

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(2), 133-140(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.2.133

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

병렬처리 기법을 이용한 복합재 적층 구조물의 면내 파손 해석 소프트웨어 개발

정예지*, 최수영**, 안현수**, 하석운***, 문용호****

Development of In-Plane Strength Analysis Software for Composite Laminated Structure with Parallel Processing Technique

Yeji Jung*, Soo Young Choi**, Hyon Su Ahn**, Seok Wun Ha*** and Yong Ho Moon****

Dept. of Aerospace Eng., Gyeongsang National University*

ANH Structure Co. Ltd**

Dept. of Aerospace and software Eng./ERI, Gyeongsang National University****

ABSTRACT

In this paper, we develop an automated software for in-plane structural analysis of composite laminated structures. The developed software supports various failure criteria and reports the analysis results considering user's convenience. It also provides batch job analysis function based on parallel processing technique. To verify the performance of the software, we compared margin of safety(MS) calculated in the software to those obtained from in-house method and the specimen experiment. As a result of comparisons, there was an error of less than 0.01 in the in-house method and it is within about $\pm 10\%$ with the specimen experiment. In addition, we confirmed the improvement of execution speed of batch job analysis based on parallel processing technique.

초 록

본 논문에서는 복합재 적층 구조물의 면내 구조 해석을 위한 자동화 소프트웨어를 개발한다. 개발된 소프트웨어는 다양한 파손 기준을 제공하며 사용자의 편리성을 고려하여 해석 결과를 출력한다. 또한 병렬처리 기법에 기반한 일괄 처리 해석(batch job analysis) 기능을 지원한다. 구현된 소프트웨어의 성능을 검증하기 위하여 소프트웨어에서 계산된 안전 여유와 자체적으로 사용 중인 in-house 방식과 실제 시편 실험에서 얻어진 안전 여유간의 비교를 수행하였다. 비교 결과 in-house 방식과는 0.01 이하의 오차가 있었으며 시편 실험과는 약 $\pm 10\%$ 이내의 오차가 존재함을 확인하였다. 또한 병렬처리 기법을 적용한 일괄 처리 해석 작업의 실행 속도 개선을 확인하였다.

Key Words : Structure Analysis(구조 해석), In-Plane(면내 구조), Failure Criteria(파손 기준), Batch Job Analysis(일괄처리 해석), Software(소프트웨어), Parallel Processing(병렬처리)

† Received : September 9, 2017 Revised : January 11, 2018 Accepted : January 22, 2018

**** Corresponding author, E-mail : yhmoon5@gnu.ac.kr

I. 서론

일반적으로 복합소재는 금속재료에 비하여 가벼우면서도 높은 비강도, 비강성의 특성을 지니고 있다. 그리고 기존 재료에 비해 부식과 피로 성능에서 높은 효율을 보인다. 이러한 특징으로 인해 복합소재는 항공기 구조물 제작에 널리 사용되고 있다. 그러나 기본적으로 여러 겹의 섬유층(Ply)으로 구성된 복합소재는 표면에 하중이 수직으로 작용할 경우 층이 분리되는 현상이 발생하고 내부적으로 소재가 손상될 경우 확인이 어렵다는 문제점을 지니고 있다. 기체 안전성 확보가 최우선인 항공기 개발에 있어서, 이러한 문제점은 복합재 구조물에 대한 엄격한 설계와 정밀한 해석을 수행하게 한다.

항공우주산업분야에 있어 시제품 제작에 고가의 비용이 소요되기 때문에 구조물에 대한 직접적인 해석 및 평가가 용이하지 않다. 더구나 복합소재 구조물의 경우, 안전성 평가를 위한 구조 해석 프로세스가 복잡하며 이를 위해서는 방대한 시험 데이터와 복합소재 파손 이론에 대한 전문 지식을 필요로 한다. Boeing, Airbus, KHI 등의 선진 기업에서는 다년간 누적된 복합재 관련 기술을 바탕으로 자체적으로 복합재 구조 해석 소프트웨어를 개발하여 철저한 관리 하에서 사용을 엄격히 제한하고 있다. 반면에 국내의 경우 복합재 구조물 해석 관련 기술에 기초한 소프트웨어 개발이 미미한 실정이다.

현재 금속 소재와 같은 등방성 물질로 제작된 구조물은 NASTRAN[1], ANSYS[2], ABAQUS[3] 등과 같은 상용 소프트웨어에 의하여 손쉽게 해석이 수행되고 있다. 그러나 이러한 상용 소프트웨어들은 복합재 구조 해석에 특화된 소프트웨어가 아니기 때문에 상세한 해석이 불가능하고 제한적인 파손 모드(Failure Mode)만을 제공하는 등 안정성 검증을 수행하는 데 한계를 지니고 있다. 최근에 ANSYS사의 PrepPost[4], MSC사의 digimat[5] 등의 소프트웨어로 인하여 복합재 구조 해석의 편의성이 증대되었지만 고가의 라이선스 비용으로 인해 사용이 용이하지 않은 어려움이 존재한다. 한편, Rahimi 등은 면내 구조물에 대하여 ANSYS에서 제공하는 3가지 파손 모드의 정확도를 분석하는 연구를 수행하였다 [6]. 그러나 지금까지 일반 사용자가 손쉽게 사용할 수 있는 복합재 전용 구조 해석 소프트웨어 개발에 관한 연구는 활발히 수행되지 못하였다.

