

전투용 차량의 경량화 최적설계 기법 연구

Minimum Weight Design Method for Infantry Fighting Vehicles Hull using Thick Composite Laminate

김 건 인*
Gun-In Kim

조 맹 효**
Mang Hyo Cho

구 만 회***
Man-Hoi Koo

ABSTRACT

In this paper, general design process for Tracked Fighting Vehicle has been suggested. Stress analysis and optimal design for ply angle of IFV's composite upper hull has been calculated using KMA CIFV and it is contained exploratory development of design process.

In this point, this paper applied composite to IFV's upper hull. Finite element mesh has been made using Matlab program, and we have analyzed stress based on the given material properties and ply arrangement. For each load condition, load distribution in plane and failure index are calculated by using Tasi-Hill criterion, which is composite failure criterion and analyzing change of failure index as change of ply angle. Finally, optimal ply angles of upper hull are calculated using KMA CIFV. We can estimate the decrease of weight for IFV's upper hull.

주요기술용어 : Composite Structure, IFV, Optimum Design

1. 서 론

일반적으로 전투용 차량의 설계는 주로 미군의 설계 과정을 준용하는 것이 일반적인 방법이었다. 하지만 최근들어 새로운 재질을 이용하여 장갑차량을 설계하므로 고유의 설계 과정과 설계 기준 그리고 최적화 설계 방법을 적용할 필요성이 대두되고 있다.

작전운용성과 운용 개념을 분석하여 동체에 가해지는 하중 조건을 결정하고, 하중을 견딜 수 있는 구조물을 설계한다. 항공기와 같이 하중과 중량에 민감한 구조물은 하중 조건에 대한 실험적 결과와 중량 분석 자료가 충분히 존재하지만 전투차량에 대한 중량 자료와 하중 자료는 별로 존재하지 않는다.

전투차량의 하중은 정하중과 동하중으로 분류할 수 있으며, 정하중보다는 동하중이 설계에 직접적인 영향을 준다. 또한 전투차량 설계는 방호력이 전체 하중을 결정하는 중요한 요소로 알려져 있다. 따라서 방호력을 만족하면 정하중과 동하중 조건은 자동으로 만족

* 육사 무기공학과

** 서울대 기계항공 공학부

*** 국방과학연구소

하지만 최근들어 방호력 설계 방법이 부가 장갑 또는 능동 장갑 등과 같이 다양화 됨에 따라 방호력과 하중 설계를 분리하여 설계하여야 한다.

전투용 차량의 동체와 같은 대형 구조물의 설계는 유한요소법에 기초한 IDEAS와 같은 상용 프로그램을 이용하여 설계한다. 전투용 차량의 동체는 일반적으로 두꺼운 판으로 구성되어 있으므로 상용 프로그램의 설계 결과를 검증할 도구가 필요하다. 또한 대형 구조물의 중량을 최소화하는 최적설계는 구조물의 복잡성으로 인하여 무수히 많은 국부 최저점을 가지고 있으므로 상용 프로그램에서는 수행이 불가능하다.

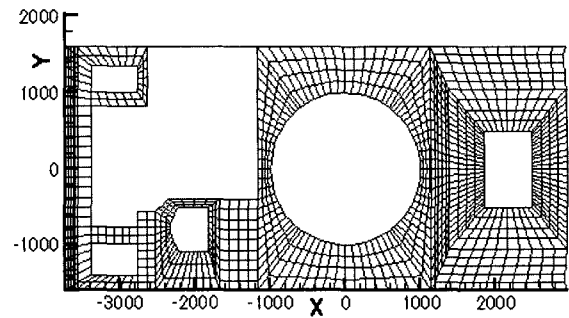
본 연구에서는 두꺼운 판이론을 적용하여 해석의 정밀도를 높이고 중량 감소를 위한 최적설계 수행방안을 제시한다.

2. 유한요소 모델링

동하중은 수직방향 수평방향 측면방향등 세 방향으로 각각 10g, 6g, 8g가 장갑차량의 상부구조물에 작용한다고 가정하였다. 설계 동하중을 등가 정하중으로 변환하는 방법은 요소 단위에서 등가 절점력을 산출하여 설계 하중으로 입력하였다.

