적으로 증명되고 Camanho and Matthews (1999)에서 확장된 모델이다 [Labeas et al.(2012)].

Failure Mode	Degradation Rule	
Fiber tensile failure	$E_{11}^D = 0.07E_{11}$	
Fiber compressive failure	$E_{11}^D = 0.14E_{11}$	
Matrix tensile failure	$E_{22}^D = 0.2E_{22}, \ G_{12}^D = 0.2G_{12}$	
Matrix compressive failure	$E_{22}^D = 0.4E_{22}, \ G_{12}^D = 0.4G_{12}$	
Fiber-matrix shear-out failure	$G_{12}^D=\nu_{12}^D=0$	

표 2-2. 순간적 재료 물성 저하 모델

#### 2.1.3 사용자정의 재료물성 서브루틴 (UMAT Subroutine)

해당 연구에서는 Hashin 파손 기준식과 순간적 재료 물성 저하 모델(instantaneous material property degradation model)을 사용자정의 재료물성 서브루틴(UMAT Subroutine)을 통해 구현했다.

사용자정의 재료물성 서브루틴은 Integration Point에 대해 ABAQUS 외에서 Jacobian Matrix를 계산하여 다시 반환해주는 코드이다. 여기서 Jacobian Matrix는 다음과 같다.

$$C = \frac{\partial \Delta \sigma}{\partial \Delta \varepsilon}$$

평면 응력일 경우에는 다음과 같은 행렬로 표현된다.

$$C = \frac{1}{\Delta} \begin{bmatrix} E_{11} & \nu_{21}E_{11} & 0 \\ & E_{22} & 0 \\ & & & G_{12} \end{bmatrix}$$

 $(\Delta = 1 - \nu_{12}\nu_{21})$ 

서브루틴 내에서 Hashin 파손 기준에 의해 파단이 되었다고 판단될 경우에는 표 2-2의 재료 물성 저하 모델에 따라하여 물성이 저하된 Jacobian Matrix를 구성하고, 이를 ABAQUS로 반환한다. 매 스텝에서 이러한 과정들이 반복되어 복합재료에 대한 점진적 파손 해석을 수행한다.





그림 7. 사용자정의 재료물성 서브루틴의 흐름도

2.1절의 복합재료 파손 해석 방법에 대한 검증을 수행했다. 복합재료로 구성된 보강판 구조에 대한 좌굴 파단 해석을 통해 검증을 완료했다.

#### 2.2.1 검중 모델

Falzon et al. (2000)의 복합재료 보장판 모델을 검증 모델로 삼았다. Blade-type 보강판이고, 네개의 보강재가 외판(Skin)에 접착되어 있는 형 태이다. 중앙의 두 보강재 사이의 간격은 외부 보강재와 인접 보강재 사이의 간격의 두 배이다. 복합재료인 T800/924C의 물성치는 표 2-4과 같다. 보 강판의 끝단은 균일한 하중이 가해지는 것을 보장하기 위해 에폭시 수지/섬 유 유리 혼합물에 심어졌으며(potted), 양 끝이 병렬로 가공되었다. 보강판 은 최종 압축 강도를 평가할 수 있도록 변위 제어 하에 250톤 시험기에 단 축(uniaxial) 압축으로 하중이 가해졌다.



그림 8. 복합재료의 파손해석



그림 9. 복합재료 파손해석 검증 모델

	Stacking Sequence
Skin	[90/0 <sub>2</sub> /90/±45/0/90/±45/0] <sub>s</sub>
Web	[90/0/90/±45/90/0 <sub>2</sub> /90/±45/±45/90] <sub>s</sub>

표 2-3.	검증	모델의	적충	상태
				0 .

丑	2-4.	검증	모델의	복합재료	물성
---	------	----	-----	------	----

	Material Properties (T800/924C unidirectional CFRP)		
$E_1$	145 GPa		
$E_2$	9.5 GPa		
<i>G</i> <sub>12</sub>	5.0 GPa		
G <sub>23</sub>	3.7 GPa		
ν <sub>ε</sub>	0.3		
$X_t$	2700 MPa		
X <sub>c</sub>	1650 MPa		
Y <sub>t</sub>	55 MPa		
Y <sub>c</sub>	225 MPa		
<i>S</i> <sub>12</sub>	100 MPa		

#### 2.2.2 선형 고유값 해석(Linear Eigenvalue Analysis)

초기처짐의 효과를 고려하기 위해 구조해석을 수행하기에 앞서 선형 고유값 해석(linear eigenvalue analysis)을 수행했다. 실제 시편의 좌굴형상과 가장 유사한 첫번째 모드를 초기처짐의 형상으로 채택하였다. 추후 구조해석을 수행할 때 채택된 형상의 최대변위가 외판의 5%가 되도록 축소하여 초기처짐으로 설정했다 [Falzon and Hitchings(2003)]



그림 10. 시편의 좌굴형상



그림 11. 선형 고유값 해석 결과

2.2.3 구조해석 방법에 대한 선택 (Selection of Structural Analysis Method)

구조해석은 총 3가지 방법으로 진행했다. 첫번째 방법은 뉴턴-랩슨 방법(Newton-Rhapson method)에 기반한 static general analysis이다. 두번째 방법은 arc-length analysis이다. 세번째 방법은 implicit dynamic analysis이다. 첫번째와 두번째 방법은 준정적(quasi-static) 해석 방법이기 때문에 본질적으로 동적이고 급격한 변경을 겪는 모드 스위치 현상(mode switch phenomenon)에서 수치적 수렴성을 겪는 것을 확인할 수 있었다. 세번째 방법인 implicit dynamic analysis는 모드 스위치 현상과 같이 불안정한 상황에서 접선 강성 행렬(tangent stiffness matrix)이 특이행렬인 경우에도 적용된 하중은 관성력에 의해 평형을 이룰 수 있다.

