

복합재 적층 구조물의 코너 부 파손 해석을 위한 자동화 소프트웨어 개발

현주하, 문용호, 하석운*
경상대학교 항공우주및소프트웨어공학전공

Development of Automation Software for Corner Radius Analysis of Composite Laminated Structure

Ju-Ha Hyeon, Yong-Ho Moon, Seok-Wun Ha*

ERI, Department of Aerospace and Software Engineering, Gyeongsang National University

요 약 최근 항공 산업이 활성화됨에 따라 복합재 관련 해석 소프트웨어의 개발이 요구되고 있다. 복합재 해석은 전문적인 구조 해석 및 시험 평가가 필요하다. 따라서 복합재 구조 해석을 위해서는 기존의 상용 소프트웨어를 사용할 수밖에 없으나 기존의 상용 소프트웨어들은 제한적인 기능만을 제공하고 있다. 특히 항공기 복합재 스파 구조물의 코너 부 구조 해석에 특화된 소프트웨어는 전무하기 때문에 구조 해석에 많은 인적 자원과 시간이 소비되고 있다. 이를 해소하기 위해서 기존의 코너 부 구조 해석 절차를 반영하고 복수의 파손 기준을 제공하는 사용자 친화적인 GUI 기반의 자동화 소프트웨어를 개발하였다. 개발한 소프트웨어의 구조 해석 결과에 대한 신뢰성을 검증하기 위해 기존의 구조 해석 결과와 비교한 결과, 구조 해석 성능에 문제가 없음을 확인하였다.

주제어 : 복합재, 구조해석, 스파 구조물, 코너 부, 자동 소프트웨어

Abstract Recently, as aviation industry has been activated, development of software related to composite materials has been demanded. Composite analysis requires specialized structural analysis and test evaluation. Therefore, it is necessary to use existing commercial software to analyze the composite structure, but existing commercial software only provides limited functions. Especially, since there is no specialized software for corner structure analysis of aerospace composites spa structure, much human resources and time are consumed in structural analysis. In order to solve this problem, we developed a GUI-based automation software based on user-friendly GUI that reflects the existing corner structure analysis procedure and provides multiple breakdown criteria. To verify the reliability of the structural analysis results of the developed software, it was confirmed that there is no problem in the structural analysis performance as a result of comparing with the existing analysis results.

Key Words : Composite, Structural Analysis, Spa Structure, Corner, Automation Software

1. 서론

복합재(Composite)는 금속 재료에 비해 가벼우면서도 높은 비강도, 비강성의 특성을 지닌 소재로서 자동차, 조선, 해양 플랜트 등 다양한 산업 분야에 널리 쓰이고 있다[1]. 특히, 항공기 개발에 있어 중요한 요구사항중 하나

인 기체 경량화를 위해서는 복합재를 이용한 항공기 구조물 제작이 필수적으로 요구된다. 이러한 이유로 차세대 전투기 개발 사업(KFX), 헬기 개발 사업(LAC, LCH), 무인기(UAV) 개발 사업 등의 대규모 항공관련 연구 개발 사업에 있어서 복합재의 활용과 관련 기술 개발은 중요한 역할을 담당할 것으로 전망된다.

*Corresponding Author : Seok-Wun Ha(swha@gnu.ac.kr)

Received May 26, 2018
Accepted June 20, 2018

Revised June 11, 2018
Published June 30, 2018

안정성 확보가 최우선인 항공기 개발에 복합재 구조물을 활용하기 위해서는 체계적이고 신뢰성 있는 구조 해석이 필수적으로 수행되어야 한다. 그런데 복합재 구조물에 대한 구조 해석은 복합소재 파손 이론에 대한 전문적인 지식, 방대한 시험 데이터, 표준화된 시험 평가 및 전문 구조 해석 시스템을 필요로 한다[2]. 현재 Boeing, Airbus 등의 세계 선진 기업들의 경우, 다년간의 설계, 해석, 시험 평가 관련 경험 및 기술의 축적을 통하여 자체적으로 복합재 구조 해석 소프트웨어를 개발하여 사용하고 있다. 이러한 구조 해석 소프트웨어는 기업 및 국가 차원에서 철저히 관리되어 기술이전이 어려울 뿐만 아니라 직접 구매하여 사용하는 것도 매우 제한적이다[3]. 따라서 복합재 구조 해석 관련 솔루션 및 전문 인력 확보가 어려운 중소기업들의 경우 복합재 관련 시장 진입 및 연구 개발을 수행하는데 있어서 많은 애로사항이 존재한다.