가. 유한요소 격자

일반적으로 궤도형 전투차량의 동체는 보강재로 보강되어 있으며, 이 보강재의 효과는 보강재가 큰 강성을 가지므로 상판은 보강재에 의해 그 변형이 구속된다. 보강재를 사실적으로 묘사하면 탄성지지 경계 조건 또는 변위 경계조건, 하중경계 조건으로 기술될 수 있으나 본 연구에서는 변위를 구속하는 방법을 사용하였다. 정확한 유한요소 해석을 하기 위해서는 전체



[그림 1] 유한 요소 격자

모델을 해석한 결과로부터 상판 구조물의 변위 경계 조건이나 반력 경계조건을 제공받아 이를 경계조건으로 사용하여야 한다. 변위를 완전 구속한 본 방법은 실제 응력보다는 국지적으로 좁은 지역에서는 응력을 과도하게, 넓은 영역에서는 응력을 과소평가하는 경향을 보이지만 전체적 해석에서는 큰 오차가 없다.

주어진 전체 구조물의 기하형상으로부터 유한요소 격자를 생성하였다. 해석의 정확도를 높이기 위하여 균일한 격자보다는 내부에 구멍이 존재하는 구조물을 보다 정확하게 묘사할 수 있는 뒤틀린 격자를 사용하였으며, 이는 보강재가 있는 경우도 잘 묘사할 수 있는 장점도 있다. 그림 1에서는 생성된 유한 요소 격자의 모습을 보여주고 있다.

나. 4절점 혼합 유한 요소

유한요소는 4절점 셀 혼합 유한 요소를 사용하였다. 혼합 유한요소는 응력장과 변위장을 동시에 도입하였는데, 응력장은 면내 방향 응력장과 면외 방향 응력장 그리고 두꺼운 판에 적용되는 횡전단 결과력에 대한 응력장이며, 변위장은 면내 변위장과 면내 회전각 변위장을 도입하였다. 면내 회전각 변위장은 drilling degree of freedom 으로 알려져 있으며, 구조물 내에 구멍이 있는 경우 사용되는 비틀린 메쉬나 보강재가

있는 문제에서 보다 정확한 해를 제공한다. 가정된 변위장은 식(1)에서 보여주고 있다.

$$\begin{aligned}
 u^0 &= \sum_{i=1}^4 N_i u_i + \sum_{i=1}^4 \frac{\Delta y_i}{8} N_i^* (\theta_{y_j} - \theta_{x_i}) \\
 v^0 &= \sum_{i=1}^4 N_i v_i - \sum_{i=1}^4 \frac{\Delta x_i}{8} N_i^* (\theta_{y_j} - \theta_{x_i}) \\
 w^0 &= \sum_{i=1}^4 N_i w_i - \sum_{i=1}^4 \frac{\Delta y_i}{8} N_i^* (\theta_{y_j} - \theta_{x_i}) + \sum_{i=1}^4 \frac{\Delta x_i}{8} N_i^* (\theta_{y_j} - \theta_{x_i}) \\
 \theta_x &= \sum_{i=1}^4 N_i \theta_{x_i} \\
 \theta_y &= \sum_{i=1}^4 N_i \theta_{y_i}
 \end{aligned} \tag{1}$$

여기서

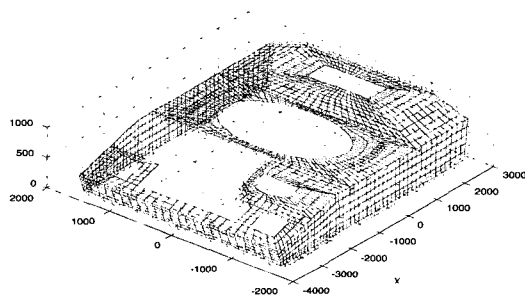
$$\Delta x_i = x_i - x_j$$

$$\Delta y_i = y_j - y_i$$

$$N_i = \frac{1}{4}(1 + \xi_i \xi_j)(1 + \eta_i \eta_j), i = 1, 2, 3, 4$$

$$N_i^* = \begin{cases} \frac{1}{2}(1 - \xi^2)(1 + \eta_i \eta_j), i = 1, 3 \\ \frac{1}{2}(1 - \eta^2)(1 + \xi_i \xi_j), i = 2, 4 \end{cases}$$

포탑의 중량은 50kN으로 가정하여, 포탑부위와 접하는 Node점에 힘을 분포시켜 해석하였고 경계 조건은 단순 지지로 가정하였다. 그림 2는 단순지지 경계 조건을 적용한 위치를 보여주고 있다.