 $A\ddot{\mathbf{u}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{u}} + \mathbf{K}\mathbf{u} =$  $= \mathbf{f}(t)$ **Stiffness Load** Inertia Load **Applied Load** 그림 12. 동적 해석 방정식

검증 모델에 대해 세가지 해석 방법을 수행하고 압축 변위에 대한 하중을 확인한 결과는 그림 13과 같다. 앞서 기술한 바와 같이 준정적 해석인 static general analysis, arc-length analysis는 모드 스위치 구간에서 수렴이 안되는 결과를 보이고, 동적 해석인 implicit dynamic analysis는 수렴이 되는 것을 확인했다. 따라서 본 연구에서는 복합재료 보강판에 대한 구조해석은 implicit dynamic analysis로 선정했다.



그림 13. 구조해석 수행 결과: Static General (좌), Arc-length(중), Dynamic Implicit (우)

#### 2.2.4 메시 수렴성 테스트 (Mesh Convergence Test)

Mesh의 크기에 따른 해석 결과의 수렴성에 대해 조사했다. Mesh의 크기는 longitudinal, transeverse, web 총 3곳에 대해 바꿔가며 극한 강도(ultimate load), 모드 스위치 하중(mode switch load)에 대한 수렴성 조사를 수행했다.



그림 15. 극한 강도와 모드 스위치 하중

수렴성을 조사한 결과, longitudinal의 mesh 크기는 15mm, transverse의 mesh 크기는 20mm, web의 mesh 크기는 12mm가 적절함을 확인할 수 있었다. 해당 기준은 추후 3절의 보강판 해석에서도 적용했다.



그림 16. Longitudinal, transverse, web에 대한 mesh 수렴성 결과

#### 2.2.5 결과

다음과 같은 결과로 복합재 파손 해석의 유효성을 검증하고, 단축 압축 하중 하에서 복합재 보강판 구조에 대해 좌굴 파손을 예측할 수 있음을 확인했다. 그림 17은 검증 모델의 실험 결과와 해석 결과에 대해 압축 변위-하중 관계를 나타내고 있다. 두 결과는 선형 구간에서의 강성은 2.9%, 모드 스위치 하중은 8%, 극한 하중(붕괴 하중)은 1.9% 차이가 존재한다. 그림 18는 실험 결과와 해석 결과의 좌굴모드를 보여주고 있다. 해석 모델이 좌굴 모드를 예측하고 실험적 현상인 좌굴 모드 스위치 현상을 4개의 반파장에서 5개로 성공적으로 예측함을 알 수 있다. 그림 19는 실험 모델과 해석 모델의 최종 파단 위치를 나타내고 있고, 두 결과 모두 시편 중반부에서 보강재와 외판의 파손을 보여주고 있다.



그림 17. 실험 결과와 해석 결과에 대해 압축 변위-하중 관계

표 2-5. 검증 모델에 대한 실험 결과와 해석 결과

Load	Experiment	Implicit Dynamic	Diff. (%)
Initial Stiffness	178kN/mm	183kN/mm	2.9
Mode Switch Load (A, A')	544kN (A)	511kN (A')	-8.0
Collapse Load (B, B')	603kN (B)	591kN (B′)	-1.9







### 제 3 절 탈접착 해석 및 검증

#### 3.1 응집 영역 모델(Cohesive Zone Model)

응집성 표면(cohesive surface)은 두께가 0이거나 인터페이스 두께가 무시할 정도로 작다. 트랙션-분리 법칙(traction separation law)은 초기 선형 탄성 거동을 고려하며, 시작 및 손상 진화에 의해 계승된다. 계면 표면을 따른 상대 변위는 'δ'로 표시되며, 응집 영역의 트랙션-분리 거동은 그림 20과 같이 나타낼 수 있다[Chetan et al.(2021)].



그림 20. 응집 영역 모델(Cohesive Zone Model)

보강재와 외판 사이의 접착부에서의 박리 성장(delamination growth)은 혼합 모드(mixed-mode) 하중 하에서 발생할 가능성이 높다. 따라서 혼합 모드 박리 시작(delamination onset) 및 박리 전파(delamination propagation)를 다루는 surface based cohesive contact에 대한 공식을 선정해야 한다[Camanho and Davila(2002)].



그림 21. 혼합 모드 [Ishtiyaque and Shaikh (2017)]

### 3.1.1 구성 방정식(constitutive relation)

트랙션과 분리 변위는 이중 선형(bi-linear) 구성 방정식을 따른다. 스 칼라 데미지 변수(D)는 재료의 전체 파손을 나타낸다. 구성방정식의 형태는 식(1)과 같다. 방향의 표기법(notation)은 n은 수직 방향을 나타내고, s와t 는 두 전단방향을 나타낸다.

$$\begin{cases} t_n \\ t_s \\ t_t \end{cases} = (1 - D) \begin{bmatrix} K_{nn} & \\ & K_{ss} & \\ & & K_{tt} \end{bmatrix} \begin{cases} \delta_n \\ \delta_s \\ \delta_t \end{cases} \quad \cdots (1)$$



#### 3.1.2 Delamination onset

순수한 모드 I, II 또는 III 부하에서 접지면 박리 시작(delamination onset)은 트랙션 구성요소를 각각의 허용 가능한 트랙션과 비교하여 간단히 결정할 수 있다. 그러나 혼합 모델에서의 박리 시작 및 해당 연화 특성은 관련된 트랙선의 구성 요소 중 하나가 각각의 허용 가능한 수준에 도달하기 전에 발생할 수 있으며, 이는 일반적으로 무시되는 문제이다. Cui et al. (1992)은 박리를 예측할 때 층간 응력 구성요소 간의 상호작용의 중요성을 강조했다. 최대 스트레스 기준(maximum stress criteria, 식(1))을 사용하여 나쁜 결과를 얻는 것으로 나타났다. 따라서, 박리 시작 시 트랙션 구성 요소의 상호 작용 효과를 포함하는 이차 공칭 응력 기준(quadratic nominal stress criterion, 식(2))을 박리 시작에 대한 기준으로 활용했다[Camanho and Davila(2002)].

$$Max\left\{\frac{\langle t_n \rangle}{t_n^o}, \frac{t_s}{t_s^o}, \frac{t_t}{t_t^o}\right\} = 1 \quad \dots (2)$$
$$\left\{\frac{\langle t_n \rangle}{t_n^o}\right\}^2 + \left\{\frac{t_s}{t_s^o}\right\}^2 + \left\{\frac{t_t}{t_s^o}\right\}^2 = 1 \quad \dots (3)$$

#### 3.1.3 Delamination propagation

접착제의 모드 비율 함수로서 파단 인성의 변화를 정확하게 설명하기 위해, Benzeggagh와 Kenane이 제안한 혼합 모드 기준을 채택했다. 이 기준은 Mode I 및 Mode II 파괴 인성과 다른 모드 비율에서 MMB 시험에서 얻은 매개변수 η 의 함수로 표현된다. 혼합모드에서의 에너지 방출률(Energy release rate)은 식 (4)와 같이 표현된다.



