

論文

열습도 환경요소를 고려한 일체형 복합재 연료탱크의 해석

문진범*, 김수현*, 김천곤**+

Analysis of the integral fuel tank considering hygrothermal environmental factors

Jin-Bum Moon*, Soo-Hyun Kim*, Chun-Gon Kim**

ABSTRACT

Matrix dominant properties of composites are largely degraded under harmful environments such as temperature and humidity. Therefore we should consider the harmful environmental factors in the design of an UAV integral fuel tank subjected to high temperature and high humidity. The harmful environment experiment was performed for carbon/epoxy composites made of a unidirectional prepreg USN175B, and a plain woven fabric prepreg WSN3. The immersion experiment was performed under 90℃. The specimens were tested when the weight gain of specimen was saturated. The specimens were tested under 74℃ to obtain tensile and inplane shear properties. The results showed that the matrix dominant properties were extremely degraded by hygrothermal environment. To consider the variability of load, the anti-optimization method was applied. By using this method, the worst load case was found by comparing the load convex model and stability boundary. The stability boundary was obtained by analysis of the integral wing fuel tank of UAV using degraded properties. To do this, it was known that the worst load case of the integral wing fuel tank was the hovering mode load case.

초 록

복합재료의 모재 지배 물성은 온도나 습도와 같은 환경에 의해서 크게 저하되기 때문에 고온 다습한 환경에서 운용되는 UAV의 일체형 복합재 연료탱크를 설계함에 있어 이러한 유해환경 요소들을 반드시 고려하여야 한다. 본 연구에서는 스마트무인기에 사용될 일방향 복합재료 USN 175B와 직조 복합재료인 WSN3K에 대해서 90℃에서 담수 침수 실험을 수행하여 모재의 수분 흡수량이 포화될 때까지 노화시킨 후 74℃의 고온환경에서 인장 및 평면 전단 시험을 수행하였다. 실험 결과 모재 지배적 물성에서 극심한 물성 저하현상이 나타남을 확인하였다. 구조물이 받는 하중의 다양성을 고려하기 위해서 반최적화 기법을 도입하였다. 하중 컨벡스 모델과 안정성 경계를 비교하여 최악의 하중 상황을 판별하였다. 안정성 경계는 일체형 복합재 연료탱크에 저하된 물성을 적용하여 유한요소 해석을 수행하여 얻었다. 이를 통해 최악의 하중상황은 수직상승모드일 때임을 확인하였다.

Key Words : 스마트무인기(Smart UAV), 주익 일체형 연료탱크(Integral Wing Fuel Tank), 유해환경요소(Harmful Environments), 복합재 침수 실험(Composite Immersion Experiment), 반최적화 기법(Anti-optimization Method)

1. 서 론

항공기에 사용되는 재료는 높은 비강도(specific strength)와 비강성(specific stiffness)이 요구되기 때문에 오래 전부터 강도와

강성이 뛰어나면서도 무게가 가벼운 재료를 개발하는 연구가 수행되었다. 그 중에서 복합재료는 매우 높은 비강도와 비강성을 가지는 재료로서 항공기 구조재료로서의 사용이 늘고 있다. 초기에는 항공기의 일부분에서만 사용되어 왔으나 현재에

* 한국과학기술원 기계항공시스템학부 항공우주공학전공 대학원

**+ 한국과학기술원 기계항공시스템학부 항공우주공학전공, 교신저자(E-mail:cgkim@kaist.ac.kr)

는 항공기의 주구조 부분도 복합재료를 이용해서 제작을 하고 있는 실정이다. 전 기체가 복합재료로 만들어진 소형항공기도 많이 개발되었으며, 대형 항공기의 구조물에서도 복합재료가 차지하는 비중이 점점 늘어나고 있는 추세이며, 최근에는 보잉 787항공기의 기체구조의 대부분을 복합재료로 만들 정도로 복합재료의 비중이 증가하고 있다.

