

등가물성을 이용한 복합재 이탈피의 구조해석

Analysis of Composite Sabot Structure using Equivalent Properties

이 성 호*
Lee, Sung Ho

이 강 우**
Lee, Kang Woo

우 경 식***
Woo, Kyeongsik

박 관 진*
Park, Kwan Jin

ABSTRACT

This paper deals with the analysis of composite sabot of APFSDS projectile. Unlike conventional composite parts, the sabot is composed of thick-sectioned lamination, and thus requires 3-dimensional properties in the analysis. In this study, a model was formulated to calculate the equivalent composites properties. The equivalent properties were then used in the finite element analysis and the results were compared with those by the full 3-dimensional analysis with ply-by-ply modeling. The results generally agreed with each other in the bound of 20% error, indicating that the formulated model produced the equivalent properties with reasonable accuracy. It was thought to be an efficient approach to use the model in global analysis and then perform the full 3-dimensional analysis in regions of interest for detailed evaluation in designing the composite sabot structure.

주요기술용어 : Comopsite Sabot(복합재 이탈피), APFSDS Projectile(날개안정철갑탄),
Finite Element Analysis(유한요소해석), Equivalent Property(등가물성)

1. 머리말

날개안정철갑탄의 탄두 결합체는 관통자와 이탈피로 이루어져 있으며 이탈피는 포신 내에서 추진제의 압력을 운동에너지의 형태로 관통자에 전달하는 역할을 한다. 동일한 포구에너지를 갖는 경우, 탄의 무게가 가벼울수록 탄의 속도가 증가하고 이는 관통성능

의 향상으로 나타나기 때문에 최근 날개안정철갑탄에 복합재 이탈피를 적용하여 탄을 경량화시키기 위한 연구가 진행되고 있으며 선진국에서는 이미 무기체계에 적용하고 있다^[1,2].

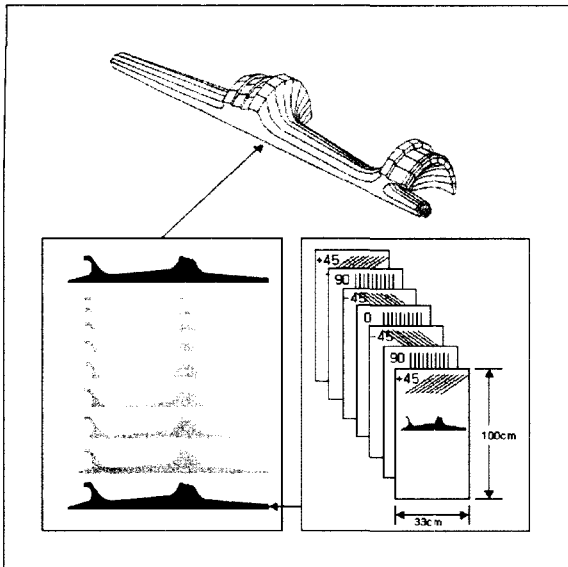
복합재 이탈피는 그림 1과 같이 120° 단면을 갖는 이탈피 조각 3개가 체결되어 구성되며,

이 때 이탈피 조각은 10~12° 단면의 썬기 형상을 갖는 세그먼트를 여러 개 반복 적층한 후 압축성형함으로써 제작된다^[3]. 또한 하나의 세그먼트는 각기 다른 형상으로 재단된 10장 내외의 서브세그먼트가 적

* 국방과학연구소

** 프리즘(주)

*** 충북대학교 구조시스템공학과

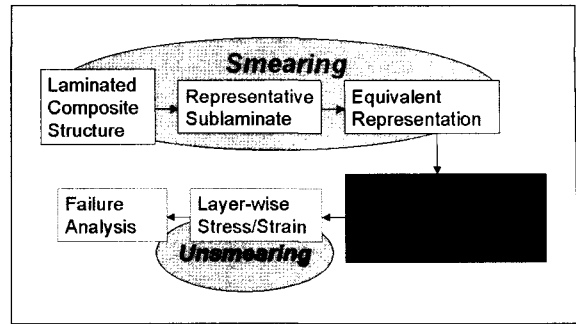


[그림 1] 복합재 이탈피의 형상과 구조

층되어 만들어지며(그림 1의 왼쪽 아래), 한 장의 서브세그먼트는 배향이 서로 다른 7장의 프리프레그를 적층하여 만든다(그림 1의 오른쪽 아래).