[그림 2] 단순지지된 메쉬형상

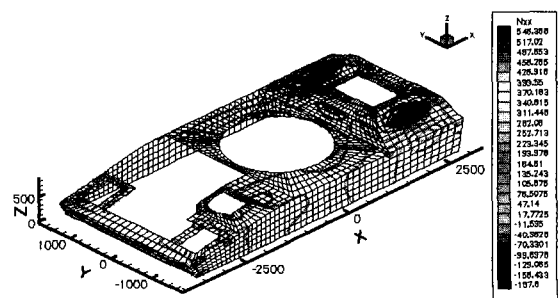
3. 응력분포 해석 및 파괴지수 계산

3가지 임계 동하중에 대해 유한요소해석을 수행하여 응력분포와 변형 양상을 그림에 제시하였으며, 응력은 결과합력으로 N_x , N_y , N_{xy} 등으로 표시하였다. 파괴지수를 결정하기 위해서 응력들로부터 파괴지수 (failure index)를 계산하여 도시하였다. 파괴지수는 Tsai-Hill 기준과 최대 변형을 기준을 사용하였다. 파괴지수가 1에 도달하면 그 지점에서 파괴가 시작되는 것을 의미한다. 그러므로 구조 설계의 입장에서는 구조물의 모든 지점에서 파괴지수는 1보다 작아야 한다. 본 연구에서는 안전여유를 고려하여 파괴 강도를 고려하였다. Tsai-Hill기준은 다음과 같다.

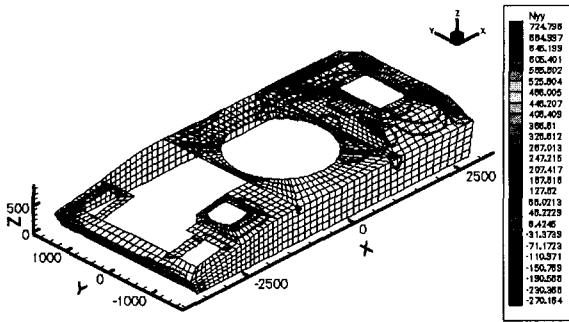
$$\begin{aligned}
 &\left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{Y}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_3}{Z}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_4}{R}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_5}{S}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_6}{T}\right)^2 \\
 &- \left(\frac{1}{X^2} + \frac{1}{Y^2} - \frac{1}{Z^2}\right)^2 \sigma_1 \sigma_2 - \left(\frac{1}{Y^2} + \frac{1}{Z^2} - \frac{1}{X^2}\right)^2 \sigma_2 \sigma_3 \\
 &- \left(\frac{1}{Z^2} + \frac{1}{X^2} - \frac{1}{Y^2}\right)^2 \sigma_1 \sigma_3
 \end{aligned} \tag{2}$$

가. 응력해석(Z 방향)

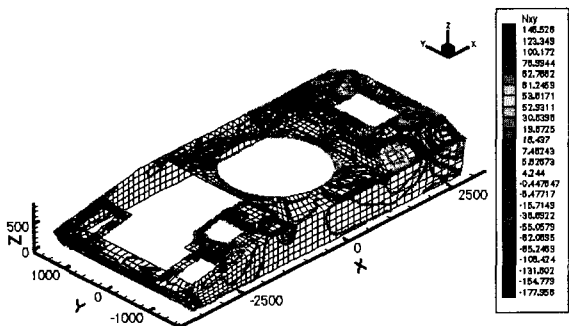
3가지 하중에 대하여 응력 해석을 실시하였으나, 본 논문의 지면상 상하방향 응력 분포만을 도시하였으며



[그림 3] 방향 응력해석(N_{xx})



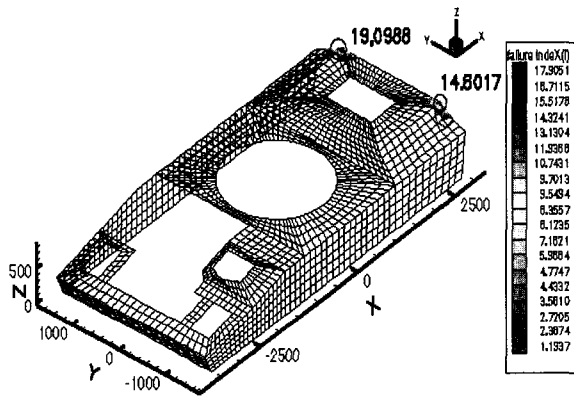
[그림 4] Z 방향 응력해석(N_{yy})