복합재료의 다른 장점은 일체형으로 구조물을 만들 수 있다는 것이다. 일체형 구조물은 기존의 항공기에 필요하던 수많은 기계적 접합부(mechanical joint)가 불필요하게 되어 무게절감효과를 극대화할 수 있다. 또한 대부분의 구조적 결합은 항공기 각 구조물들을 연결하는 기계적 접합부에서 발생함을 감안할 때, 접합부의 감소는 기계적 결합부의 감소를 의미하고, 결과적으로 더 안전한 구조물을 만들 수 있음을 의미한다. 이런 장점을 항공기의 연료 탱크에 적용한 것이 일체형 연료 탱크(integral fuel tank)이다.

일체형 연료탱크는 항공기에 따로 연료탱크를 만들어 삽입, 고정하는 형태가 아니라 항공기 기체구조를 이용하여 공간을 분할하고 연료탱크로 사용하는 방식의 구조물이다. 그 결과, 연료탱크는 단순히 연료를 저장하고 공급하는 저장소로서의 역할 뿐만 아니라 구조물로서 하중을 지지하는 역할을 수행하게 된다. 따라서, 이러한 일체형 연료탱크를 설계하기 위해서는 단순히 연료의 영향뿐 만 아니라 구조물이 받는 하중을 모두 적용하여 해석 및 설계를 수행하여야 한다.

한편 무인 항공기와 같은 구조물은 비행 중 고온, 다습 및 자외선 등의 여러 가지 유해환경하에 놓일 수 있으며, 이러한 유해환경에 의해서 복합재료에 사용되는 모재 물질이 크게 저하됨을 보인 연구도 많다. 따라서 복합재를 이용한 항공기 구조물 설계에 있어 이러한 유해환경 요소에 대한 재료 물성의 저하를 반드시 고려하여야 한다. 복합재료는 높은 기계적 물성과 내부식성 특성을 보이는 것에 반해 수분이나 열과 같은 환경요소에 대해서는 상당량의 물성저하를 나타내기도 한다[1-3]. 이러한 요인은 비교적 긴 분자결합 구조를 갖는 고분자 수지가 수분을 잘 흡수하는 특성이 있기 때문이다[4]. 이러한 모재 균열 등의 구조적 결함이 발생하여 재료물성 저하의 결과를 가져올 수 있다. 한편, 고온에서는 복합재의 강화섬유와 모재의 열팽창 계수의 차이로 잔류 열응력(thermal stress)이 내재되어 계면(interface) 물성저하 및 모재 균열 진전의 원인이 되기도 한다[5]. 또한 수분과 고온이 동시에 작용할 때에는 상승작용이 있어 재료의 물성저하가 크게 증가한다[6-9]. 따라서 복합재 항공기 구조물의 설계에 있어, 구조적 안전성을 확보하기 위해 유해환경에 의한 물성의 저하를 고려한 응력해석이 반드시 수행되어야 한다.

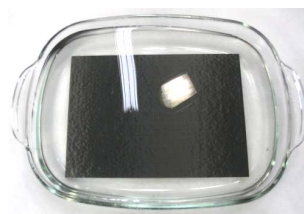
본 연구에서는 일체형 연료탱크에 사용될 복합재료인 일방향 프리프레그 USN175B와 평직 직조 프리프레그 WSN3K로 만들어진 시편에 대해서 담수 침수 실험을 수행하고, 74℃의 온도에서 각 시험을 수행하여 열습도 환경에 의한 복합재료의 물성저하를 평가하였다. 그리고 일체형 복합재료 연료탱크의 설계를 위해 반최적화 기법을 이용하여 최악의 하중상황을 판별하는 과정에서 저하된 복합재료의 물성을 적용함으로써, 유해환경하에서의 최악의 하중상황을 판별하였다.