현재 복합재 구조 해석에는 Fatran/Nastran, ABAQUS 등과 같은 상용 소프트웨어를 사용하고 있다 [4-8]. 그러나 이들 상용 소프트웨어는 제한적인 파손 모드를 제공하고 있기 때문에 안전성 검증에 한계를 지닌다. 또한 고가의 라이선스 비용으로 인하여 사용이 손쉽지 않은 문제를 안고 있다. 이를 극복하기 위하여 최근에 복합재 구조 해석 소프트웨어 개발에 관한 연구가 수행되고 있다[9]. 그러나 대부분의 연구들은 면내 구조물을 해석하는 소프트웨어 개발에 국한되어 있기 때문에 기업에서 실제적으로 사용하기에는 효과적이지 못하다. 따라서 다양한 복합재 구조물에 특화된 구조 해석 소프트웨어 개발이 필요하다.

항공기 날개 스파(Spar) 구조물에서 코너 부는 스파 구조에서 가장 취약한 부분으로서 정확한 구조 해석 및 시험 평가가 요구되는 매우 중요한 부분이다. 그러나 구조 해석을 위해 실제 복합재 구조물을 제작하고 코너 부 시편을 채취하여 구조 해석 및 시험 평가를 진행하는 기존 방식은 많은 인적 자원과 시간이 소비되므로 개선이 절실한 상황이다[10]. 더구나 현재 코너 부의 구조 해석에 특화된 소프트웨어 개발은 전무한 실정이다[11-15].

본 논문에서는 코너 부(Corner Radius) 구조물의 파손 해석을 위한 자동화 소프트웨어를 개발하고 구조 해석 결과에 대한 신뢰성 검증을 위해 시험 평가 결과와 비교 및 분석을 수행한다.

2. 복합재 코너 부 구조 해석

2.1 코너 부 구조

Fig. 1은 항공기의 날개 구조를 간략하게 나타낸 것이다.

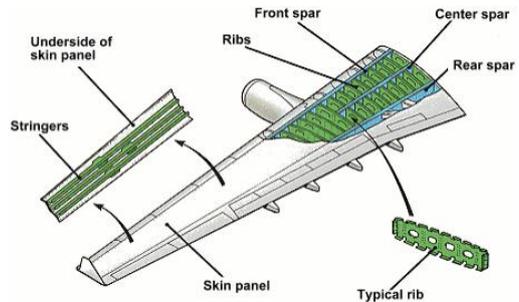


Fig. 1. Wing Structure[1]

날개 스파 구조물은 리브(Rib)를 견고하게 지지하고 날개 상하부에서 가해지는 양력 및 중력 하중을 견디도록 설계되어야 한다. 따라서 날개 스파 구조물은 Fig. 2와 같이 I자 형태로 제작되는 경우가 많고, I자 형태를 부분적으로 T자(T-Profile), L자(L-Profile) 형태로 나눌 수 있다. T자나 L자 모두 코너 구조를 가지고 있으며 코너 구조는 하중에 취약하여 쉽게 굽혀지거나 파손될 수 있는 약점이 있으므로 주의가 필요하다.

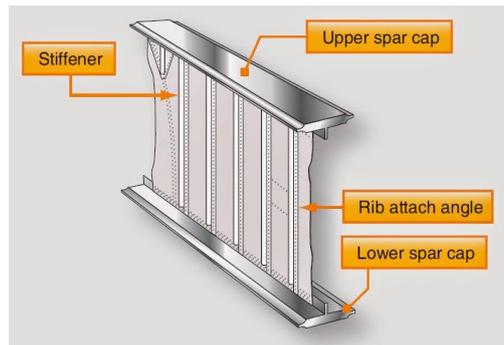


Fig. 2. Wing Spar Structure[1]

2.2 코너 부 구조 해석 프로세스

Fig. 3과 같은 코너 구조를 지니는 복합재 적층 구조물은 ‘Kim and Soni[2]’, ‘Chang and Springer[3]’의 두 가지 파손 기준을 응용한 면 외 파손(Out of Plain Failure) 해석을 통해 안전율 계산을 수행할 수 있다.

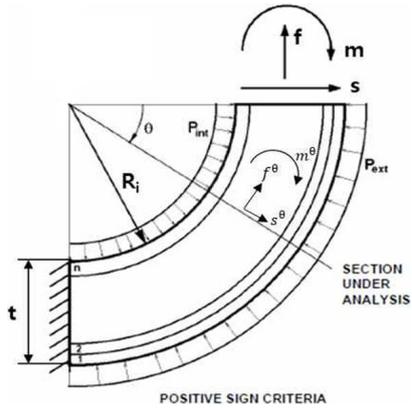


Fig. 3. Corner Radius Structure[1]

먼저 유한 요소 해석을 통해 각 부위에서의 하중을 계산하고 이후 각 부위 면외 파손에 대한 안전율을 계산한다. θ 각이 90도와 같거나, 그보다 작거나 클 경우의 하중 계산식은 서로 다르므로 유의하여야 한다.