[그림 5] 방향 응력해석(N_{xy})

[표 1] Z방향(10g Down Loading) 파괴지수

위 치	Failure Index	위치(Node)
좌 측 면	0.6834	282
전면 하단	0.2677	283
우 측 면	0.3153	427
상판 후면	19.0988	837
상판 중면	0.7466	1345
상판 전면	0.7368	1642



[그림 6] Z방향(10g Down Loading) 파괴지수 분포

그림 3~그림 5에 나타나 있다.

나. 파괴지수 산출

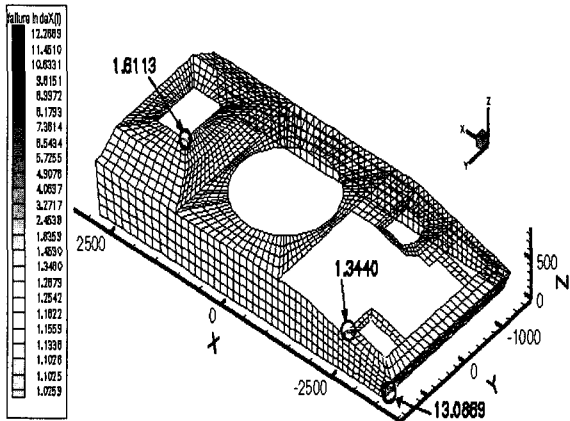
상하방향(10g)의 하중을 받는 경우의 파괴지수는 그림 6에서 보여주고 있다. 그림에서 검은색의 원으로 표시된 부분 주변이 파괴가 발생하는 지점이며 최대 파괴지수값은 표 1~3과 그림 6~8에 수록하였다.

전면 상부의 포탑이 탑재되는 부위가 응력집중 또는 파괴 지수치가 높게 나타나며 이 부분의 구조 설계가 중요함을 알 수 있다. 상대적인 파괴 지수치를 보면 중앙 포탑부위의 두께가 두꺼워야 됨을 알 수 있다. 상판 후미에서는 지나치게 큰 파괴 지수 값을 나타내고 있는데, 이는 후미 부분을 변위 조건에 의해

[표 2] Y방향(6g side loading) 파괴지수

위 치	Failure Index	위치(Node)
좌 측 면	1.9629	277
전면 하단	13.0869	283
우 측 면	0.1574	558
상판 후면	1.6113	983
상판 중면	0.4181	1560
상판 전면	1.3440	1876

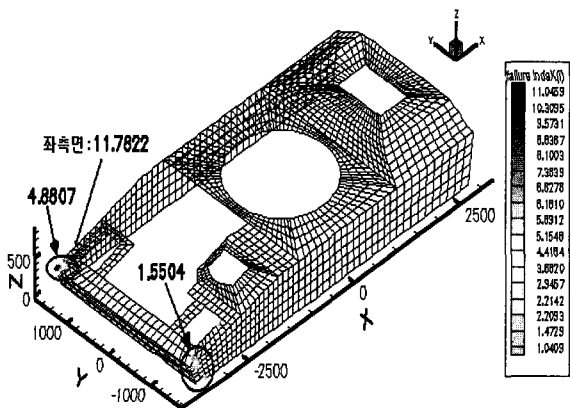
과도한 경계 조건을 부여 함으로 생긴 국지적인 응력 집중이 발생한 것으로 판단한다.



[그림 7] Y방향(6g side loading) 파괴지수 분포

[표 3] X방향(8g for-aft loading) 파괴지수

위 치	Failure Index	위치(Node)
좌 측 면	11.7822	282
전면 하단	0.5021	426
우 측 면	4.8807	427
상판 후면	0.5539	719
상판 중면	0.3633	1322
상판 전면	1.5504	1780