2. 유해환경하에서의 물성 감소 실험

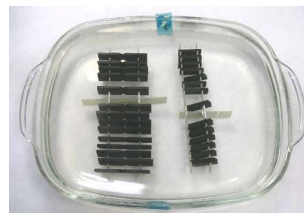
본 실험에서는 SK 케미컬사의 일방향 복합재료 USN175B와 직조복합재료 WSN3K가 사용되었다. 각 재료에 대해서 인장시편과 평면 전단 시편을 준비하여, 각 시편들을 Fig. 1과 같이 침수시켜, 항온 오븐 내에서 90℃를 유지하면서 가속적으로 수분흡수 실험을 수행하였다.



(a) USN175B 0° and Fabric Tensile Specimen



(b) USN 175B 90° Tensile Specimen



(c) V-notch and Short Beam Specimen

Fig. 1 Immersion Test.

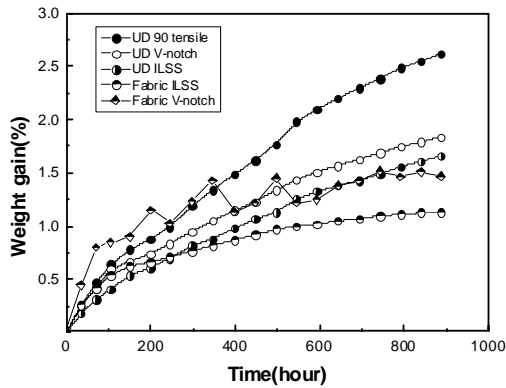


Fig. 2 Weight Gain of Experiment Specimen.

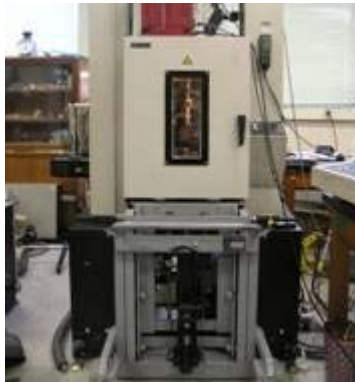


Fig. 3 Test Equipment for High Temperature Environment.

합침 시간은 시편 내에 수분이 포화되어 시편의 무게가 더 이상 증가하지 않는 시점까지 지속하였으며, 침수 실험 중 매 50시간마다 시편의 무게를 측정하여 재료내의 수분함량을 관찰하였으며, 그 결과는 Fig. 2와 같다.

다음으로 온도에 의한 재료의 물성저하 효과를 같이 보기 위해, 침수 실험을 마친 시편을 고온 챔버 내에서 시험을 수행하였다. 시편은 침수환경을 제거한 후 2일 이내에 모든 시험을 수행하여 시험기간 동안에 발생하는 수분 유출에 의한 영향을 최소화 하였다. 시험 시 사용된 온도조건은 실제 연료 탱크가 겪는 온도 상황으로서 스마트 무인기 사업단에서 제시한 74℃가 사용되었다.

고온 시험은 Fig. 3에서 보인 고온 챔버 내에서 수행하였으며, 시편을 장착한 상태에서 10분 동안 온도를 74℃까지 올렸으며, 목표온도에 도달한 후 15분간 유지하여 열평형을 맞춘 후 시험을 수행하였다. 일방향 복합재료의 시험 결과는 Table 1과 같고, 직조 복합재료의 시험 결과는 Table 2와 같다.