2.2.1 하중 계산

하중 계산식의 일부는 다음과 같다.

$$f_{13}(\theta) = -\frac{3}{2} * \frac{s^\theta}{t} \tag{1}$$

$$f_3(\theta) = \frac{3}{2} * \frac{m^\theta}{t * \sqrt{R_i * R_o}} \tag{2}$$

식 (1)의 s^θ 는 θ 각 위치에서의 Shear flux load이며 $f_{13}(\theta)$ 는 Applied shear stress이다. 식 2의 m^θ 는 θ 각 위치에서의 Moment flux load이며, R_i 는 Inner radius, R_o 는 Outer radius이다. $f_3(\theta)$ 는 Applied radial stress 이다.

2.2.2 Kim and Soni 파손 기반 기준의 안전율

안전율 계산을 위한 두 파손 기준 중 Kim and Soni를 응용한 이론식은 다음과 같다.

$$a = \left[\frac{f_3^2}{|F_{33t} * F_{33c}|} + \left(\frac{f_{13}}{F_{13}} \right)^2 \right] \tag{3}$$

$$b = \left(\frac{1}{F_{33t}} - \frac{1}{F_{33c}} \right) * f_3 \tag{4}$$

$$RF = \frac{-b + \sqrt{b^2 + 4a}}{2a} \tag{5}$$

$$MS = RF * C_{EN} * C_{B-val} - 1 \tag{6}$$

식 (3)과 (4)의 F_{33t} 는 Allowable thought the thickness tensile strength이며, F_{33c} 는 Allowable thought the thickness compressive strength이고, F_{13} 은 Allowable inter-laminar shear strength이다.

2.2.3 Chang and Springer 파손 기반의 안전율

Chang and Springer를 응용한 파손 기반 기준의 안전율 계산 이론식은 다음과 같다.

$$f_3(\theta) > 0 \text{의 경우} \tag{7}$$

$$e = \sqrt{\left(\frac{f_3(\theta)}{F_{33t}} \right)^2 + \left(\frac{f_{13}(\theta)}{F_{13}} \right)^2}$$

$$f_3(\theta) < 0 \text{의 경우} \tag{8}$$

$$e = \sqrt{\left(\frac{f_{13}(\theta)}{F_{13}} \right)^2}$$

$$MS = \frac{1}{e} * C_{EN} * C_{B-val} - 1$$

3. 코너 부 구조 해석 소프트웨어

3.1 요구 사항

기존의 상용 소프트웨어에서는 코너 부 해석에 제한적인 기능만을 제공하고 있고 자동화되어 있지 않아서 사용하기에 불편한 점이 많다. 이를 해소하기 위해 국제 기준에 따라 체계적이고 표준화 된 시험 평가를 바탕으로 구축한 시험 평가 데이터베이스를 기반으로 하는 코너 부 해석 자동화 소프트웨어를 다음과 같은 요구사항에 맞춰 개발하였다.

- 체계적인 구조 해석 절차
- 구조 해석 절차 간 연동성 확보
- 사용자 친화적인 GUI 환경
- 가시성 및 판독성이 좋은 그래픽 뷰

3.2 소프트웨어 설계 및 구현

Fig. 4는 고전적으로 적용되어 오던 적층판 이론 (Classical Laminate plate Theory)에 기반하여 정의한 구조 해석 절차이다. 복합재는 구조 해석 절차가 복잡하므로 체계적인 구조 해석 절차가 필요하다.

Fig. 5는 개발한 소프트웨어의 실행화면이다. Fig. 4에

서 정의한 구조 해석 절차를 사용자가 순서에 맞게 사용할 수 있도록 상단에 각 절차 버튼을 순서대로 배치하여 사용자 친화성을 높였다. 또한 각 절차에서 사용자가 데이터를 입력 할 때 기하구조 상태를 가시적으로 볼 수 있도록 그래픽 전용 언어인 OpenGL API를 적용하여 가시성 및 관독성을 높였다.