이전의 연구에서^[4] 저자들은 복합재 이탈피의 구조 해석을 위해서 구조물을 이루고 있는 각각의 복합재 프리프레그 층을 별개의 물질로 모델링함으로써 복합재 이탈피를 불균일한 연속체로 취급하는 방법을 적용하였다(이하 이 모델을 '3차원 전체모델'이라고 칭한다). 그러나 이러한 3차원 전체모델은 복합재 구조물에서 발생하는 응력 상태를 정확히 해석할 수 있다는 장점이 있지만 이탈피와 같이 두꺼운 적층 복합재 구조물의 해석에 적용할 경우 유한요소 모델의 작성과 계산에 상당한 시간이 소요되므로 구조물의 형상을 자주 바꾸게 되는 설계 초기 단계나 최적화 작업 등에는 용이하게 대처하기 어렵다.

두꺼운 적층 복합재 구조물의 해석에 사용될 수 있는 또 다른 해석방법에는 등가모델을 이용하는 "smearing 및 unsmearing 기법"^[5]이 있다. 그림 2는



[그림 2] 등가모델을 사용한 해석과정

이러한 등가모델을 사용할 경우에 채용되는 일반적인 해석과정을 나타내고 있다. 이 방법은 불균일한 연속체의 물성을 균일한 연속체의 물성으로 등가변환한 등가물성을 구하여(smearing) 균일한 연속체로 모델링된 구조물의 구조해석을 수행하고, 그 결과로 얻어진 응력과 변형률을 이용하여 복합재 구조물을 이루는 복합재 각 층에서의 국부적인 응력과 변형률을 얻는 과정(unsmearing)으로 구성되어 있다. 그러나 이를 위해서는 smearing 및 unsmearing을 수행하는 별도의 프로그램을 개발해야만 한다는 번거로움이 있다^[6].

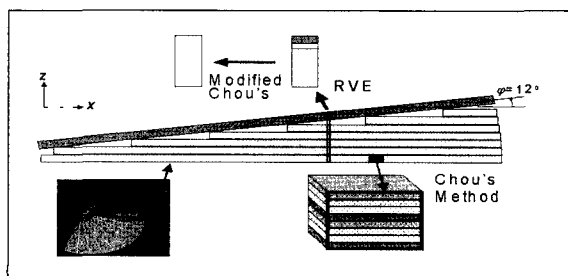
본 연구에서는 3차원 전체모델보다 모델 작성이 비교적 쉽고 계산 시간이 적게 소요되는 등가모델의 해석 결과를 평가하여 이 모델이 여러 번의 반복적인 해석이 요구되는 이탈피의 초기 설계나 최적화 등에 적용 가능한지 알아보고자 하였다. 또한 일반적인 등가모델과는 달리 unsmearing 과정은 수행하지 않고 smearing 기법만을 적용함으로써 구조해석의 편의를 도모하고자 하였으며 이에 따른 결과의 분석기법에 대해서도 살펴보았다. 구조해석에 사용된 소프트웨어는 ANSYS로서 smearing 기법으로 얻어지는 적층 복합재의 등가물성을 입력 자료로 이용하고, 복합재 이탈피를 균일한 연속체로 모델링하여 그 해석 결과를 이전의 3차원 전체모델^[4]을 적용한 결과와 비교하였다.

2. 등가물성의 유도

그림 3은 등가모델을 유도할 문제 영역인 복합재 이탈피의 한 세그먼트와 적용되는 이론들을 나타낸 것이다. 복합재 이탈피 한 세그먼트는 재단된 여러 개의 서브세그먼트가 z-방향으로 적층되어 있고 다시 한 개의 서브세그먼트가 경사지게 이들을 덮음으로써 전체적으로 썩기 형태를 이룬다. 이 때 서브세그먼트 사이에 발생하는 빈 공간은 수지만이 존재하는 수지층으로 된다^[3]. 본 연구에서 한 세그먼트는 12° 단면을 가지며 모두 11개의 서브세그먼트로 구성된다.

복합재 이탈피 세그먼트의 등가물성을 구하기 위하여 우선 서브세그먼트에 Chou의 방법^[5]을 적용하여 서브세그먼트의 등가물성을 구한다.

다음으로 세그먼트 중 x-방향 임의의 위치에서 미소 폭을 갖는 대표 체적요소(RVE, representative volume element)를 선택하는데 이는 x-축에 평행한 반복 적층 두께의 서브세그먼트 요소와 수지층 요소 및 x-축에 대해 각도 θ 만큼 회전된 한 개의 서브세그먼트 요소로 구성된다. 회전 서브세그먼트 요소의 등가물성은 Chou의 방법으로 이미 구한 평행 서브세그먼트 요소의 등가물성을 좌표 변환함으로써 구할 수 있으며 수지층 요소의 등가물성은 수지 물성을 그대로 이용할 수 있다.