그림 23. Benzeggagh와 Kenane (B-K) 혼합 모드 기준

#### 3.2 탈접착 해석에 대한 검증

#### 3.2.1 검증 모델(validation model)

탈접착 해석에 대한 유효성을 검증하기 위한 검증 모델은 Li et al. (2022)이 Hat type 복합재료 보강판 구조 일부분에 대해서 4 점 굽힘 시험(4-point bending test)를 수행한 모델로 삼았다.

4 점 굽힘 시험 설정은 그림 24 와 같으며, 하중에 대한 모식도는 그림 25 과 같다. 하중작용 지점과 구속 지점 사이의 거리는 각각 60 mm 와 160 mm 이다. 정적 시험은 INSTRON 시험기에서 수행되었다. 시험은 표준 ASTM D7264 를 참조하여 수행되었다. 재료에 대한 물성치와 적충상태는 표 2-6~2-8 과 같다.



그림 24. 4점 굽힘 시험



그림 25. 하중작용 지점과 구속 지점

#### 표 2-6. 복합재료 물성치

	Material Properties of Composite
E <sub>1</sub>	163.5 GPa
$E_2$	9.0 GPa
<i>G</i> <sub>12</sub>	4.14 GPa
<i>G</i> <sub>23</sub>	3.08 GPa
$\nu_{12}$	0.32

	Stacking Sequence		
Skin	[45/-45/-45/90/45/0] <sub>s</sub>		
Stiffener	[45/0 <sub>2</sub> /-45/90/-45/0 <sub>2</sub> /45]		

표 2-7. 외판과 보강재의 적층 상태

	Interfacial Properties
$\sigma_1^0$	20 MPa
$\sigma_2^0$	30 MPa
$\sigma_3^0$	30 MPa
$G_{1C}$	0.2 N/mm
$G_{2C}$	2 N/mm
G <sub>3C</sub>	2 N/mm

#### 3.2.2 유한요소 모델(FE model)

그림 26 과 같이 유한요소모델은 대칭구조임을 감안하여 전체 시편의 1/2 모델로 모델링했다. 계산효율성을 고려하여 복합재료로 구성된 외판과 보강재는 ABAQUS 의 2D Shell 요소인 S4R 요소로 모델링했다. 접착부는 surface based cohesive contact 조건을 통해 모델링했다.

그림 27 와 같이 경계조건은 Test set-up 을 고려하여 constraint point 에서는 U2,U3,UR1 을 구속했고, 대칭면에서는 U1,UR2,UR3 를 구속했다. 하중이 가해지는 Loading Point 에서는 Reference Point 에서 U2=-20mm 로 설정하고, Reference Point 와 Loading Point 와 사이에 MPC 구속조건을 설정했다.



#### 3.2.3 결과

하중이 가해지는 Loading point 에서의 하중-변위 관계에 대해 Li et al.(2022)의 실험 및 해석결과와 해당 연구에서의 해석결과에 대한 비교 분석을 수행했다. 그림 28 을 통해 해석모델에 대한 탈접착(debonding)의 전체적인 경향성이 유사한 경향성을 통해 해석 모델에 대한 유효성을 검증했다. 실험결과와 비교하여 탈접착이 시작되는 하중은 1.41% 차이가 존재하고, 변위는 10.1% 차이가 존재한다. 또한 탈접착의 시작이 발생하는 위치와 파손이 진화하는 과정도 실험과 유사한 것을 확인했다(그림 29).



표 2-9. 탈접착 개시 시점 비교

	Experiment (avg)	FEM (Li et al, 2022)	FEM (Present Study)	Difference with Exp. (%)
Debonding Initiation Load (N)	893.7	944.19	906.3	-1.41
Debonding Initiation Displacement (mm)	10.8	11.49	11.9	-10.1



그림 29. 탈접착 발생 위치 비교

### 제 4 절 점진적 붕괴 해석 및 검증

#### 4.1 점진적 붕괴해석

보강판 구조는 크게 외판과 보강재를 분리된 형태로 취급하는 PSS(Plate Stiffener Separation) 접근과 외판과 보강재를 결합된 형태로 취급하는 PSC(Plate Stiffener Combination) 접근이 있다. PSC 접근에 기반한 점진적 붕괴해석은 선체를 구성하는 보강판 구조(PSC Element)에 대해 구조해석을 진행하여 얻은 평균 하중-변형률 곡선(Load-Strain curve)을 통해 선체의 종강도를 계산한다(그림 30). 해당 연구에서는 점진적 붕괴해석을 통해 선체의 최종 종강도를 계산했다. 그림 31은 Smith et al. (1977)에 기반한 점진적 붕괴해석의 알고리즘이다.



그림 30. 점진적 붕괴해석을 통한 선체의 최종종강도 계산 과정



그림 31. 점진적 붕괴해석 알고리즘

#### 4.1.1 보강판 구조에 작용하는 변형률의 계산

보강판 구조에 작용하는 하중을 구하기 위해서는 보강판 구조에 작용하는 변형률을 먼저 알아야한다. 보강판 구조에 작용하는 변형률은 식(5)와 같다.

$$(\varepsilon_i)_n = [(Z_{NA})_n - (Z_i)_n] \phi_n \quad \cdots \quad (5)$$

식(5)에서 (**Z**<sub>i</sub>)<sub>n</sub>는 i번째 보강판 구조의 중립 축의 수직 좌표이다. 그림 32와 같이 수직 축에 대한 보강판 구조의 회전변환을 고려하면 (**Z**<sub>i</sub>)<sub>n</sub>는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

#### $(Z_i)_n = Z_{i\_Datum} + Z_{i\_local} \cdot \cos \theta \quad \cdots (6)$

복합재료의 보강판 구조는 적층 구조로 이루어져 있다. 적층 구조는



그림 32. 보강판 구조의 회전변환

각각의 플라이의 적층각에 따라 전체 구조의 강성과 중립축의 위치가 변하므로 적층 각도를 고려해야 한다. 플라이의 적층각을 α라고 하면 각 플라이의 강성 **Q**<sub>i</sub>는 다음과 같다[Lee et al.(2007)].