본 논문에서는 다양한 복합소재 파손 이론에 기반한 면내 구조 해석 자동화 소프트웨어를

개발한다. 먼저 기본적인 요구사항 파악을 통하여 구조 해석 절차를 수립한다. 그리고 이를 바탕으로 소프트웨어 구조를 설계한 후 C++언어, Qt라이브러리, SQLite DBMS를 이용하여 소프트웨어를 구현한다. 본 논문에서 제안하는 자동화 소프트웨어는 5가지 파손 이론을 바탕으로 면내 구조물에 대한 안전여유(MS) 계산을 수행하며 그 결과를 출력한다. 그리고 OpenMP 병렬 프로그래밍 기법에 기반하여 방대한 횟수의 구조 해석 작업들을 효율적으로 일괄처리하는 기능을 제공한다. 시편을 이용한 실제 시험 결과와 본 논문에서 개발된 소프트웨어에서 얻어지는 안전여유 비교를 통해 오차가 $\pm 10\%$ 이내임을 확인할 수 있다. 또한 모의 시뮬레이션은 일괄 처리 해석 기능의 실행 속도 개선을 보여준다.

II. 기존 복합재 구조 해석 프로세스

복합소재는 서로 다른 물성을 지닌 섬유와 기지로 형성되어 다양한 형태의 파손이 존재한다. 복합소재 구조물의 형상 및 하중 상태에 따라 첫 번째 파손 모드가 결정되며, 크게 섬유파손, 기지 파손, 층간분리, 체결부파손 등으로 구분 될 수 있다[7,8]. 일반적으로 복합소재 구조물의 구조 해석은 유한 요소 해석(FEM)에서 얻어진 내력(Internal Load), 선택된 파손 이론 등을 이용하여 최종 안전여유를 계산하고 파손 여부를 평가하는 일련의 과정들로 이루어진다. Fig. 1은 다양한 복합재 구조물 형상들에 대한 기존 구조 해석 절차를 나타낸 것이다.

Figure 1에서 안전여유 계산은 일반적으로 상용 사무용 소프트웨어의 매크로 기능에 의해 수동적으로 수행된다. 따라서 이러한 안전여유 계산은 구조 해석을 효율적으로 수행할 수 없게 하여 다양한 조건들에 대한 신속한 해석 수행에 한계를 가져온다. 따라서 구조 해석의 효율성 및

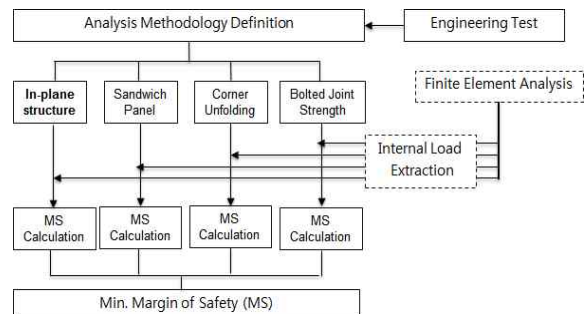


Fig. 1. Conventional analysis process of composite structures

신속성 측면에서 구조 해석 자동화 소프트웨어 개발은 중요한 의미를 지닌다.

항공기 구조물이 주어질 경우 Fig. 1의 해석 절차에 의하여 해석 작업이 수행된다. 먼저 대상 구조물의 형상을 분할한 후 분할된 각각에 대하여 해석 기법을 정의한다. 그리고 그에 따른 파손 이론을 적용하여 해석을 수행한다. 이때 세분화된 형상의 수는 수백 개에서 수십만 개에 이르게 된다. 또한 하나의 세부 형상을 해석할 때도 하중 조건을 다르게 주거나, 다양한 파손 이론을 적용하게 된다. 따라서 실제로 하나의 구조물에 대한 구조 해석을 완료하기 위해서는 안전여유 계산 과정이 방대한 횟수로 여러 번 반복되어 실행되게 된다. 이러한 사실은 매크로 기능에 기초한 기존 해석 방식을 실제 상황에 적용하는 것이 비현실적이며 방대한 구조 해석 작업을 위한 소프트웨어 개발이 필요하다는 것을 의미한다.

III. 면내 구조 해석 소프트웨어 개발

3.1 요구사항

복합재 구조 해석 자동화 소프트웨어를 개발하기 위해서는 먼저 소프트웨어에서 지원해야 하는 기능과 부가옵션들이 결정되어야 한다. 본 논문에서는 2장에서 서술한 내용을 바탕으로 아래와 같은 기본적인 요구사항들을 만족하는 소프트웨어를 개발하고자 한다.