Table 1 Degraded Material Properties and Degradation Ratio of USN 175B

	E ₁ (GPa)	E ₂ (GPa)	G ₁₂ (GPa)	ν ₁₂
Base_line	148.16	9.34	4.90	0.23
Degraded	135.28	3.43	1.97	0.334
Ratio(%)	-8.69	-63.28	-59.80	+45.22
	S ₁ (MPa)	S ₂ (MPa)	S ₁₂ (MPa)	
Base_line	2432.42	49.27	81.42	
Degraded	1573.54	11.74	12.66	
Ratio(%)	-35.31	-76.17	-84.45	

Table 2 Degraded Material Properties and Degradation Ratio of WSN3K

	E(GPa)	G ₁₂ (GPa)	ν ₁₂
Base_line	83.78	3.32	0.093
Degraded	80.16	2.98	0.132
Ratio(%)	-4.32	-10.24	+42.55
	S(MPa)	S ₁₂ (MPa)	
Base_line	796.64	28.30	
Degraded	673.24	24.35	
Ratio(%)	-15.49	-13.96	

시험결과 열습도 환경에 의해서 복합재료의 물성이 크게 감소했음을 알 수 있다. 특히 모재 지배적 물성들인 USN 175B의 90° 인장 강도와 강성, 그리고 전단 강도와 강성은 그 저하폭이 60%~85%로 매우 큰 것을 확인하였다. 또한 WSN3K의 모재 지배적 물성인 전단 강성과 전단강도의저하폭은 10%, 14%로 USN 175B의 물성저하보다 작음을 알 수 있다. 이는 직조 복합재의 경우 섬유들이 각 방향의 물성에 모두 관여하고 있기 때문에 복합재료에서 상대적으로 약한 모재의 물성을 보강했기때문으로 사료된다.

시험 중 인장강도를 측정하는 부분에서 USN 175B 0° 시편의 탭부분에서 파단이 일어나 정확한 물성측정을 하기가 어려웠다. 그러므로 일방향 복합재료의 섬유방향 강도의 저하가 크게 나타난 것은 유해환경의 영향이라기 보다는 이러한 실험상의 오차로 추정된다.

3. 일체형 복합재 연료 탱크 해석

일체형 복합재 연료탱크의 최적 설계를 수행하는 전 단계로서 해석을수행하였다. 최적 설계방법으로는 최악의 하중 상황에서 최적설계를 수행하는 반최적화 기법(anti-optimization method)을 적용하였으며, 본 연구에서는 해석을 통해 최악의 하중 상황의 판별까지 수행하였다. 반최적화 기법은 실제 구조물이 받는 모든 하중 상황을 대표하는 하중 컨벡스 모델[10]과 구조물이 파손이 일어나는 하중들의 집합으로 이루어진 안정성 경계를 비교하여 최악의 하중상황을 결정하는 방법이다[11-13].

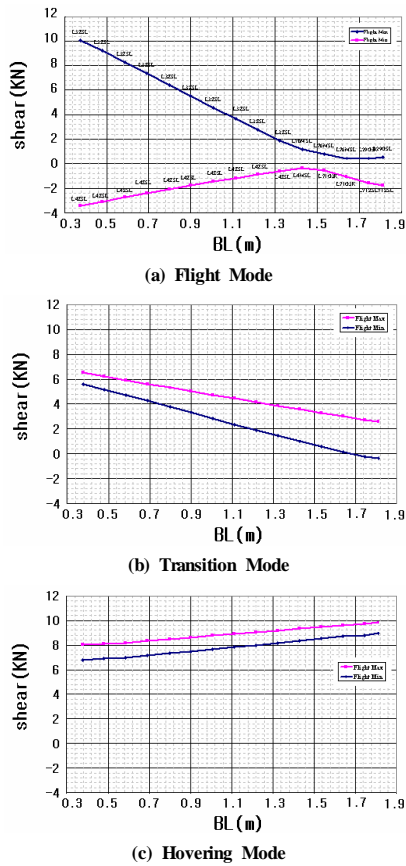


Fig. 4 The Shear Force Envelopes of the Wing.