 $\overline{Q}_{i} = Q_{11}(\cos\alpha)^{4} + Q_{22}(\sin\alpha)^{4} + 2(Q_{11} + 2Q_{66})(\cos\alpha)^{2}(\sin\alpha)^{2} \quad \cdots (7)$ 

그림 33과 같이 각 플라이의 적층각을 고려할 때, 보강판 구조의 국부 좌표계에서의 중립축 **Z**<sub>i local</sub>은 다음과 같다.

$$Z_{i\_local} = \frac{\sum \overline{Q}_j A_j Z_j}{\sum \overline{Q}_j A_j} \quad \cdots (8)$$



#### 4.1.2 보강판 구조에 작용하는 하중(load) 계산

각각의 PSC 보강판 구조에 대한 하중-변형률 곡선과 4.1.1절에서 구한 변형률( $\varepsilon_i$ )<sub>n</sub>을 통해 i번째 보강판 구조에 작용하는 하중 ( $F_i$ )<sub>n</sub>을 구할 수 있다. Deck부에 인장 변형이 발생하고, bilge부에 압축이 작용하면 그림 34와 같이 변형률에 대한 하중을 구할 수 있다. 선체 전체에 작용하는 하중의 합(F)<sub>n</sub>은 전체 보강판 구조에 작용하는 하중의 합과 같다.



$$(F)_n = \sum (F_i)_n \cdots (9)$$

그림 34. 보강판 구조에 대한 하중-평균 변형률 곡선

#### 4.1.3 중립축의 재계산(Recalculation of Neutral Axis)

점진적 붕괴해석의 초기에는 보강판 구조에서의 변형률과 하중을 계산하기 위해 임의로 선체의 중립축의 위치를 선체 깊이의 반으로 ((Z<sub>NA</sub>)<sub>n\_initial</sub> = 0.5 \* Depth) 가정했다(그림 31). 하지만 실제 중립축의 위치는 선체 깊이의 반이 아니기 때문에 재계산을 수행해야 한다. 재계산은 선체 단면 전체에 작용하는 합력(F)<sub>n</sub>을 기준으로 수행했고, (F)<sub>n</sub> < 0.001을 만족할 때까지 반복 계산(iterative calculation)이 되도록 설정했다. 반복적인 계산을 통해 정확한 중립축의 위치를 찾아가는 과정은 이분법(bisection method)를 활용했다. 그림 35는 matlab 상에서 iteration이 증가함에 따라 중립축의 위치가 일정한 값으로 수렴하는 것을 보여주고 있다.



그림 35. Iteration 증가에 따른 중립축의 변화

#### 4.2 점진적 붕괴해석의 검증

점진적 붕괴해석에 대한 검증은 두가지 선체 모델에 대해 진행했다. 첫번째 모델은 Chen and Soares (2008)의 복합재 선체모델로, 선체의 종강도에 대한 수치해석적 데이터가. 두번째 모델은 Dow (1991)의 금속재 선체모델로, 선체의 종강도에 대한 실험적, 수치해석적 데이터가 존재한다. 첫번째 모델에서는 참고할 실험적인 결과가 존재하지 않기 때문에, 해석의 유효성을 더하기 위해서 실험결과가 존재하는 두번째 모델에 대해서도 점진적 붕괴해석을 수행했다.

#### 4.2.1 복합재 선체

Chen and Soares (2008)의 복합재 선체모델의 중앙부 단면 형상은 그림 36과 같고, bilge부와 deck/side부에 대한 하중-변형률 곡선은 그림 37과 같다.

점진적 붕괴해석을 수행한 결과 이전 연구와 비교했을 때 극한강도를 기준으로 새깅(sagging) 상태에서는 1.55% 차이가 나고, 호깅(hogging)상태에서는 4.6% 차이가 남을 확인했다(표 2-10, 2-11).





그림 37. 복합재 선체 모델의 중앙부 단면 그림 36. Bilge와 deck/side의 하중-변형률 곡선







그림 39. 복합재 선체의 중립축-곡률 관계

Sagging Case	Result	Chen, Soares (2008)	Difference (%)
Ultimate Longitudinal Strength (N•mm)	1.282e11	1.263e11	+1.55
Ultimate Curvature (1/mm)	2.9e-6	2.946e-6	-1.56
Neutral Axis at Linear Stage (mm)	3039.32	3022.57	+0.56

표 2-10. 새깅 상태에서의 극한강도 및 중립축에 대한 비교

표 2-11. 호깅 상태에서의 극한강도 및 중립축에 대한 비교

Hogging Case	Result	Chen, Soares (2008)	Difference (%)
Ultimate Longitudinal Strength (N•mm)	1.762e11	1.847e11	-4.60
Ultimate Curvature (1/mm)	3.9e-6	4.203e-6	-7.21
Neutral Axis at Linear Stage (mm)	3092.98	3025.82	+2.22

#### 4.2.2 금속재 선체

Dow (1991)의 1/3 frigate 모델의 중앙부 단면 형상은 그림 40와 같고, 해당 모델에 대해 점진적 붕괴 해석을 수행했다. 각 PSC 보강판 구조에 대한 하중-변형률 곡선은 Zhang and Khan (2009)에서 제시한 극한강도 경험식과 Shen et al. (2021)에서 제시한 하중-변위 경험식을 기반으로 유추했다.