- 다양한 파손 기준에 대한 안전여유 계산
- 일괄 처리 해석 기능에 효과적인 소프트웨어 구조
- 사용자 편리성을 고려한 해석 결과 출력
- 확장성을 고려한 소프트웨어 구조

복합재료는 서로 다른 물성을 지닌 섬유와 기지로 구성되어 있으며 이에 따라 각각의 파손 형태도 매우 다른 모습으로 나타나게 된다. 이를테면, 섬유 방향으로 인장 하중이 지배적으로 작용하거나 압축 하중 하에서 좌굴이 발생할 경우에 섬유 파손이 발생한다. 또한, 섬유 수직 방향으로 인장 혹은 압축 하중이 지배적으로 작용할 경우에 기지 파손이 나타나게 된다. 따라서 이러한 현상들을 단일 파손 기준식으로 해석하는 것은 합리적이지 않다. 이를 해결하기 위해서는 널리 사용되고 있는 다양한 면내 파손 기준들을 구조 해석에 활용하는 것이 필요하다. 이에 본 논문에서 개발될 소프트웨어에서는 Max. stress failure criterion, Max. strain failure criterion[9], Tsai-Wu failure

criterion[10], Yamada-Sun failure criterion[11], Puck failure criterion[12]에 기반한 안전여유 계산 결과가 제공된다.

실제 구조 해석은 다양한 조건 하에서 이루어지며 수만 가지의 형상을 해석하는 경우가 대부분이다. 이러한 이유로 자동화 소프트웨어에 있어서 효율적인 일괄처리 해석 기능의 탑재 여부는 중요한 사항이다. 일괄처리 해석 기능은 주어진 방대한 해석 작업들에 대하여 동일한 과정들이 반복 적용되기 때문에 기본적으로 각 과정들을 클래스화하고 사용되는 데이터들을 데이터베이스에 저장할 수 있는 소프트웨어 구조가 요구된다. 또한 방대한 횟수의 계산을 효율적으로 수행하기 위해서는 병렬처리 기법을 적용하여 실행 속도 개선을 꾀하는 것이 요구된다.

항공기 설계에 있어서 사용자는 원하는 파손 이론을 적용하여 안전여유를 계산함으로써 구조 해석 작업을 수행한다. 이때 얻어진 안전여유와 사용한 하중 값, 물성치 등은 최종적으로 구조물의 상세 설계에 활용된다. 따라서 설계 및 해석 작업의 효율성과 편의성을 증대시키기 위하여 하중, 물성치, 파손 이론, 안전여유 등과 같은 항목들을 일목요연한 형식의 파일로 제공하는 것이 필요하다.

일반적으로 복합재 구조 해석에 있어서 면내 구조물에 대한 파손 모드 이외에도 다양한 형상의 구조물에 대한 파손 모드들이 존재한다. 비록 본 논문에서는 면내 구조물의 파손 모드를 대상으로 한 소프트웨어 개발을 목표로 하고 있지만 향후 다양한 형상들에 대한 구조 해석 수행이 가능한 소프트웨어 개발을 고려한다면 확장이 용이하도록 소프트웨어 구조를 설계하는 것이 바람직할 것이다. 이를 위해서는 정립된 구조해석 과정에 대한 분석과 모듈화가 수행되어야 한다.

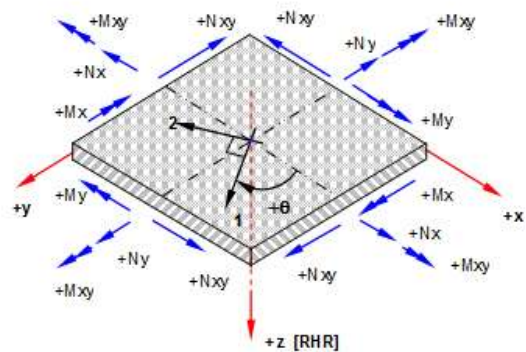


Fig. 2. Applied loads on a in-plane structure of composite plate

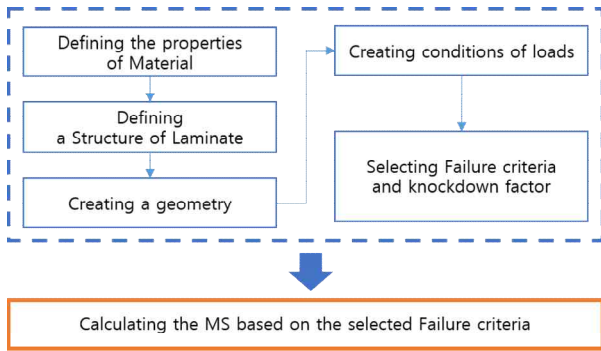


Fig. 3. Analysis process of a in-plane structure on the proposed software

3.2 소프트웨어 설계 및 구현

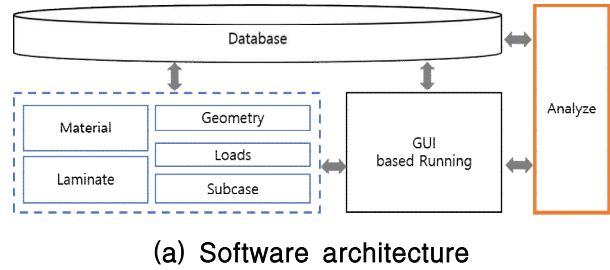
3.2.1 소프트웨어 기본 구조

Figure 2는 면내 구조를 지니는 복합소재 적층판의 구조와 가해진 모멘트와 하중을 보여준다. 본 논문에서는 면내 구조물에 대해 Fig. 3과 같은 세부 구조 해석 과정을 제시한다. Fig. 3의 각 단계들이 담당하는 역할은 다음과 같다.