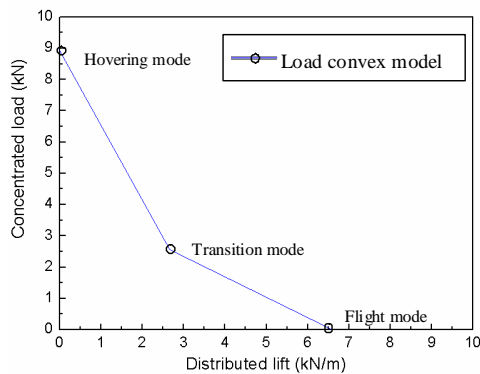
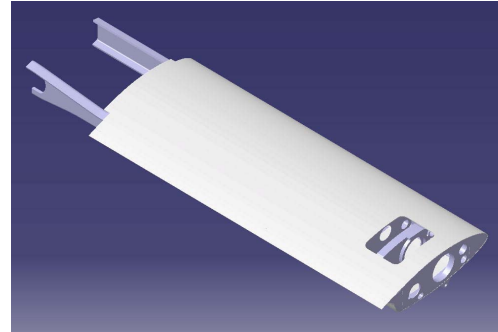
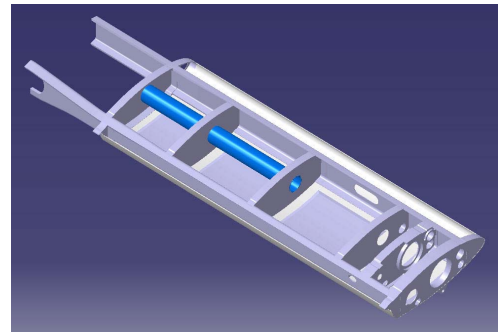


Fig. 5 Load Convex Model.

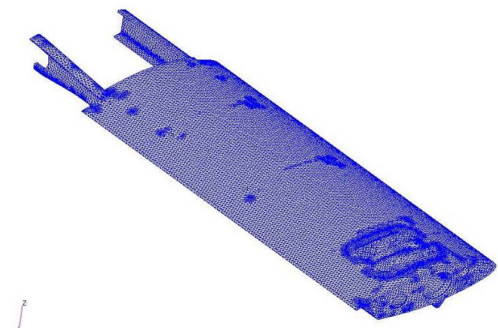
우선 하중 컨벡스 모델은 스마트 무인기 사업단에서 하중해석을 통해 얻어진 전단하중 곡선을 역산하여 얻었으며, 틸팅 로터에 의해 날개 끝에서 걸리는 집중하중과 날개표면에 작용하는



(a)



(b)



(c)

Fig. 6 3D Modeling of the Wing.:(a), (b) 3D Modeling with CATIA, (c) FE Modeling with PATRAN.

양력을 이용하여 구성하였다. Fig. 4는 전단하중 곡선이며, 수직 이착륙 모드, 천이모드 그리고 순항모드 3가지 경우를 보여주고 있다. Fig. 5는 3가지 하중 곡선을 역산하여 얻은 하중 컨벡스 모델이다.

날개 구조물의 안정성 경계를 구성하기 위해 스마트무인기 주익부분의 일체형 복합재 연료탱크에 대해서 유한요소해석을 수행하였다. 사용된 Pre/Post 프로세서로는 CATIA, MSC.PATRAN, ABAQUS CAE가 사용되었다. 모델링 결과는 Fig. 6과 같다.

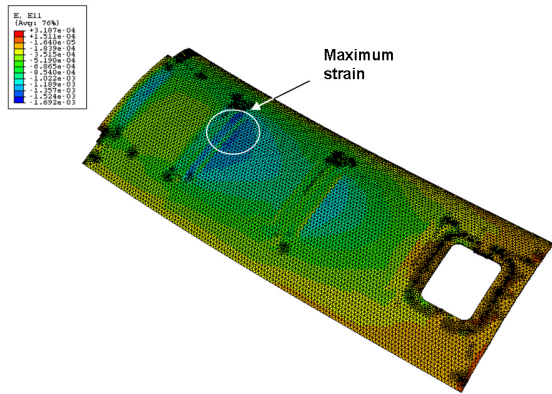


Fig. 7 Result of Analysis.