Zhang and Khan: 
$$\frac{\sigma_{xu}}{\sigma_{Yeq}} = \frac{1}{\beta^{0.28}\sqrt{1+\lambda^{3.2}}} \cdots (10)$$

Shen et al.: 
$$\begin{cases} \frac{\sigma_{x}}{\sigma_{Yeq}} = \overline{E}_{T0} \frac{\varepsilon_{x}}{\varepsilon_{Yeq}} & for \frac{\varepsilon_{x}}{\varepsilon_{Yeq}} \le \frac{\varepsilon_{xe}}{\varepsilon_{Yeq}} \\ \frac{\sigma_{x}}{\sigma_{Yeq}} = \frac{1}{\sigma_{Yeq}} \frac{\sigma_{xu} - \sigma_{xe}}{\varepsilon_{xu} - \varepsilon_{xe}} (\varepsilon_{x} - \varepsilon_{xu}) + \frac{\sigma_{xu}}{\sigma_{Yeq}} & for \frac{\varepsilon_{xe}}{\varepsilon_{Yeq}} \le \frac{\varepsilon_{x}}{\varepsilon_{Yeq}} \le \frac{\varepsilon_{xu}}{\varepsilon_{Yeq}} & \cdots (11) \\ \frac{\sigma_{x}}{\sigma_{Yeq}} = C \frac{\sigma_{xu}}{\sigma_{Yeq}} + (1 - C) \frac{\sigma_{xu}}{\sigma_{Yeq}} \exp\left(\frac{\varepsilon_{xu}}{\varepsilon_{Yeq}} - \frac{\varepsilon_{x}}{\varepsilon_{Yeq}}\right) & for \frac{\varepsilon_{xe}}{\varepsilon_{Yeq}} \le \frac{\varepsilon_{x}}{\varepsilon_{Yeq}} \le \frac{\varepsilon_{xu}}{\varepsilon_{Yeq}} \end{cases}$$

점진적 붕괴해석을 수행한 결과 실험값[Dow (1991)]와 비교했을 때 극한강도를 기준으로 새깅(sagging) 상태에서는 1.65% 차이가 나고(표 2-12), 호깅(hogging)상태에서는 다른 사전 연구들과 비교했을 때 유사한 경향성을 확인했다(그림 41).



그림 40. 금속재 선체 모델의 중앙부 단면 [Dow (1991)]



그림 41. 금속재 선체의 굽힘모멘트-곡률 관계

표 2-12. 극한강도에 대한 비교

Ultimate Longitudinal Strength	Sagging Case (N·mm)	Hogging Case (N·mm)
ALPS/HULL	9.952.E+09	1.070.E+10
ANSYS	1.06E+10	1.12E+10
CSR	1.02E+10	1.19E+10
Modified P-M	9.30E+09	1.03E+10
Test	9.96E+09	N/A
Present Study	9.79E+09	1.10E+10
Difference (%)	1.65	N/A

## 제 3 장 적용 예시

#### 제 1 절 복합재 선체 모델

보강재 및 접착제에 따른 탈접착 효과를 확인하기 위해 총 6가지 선체 모델을 구성했다. 보강재의 형상에 따른 탈접착 효과를 확인하기 위해 Type A 와 Type B 두가지 형상의 선체를 적용 예시로 설정했다. Type A는 blade-type 보강재로 구성되어 있고, Type B는 hat-type 보강재로 구성 되어 있다(그림 42). Type A 와 Type B 모두 외판은 동일한 조건을 갖추 고 있다.

또한 보강재와 외판 사이의 접착 방식 (bonding method)에 따른 탈접착 효과를 확인하기 위해 Secondary bonding (SEB), co-bonding (COB), co-curing (COC) 총 3가지 접착 방식을 활용했다. Secondary bonding는 보강재와 외판 모두 경화가 된 이후에 접착 필름으로 두 구조물을 접착시키는 방식이고, co-bonding은 한쪽 구조만 경화된 상태에서 나머지 한쪽을 접착제와 같이 경화시키는 방식이고, co-curing은 양쪽 모두 경화가 되지 않은 상태에서 접착제 없이 같이 경화를 시키는 방식이다[Hasan et al. (2019)]. 접착 강도는 COC, COC, SEB 순으로 높다(표 3-3).

40



그림 42. 선체: Type A (좌), Type B (우)



그림 43. 보강재의 형상: blade type (좌), hat type (우)

표 3-1. 보강재의 치수

		h	$b_1$	<i>b</i> <sub>2</sub>	b <sub>3</sub>	$b_4$
Туре А	Deck and Side	60	300	62		
	Bilge	90	400	124		
Turne P	Deck and Side	60	300	50	62	18
туре в	Bilge	90	400	100	124	38
					+= -	

\*Frame Space = 800mm

표 3-17. 보강재의 적충각

Compos	ite Layup	Deck and Side	Bilge
	Plate	[04/45/04/45]	[0 <sub>6</sub> /45 <sub>2</sub> /0 <sub>6</sub> /45]
Туре А	Web	[0 <sub>4</sub> /45/0 <sub>4</sub> /45] <sub>S</sub>	[0 <sub>6</sub> /45 <sub>2</sub> /0 <sub>6</sub> /45] <sub>S</sub>
	Flange	[0 <sub>5</sub> /45/0 <sub>5</sub> /45] <sub>S</sub>	[0 <sub>7</sub> /45 <sub>2</sub> /0 <sub>7</sub> /45] <sub>S</sub>
	Plate	[0 <sub>4</sub> /45/0 <sub>4</sub> /45] <sub>S</sub>	[0 <sub>6</sub> /45 <sub>2</sub> /0 <sub>6</sub> /45] <sub>S</sub>
Туре В	Web	[0 <sub>4</sub> /45/0 <sub>4</sub> /45] <sub>S</sub>	[0 <sub>6</sub> /45 <sub>2</sub> /0 <sub>6</sub> /45] <sub>S</sub>
	Flange	[0 <sub>4</sub> /45/0 <sub>4</sub> /45] <sub>S</sub>	[0 <sub>6</sub> /45 <sub>2</sub> /0 <sub>6</sub> /45] <sub>S</sub>
	Table	[0 <sub>5</sub> /45/0 <sub>5</sub> /45] <sub>S</sub>	[07/452/07/45]s