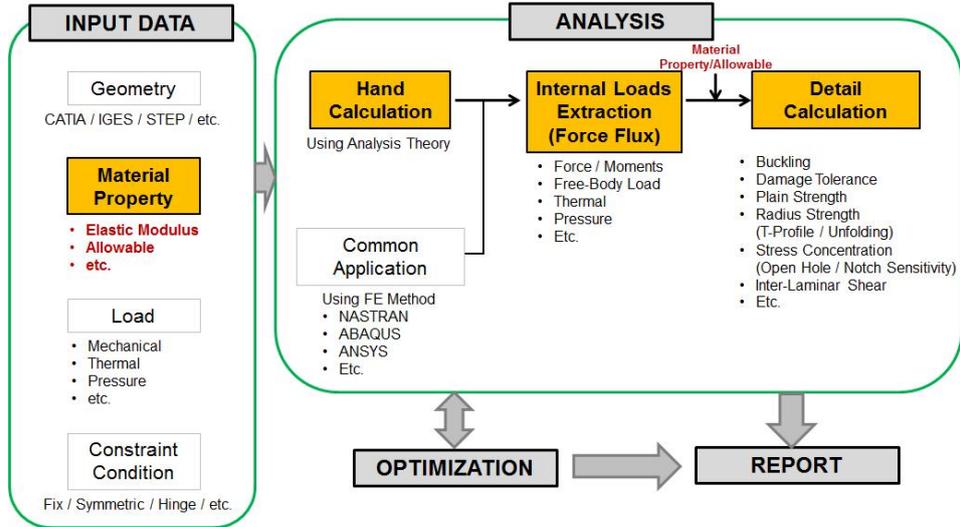


Fig. 4. Corner Radius Structure[4]

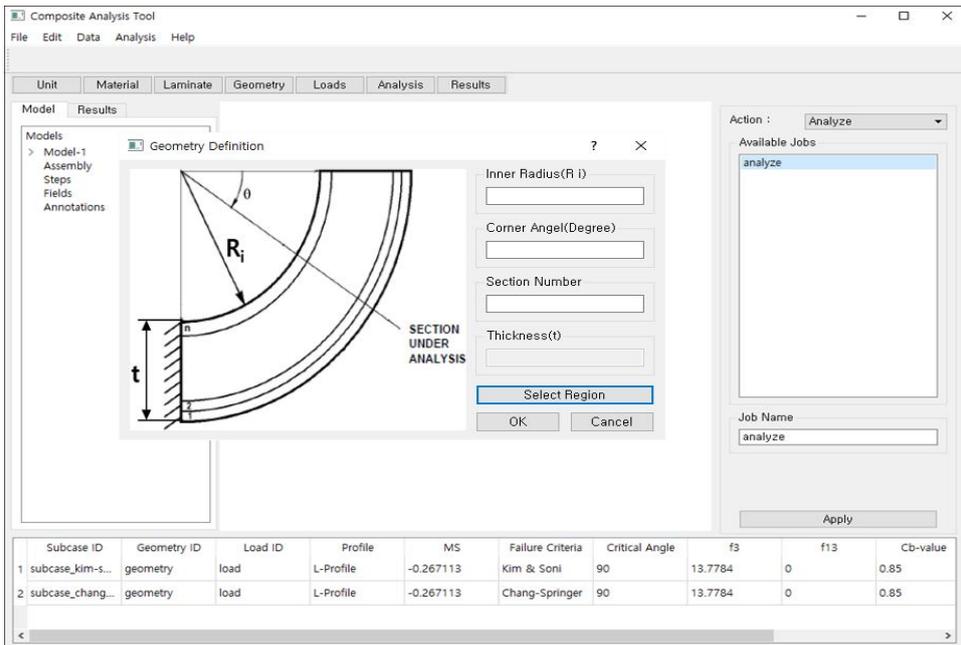


Fig. 5. Software GUI

사용자가 각 절차를 순서대로 진행하지 않거나 필수적인 값을 입력하지 않거나 입력할 수 없는 값을 입력하는 등의 예외적인 상황에도 대응할 수 있도록 다양한 예외처리를 수행하여 소프트웨어의 완성도를 더욱 높였다. 안전을 계산에 필요한 모든 준비가 완료되면 Analysis 절차에서 사용자가 선택한 파손 기준에 따라 안전율이 자동으로 계산되어 하단에 출력되며 이를 Results 절차에서 .xlsx, .txt 등 다양한 파일 형태로 출력할 수 있도록 개발하였다.

Fig. 6은 개발한 소프트웨어의 간략한 구조도이다. 개발 및 유지보수의 편의성을 위해 Fig. 4에서 정의한 구조 해석 절차를 각 절차별로 클래스(Class)화 하였다. 다만 구조 해석 절차 간 연동성 확보가 필요하므로 연동 과정에서 각 절차 간의 파라미터(Parameter) 상충을 방지하고 연동 정확성을 보장하기 위해 모든 파라미터에 축약된 명칭을 부여하고 그 기능을 하나의 문서로 정리하여 개발 관리를 하였다.