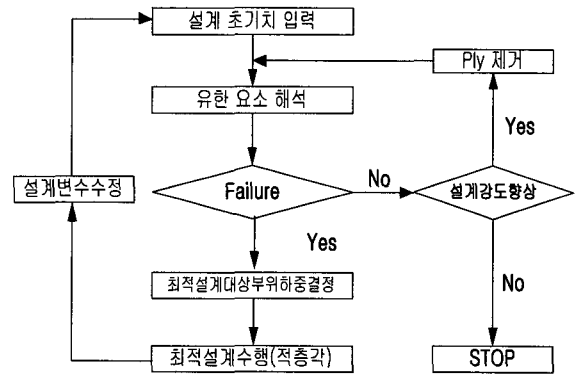


[그림 8] X방향(8g for-aft loading) 파괴지수 분포

4. 최적설계

가. 최적설계 수행 방법

장갑차 동체를 유한 요소법으로 해석하여 최적설계를 수행하는 것은 계산시간의 문제로 쉽지 않다. 특히 두꺼운 복합재료로 설계된 장갑차 동체에서 유한 요소수는 수천 개이며, 각 요소가 수백장의 플라이로 이루어져서 설계변수는 기하급수적으로 늘어나게 되며 설계변수를 대폭적으로 줄이더라도 현실적으로 많은 어려움을 갖게 된다. 또한 최적설계를 수행한다 하더라도 전체적인 최적점을 찾기보다는 부분적인 최적점을 찾는데 그치게 된다. 이러한 실제적인 문제의 최적설계를 수행하는 효율적인 방법으로, 유한 요소법과 해석적인 해를 이용한 최적설계방법 수행 방법을 그림 9에 나타내었다.



[그림 9] 최적설계 수행방법

나. 최적설계 알고리즘

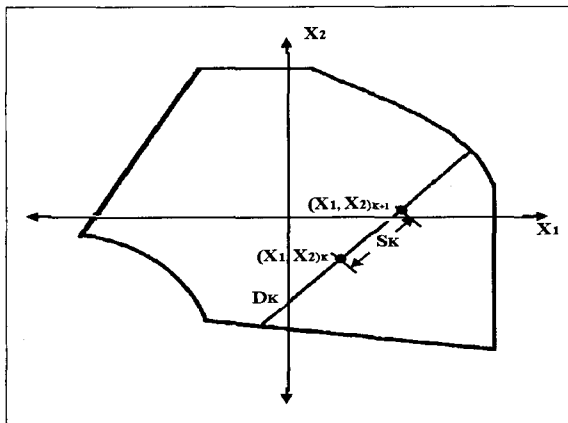
복합재 최적설계에는 국부 최적설계 방법보다는 전체 최적설계 기법이 주로 사용된다. 그 이유는 복합재 구조물의 설계는 많은 설계변수를 가지고 있을 뿐만 아니라, 그 설계 영역 안에 많은 국부 최적점을 가지고 있기 때문이다.¹⁾ 본 연구에서 사용하려 Improving

Hit-and-Run(IHR) 전체 최적 설계방법은 설계변수에 대하여 계산 횟수가 다함수적으로 증가하므로 복합재의 설계에 사용될 수 있다.²⁾ 일반적인 전체 최적 방법인 Simulated annealing generic algorithm, 격자 탐색법, 순수 무작위 탐색법 등은 설계변수가 증가함에 따라 지수 함수적으로 계산시간이 증가하기 때문이다.

IHR 방법은 Zabinsky등에 의하여 개발되어 졌으며,³⁾ 순차적인 무작위 탐색법에 기초를 두고 있는 전체 최적화 방법이다. IHR은 주어진 설계영역에서 제약조건식을 만족하는 순차적인 무작위 탐색점들을 생성함으로써 탐색을 수행한다. 이러한 무작위 점들은 다음의 반복적인 식에 의하여 생성된다.

$$X_{K+1} = \begin{cases} X_K + S_K D_K & \text{IF, } (X_K + S_K D_K) \langle f(x_k) \rangle \\ X_K & \text{, otherwise} \end{cases} \quad (3)$$

여기서 D_K 는 방향벡터이고, S_K 는 변분의 크기(step size), 그리고 X_{K+1} 은 k+1번째 생성점이다. 이러한 과정은 그림 10에 나타나 있다. 무작위



[그림 10] 무작위 생성점 생성

방향 벡터는 구형(HD : Hyperspherical Direction) 위에서만나 혹은 좌표계(CD : Cartesian Coordinate Direction) 위에서 균등하게 임의의 방향을 선택함으로써 결정되며 변분의 크기는 방향벡터상의 임의의 점을 선정하여 결정한다. 정지조건은 사용자의 반복횟수에 의하여 결정되는 방법을 사용하였다.