Adhesive	SEB	СОВ	COC
$\sigma_1^0 (MPa)$	15.6	25	50
$\sigma_2^0 (MPa)$	18.4	29.5	59
$\sigma_3^0 (MPa)$	18.4	29.5	59
$G_{1C} (N mm^{-1})$	0.0531	0.085	0.17
$G_{2C} (N mm^{-1})$	0.146	0.234	0.467
$G_{3C} (N mm^{-1})$	0.146	0.234	0.467

표 3-33. 접착제의 물성치

표 3-34. 복합재의 물성치

WR/polyester GRP			
$E_1(GPa)$	15.8		
E <sub>2</sub> (GPa)	15.8		
<b>G</b> <sub>12</sub> ( <b>GPa</b> )	3.5		
G <sub>23</sub> (GPa)	0.35		
v <sub>p</sub>	0.13		
X <sub>t</sub> (MPa)	249		
$X_{c}(MPa)$	213		
Y <sub>t</sub> (MPa)	249		
Y <sub>c</sub> (MPa)	213		
S <sub>12</sub> (MPa)	104		

#### 제 2 절 복합재 보강판의 해석

점진적 붕괴해석을 수행하기 위해서는 보강판 구조에 대한 하중-변형률 관계를 구해야 한다. 하중-변형률 관계를 구하기 위해서 복합재 보강판 구조에 대한 강도해석을 수행했다.

복합재 보강판의 경계 조건과 접촉 조건은 실제 환경과 유사하도록 설정했다. 가로 방향 면(y-z 면)은 transverse frame와 인접해 있기 때문에, 한쪽은 fixed condition을 적용하고, 한쪽은 인장 및 압축에 대한 변위만 있도록 설정했다. 세로 방향 면(x-z 면)은 longitudinal girder가 존재하지 않기 때문에 symmetric condition을 적용했다. 보강재와 외판 사이에는 접착제의 파손에 의한 탈접착을 고려할 수 있도록 cohesive contact 조건을 설정했다.



그림 44. 복합재 보강판의 경계 조건, 접촉 조건

#### 제 3 절 결과

Type A, Type B 선체에 각각 세종류의 접착방법을 적용하여 점진적 붕괴해석을 진행한 결과는 그림 45, 그림 46과 같다. 접착방법에 따라 최종 종강도에 변화가 존재하는 것을 알 수 있다.



그림 45. 접착방식에 따른 굽힘모멘트-곡률 관계 (Type A)



Туре А	Adhesive	Result (MN-mm)
Ultimate Longitudinal <b>Г</b> Strength (Hogging) <sub>Г</sub>	COC	$1.002 * 10^5$
	СОВ	$1.002 * 10^5$
	SEB	$9.838 * 10^4$
Diff. b/w COC & SEB (%)		1.86
Ultimate Longitudinal	COC	$-4.278 * 10^4$
	СОВ	$-3.891 * 10^4$
	SEB	$-3.469 * 10^4$
Diff. b/w COC & SEB (%)		18.9

표 3-5. 접착방식에 따른 극한 강도 (Type A)

표 3-6. 접착방식에 따른 극한 강도 (Type B)

Туре В	Adhesive	Result (MN-mm)
Ultimate Longitudinal Strength (Hogging)	COC	$1.098 * 10^5$
	СОВ	$1.098 * 10^5$
	SEB	$1.061 * 10^5$
Diff. b/w COC & SEB (%)		3.38
Ultimate Longitudinal Strength (Sagging)	COC	$-1.036 * 10^{5}$
	СОВ	$-1.018 * 10^{5}$
	SEB	$-9.933 * 10^4$
Diff. b/w COC & SEB (%)		4.42

## 제4장논 의

## 제 1 절 보강재에 따른 탈접착 효과 및 종강도 감소

Type A의 blade-type 보강재가 Type B의 hat-type 보강재보다 강성이 낮다. 새깅(sagging) 상태에서 Type A가 Type B보다 접착제에 따른 종강도 감소가 더 큰 것을 알 수 있다(그림 47). 이러한 이유는 보강재의 강성이 더 낮을수록 좌굴에 의해 유도되는 탈접착에 더욱 취약하기 때문이다. 외판의 좌굴이 발생하며 보강재에 회전각이 발생하게 되는데, 이러한 회전 각에 의해 보강재와 외판 사이의 접착제에 수직방향 탈접착이 유도된다(그림 49).



그림 48. 새깅상태에서의 Type B 선박의 종강도(좌), Type B/SEB 탈접착(우)



그림 49. 좌굴에 의한 탈접착

보강재의 강성이 낮은 Type A에서는 최종파단이 보강재와 외판 등에서 발생하기 전에 보강재와 접착제 사이에서 발생하게 되지만, Type B에서는 최종파단이 보강재와 외판에서의 복합재료 파손에 의해 발생한다. 따라서 보강재의 강성이 낮을수록 탈접착이 보강판의 최종강도에 미치는 영향이 크고, 보강재의 강성이 높을수록 탈접착이 최종강도에 미치는 영향이 작다.



#### 제 2 절 접착 방식에 따른 탈접착 효과 및 종강도 감소

보강재와 외판 사이의 접착 방식(bonding method)에 따른 탈접착 효과를 확인하기 위해 Secondary bonding(SEB), co-bonding(COB), co-curing(COC) 총 3가지 접착 방식을 활용했다. 접착 강도는 COC, COB, SEB 순으로 높다. 접착강도에 따라 복합재 보강판 구조의 최종강도가 달라지고 이는 선체의 최종강도의 변화에 영향을 미친다.

표 3-5, 3-6에 따르면 Type A/새깅 상태에서 COC 대비 SEB의 종강도 감소가 가장 큰 것을 알 수 있다. 이러한 이유는 보강재의 강성이 작고 초기 접착면적에 비해 탈접착 면적이 크기 때문이다(그림 52).

Type A/호깅 상태에서 COC 대비 SEB의 종강도 감소가 가장 작은 것을 알 수 있다(표 3-5). 나머지 상태들은 모두 접착면에서 하중과 수직한 방향으로 탈접착이 일어나고, 이에 의해 외판이 보강재에서 떨어지며 최종 파단이 일어났는데, Type A/호깅 상태에서만 탈접착이 접착면을 완전히 가로지르며 탈접착이 발생하지 못했다. 또한 하중과 수직한 방향으로 접착면에서 완전한 탈접착이 발생하지 않으면 보강판과 선체의 최종강도의 감소가 크지 않음을 확인했다.