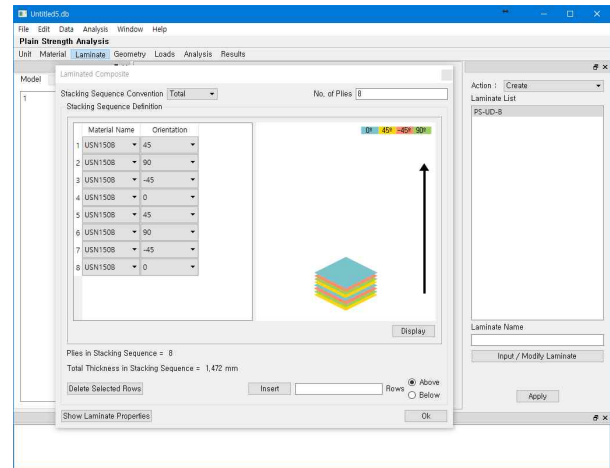
- Material: 재료 물성치 입력
- Laminate: 복합재 적층 구조 입력
- Geometry: 구조물의 세부 영역 형상 정의
- Loads: 구조물에 가해지는 하중 입력
- Subcase: 단위 해석을 위한 조건 설정
- Calculation: 파손 이론을 활용한 해석 수행

Fig. 3에서 해석에 필요한 재료의 물성치, 적층 형상, 하중 조건 등의 데이터는 해석 초기에 사용자로부터 직접 입력되어진다.

Figure 3의 구조 해석 단계들을 바탕으로 Fig. 4의 (a)와 같이 소프트웨어 구조를 설계, 구현하였다. Fig. 4의 (a)에서 Material, Laminate, Geometry, Loads, Subcase, Analyze는 Fig. 3의 각 단계들을 클래스화하여 구현한 것으로 해당 단계들의 실행을 담당한다. Fig. 4의 (a)에서 파란 색으로 표시된 클래스들은 입력 받은 데이터 및 파라미터들을 Database로 전송하여 저장한다. 한편 붉은 색으로 표시된 Analyze 클래스에서는 앞서 저장된 데이터 및 파라미터들을 읽어 들여 각 층에 대한 응력 성분을 구하고 이를 활용하여 주어진 파손 이론에 따라 안전여유를 계산한 후 파손 여부를 결정한다. 그리고 GUI based Running는 Fig. 4의 (b)와 같은 GUI를 토대로 소프트웨어의 제어 및 구동을 담당하는 메인부이다. 본 논문에서는 Table 1의 개발 환경 하에서 Fig. 4의 소프트웨어 구조 및 GUI를 구현하였다.



(a) Software architecture



(b) GUI (Graphic User Interface)

Fig. 4. Software architecture and GUI

3.2.2 일괄처리 해석을 위한 소프트웨어 구조

앞 절에서 설명한 소프트웨어는 사용자가 재료 물성치, 적층 형상, 하중 조건 등을 일일이 입력하여 이를 하나의 단위 작업으로 구성한 후 해석을 수행하는 방식으로 구동된다. 이와 같은 동작 방식은 방대한 개수의 단위 해석 작업들을 한꺼번에 실행하기 위한 일괄처리 해석에 있어서 매우 번거롭고 비효율적이다. 따라서 일괄처리 해석을 자동화하여 효율적으로 수행할 수 있는 소프트웨어의 설계 및 구현이 필요하다.

일괄처리 해석은 해석되어야 할 작업의 수가 방대하지만 근본적으로는 동일한 과정의 반복 적용에 기반하고 있다. 이러한 사실은 Fig. 4의 (a)에서 정의된 클래스들을 재사용하여 일괄처리 해석 기능을 효율적으로 구현할 수 있음을 의미한다. 왜냐하면 앞서 정의된 클래스들은 주어진 기능에 대하여 모듈화된 구조를 지니고 있기 때문이다

Table 1. Software development environment

Programming Language	C++
cross-platform SDK	Qt
DBMS	SQLite
Parallel programming API	OpenMP

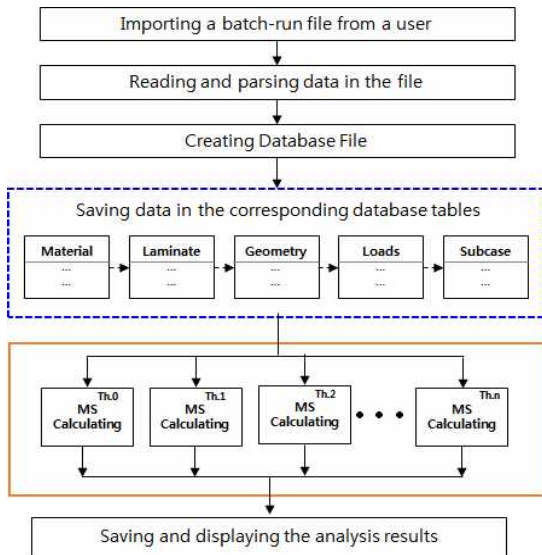


Fig. 5. The proposed analysis process for batch-run task

일괄처리 해석에서 요구되는 반복적인 Database 액세스 및 안전여유 계산을 수행하는 데 손쉽게 적용할 수 있기 때문이다. 이에 본 논문에서 Fig. 4의 (a)의 클래스들에 기초하여 Fig. 5와 같은 일괄처리 해석 방식을 제안한다. Fig. 5에서 파란색과 붉은 색으로 표시된 선들은 Fig. 4의 (a)에서 동일한 색으로 표시되어진 클래스들이 재사용되고 있음을 나타낸 것이다. Fig. 5에서 입력 파일을 파싱하고 해석 결과를 저장하는 작업은 소프트웨어에서 자동 처리된다.