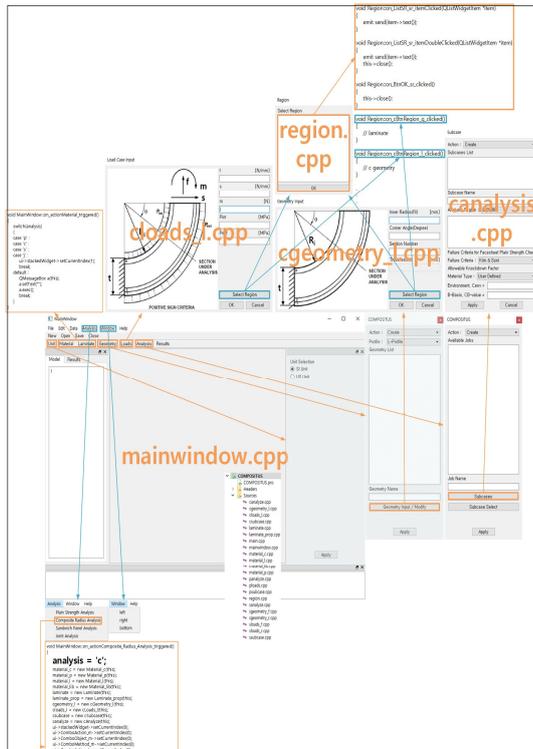


Fig. 6. Software Architecture

Fig. 7은 기존 상용 소프트웨어를 활용하여 본 논문에서 개발한 소프트웨어로 자동으로 안전율을 계산하는 과정을 나타낸 것이다.

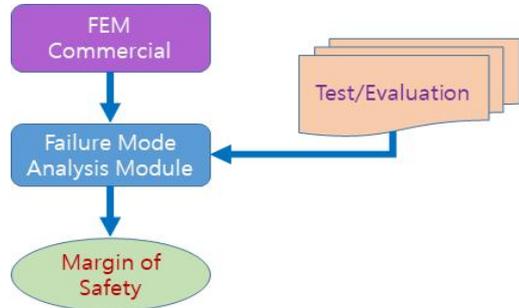


Fig. 7. Corner Radius Analysis Process with Automation Software

기존 상용 소프트웨어의 경우 하나의 샘플 실험에 대해 엑셀 매크로를 사용하여 안전율을 산출하므로 인적자원과 시간 소비가 많다. 그러나 본 연구에서 개발한 소프트웨어로 자동으로 안전율을 계산하는 과정을 통해 계산 결과의 재가공 및 추가적인 해석이 자동으로 진행되므로 인적 자원 및 시간 소비를 획기적으로 줄일 수 있다. 두 경우의 결과들을 비교하면 Fig. 8과 Fig. 9에서 각종 파라미터 수치에서 동일한 결과가 산출되는 것을 알 수 있다.

4. 자동화 소프트웨어 검증 및 평가

개발한 소프트웨어의 검증을 위해 다음과 같은 정적 분석환경 하에서 수행하였다. 코딩 표준은 현재 우리나라 방위사업청 SW 무기체계 매뉴얼인 DAPA 코딩 표준을 채택하였다[16]. 테스트 도구는 C/C++과 LDRA이며 [17], 검증을 위한 테스트 파일은 39개이며 647개의 함수가 대상이었다. 본 코딩 표준은 소프트웨어의 품질 및 신뢰성 향상을 위해 프로그램 코딩 시 준수해야할 규칙을 정의한 것이다. 적용한 언어는 C, C++, C#, Java가 있으며 총 66개의 적용 규칙을 포함하고 있다. 본 연구에서는 1차로 코딩 규칙에 위배되는 코드를 검출하고 그것을 수정하는 작업을 거쳤다. 후에 같은 시험 환경에서 2차 시험을 수행하여 최종적으로 코딩 규칙에 위배되는 사항이 없음을 확인하였다.