[그림 3] 복합재 이탈피의 등가모델

이러한 대표 체적요소에 대해 다시 Chou의 방법과 유사한 방법을 적용하여 등가물성을 구한다. 본 연구에서 유도한 이 방법은 Chou 등이 적용하였던 모델과 달리 수지층과 최외곽의 회전 서브세그먼트를 함께 고려하므로 이를 ‘변형된 Chou의 방법’이라고 부르기로 한다. 이러한 과정을 x-축을 따라 전체 세그먼트에 대해 수행하면 x-좌표에 따른 복합재 이탈피 세그먼트의 등가물성을 구할 수 있다. 아래에 이러한 과정을 설명한다.

2.1 Chou의 방법

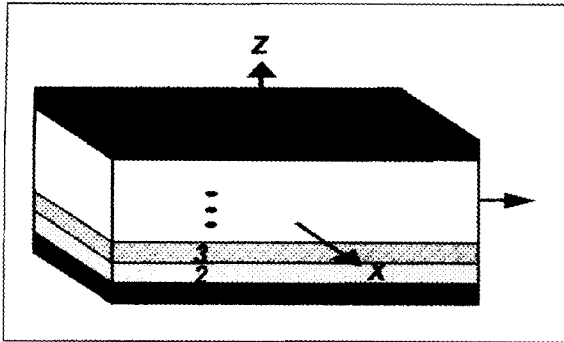
Chou의 방법^[5]은 두꺼운 복합재의 등가물성을 유도하는데 사용되는 방법으로 복합재 적층판의 등가물성을 유도하는 고전적층판이론(Classical Lamination Theory)의 3차원 확장으로 생각할 수 있다. 고전적층판이론은 면내방향의 변수들만을 고려하여 유도되며 주로 얇은 적층판의 해석에 사용된다. 그러나 적층판의 두께가 두꺼운 경우에는 면내 뿐만 아니라 면외방향의 응력과 변형률 등의 거동이 중요하나 고전적층판이론으로는 이들을 계산할 수 없다. Chou의 방법은 이러한 고전적층이론을 3차원으로 확장한 것으로서 ϵ_1, ϵ_2 및 ϵ_6 의 계산에는 등변형률(iso-strain) 가정을 적용하고, σ_3, σ_4 및 σ_5 의 계산에는 등응력(iso-stress) 가정을 적용하여 유도한 것이다.

등가물성을 구하려는 복합재가 그림 4와 같이 N개의 층으로 구성되어 있을 경우 구하려는 미지수의 개수는 다음과 같이 총(12N+12)개이다.

$$\sigma_i, \epsilon_i, \sigma^k_i, \epsilon^k_i \quad (i=1\sim 6, k=1\sim N) \quad (1)$$

여기서,

$$\sigma_i, \epsilon_i : \text{등가응력/변형률(equivalent stress/strain)}$$



[그림 4] N개의 층으로 구성된 복합재

σ_i^k, ϵ_i^k : 각 층에서의 응력/변형률

각 층 별 응력-변형률 관계식은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\{\sigma^k\} = [C^k]\{\epsilon^k\} \quad (k=1 \sim N) \quad (2)$$

앞에서 설명한 바와 같이 Chou의 방법에서는 $\epsilon_1, \epsilon_2, \epsilon_6$ 에 대해서는 등변형률 가정을, 그리고 $\sigma_3, \sigma_4, \sigma_5$ 의 경우에는 등응력 가정을 적용하므로

$$\begin{aligned} \epsilon_1^k &= \epsilon_1, \quad \epsilon_2^k = \epsilon_2, \quad \epsilon_6^k = \epsilon_6 \quad (k=1 \sim N) \\ \sigma_3^k &= \sigma_3, \quad \sigma_4^k = \sigma_4, \quad \sigma_5^k = \sigma_5 \quad (k=1 \sim N) \end{aligned} \quad (3)$$

이 되고, 이들에 대해 각각 두께방향으로 체적평균하면

$$\begin{aligned} \epsilon_3 &= \sum_{k=1}^N V^k \epsilon_3^k, \quad \epsilon_4 = \sum_{k=1}^N V^k \epsilon_4^k, \quad \epsilon_5 = \sum_{k=1}^N V^k \epsilon_5^k \\ \sigma_1 &= \sum_{k=1}^N V^k \sigma_1^k, \quad \sigma_2 = \sum_{k=1}^N V^k \sigma_2^k, \quad \sigma_6 = \sum_{k=1}^N V^k \sigma_6^k \end{aligned} \quad (4)$$

여기서 V^k 는 k번째 층의 부피분율이다.