또한 본 논문에서는 일괄처리 해석 기능의 효율성을 향상시키기 위하여 대표적인 병렬처리 기법인 OpenMP를 적용한다. OpenMP 기법은 공유 메모리를 기반으로 병렬 프로그램을 작성하기 위한 표준 API로서 지시어, 보조 지시어, 실시간 라이브러리, 환경 변수로 구성된다[13]. OpenMP는 Fork-Join 모델로 구동되며, OpenMP 구문이 수행되는 순간 마스터 스레드가 미리 설정되어 있는 스레드 수에 따라 슬레이브 스레드를 생성한다. 생성된 스레드 팀은 멀티코어(multi-core)에 할당되어 병렬처리를 수행한 후 동기화 지점에서 소멸되고 마스터 스레드만 남게 된다. OpenMP는 기존의 프로그램 코드에 간단한 OpenMP 지시어를 삽입함으로써 손쉽게 병렬처리를 수행할 수 있다는 장점을 지니고 있다.

그러나 OpenMP 기법을 효과적으로 적용하기 위해서는 일괄처리 해석 기능에 대한 분석이 요구된다. 본 논문에서는 Fig. 5의 일괄처리 해석 방식을 파일을 로드하여 파싱하는 Input부, 파싱된 자료를 Database로 구성하는 DB부, 그리고

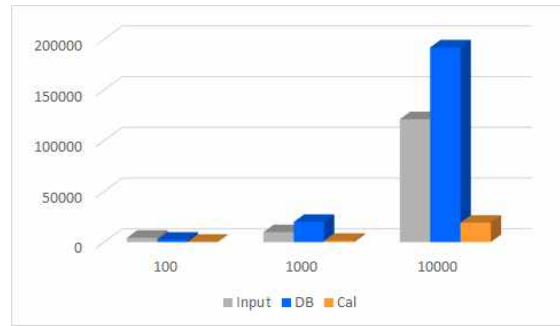


Fig. 6. Processing time analysis

파손 기준에 따라 안전여유를 계산하는 Cal부로나누고 각 부분별 수행 시간을 측정하였다. Fig. 6은 각 부분별 작업량에 대한 측정 결과이다. Fig. 6을 보면 DB부에서 수행 시간이 가장 많이 소모된다는 것을 알 수 있다. 그러나 Input부와 DB부의 경우, 데이터 간 의존성이 강하여 Database에 하나의 데이터를 쓰고 읽는 동작마다 동기화가 요구된다. 따라서 병렬처리 기법을 적용할 경우 오류 발생 가능성이 높고 오히려 성능이 하락하는 상황이 야기된다. 한편 Cal부는 데이터 간 의존성이 없어서 독립적인 연산이 가능하며 작업량이 증가할수록 실행 시간이 함께 증가하는 관계를 지닌다. 따라서 일괄처리 해석을 효율적으로 수행하기 위해서는 Cal부에 병렬처리 기법을 적용하는 것이 필요하다. 이러한 분석에 기초하여 본 논문에서 개발한 소프트웨어에서는 Cal부에 대하여 OpenMP 기법을 적용한다. Fig. 5의 붉은 색 영역은 #pragma omp for 명령어에 의하여 Cal부에서 수행될 연산들이 n개의 스레드로 동등하게 분배되어 동시에 처리되는 것을 보여준다.

IV. 소프트웨어 검증

4.1 자체 개발한 in-house 방식과의 비교

Figure 7은 본 논문에서 개발한 소프트웨어를 이용하여 해석을 수행한 결과를 보여준다. Fig. 7의 (a)는 소프트웨어에서 얻어진 해석 결과를 확인하기 위하여 소프트웨어에서 제공하는 Plot 기능을 이용하여 해석 결과를 화면에 시현한 것이다. Fig. 7의 (a)에서 알 수 있듯이 구현된 소프트웨어에서는 각 층별로 면내 파손 여부를 판단할 수 있다. 그리고 Fig. 7의 (b)는 개발된 소프트웨어에서 리포트 파일로 출력된 구조 해석 결과이다. 각 층별로 형상과 하중 값, 파손 기준, 안전여유 값 등이 제공됨을 확인할 수 있다.