추후에 설계를 진행할 때, 접착방식이 최종강도에 미치는 영향을 줄이기 위해서는 다음과 같은 방안들이 있다. 첫째, 보강재의 강성이 작고 탈접착 면적이 크면 복합재 보강판과 선체의 최종강도가 크게 감소한다. 둘째, 접착면을 넓게 하면 보강재의 강성이 떨어져도 최종강도 감소를 줄일 수 있다. 셋째, 보강재의 강성이 크면 탈접착 면적이 비교적 커도 최종강도가 탈접착의 영향을 크게 받지 않는다.

48



그림 55. Type B/호깅상태: 선체의 하중 분포(좌), 탈접착(SEB-중, COC-우)

## 제5장결 론

본 연구에서는 복합재 선체의 탈접착 효과를 고려한 종강도 해석 기법을 제시하고, 타당성을 검증하기 위해 해석 기법의 각 단계에 대해 비교검증을 수행했다. 사용자 정의 재료물성 서브루틴(UMAT Subroutine)을 통해 복 합재에 대한 비선형 파손 물성을 재현하였다. Falzon et al.(2000)모델의 실험결과와 해석결과를 비교하여 복합재 보강판의 좌굴 파단에 대한 검증을 완료했다. 응집 영역 모델(Cohesive Zone Model)을 통해 보강재와 외판 사이에 존재하는 접착영역에 대한 파손 시작 및 진화를 예측했다. 표면 기반 응집 접촉 조건(surface based cohesive contact condition)으로 응집 영 역 모델을 재현하였고, Li et al.(2022)의 Hat type 모델의 실험결과와 비 교하여 검증을 수행했다. Smith et al. (1977)을 기반으로 한 점진적 붕괴 해석은 Chen and Soares (2008)의 복합재 선체모델과 Dow (1991)의 금 속재 선체모델을 통해 비교 검증을 수행했다.

이후 적용 예시를 통해 복합재 선체에서 탈접착이 종강도에 미치는 영향 에 대한 연구를 수행하였다. 특히 보강재의 형태 및 접착 방법에 따른 종강 도 변화 특성에 대해 분석했다. 보강재의 강성이 낮을수록 선체의 종강도가 탈접착에 취약함을 확인했다. 외판과 보강재에 좌굴이 발생함에 따라 보강 재에 회전각이 발생하게 된다. 보강재의 강성이 낮을수록 이러한 회전 각에 의해 보장재와 외판 사이의 접착제에 수직방향 탈접착이 쉽게 유도된다.

접착방식이 최종강도에 미치는 영향을 줄이기 위해서는 다음과 같은 방 안들이 있음을 확인했다. 첫번째로, 보강재의 강성이 작고 탈접착 면적이 크

50

면 복합재 보강판과 선체의 최종강도가 크게 감소한다. 두번째로, 접착면을 넓게 하면 보강재의 강성이 떨어져도 최종강도 감소를 줄일 수 있음을 확인 했다. 세번째로, 보강재의 강성이 크면 탈접착 면적이 비교적 커도 최종강도 가 탈접착의 영향을 크게 받지 않는다.

추후에 수행될 연구에서는 접착부의 초기결함이 복합재 선체의 최종 종 강도에 미치는 영향에 대해 분석이 필요하다. 복합재 선체는 제작과정 중에 접착제를 이용하여 보강판과 외판을 결합하게 되는데, 제작과정에서 접착제 의 오염, 외판과 보강재 사이의 큰 간극 등에 의해 접착부의 품질이 설계치 보다 저하되어 초기결함이 발생할 수 있다. 이러한 초기결함은 복합재 보강 판의 압축강도를 낮추게 되고, 이는 선체의 최종강도에 영향을 미치게 된다.

## 참고 문헌

[1] Hashin, Z.: Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites.ASME Journal of Applied Mechanics, Vol.47, June 1980, pp. 329–334

[2] Barbero, E.J.: Finite Element Analysis of Composite Materials using Abaqus. 1st Edition. CRC Press: Boca Raton. 2013.

[3] Huang, C., Bouh, A. B., and Verchery, G.: Progressive Failure Analysis of Laminated Composites with Transverse Shear Effects. Composites Behavior – Proceedings of the Ninth International Conference on Composite Materials, Woodhead Publishing Limited, University of Zaragoza, 1993

[4] Chang, F. K., and Chang, K. Y.: A Progressive Damage Model for Laminated Composites Containing Stress Concentrations. Journal of Composite Materials, Vol. 21, September 1987, pp. 834-855..

[5] Yamada, S. E., and Sun, C. T.: Analysis of Laminate Strength and its Distribution. Journal of Composite Materials, Vol. 12, 1978, pp. 275-284

[6] Chang, F. K., and Chang, K. Y.: Post-Failure Analysis of Bolted Composite Joints in Tension or Shear-Out Mode Failure. Journal of Composite Materials, Vol. 21, September 1987, pp. 809-833.

[7] Nahas, M. N.: Survey of Failure and Post-Failure Theories of Laminated Fiber-Reinforced Composites. Journal of Composites Technology and Research, Vol. 8, No. 4, Winter 1986, pp. 138-153.
[8] Lee, C. S. and Lee, C. M.: A Study on the Evaluation of Fiber and Matrix Failures for Laminated Composites using Hashin · Puck Failure Criteria. Journal of the Society of Naval Architects of Korea, Vol. 52, No. 2, April 2015, pp. 143-152

[9] Ishtiyaque, M. and Shaikh, M. G.: A Review on Study of Fracture Properties of Concrete Reinforced with Mixed /Hybrid Fibers. Journal of Mechanical and Civil Engineering, Vol. 14, Issue 6 Ver. I Nov. 2017, pp. 58-65

[10] H. C., C., Kattimani, S. and Murigendrappa, S.M.: Prediction of Cohesive Zone Length and Accurate Numerical Simulation of Delamination under Mixed-mode Loading. Appl Compos Mater 28, Vol. 28, August 2021, pp. 1861–1898

[11] Cui, W., M. R. Wisnom, and M. Jones.: A Comparison of Failure Criteria to Predict Delamination of Unidirectional Glass/Epoxy Specimens Waisted Through the Thickness. Composites, Vol. 23, 1992, pp.158-66.