θ (deg)	t (mm)	R _i (mm)	R _o (mm)	P _{int} (MPa)	P _{ext} (MPa)	f̄ (N/mm)	S ^δ (N/mm)	M ^δ (N-mm/mm)	Laminate Allowable (MPa)			τ ₁₃ ^δ (MPa)	σ ₃₃ ^δ (MPa)	MS _{min_K_S}
									f ₃₃ ⁱ	f ₃₃ ^c	f ₁₃			
0	2000	4000	6000	0.00	0.00	0.00	10.00	40.00	12.00	250.00	68.00	-7.50	6.12	0.581
10	2000	4000	6000	0.00	0.00	1.74	9.85	48.68	12.00	250.00	68.00	-7.39	7.45	0.317
20	2000	4000	6000	0.00	0.00	3.42	9.40	57.10	12.00	250.00	68.00	-7.05	8.74	0.134
30	2000	4000	6000	0.00	0.00	5.00	8.66	65.00	12.00	250.00	68.00	-6.50	9.95	0.002
40	2000	4000	6000	0.00	0.00	6.43	7.66	72.14	12.00	250.00	68.00	-5.75	11.04	-0.093
50	2000	4000	6000	0.00	0.00	7.66	6.43	78.30	12.00	250.00	68.00	-4.82	11.99	-0.162
60	2000	4000	6000	0.00	0.00	8.66	5.00	83.30	12.00	250.00	68.00	-3.75	12.75	-0.210
70	2000	4000	6000	0.00	0.00	9.40	3.42	86.98	12.00	250.00	68.00	-2.57	13.32	-0.243
80	2000	4000	6000	0.00	0.00	9.85	1.74	89.24	12.00	250.00	68.00	-1.30	13.66	-0.261
90	2000	4000	6000	0.00	0.00	10.00	0.00	90.00	12.00	250.00	68.00	0.00	13.78	-0.267

```

Starting C:\Users\h\Downloads\Compositus\Build\debug\ANH_tool.exe...
DB CONNECT COMPLETE!
angle 0      f_t 0          s_t 10         m_t 40         f13_t -7.5     f3_t 6.12372   ms 0.581281
angle 10     f_t 1.73648   s_t 9.84808   m_t 48.6824   f13_t -7.38606 f3_t 7.45294   ms 0.317467
angle 20     f_t 3.4202    s_t 9.39693   m_t 57.101    f13_t -7.04769 f3_t 8.74177   ms 0.133638
angle 30     f_t 5          s_t 8.66025   m_t 65        f13_t -6.49519 f3_t 9.95105   ms 0.00222879
angle 40     f_t 6.42787   s_t 7.66045   m_t 72.1394   f13_t -5.74533 f3_t 11.044    ms -0.0929004
angle 50     f_t 7.66044   s_t 6.42788   m_t 78.3022   f13_t -4.82091 f3_t 11.9875   ms -0.161635
angle 60     f_t 8.66025   s_t 5          m_t 83.3013   f13_t -3.75     f3_t 12.7528   ms -0.210201
angle 70     f_t 9.39693   s_t 3.4202    m_t 86.9846   f13_t -2.56515 f3_t 13.3167   ms -0.242541
angle 80     f_t 9.84808   s_t 1.73648   m_t 89.2404   f13_t -1.30236 f3_t 13.6621   ms -0.261074
angle 90     f_t 10        s_t 0          m_t 90        f13_t 0         f3_t 13.7784   ms -0.267113
C:\Users\h\Downloads\Compositus\Build\debug\ANH_tool.exe exited with code 0
    
```