Subcase	Ply	Angle	Failure Criteria	MS
1	subcase 1	45	Yamada-Sun	4.32906
2	subcase 2	-45	Yamada-Sun	0.34586
3	subcase 3	0	Yamada-Sun	3.45555
4	subcase 4	0	Yamada-Sun	5.70227
5	subcase 5	90	Yamada-Sun	3.46952
6	subcase 6	90	Yamada-Sun	8.78126
7	subcase 7	0	Yamada-Sun	5.24684
8	subcase 8	0	Yamada-Sun	3.24195
9	subcase 9	-45	Yamada-Sun	1.91178
10	subcase 10	45	Yamada-Sun	18.6978

(a) Plot of analysis result

Subcase	Load Case	Element ID	Ply	Angle	Failure Criteria	MS	Cen	Cbvalue	F2	F12
subcase1	lcTest1	geoTest1	1	45	Yamada-Sun	4.32906	0.9	0.8	-8.8447	-13.5798
subcase1	lcTest1	geoTest1	2	-45	Yamada-Sun	0.34581	0.9	0.8	-8.65576	12.4748
subcase1	lcTest1	geoTest1	3	0	Yamada-Sun	3.45443	0.9	0.8	-24.3336	16.8756
subcase1	lcTest1	geoTest1	4	0	Yamada-Sun	5.70047	0.9	0.8	-16.9409	11.1245
subcase1	lcTest1	geoTest1	5	90	Yamada-Sun	3.46687	0.9	0.8	2.49207	-5.37345
subcase1	lcTest1	geoTest1	6	90	Yamada-Sun	8.77425	0.9	0.8	8.43213	0.377616
subcase1	lcTest1	geoTest1	7	0	Yamada-Sun	5.24585	0.9	0.8	5.23697	-6.12868
subcase1	lcTest1	geoTest1	8	0	Yamada-Sun	3.24121	0.9	0.8	12.6296	-11.8797
subcase1	lcTest1	geoTest1	9	-45	Yamada-Sun	1.91172	0.9	0.8	11.5494	4.73949
subcase1	lcTest1	geoTest1	10	45	Yamada-Sun	18.6407	0.9	0.8	45.1714	-3.63445

(b) Report file of analysis result

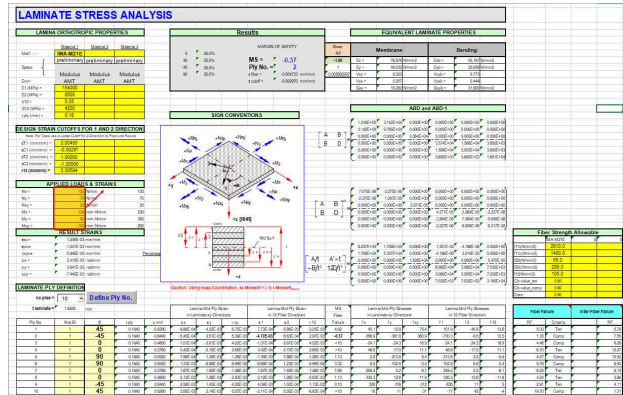
Fig. 7. Analysis result with the proposed software

한편 Fig. 8은 Fig. 3의 구조 해석 방식을 자체 개발한 in-house 방식을 활용한 것으로 엑셀 프로그램의 매크로 기능을 이용하여 얻어진 해석 결과이다. Fig. 8의 (a)는 해석 수행에 적용된 엑셀 프로그램 예이고 (b)는 해석에 사용한 적층 및 하중 조건값들이다. (b)에 표시된 바와 같이 총 10개 층으로 적층이 이루어졌으며, (Nx/Ny/Nxy/Mx/My/Mxy)의 방향으로 각각 (120/-70/20/120/90/-100)의 하중이 적용되었다. 그리고 (c)는 최종 얻어진 해석 결과로서 본 논문에서 개발된 소프트웨어에서 얻어진 안전여유 값의 정확도를 검증하고 자 Fig. 7의 (a)와 결과와 비교하였다. 비교 결과 0.01 이하의 오차가 발생함을 확인할 수 있다. 이러한 사실은 Fig. 3에서 제시된 구조 해석 단계들이 본 논문에서 개발된 구조 해석 소프트웨어에 효과적으로 구현되었음을 의미한다.

4.2 일괄처리 해석 기능 검증

병렬처리 기법을 적용하여 구현되어진 일괄처리 해석 기능의 효율성을 확인하기 위해 시물레이션 수행하였다. Table 2는 본 논문에서 수행한 시물레이션 테스트 환경이다.

Table 3은 1,000개, 10,000개, 20,000개의 작업량에 대하여 일괄처리 해석 기능 수행 시 소요된 실행 시간을 측정된 것이다. 일괄처리 해석 기능은 FEM을 통해 얻어진 값들을 활용하여 사



(a) Excel based implementation example of Fig.3

Ply No.	Mat ID	θ	t ply
1	1	45	0.1840
2	1	-45	0.1840
3	1	0	0.1840
4	1	0	0.1840
5	1	90	0.1840
6	1	90	0.1840
7	1	0	0.1840
8	1	0	0.1840
9	1	-45	0.1840
10	1	45	0.1840

APPLIED LOADS & STRAINS	
Nx =	120 N/mm
Ny =	-70 N/mm
Nxy =	20 N/mm
Mx =	120 mm-N/mm
My =	90 mm-N/mm
Mxy =	-100 mm-N/mm