[12] Hasan, Z., Rader, J., Olson, A., Turpin, D., Onge, R., Amback, J.: Design, analysis and fabrication of thick Co-cured wing structures, Composites Part B: Engineering, Vol. 177, August 2019, pp. 107335.

[13] https://e-lass.eu/, E-LASS, February 2023

[14] http://www.fibreship.eu/, FIBRESHIP, February 2023

[15] Chen, H., Chai, Y., Chi, J., Lu, L.: Experiment and failure mechanism of composite fuselage curved panel under circumferential bending load. Acta Materiae Compositae Sinica, Vol.37, 2020, pp. 2463–2472

[16] Chen, N. Z., Sun, H. H., Soares, C. G.: Reliability analysis of a ship hull in composite material, Composite Structures, Vol. 62, Issue 1, 2003, pp. 59-66

[17] Chen, N. Z., Soares, C. G.: Longitudinal strength analysis of ship hulls of composite materials under sagging moments, Composite Structures, Vol. 77, Issue 1, 2007, pp. 36-44

[18] Zhang, W., Tang, W., Pu, Y., Zhang, S.: Ultimate Strength Analysis of Ship Hulls of Continuous Basalt Fiber Composite Materials. Advanced Materials Research, Vol. 150-151, 2011, pp. 736-740

[19] Zhang, X., Huang, L., Zhu, L., Tang, Y., and Wang, A.: Ultimate Longitudinal Strength of Composite Ship Hulls, Curved and Layered Structures, Vol. 4, no. 1, 2017, pp. 158–166.

[20] Sleight, D. W.: Progressive Failure Analysis Methodology for Laminated Composite Structures. NASA/TP-1999-209107. 1999

[21] Tan S. C.: A Progressive Failure Model for Composite Laminates Containing Openings, Journal of Composite Materials, Vol. 25, Issue 5, 1991, pp. 556-577

[22] Camanho P. P., Matthews F. L.: A Progressive Damage Model for Mechanically Fastened Joints in Composite Laminates, Journal of Composite Materials, Vol. 33, Issue 24, 1999, pp: 2248-2280.

[23] Labeas G. N., Belesis S. D., Diamantakos I., Tserpes K. I.: Adaptative Progressive Damage Modeling for Large-scale Composite Structures, International Journal of Damage Mechanics, Vol., 21, Issue 3, 2012, pp. 441-462

[24] Falzon B. G., Stevens, K. A., Davies, G. O.: Postbuckling behaviour of a blade-stiffened composite panel loaded in uniaxial compression, Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, Vol. 31, Issue 5, 2000, pp. 459-468

[25] H. C., C., Kattimani, S. & Murigendrappa, S.M. Prediction of Cohesive Zone Length and Accurate Numerical Simulation of Delamination under Mixed-mode Loading, Applied Composite Material, Vol. 28, 2021, pp. 1861–1898

[26] Camanho, P. P., Dávila, C.: Mixed-Mode Decohesion Finite Elements for the Simulation of Delamination in Composite Materials, NASA/TM-2002-211737, 2002

[27] Benzeggagh M.L., Kenane, M.: Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus, Composites Science and Technology, Vol. 56, Issue 4, 1996, pp. 439-449,

[28] Li, B., Gong, Y., Gao, Y., Hou, M., Li, L.: Failure Analysis of Hat-Stringer-Stiffened Aircraft Composite Panels under Four-Point Bending Loading. Materials, Vol. 15, 2022, pp. 2430

[29] Paik, J. K., Kim, D. K., Park, D. H., Kim, H. B., Mansour, A. E., Caldwell, J. B.: Modified Paik–Mansour formula for ultimate strength calculations of ship hulls, Ships and Offshore Structures, Vol. 8, Issue 3–4, 2013, pp. 245–260

[30] Dow R. S.: Testing and analysis of a 1/3-scale welded steel frigate model. Proceedings of International Conference on Advances in Marine Structures, Vol. 2, May 1991

[31] Li. S., Kim, D. K., Benson, S.: An adaptable algorithm to predict the load-shortening curves of stiffened panels in compression, Ships and Offshore Structures, Vol. 16, 2021, pp. 122–139

[32] Smith, C. S.: Influence of Local Compressive Failure on Ultimate Longitudinal Strength of a Ship's Hull, PRADS, 1977 [33] Ye, Y., Zhu, W., Jiang, J., Xu, Q., Ke, Y.: Computational modelling of postbuckling behavior of composite T-stiffened panels with different bonding methods, Composites Part B: Engineering, Vol. 166, 2019, pp. 247-256,

## Abstract

# Characteristics on ultimate longitudinal strength for composite hull structure by considering debonding effect

Ho Hyun Chun Naval Architecture & Ocean Engineering Graduate School of Engineering Seoul National University

This study presented a longitudinal strength analysis method of the composite hull considering the debonding effect and analyzed the effect of debonding on longitudinal strength of hull. Unlike the steel hull where the stiffener and the plate are fastened by welding, the reinforcement and the plate of composite hull is fastened through adhesive bonding. Since adhesion has a lower mechanical fastening strength than welding, debonding may occur between the stiffener and the plate, which affects the ultimate longitudinal strength of the hull. In this study, a longitudinal strength analysis method considering the debonding effect of the composite hull was presented, and comparative verification with experimental results was performed at each stage of the analysis method to verify its validity. Afterwards, a study was conducted on the effect of debonding on longitudinal strength in the composite hull through application examples. In particular, the characteristics of the change in longitudinal strength according to the shape of the stiffener and bonding method were analyzed. It could be confirmed that the lower the rigidity of the reinforcement, the greater the effect of the deadhesion effect on the longitudinal strength of the hull. In addition, a guideline to reduce the effect of the adhesion method on the final strength of the hull was proposed by capturing the relationship between the adhesion method and the reinforcement type.

Keywords: Fiber-reinforced composite, Debonding, Longitudinal strength, Stiffened plate, Progressive collapse analysis Student Number: 2021-20979