이상의 식(1)~(4)에서 모두 $(12N+6)$ 개의 식이 가용하므로 전체 방정식은 다음과 같은 형태의 6개 방정식으로 축약할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & C_{16} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & C_{26} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & C_{36} \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & C_{45} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{54} & C_{55} & 0 \\ C_{61} & C_{62} & C_{63} & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \epsilon_3 \\ \epsilon_4 \\ \epsilon_5 \\ \epsilon_6 \end{bmatrix} \quad (5)$$

여기서 $[C_{ij}]$ 가 복합재의 등가물성을 나타내는 행렬이고, 이들로부터 등가탄성계수와 포아송비 및 전단계수 등을 구할 수 있다(각 요소에 대한 상세한 식은 참고 문헌[5]를 참조).

2.2 변형된 Chou의 방법

k번째 복합재 층이 면내 뿐만 아니라 면외방향으로도 회전되어 있다면 일반적인 응력-변형률 관계는 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_6 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \end{bmatrix}^k = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{16} & C_{13} & C_{14} & C_{15} \\ C_{21} & C_{22} & C_{26} & C_{23} & C_{24} & C_{25} \\ C_{61} & C_{62} & C_{66} & C_{63} & C_{64} & C_{65} \\ C_{31} & C_{32} & C_{36} & C_{33} & C_{34} & C_{35} \\ C_{41} & C_{42} & C_{46} & C_{43} & C_{44} & C_{45} \\ C_{51} & C_{52} & C_{56} & C_{53} & C_{54} & C_{55} \end{bmatrix}^k \begin{bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \epsilon_6 \\ \epsilon_3 \\ \epsilon_4 \\ \epsilon_5 \end{bmatrix}^k \quad (6)$$

위 식의 순서를 재구성하면 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \bar{\sigma} \\ \tilde{\sigma} \end{bmatrix}^k = \begin{bmatrix} \bar{C}^k & C^k \\ (C^k)^T & \tilde{C}^k \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{\epsilon} \\ \tilde{\epsilon} \end{bmatrix}^k \quad (7)$$

여기서

$$\{\bar{\sigma}\} = \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix}, \{\tilde{\sigma}\} = \begin{Bmatrix} \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \end{Bmatrix}$$

$$\{\bar{\varepsilon}\} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix}, \{\tilde{\varepsilon}\} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \end{Bmatrix}$$

이 식을 전개하면

$$\{\bar{\sigma}\}^k = [\bar{C}^k]\{\bar{\varepsilon}\}^k + [C^k]\{\tilde{\varepsilon}\}^k \quad (8)$$

$$\{\tilde{\sigma}\}^k = [(C^k)^T]\{\bar{\varepsilon}\}^k + [\tilde{C}^k]\{\tilde{\varepsilon}\}^k \quad (9)$$

가 된다. 여기서 $\{\bar{\varepsilon}\}$ 에 등변형률 가정을 적용하고

$\{\tilde{\sigma}\}$ 에 등응력 가정을 각각 적용하면

$$\{\bar{\varepsilon}\} = \{\bar{\varepsilon}\}^k, \{\tilde{\sigma}\} = \{\tilde{\sigma}\}^k \quad (9)$$

식(9)는 다음과 같이 쓸 수 있고

$$\{\tilde{\sigma}\} = \{\tilde{\sigma}\}^k = [(C^k)^T]\{\bar{\varepsilon}\} + [\tilde{C}^k]\{\tilde{\varepsilon}\}^k \quad (10)$$

이를 다시 $\{\tilde{\varepsilon}\}^k$ 에 대해 풀면

$$\{\tilde{\varepsilon}\}^k = [\tilde{C}^k]^{-1} (\{\tilde{\sigma}\} - [C^k]^T\{\bar{\varepsilon}\}) \quad (11)$$

식(11)의 $\{\tilde{\varepsilon}\}^k$ 들에 대해 두께방향으로 체적평균을 취하면

$$\begin{aligned} \{\bar{\tilde{\varepsilon}}\} &= \sum_{k=1}^N V^k \{\tilde{\varepsilon}\}^k \\ &= \sum_{k=1}^N V^k [\tilde{C}^k]^{-1} (\{\tilde{\sigma}\} - [C^k]^T\{\bar{\varepsilon}\}) \\ &= \left(\sum_{k=1}^N V^k [\tilde{C}^k]^{-1} \right) \{\tilde{\sigma}\} \\ &\quad - \left(\sum_{k=1}^N V^k [\tilde{C}^k]^{-1} [C^k]^T \right) \{\bar{\varepsilon}\} \end{aligned} \quad (12)$$