(b) Experimental conditions

Fiber Failure	
MS	Failure Criteria
4.33	Yamada-Sun, Tension
0.35	Yamada-Sun, Compression
3.46	Yamada-Sun, Compression
5.70	Yamada-Sun, Tension
3.47	Yamada-Sun, Compression
8.78	Yamada-Sun, Compression
5.25	Yamada-Sun, Tension
3.24	Yamada-Sun, Tension
1.91	Yamada-Sun, Tension
18.70	Yamada-Sun, Compression

(c) Analysis result

Fig. 8. Analysis result with excel program

용자가 지정한 포맷에 값을 입력한다. 따라서 Table 3에는 FEM 소요시간은 포함되지 않으며, 평가의 신뢰성을 위하여 총 10회 실행을 통해 얻어진 실행 시간들을 평균한 것이다. Table 3에서 Serial은 병렬처리 기법이 적용되지 않은 경우를, parallel은 4개 코어를 이용하여 OpenMP 기법으로 병렬처리가 수행된 경우를 나타낸다. 3장에서 설명한 바와 같이 병렬처리 기법은 Cal부에만 적용되었다. Speed-Up 지표를 활용하여 병렬 성능을 나타냈을 때 1,000개의 작업량에서는 약 3.14배, 10,000개에서는 2.32배 그리고 20,000개에서는 약 1.88배의 향상을 알 수 있다. 그리고 20,000개의 작업량에 있어서 전체 실행 시간이 약 0.5분 단축됨을 알 수 있다. 그러나 Table 3은 전체 실행 시간에 있어서 실행 속도가 크게 개선되지 못

Table 2. Test environments

OS	Windows 10(64 bit)
CPU	Intel core(TM) i5-7400 CPU @ 3.00GHz 3.00GHz
RAM	16GB

Table 3. Performance comparison for Batch-run

		1,000	10,000	20,000
Cal	serial (msec)	3,672	44,232	85,327
	parallel (msec)	1,171	19,045	45,419
	Speed-Up	3.14	2.32	1.88
Input +DB +Cal	serial (msec)	33,266	366,180	587,089
	parallel (msec)	30,765	340,993	551,437
	Speed-Up	1.08	1.07	1.06

하는 것을 보여준다. 이러한 현상은 Input부와 DB부가 병렬화 되지 못한 것이 주요 원인이다.

4.3 시험

본 논문에서 개발한 구조해석 소프트웨어의 성능 평가를 위하여 소프트웨어의 해석 결과와 시편을 이용한 실험 결과를 비교하였다. 본 논문에서 사용한 시편의 적층각 및 시편 수는 Table 4에 나타난 것과 같으며, Table 5는 각 소재의 물성치를 나타낸다.

ASTM(American Society for Testing and Materials) D 3039 규격에 따라 면내 파손 모드에 대한 시험평가를 수행하였으며, 시험 Setup 및 하중-변위 곡선은 Fig. 9와 같다. Fig. 10은 하중에 따른 파손 결과 그래프로써 파란색은 시험 평가 결과 값이며 나머지는 Max. Stress, Tsai-Wu, Yamada-Sun 이론을 이용하여 소프트웨어에서 얻어진 결과 값이다. 본 시험을 통해 다음과 같은 사실을 알 수 있다.

Table 4. Test specimens

Specimen ID	Material	Stacking Sequence	No.
PS-FB-A	CF3327 + KFR-120V	$[45^\circ/45^\circ/0^\circ/0^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ/0^\circ]_s$	8
PS-FB-B		$[45^\circ/0^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ/45^\circ]_s$	8
PS-UD-A	USN150B	$[45^\circ/90^\circ/-45^\circ/0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ/0^\circ]_s$	8
PS-UD-B		$[45^\circ/0^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ/-45^\circ]_s$	8

Table 5. Material properties

Properties	CF3327+ KFR-120V	USN150B
Young's Modulus E_{11} (GPa)	543	137
Young's Modulus $E_{22}=E_{33}$ (GPa)	543	7.4
Shear Modulus $G_{12}=G_{13}$ (GPa)	207	3.7
Poisson's Ratio $\nu_{12}=\nu_{13}$	0.05	0.34
Longitudinal Tensile Strength X_T (MPa)	546	1968
Transverse Tensile Strength Y_T (MPa)	546	57
Shear Strength $S_{12}=S_{13}$ (MPa)	44	91

- Max. Stress Failure Criterion : 기지 재료의 파손도 전체 Laminate의 파손으로 평가하므로 매우 보수적인 설계가 도출됨. (단, Fabric 소재의 경우 UD 소재와는 달리 섬유, 기지 양 방향으로 섬유가 배치되어 있으므로 실제 시험 결과와 유사한 해석 결과가 도출됨)
- Tsai-Wu Failure Criterion : 여러 방향의 하중(섬유, 기지 방향으로 가해지는 인장, 압축 전단 하중 등)에 대한 상호작용(Interaction)을 고려하므로 어느 정도 보수적인 설계가 도출됨.
- Yamada-Sun Failure Criterion : 기지 재료에 대한 파손은 고려하지 않으며 대부분의 소재(UD or Fabric)에 대해 실제와 가장 근접한 해석 결과를 도출함.