다. 최적설계 대상부위의 하중 결정

최적설계 프로그램은 크게 입력, 해석, 최적설계, 출력으로 구분되는데, 입력에서는 복합재의 물성치, 설계기준조건, 하중조건, 설계변수 및 최적설계 방법등을 입력한다. 이를 위해 우리가 관심을 가져야 할 최적화 대상 부품의 각 방향별 하중을 유한요소 해석에서 결정하였다. 표 4는 각 하중조건에 대하여 앞에서 계산한 파괴지수가 최고인 점에서의 면내 하중분포를 보여준다.

[표 4] 하중방향별 면내 하중해석

구분	NXX	NYX	NYX	위치 (Node)	파괴 지수
Z방향 (10g)	84.1	764.3	-123.2	상판후면 (837)	19.1
Y방향 (6g)	-229.7	-194.0	65.8	전면하단 (283)	13.1
X방향 (8g)	565.6	91.6	163.5	좌측면 (282)	11.8

라. 적층각 최적설계 결과

계산을 줄이고, 전체적으로 준등방성을 어느 정도 유지하기 위하여 초기 적층배열 중 $\pm 45^\circ$ 만을 변수로 하고, 나머지 적층각($0^\circ, 90^\circ$)은 고정하였다.

x, y, z방향에 대한 다중 하중이 작용하는 경우에 최대 파괴지수를 최소화 하는 적층각을 계산한 결과는 표 5에 수록하였다.

[표 5] 최대 파괴지수 발생부의 최적 적층각

구분	적층각 (최적값)	적층각 (초기치)	비 고
Z하중	±27,0,90	±45,0,90	상판후면
Y하중	±45,0,90	±45,0,90	전면하단
X하중	±20,0,90	±45,0,90	좌측측면

결정된 최적 적층각에 의한 파괴지수의 개선률은 표 6에 나타나 있으며 이를 기준으로 상부구조 각 부위별 면적비를 고려하여 중량 감소를 예측한 결과 동체 상부 구조물의 7.2% 정도의 중량을 감소시킬 수 있다.

[표 6] 파괴지수 개선률에 따른 중량감소

구분	명 칭	파괴지수 개선률(%)	비 고
상 부 구 조	상판중면	5.2	7.18 % 중량감소
	상판후면	15.8	
	좌측측면	26.3	

위와 같은 과정을 파괴가 일어나지 않을 때까지 반복하거나, 파괴가 일어나지 않았더라도 강도의 향상이 요구되는 부분에 대하여 수행할 수 있다.

본 연구에서는 상부구조가 모노코크 구조물이라 가정하였으나 실제 상부구조는 보강재가 부착되었으므로

초기 구조물보다 더욱 중량을 줄일 수 있을 것으로 판단된다.

5. 결 론

본 논문에서는 궤도형 장갑차량 동체의 최적설계를 수행하는 효율적인 방법을 제시하여 최적설계의 해석 도구로서 유한 요소법을 사용하는 제한점을 해결하였다. 두꺼운 판이론에 근거한 유한요소법을 이용하여 응력 분포를 결정하고, 전체 최적화 프로그램을 이용하여 최적 적층각을 결정하였다.

전체 적층각 중 절반만을 변경하여도 7.2% 정도의 중량 감소를 기대할 수 있다. 차후 연구에서는 구조물을 보강재가 결합된 형태의 semi-monocoque 구조물로 가정하여 최적설계가 이루어지면 더욱 많은 중량 감소를 기대할 수 있다.

감 사 의 글

본 연구는 국방과학연구소 위탁과제의 일환으로 수행되었습니다.

참 고 문 헌

1. Vanderplaats, G.N., Weisshaar, T.A.,1989, "Optimum design of composite structures", International Journal for Numerical Methods in Engineering.
2. Zabinsky, Z.B., Smith, R.L., McDonald, J.F.,

- Romeijn, H.E. and Kaufman, D., 1993, "Improving Hit-and-Run for Global Optimization", Journal of Global optimization.
3. Zabinsky, Z.B., Smith, R.L., McDonald, J.F., Romeijn, H.E. and Kaufman, D., 1993, "Improving Hit-and-Run for Global Optimization", Journal of Global optimization.
4. J.N. Reddy, "Practical Analysis of Composite Laminates", 1995.
5. 이대진, "복합재를 이용한 보병전투차량의 구조경량화 설계방안", 군사과학 대학원, 1999.