Fig. 8. Software Verification Results by Kim and Soni Failure Criteria

θ (deg)	t (mm)	R _i (mm)	R _o (mm)	P _{int} (MPa)	P _{ext} (MPa)	f̄ (N/mm)	S ^δ (N/mm)	M ^δ (N-mm/mm)	Laminate Allowable (MPa)			τ ₁₃ ^δ (MPa)	σ ₃₃ ^δ (MPa)	e	MS_CS
									f ₃₃ ⁱ	f ₃₃ ^c	f ₁₃				
0	2000	4000	6000	0.00	0.00	0.00	10.00	40.00	12.00	250.00	68.00	-7.50	6.12	0.522	0.612
10	2000	4000	6000	0.00	0.00	1.74	9.85	48.68	12.00	250.00	68.00	-7.39	7.45	0.631	0.335
20	2000	4000	6000	0.00	0.00	3.42	9.40	57.10	12.00	250.00	68.00	-7.05	8.74	0.736	0.144
30	2000	4000	6000	0.00	0.00	5.00	8.66	65.00	12.00	250.00	68.00	-6.50	9.95	0.835	0.008
40	2000	4000	6000	0.00	0.00	6.43	7.66	72.14	12.00	250.00	68.00	-5.75	11.04	0.924	-0.089
50	2000	4000	6000	0.00	0.00	7.66	6.43	78.30	12.00	250.00	68.00	-4.82	11.99	1.001	-0.160
60	2000	4000	6000	0.00	0.00	8.66	5.00	83.30	12.00	250.00	68.00	-3.75	12.75	1.064	-0.209
70	2000	4000	6000	0.00	0.00	9.40	3.42	86.98	12.00	250.00	68.00	-2.57	13.32	1.110	-0.242
80	2000	4000	6000	0.00	0.00	9.85	1.74	89.24	12.00	250.00	68.00	-1.30	13.66	1.139	-0.261
90	2000	4000	6000	0.00	0.00	10.00	0.00	90.00	12.00	250.00	68.00	0.00	13.78	1.148	-0.267

```

Starting C:\Users\h\Downloads\Compositus\Build\debug\ANH_tool.exe...
DB CONNECT COMPLETE!
angle 0      s_t 10         m_t 40         f13_t -7.5     f3_t 6.12372   e 0.522093   ms 0.611781
angle 10     s_t 9.84808   m_t 48.6824   f13_t -7.38606 f3_t 7.45294   e 0.630505   ms 0.334645
angle 20     s_t 9.39693   m_t 57.101    f13_t -7.04769 f3_t 8.74177   e 0.735817   ms 0.143627
angle 30     s_t 8.66025   m_t 65        f13_t -6.49519 f3_t 9.95105   e 0.834737   ms 0.00810167
angle 40     s_t 7.66045   m_t 72.1394   f13_t -5.74533 f3_t 11.044    e 0.924207   ms -0.0894896
angle 50     s_t 6.42788   m_t 78.3022   f13_t -4.82091 f3_t 11.9875   e 1.00147    ms -0.159738
angle 60     s_t 5          m_t 83.3013   f13_t -3.75     f3_t 12.7528   e 1.06417    ms -0.209241
angle 70     s_t 3.4202    m_t 86.9846   f13_t -2.56515 f3_t 13.3167   e 1.11037    ms -0.242144
angle 80     s_t 1.73648   m_t 89.2404   f13_t -1.30236 f3_t 13.6621   e 1.13867    ms -0.260979
angle 90     s_t 0          m_t 90        f13_t 0         f3_t 13.7784   e 1.1482     ms -0.267113
C:\Users\h\Downloads\Compositus\Build\debug\ANH_tool.exe exited with code 0
    
```

Fig. 9. Software Verification Results by Chang and Springer Criteria

Fig. 8은 Kim and Soni 파손 기준을 응용하여 안전율을 계산한 결과이다. 상단은 엑셀 매크로 기능을 사용하여 수동으로 안전율을 계산한 결과이며, 하단은 본 연구에서 개발한 자동화 소프트웨어를 이용하여 자동으로 안전율을 계산한 결과이다. 그리고 Fig. 9는 Chang and Springer 파손 기준을 응용하여 안전율을 계산한 결과이

다. 상단은 엑셀 매크로 기능을 사용하여 수동으로 안전율을 계산한 결과이며, 하단은 본 연구에서 개발한 자동화 소프트웨어를 이용하여 자동으로 안전율을 계산한 결과이다. 두 가지 경우 모두에서, 상단의 기존 엑셀 매크로 기능을 이용한 안전율 계산 결과와 구현한 자동화 프로그램에 의한 안전율 계산 결과가 모든 파라메타에 대해

서 서로 일치함을 확인할 수 있었다. 따라서 본 논문에서 제시한 자동화 소프트웨어가 오류 없이 정확하게 동작함을 확인하였다.

5. 결론

본 논문에서는 두 가지의 파손 기준으로 코너 구조를 지니는 복합재 적층 구조물의 안전율을 자동으로 계산하는 자동화 소프트웨어를 개발하였다. 기존 상용 소프트웨어를 활용한 복합재의 안전율 계산은 결과의 재가공 및 추가적인 해석이 필요하여 많은 인적 자원과 시간이 소비되었다. 이를 체계적인 구조 해석 절차의 정의를 통해 정확한 계산이 가능하고 사용자 친화적인 GUI 및 가시성, 판독성이 좋은 그래픽 뷰를 제공하는 자동으로 안전율을 계산할 수 있는 소프트웨어를 개발하여 인적 자원과 시간의 소비를 줄였다. 또한 소프트웨어의 구조 해석 결과와 기존 구조 해석 결과의 일치 여부를 검증하여 소프트웨어의 정확성을 확인하였고 이를 시편 제작을 통한 시험 평가를 통해 평가하였다.

복합재는 코너 구조 외에도 다양한 형태가 존재하므로 다른 구조 형태에 대해서도 체계적인 구조 해석 절차를 정의하고 이에 대한 구조 해석 알고리즘의 설계, 개발을 진행한다면 본 논문의 소프트웨어의 사용범위를 확장할 수 있을 것으로 예상할 수 있으며 이를 위한 진행을 계속 할 것이다.