이와 같은 결과를 바탕으로 실제 해석을 수행하는 사용자는 대상 구조물의 주요도에 따라 설계의 보수성(Conservatism)을 반영할 수 있다. 그리고 대상 구조물의 주요도에 따라 적합한 이론을 선택할 경우 약 10% 내외의 오차가 발생함을 확인할 수 있다.

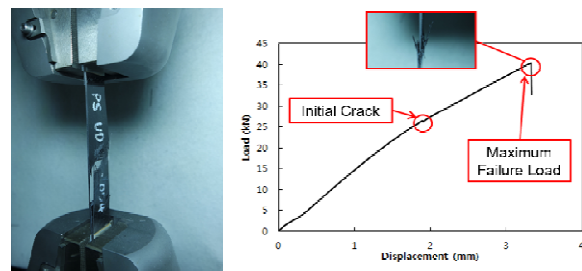


Fig. 9. Load-displacement curve

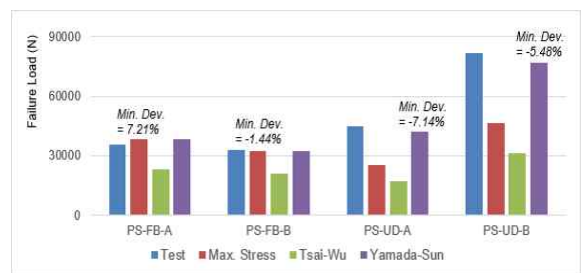


Fig. 10. Analysis results with various criteria

V. 결 론

항공기 구조물의 효율적인 구조 해석을 위하여 본 논문에서는 다양한 파손 이론에 기반한 복합재 면내 구조 해석 소프트웨어를 개발하였다. 본 논문에서 개발한 소프트웨어는 면내 구조물에 대해 5가지 파손 이론에 기초한 안전 여유를 제공하는 동시에 OpenMP를 이용한 병렬처리 기법이 적용된 일괄처리 해석 기능을 지원한다. 기존의 자체 개발 방식과의 결과 비교를 통하여 소프트웨어의 동작을 검증하였다. 그리고 실제 시편 시험을 통하여 소프트웨어의 해석 결과와 실제 시험 결과와의 차이가 $\pm 10\%$ 내외임을 확인하였다. 또한 개발되어진 소프트웨어를 활용하면 대상 구조물의 중요도에 따라 적합한 파손 이론을 선정할 수 있으며 이로 인하여 해석의 안정성이 증대될 수 있음을 확인할 수 있었다. 한편 병렬처리 기법이 적용된 일괄처리 해석 작업이 효율적으로 실행됨을 알 수 있었다. 병렬처리 방식의 특성을 고려할 때 일괄처리 해석으로 실행되는 작업이 많아질수록 실행 효율이 더 높아질 것으로 예상된다. 아울러 향후 추가 연구를 통하여 FEM 과정을 포함하여 다양한 파손 모드에 대한 구조 해석이 수행되는 통합 소프트웨어를 개발할 예정이다.

후 기

본 연구는 산업통상자원부(한국산업기술평가원) “두뇌역량우주전문기업 기술개발사업(No.10053234)”과 산업통상자원부 산업전문인력역량강화사업(N0001415, 디스플레이 장비부품 전문인력양성사업)의 지원을 받아 수행된 연구결과이며 이에 진심으로 감사드립니다.

References

- 1) Wikipedia, <https://en.wikipedia.org/wiki/Nastran>
- 2) Wikipedia, <https://en.wikipedia.org/wiki/Ansys>
- 3) Wikipedia, <https://en.wikipedia.org/wiki/Abacus>
- 4) <http://www.ansys.com/products/structures/ansys-composite-prepost>
- 5) <http://www.mscsoftware.com/kr/product/digmat>
- 6) Rahimi, Norzihan, et al. "Evaluation of failure criteria for composite plates under tension." *Humanities, Science and Engineering Research (SHUSER)*, 2012 IEEE Symposium on. IEEE, 2012.
- 7) Jung, Y. J., Choi, S. Y., et al. "Development of Plain Strength Analysis Software for Composite Laminated Structure" *Proceedings of KSASS 2016*, 2016, pp. 837-840.
- 8) Choi, S. Y., Yu, G. A., et al. "Development and Evaluation of Carbon Fiber Composite Failure Analysis Software" *Proceedings of KSCM 2016*.
- 9) Jones, Robert M. *Mechanics of composite materials*. Vol. 193. Washington, DC: Scripta Book Company, 1975.
- 10) Tsai, Stephen W., and Edward M. Wu. "A general theory of strength for anisotropic materials." *Journal of composite materials* Vol. 5, 1971, pp. 58-80.
- 11) Yamada, S. E., and Sun, C. T.. "Analysis of laminate strength and its distribution." *Journal of Composite Materials* Vol. 12, 1978, pp. 275-284.
- 12) Puck, A., and Schürmann, H.. "Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models." *Composites Science and Technology* Vol. 58, Issue 7, 1998, pp. 1045-1067.
- 13) Lee, Y. M., Hwang, I. S., et al. "Development of An Integrated Display Software Platform for Small UAV with Parallel Processing Technique" *IEMEK Journal of Embedded Systems and Applications* Vol. 11, Issue 1, 2016, pp. 21-27