이 되고, 여기서

$$[S] = \sum_{k=1}^N V^k [\tilde{C}^k]^{-1} \quad (13)$$

$$[P] = \sum_{k=1}^N V^k [\tilde{C}^k]^{-1} [C^k]^T$$

라고 정의하면 식(12)의 면외방향의 응력과 변형률의 관계는

$$\{\tilde{\sigma}\} = [C]\{\bar{\varepsilon}\} + [\tilde{C}]\{\tilde{\varepsilon}\} \quad (14)$$

여기서,

$$[C] = [S]^{-1}[P], [\tilde{C}] = [S]^{-1} \quad (15)$$

마찬가지 방법으로 $\{\bar{\sigma}\}^k$ 에 대해 체적평균을 취하면

$$\begin{aligned} \{\bar{\sigma}\} &= \sum_{k=1}^N V^k \{\bar{\sigma}\}^k \\ &= \sum_{k=1}^N V^k ([\bar{C}^k] - [C^k][\tilde{C}^k]^{-1} \\ &\quad \cdot ([C^k]^T - [C]))\{\bar{\varepsilon}\} + [P]^T[\tilde{C}]\{\tilde{\varepsilon}\} \\ &= [\bar{C}]\{\bar{\varepsilon}\} + [C]^T\{\tilde{\varepsilon}\} \end{aligned} \quad (16)$$

여기서

$$\begin{aligned} [P]^T &= \sum_{k=1}^N V^k [C^k]([\tilde{C}^k]^{-1})^T \\ &= \sum_{k=1}^N V^k [C^k][C^k]^{-1} \end{aligned} \quad (17)$$

$$\begin{aligned} [\bar{C}] &= \sum_{k=1}^N V^k ([\bar{C}^k] - [C^k][\tilde{C}^k]^{-1} \\ &\quad \cdot ([C^k]^T - [C])) \end{aligned} \quad (18)$$

식(14)와 식(16)은 아래 식과 같이 등가응력-변형을 관계식으로 나타낼 수 있고, 이 식으로부터 복합재의 등가물성을 구할 수 있다.

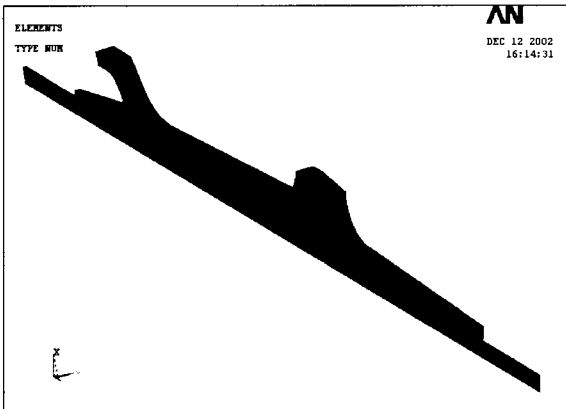
$$\begin{Bmatrix} \bar{\sigma} \\ \tilde{\sigma} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{C} & (C)^T \\ C & \tilde{C} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \bar{\epsilon} \\ \tilde{\epsilon} \end{Bmatrix} \quad (19)$$

3. 등가물성을 이용한 구조해석

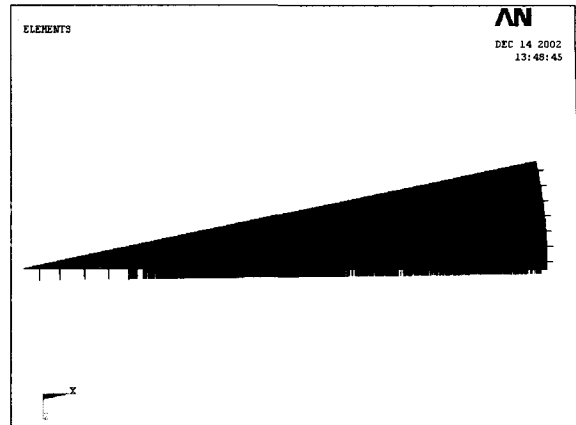
본 절에서는 등가모델을 사용하여 복합재 이탈피의 구조해석을 수행하고 그 결과를 복합재의 각 층별 재료특성을 개별적으로 고려하는 3차원 전체모델의 해석 결과와 비교하였다. 3차원 전체모델을 이용한 복합재 이탈피 구조해석 방법에 관해서는 참고문헌[4]를 참고하기 바란다.