REFERENCES

- [1] R. M. Jones. (1975). *Mechanics of Composite Materials*, Washington DC: Scripta Book Company.
- [2] L. Gunnarsson & N. Bitar. (2010). Assembly Analysis-Fixed Leading Edge for Airbus A320. *Digitala Vetenskapliga Arkivet*.
- [3] R. Y. KIM. & S. R. SONI. (1984). Experimental and Analytical Studies on the Onset of Delamination in Laminated Composites. *Journal of Composite Materials*, 18(1), 70-80.
DOI : 10.1177/002199838401800106
- [4] Dassault Syatems. (2018). Abaqus. Wikipedia.
<https://en.wikipedia.org/wiki/Abaqus>
- [5] MSC Software Cooperation. (2018). MSCNAastran. Mscsoftware.
<http://www.mssoftware.com/product/msc-nastran>
- [6] ANSYS Discovery. (2018). ANSYS.
<http://www.ansys.com>
- [7] MSC Software Cooperation. (2018). Digimat. Mscsoftware.
www.mssoftware.com/product/digimat
- [8] MSC Software Cooperation. (2018). Composite PrePost. ANSYS.
<https://www.ansys.com/products/structures/ansys-composite-prepost>.
- [9] Y. Jung, S. Y. Choi, H. S. Ahn, S. W. Ha & Y. H. Moon. (2016). Development and Evaluation of Carbon Fiber Composite Failure Analysis Software. *Proceedings of KSCM*.
- [10] F. K. Chang & G. S. Springer. (1986). The Strengths of Fiber Reinforced Composite Bends. *Journal of Composite Materials*, 20(1), 30-45.
DOI : 10.1177/002199838602000103
- [11] N. Rahimi, M. A. Rahim, A. K. Hussain, & J. Mahmud. (2012). Evaluation of Failure Criteria for Composite Plates under Tension. *Symposium on Humanities, Science and Engineering Research*.
DOI : 10.1109/SHUSER.2012.6269001
- [12] Wikipedia. (2018). *Composite-laminate*. Wikipedia.
<https://en.wikipedia.org/wiki/Composite-laminate>
- [13] S. W. Tsai & E. M. Wu. (1971). A General Theory of Strength for Anisotropic Materials. *Journal of Composite Materials*, 5(1), 58-80.
DOI : 10.1177/002199837100500106
- [14] S. E. Yamada & C. T. Sun. (1978). Analysis of Laminate Strength and Its Distribution. *Journal of Composite Materials*, 12(3), 275-284.
DOI : 10.1177/002199837801200305
- [15] A. Puck & H. Schürmann. (2002). Failure Analysis of FRP Laminates by Means of Physically Based Phenomenological Models. *Composites Science and Technology*, 58(7), 1633-1662.
DOI : 10.1016/S0266-3538(01)00208-1
- [16] Defense Acquisition Program Administration. (2018). *Software Standardization*. Defense Acquisition Program Administration.
<http://www.dapa.go.kr>
- [17] Automating Software Verification, Requirements Traceability and Standards Compliance. (2018). LDRA.
<https://ldra.com>

현 주 하(Hyeon, Ju Ha)

[정회원]



- 2015년 2월 : 경상대학교 항공우주
및소프트웨어공학전공 (공학사)
- 2018년 2월 : 경상대학교 항공우
주특성화대학원 (공학석사)
- 2018년 5월 ~ 현재 : 경상대학교
항공우주특성화대학원 (박사과정)

- 관심분야 : 항공소프트웨어, 영상처리, VR 시스템
- E-Mail : hmx@gnu.ac.kr

문 용 호(Moon, Yong Ho)

[정회원]



- 1998년 2월 : 부산대학교 대학원
전자공학과 (공학박사)
- 1998년 3월 ~ 2001년 2월 : 삼성
전자 DM연구소 책임연구원
- 2012년 2월 : 미국 캘리포니아대
하교(UCSB) 방문 교수

- 2012년 2월 : 미국 캘리포니아대학교(UCSB) 방문 교수
- 2007년 3월 ~ 현재: 경상대학교 항공우주및소프트웨
어공학전공 교수
- 관심분야 : 영상처리, SoC, 병렬처리, 증강현실, 항공전자
- E-Mail : yhmoon5@gnu.ac.kr

하 석 운(Ha, Seok Wun)

[정회원]



- 1995년 8월 : 부산대학교 대학원
전자공학과 (공학박사)
- 2002년 2월 : 미국 캘리포니아대
하교(UCR) 방문 교수
- 1993년 3월 ~ 현재 : 경상대학교
항공우주및소프트웨어공학전공

- 관심분야 : 신호처리, 패턴인식, 그래픽스, 항공시스템
- E-Mail : swha@gnu.ac.kr