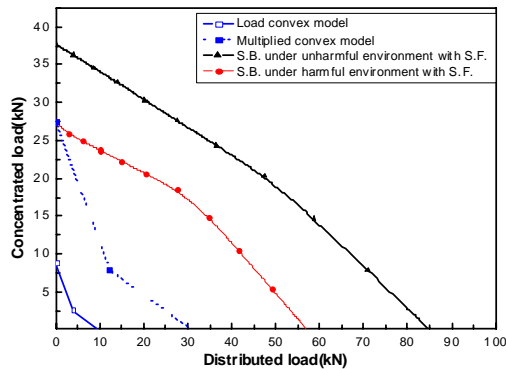


Fig. 8 Load Convex Model and Stability Boundaries.

스파의 끝부분과 날개 루트 부분의 리브에 고정 경계조건을 주었으며, 틸팅 로터에 의한 집중하중은 날개 끝 리브의 중앙 홀 윗부분에 분포시켜서 주었다. 그리고 양력은 상하부에서 같은 양이 일정하게 발생한다고 가정하고 상부 스킨과 하부 스킨에 일정한 분포 하중을 주었다. 재료 물성은 앞서 실험에서 구한 기본 물성과 유해환경에 의해 저하된 물성을 각각 적용하였으며, 각각의 경우에 대해서 해석을 수행하고 비교 하였다. Solver로는 ABAQUS가 사용되었으며, 해석결과 상부 스킨에서 최대 스트레인 및 스트레스가 발생하였으며 Fig. 7과 같다.

최악의 하중 상황을 찾기 위해서 하중 컨벡스 모델과 안정성경계 모델을 구성하여 비교하였다. 하중 컨벡스 모델은 구조물이 실제로 받을 수 있는 다양한 하중조건을 표현하는 모델이다. 본 연구에서 이는 공력해석을 통해 얻은 공력 자료를 이용해 틸팅로터에 의한 집중하중과 양력에 의한 분포하중의 조합으로 하중 평면상에 표시함으로써 구하였다. 안정성 경계

는 구조물이 파손이 일어나는 각 하중 조합들의 집합을 의미하며, 본 연구에서는 11가지의 각기 다른 하중 비율에 대해서 파손이 일어날 때까지 하중을 증가시키면서 반복 해석을 수행하여 구조물이 파손이 일어나는 하중 조합 11가지를 찾아 하중평면 상에 나타내어 구하였다. 구조물의 파손 판별식으로는 modified Tsai-Hill 파손기준식이 사용되었다. 구해진 안정성 경계에 일반적으로 사용되는 안전계수 1.5를 고려한 안정성 경계를 구하였으며, 그 결과는 Fig. 8와 같다.

Fig. 8에서 보면 알 수 있듯이 유해환경에의 노출이 없는 경우의 안정성 경계와 하중 컨벡스 모델의 가장 가까운 지점은 수직 상승 모드일 때이다. 유해환경의 영향에 의해 물성이 저하했을 때의 안정성 경계는 수평 비행모드 일 때가 32.7% 감소하였고, 수직이착륙 모드에서는 27.2% 감소하였다. 이와 같이 유해환경에 의해 노화가 일어났을 때 수평비행모드에서 더 많이 감소하는 경향을 보인다. 하지만 하중 컨벡스 모델을 일정 비율로 증가시키면 유해환경에의 노출이 없는 경우와 마찬가지로 수직상승 모드일 때 가장 먼저 두 모델이 만남을 확인하였다.

4. 결 론

본 연구에서는 유해환경요소 중에서 가장 큰 영향을 미치는 습도와 온도의 영향을 고려한 일체형 복합재료에 사용될 재료의 물성저하를 평가 하였다. 그 결과 모재 지배적 물성들에서 극심한 재료물성 저하를 확인하였다. 이는 비록 극단적인 환경상황이라 하더라도 물성저하가 극심하였으므로 추후 실제에 더 가까운 유해환경에 대해서 연구해볼 필요성을 제시한다.