3.1 유한요소 모델

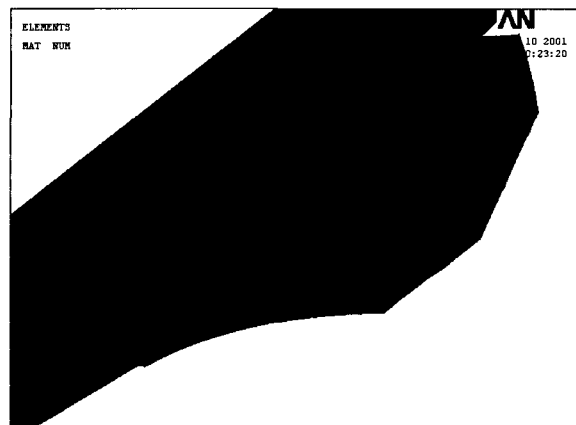
그림 5는 등가물성을 이용한 복합재 이탈피의 유한요소 해석에 사용된 모델로서 복합재, 관통자 모두 ANSYS의 SOLID45 요소를 사용하였다. 그림 6은



[그림 5] 등가모델의 유한요소 구성



[그림 6] 등가모델의 유한요소 구성(단면)



[그림 7] 3차원 전체모델의 유한요소 구성(일부 확대)

등가모델에서의 복합재 이탈피 세그먼트 요소 분할을 대칭축에 수직인 단면에서 요소 좌표계와 함께 나타낸 것이다. 세그먼트를 균일한 연속체로 취급하여 요소 분할이 되어 있음을 알 수 있다.

그림 7은 3차원 전체모델에서의 요소 분할을 부분 확대하여 나타낸 것이다. 각각의 복합재 프리프레그 층 및 수지층을 별개의 재료로 취급하여 요소를 분할하였으며 수지층은 SOLID45 요소를, 적층 복합재는 SOLID46 요소를 사용하였다. 이상의 유한요소 모델로부터 등가모델을 사용하는 경우 수지층에 의한 국

부적 응력집중 현상 등은 표현하지 못 함을 예상할 수 있다.

표 1은 유한요소 모델에 사용된 요소 및 절점의 수를 요약하여 보여주고 있다.

[표 1] 해석에 사용된 요소와 절점 수

모 델		이탈피	관통자	계
등가모델	요소 수	14,049	4,816	18,865
	절점 수	17,936	5,709	22,557
3차원 전체모델	요소 수	10,635	846	11,481
	절점 수	16,965	1,330	14,210

3.2 입력 물성

표 2는 구조해석에 사용된 재료물성치이다. 관통자는 텅스텐 중합금, 수지는 에폭시, 복합재는 T700급 탄소섬유/에폭시 일방향 프리프레그의 물성을 사용하였다. 등가모델에서의 입력물성치는 복합재 라미나(lamina)와 수지의 물성치로부터 자동적으로 계산되어 각 요소에 할당되도록 프로그램을 작성하여 사용하였다. 계산된 등가물성치는 복합재 구조물 내에서의 위치에 따라 다른 값을 갖기 때문에 생성된 요소에 정확한 등가물성치를 지정하기 위해서는 별도의 처리가 필요하다. 또한 원주 방향으로의 위치변화에 따른 등가물성치의 변화는 반경 방향의 위치변화에 따른 변화에 비해 상대적으로 작으므로 원주방향 평균값을 사용할 수도 있으나 본 해석에서는 원주 방향의 위치와 반경 방향의 위치에 의해 물성치가 자동으로 결정되도록 하였다. 이러한 과정으로 생성된 모든 복합재 요소는 서로 다른 물성번호를 갖게 된다.

[표 2] 구조해석에 사용된 재료물성

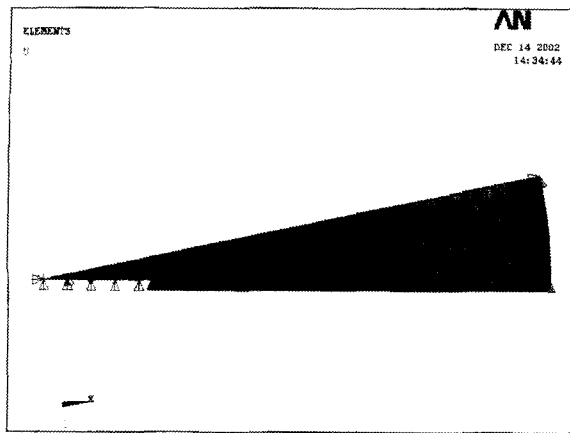
구 분		관통자	수 지	복합재
밀도(kg/mm ³)		17.7e-6	1.3e-6	1.56e-6
E (kgf/mm ²)	11	37300	132.2	12848
	22			982
	33			982
G (kgf/mm ²)	12	-	-	373
	23			186.5
	13			373
ν	12	0.3	0.41	0.334
	23			0.540
	13			0.328

3.3 경계조건

그림 8은 해석에 사용된 경계조건 중 구속조건을 나타내고 있다. 그림에서 보는 바와 같이 원통좌표계에서 θ 가 0°인 면과 12°인 면을 θ 방향으로 구속하였다.

또한 해석의 안정성을 위한 추가적인 구속조건으로 y-축 상의 절점들을 반경 방향으로 구속하였으며 관성완화(inertia relief) 조건을 적용하기 위해 y-축 상의 임의의 한 절점을 선택하여 y-방향으로 구속하였다. 이 때 관성완화를 적용하기 위한 구속 절점은 회전축 상에 존재할 필요는 없으며 단지 구속된 자유도로 인하여 해석결과가 영향을 받지않으면 된다. 이러한 조건의 만족여부는 구속 절점에서의 응력집중 유무를 해석 결과에서 판단하여 알 수 있다.

한편 복합재 이탈피에 가해지는 하중은 압력의 형태로 모델에 부가하였으며 그 값은 44.3kgf/mm²로 하였다.



[그림 8] 해석에 사용된 구속조건

4. 해석 결과 및 검토

등가물성을 이용한 구조해석에서 얻어진 응력은 복합재 층에 대한 아무런 정보도 포함하고 있지 않으므로 unsmearing 과정을 통해 복합재 층에서의 응력으로 다시 변환하기 전에는 의미가 없다. 응력은 계산 위치와 정의된 기준면에 따라 그 성분이 달라지며 복합재의 경우 일반적으로 섬유 방향과 적층 방향을 기준 좌표계로 정하여 평가하는 것이 일반적이다. 그러나 등가모델에서는 응력을 정의하는 기준 좌표계의 방향설정이 거의 불가능하므로 계산된 응력값을 사용하여 등가모델 해석 결과의 타당성을 검토하는 것은 불합리하다.

한편 복합재 요소를 사용하는 경우, 변형률값은 복합재 층에 따라 다소 변하나 그 크기와 방향은 거의 같으므로 본 연구에서의 등가모델과 3차원 전체모델과의 비교에는 모델 최외곽 표면에서 계산된 변형률을 대표값으로 사용하였다.

표 3은 각 모델에서 나타난 최대 변형률을 정리한 것이며 이 때 방향에 상관없이 절대값이 가장 큰 값

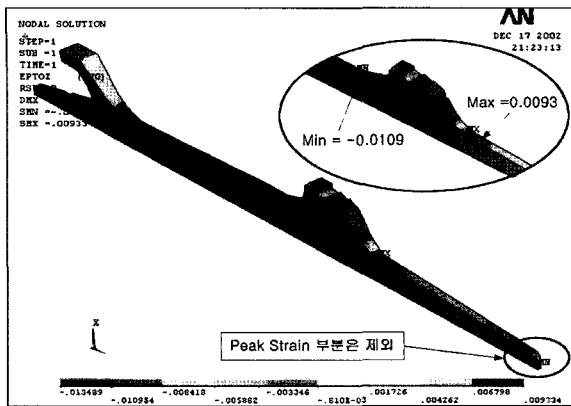
[표 3] 등가모델과 3차원 전체모델에서의 최대 변형률 비교

	ϵ_{xx}	ϵ_{yy}	ϵ_{zz}
3차원 전체모델	-0.023	-0.012	-0.011
등가모델	-0.018	-0.014	-0.015
오 차(%)	21.7	16.7	36.4
	ϵ_{xy}	ϵ_{yz}	ϵ_{xz}
3차원 전체모델	0.035	0.018	-0.021
등가모델	0.036	0.015	-0.021
오 차(%)	2.9	16.7	0.0