이상과 같이 구해진 유해환경에 의해 저하된 물성을 이용하여 반최적화 기법을 통해 일체형 복합재 연료탱크가 겪는 최악의 하중상황을 판단하였다. 하중 컨벡스 모델과 안정성경계를 구하였으며 이 두 모델을 비교함으로써 최악의 하중상황은 수직 이착륙 모드일 때임을 확인하였다.

종합적으로 더 실제와 유사한 유해환경 모사 실험을 수행할 필요가 있음을 확인하였고, 수직이착륙 모드에서의 일체형 복합재 연료탱크의 최적설계가 수행되어야 함을 확인하였다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원의 스마트 무인기 기술개발 사업의 연구비지원에 의해 수행되었습니다. 지원에 대해 진심으로 감사 드립니다.

참고문헌

- 1) T. A. Collings and D. E. W. Stone, "Hygrothermal Effects in CFRP laminates_Strains Induced by Temperature and Moisture," *Composites*, Vol. 16, No. 4, 1985, pp. 307-316.
- 2) O. K. Joishi, "The Effect of Moisture on the Shear Properties of Carbon Fibre Composites," *Composites*, Vol. 14, No 3, 1983, pp. 196-200.
- 3) L. E. Asp, "The Effects of Moisture and Temperature on the Interlaminar Delamination Toughness of a Carbon/epoxy Composite," *Composites Science and Technology*, Vol. 58, 1998, pp. 967-977.
- 4) J. Zhou and J. P. Lucas, "Hygrothermal Effects of Epoxy Resin. Part I: the Nature of Water in Epoxy," *Polymer*, Vol. 40, No. 20, 1999, pp. 5505-5512.
- 5) S. Birger, A. Moshonov and S. Kenig, "The Effects of Thermal and Hygrothermal Ageing on the Failure Mechanisms of Graphite-fabric Epoxy Composites Subjected to Flexural Loading," *Composites*, Vol. 20, No. 4, 1989, pp. 341-348.
- 6) A. Bergeret, I. Pires, M.P. Foulc, B. Abadie, L. Ferry and A. Crespy, "The Hygrothermal behaviour of Glass-fiber-reinforced Thermoplastic Composite: a Prediction of the Composite Lifetime," *Polymer Testing*, Vol. 20, 2001, pp. 753-763.
- 7) M. H. Han and J. A. Nairn, "Hygrothermal aging of polyimide matrix composite laminates," *Composites*, Vol. 34, 2003, pp. 979-986.
- 8) Y. Z. Wan, Y. L. Wang, Y. Huang, B. M. He and K. Y. Han, "Hygrothermal Aging Behaviour of VARTMed Three-dimensional Braided Carbon-epoxy Composites under External Stresses," *Composites*, Vol. 36, No. 11, 2005, pp. 1102-1109.
- 9) K. B. Shin, "Characterization and Lifetime Prediction of Composite Materials under Ground and Space Environments," KAIST, *Doctor's Thesis*, 2000.
- 10) I. Elishakoff and J. Fang, "Diagnosis of Local Uncertain Modifications in the Boundary Conditions of a Rectangular Plate Via Convex Modeling," *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 124, 1995, pp. 303-319.
- 11) A. R. Faria, "Buckling Optimization and Antioptimization of Composite Plates: Uncertain Loading Combinations," *Numerical Methods in Engineering*, Vol. 53, 2002, pp. 719-732.
- 12) M. K. Yi, "Optimal Design of Composite Laminated Stiffened Structures using Micro Genetic Algorithm," KAIST, *Master's Thesis*, 2006.
- 13) S. Adali, F. Lene, G. Duvaut and V. Chiaruttini, "Optimization of Laminated Composites Subject to Uncertain Buckling Loads," *Composite Structures*, Vol. 62, 2003, pp. 261-269.