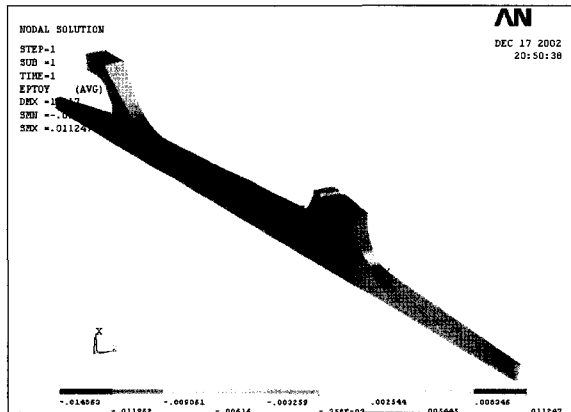
을 선택하였다. 또한 수지층을 고려할 수 없는 등가모델과의 비교를 위하여 3차원 전체모델에서 수지층을 제외한 위치에서의 최대 변형률을 구하고 이에 해당하는 위치의 등가모델에서의 변형률을 비교 대상으로 하였다. 3차원 전체모델과 등가모델에서 계산된 최대 변형률은 최대 36% 정도까지의 오차를 보이고 있으나 대부분의 경우 20% 내의 오차 범위에 있음을 알 수 있다.

그림 9는 3차원 전체모델에서의 z-방향 변형률 분포를 그린 것으로서 최대 변형률 발생 위치를 나타내고 있다. 등가모델과의 비교는 이탈피 후미의 수지층에서 발생한 최대 변형률을 제외한 최대 절대값(그림 9의 경우는 압축 최대 변형률)을 사용하였다. 그림 10은 등가모델에서의 z-방향 변형률 분포로서 최대 변형률 발생 위치 및 변형률 분포가 3차원 전체모델과 거의 같음을 알 수 있다.

이상의 검토로부터 복합재 이탈피의 형상을 빈번히 변경해야 하는 설계의 초기 단계나 사양이 거의 확정



[그림 9] 3차원 전체모델에서의 변형률 ϵ_{zz} 분포



[그림 10] 등가모델에서의 변형률 ϵ_{zz} 분포

된 상태에서의 최적화 등에는 등가모델을 적용하고, 최종적으로는 복합재의 각 층별 재료특성을 개별적으로 고려하는 3차원 전체모델을 통한 정밀한 해석을 수행하는 것이 복합재 이탈피의 구조해석 소요 비용을 고려할 때 바람직한 방법으로 판단된다. 특히 등가모델은 수치충과 같은 국부적인 영향에 의해 발생되는 응력 혹은 변형률의 집중을 표현할 수 없으므로 이러한 부위의 응력 및 변형률 상태가 중요한 파손 모드로 작용할 경우에는 반드시 3차원 전체모델을 사용하여야 한다.

5. 맺음말

본 연구에서는 두꺼운 적층 복합재 구조로 되어 있는 복합재 이탈피의 구조해석을 수행하기 위하여 유한요소 모델 작성이 비교적 용이한 등가모델 구조해석을 수행하고 그 결과를 3차원 전체모델의 결과와 비교함으로써 등가모델의 적용 가능성을 검토하였다.

최대 변형률의 비교 결과, 등가모델에서의 값은 3차원 전체모델에서의 값과 대부분의 경우 20% 내의 오차 범위에 있으며 전체적인 변형률 분포도 유사함을 알 수 있었다.

따라서 설계의 초기 단계나 최적화 등 형상 변화가 잦은 경우에는 등가모델을 적용하고 최종적으로 3차원 전체모델을 적용하는 것이 해석 비용을 고려할 때 복합재 이탈피 구조해석의 바람직한 방법으로 판단된다.

참 고 문 헌

- [1] B.P.Burns, W.H.Drysdale, C.P.R.Hoppel, and T.A.Bogetti, "The Development of Composite Sabots for Kinetic Energy Projectiles", Proc. 19th Inter. Symp. of Ballistics, Interlaken, Switzerland, 2001, pp.347~353.
- [2] 송홍섭, 박인서, 박관진, 김진석, "이탈피용 복합재료의 설계와 현황", 기술보고서 TEDC-511-000692, 국방과학연구소, 2000.
- [3] 송홍섭, 박인서, 최재호, "105밀리용 복합재 이탈피의 성형에 관한 연구", 기술보고서 TEDC-511-010795, 국방과학연구소, 2001.
- [4] 이성호, 이강우, 박관진, 송홍섭, "복합재 이탈피의

- 3차원 구조해석”, 한국군사과학 기술학회지, 제6권 제2호, 2003, pp.65~72.
- [5] P.C.Chou, J.Carleone and C.M.Hsu, "Elastic Constants of Layered Media", J. Composite Mater., Vol.6, 1972, pp.80~93.
- [6] T.A.Bogetti, C.P.R.Hoppel and B.P.Burns, "LAMPAT : A Software Tool for the Analysis and Design of Thick Laminated Composite Structures", ARL-TR-890, US Army Research Lab., 1995.
- [7] R.F.Gibson, *Principles of Composite Material Mechanics*, McGraw-Hill, 1994, pp.201~223.