論文

복합재/알루미늄 링 시편의 극저온 특성 평가

김명곤*, 강상국*, 김천곤**, 공철원***

Evaluation of the Cryogenic Characteristics of Composite/Aluminum Ring Specimens

Myung-Gon Kim*, Sang-Guk Kang*, Chun-Gon Kim** and Cheol-Won Kong***

ABSTRACT

In this study, the characteristics of filament wound composite/aluminum ring specimens were investigated at cryogenic temperature. The ring specimens were manufactured using carbon fibre and Type B epoxy resin which had been developed for cryogenic use. As a result of measuring thermal strains at -150℃, it was found that compressive thermal stress was induced in composite part on the contrary, tensile thermal stress in aluminum part which was about 32% of yield stress and in turn, caused aluminum to be yielded at lower load level. In addition, Thermal strains which resulted from finite element analysis showed good agreement with those of the experiment. After 6 mechanical loading cycles had been applied to the ring specimen at -150℃, tensile tests were performed at -150℃ using a split disk fixture. As a result, it was shown that composite strength in a liner-composite tank structure which is for the use of cryogenic propellant tank would be decreased by auto-frettage pressure which is applied to it.

초 록

본 연구에서는 필라멘트 와인딩하여 제작된 복합재/알루미늄 링 시편의 극저온 특성을 고찰하였다. 링 시편은 탄소섬유와 극저온용으로 개발된 Type B 에폭시 수지를 사용하여 제작되었다. 상온으로부터 -150℃까지 링 시편의 열변형률 측정 결과, 극저온 영향에 의해 복합재 내에는 압축 열응력이 발생하였으나 알루미늄 내에는 항복응력의 약 32% 크기의 인장 열응력이 발생하였다. 그리고 이는 극저온에서 알루미늄의 소성하중을 낮추는 결과를 가져왔다. 또한, 실험으로부터 얻어진 극저온 물성을 사용하여 유한요소해석을 수행한 결과, 링 시편 실험을 통해 얻어진 열변형률과 잘 일치함을 보였다. -150℃에서 split disk 치구에 장착된 복합재/알루미늄 링 시편에 6회 하중 사이클을 수행한 후, -150℃에서 인장시험을 수행하였다. 그 결과, 라이너-복합재 탱크 구조물에 대하여 자긴압력 등이 가해질 때, 극저온에서는 자긴압력에 의해 복합재 강도가 상온 보다 더 크게 저하될 수 있음을 보였다.

Key Words : Filament wound ring specimen(필라멘트 와인딩된 링 시편), Composite(복합재), Cryogenic(극저온), Thermal strain(열변형률)

† 2006년 6월 14일 접수 ~ 2006년 7월 13일 심사완료
* 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학전공 대학원
** 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학전공
연락저자, E-mail : cgkim@kaist.ac.kr
대전광역시 유성구 구성동 373-1
*** 정회원, 한국항공우주연구원 우주발사체사업단 구조그룹

Ⅰ. 서 론

섬유강화 복합재(fiber reinforced composite)는 높은 비강성(specific stiffness), 비강도(specific strength) 및 낮은 열팽창계수(coefficients of

thermal expansion)의 재료특성을 갖기 때문에 무게 경량화를 중요시하는 발사체(launch vehicles, LVs) 등의 항공우주 구조물에 적합하며, 특히, 추진제 탱크(propellant tank)에의 적용을 통해 보다 효율적인 구조설계의 목적을 달성할 수 있다. 한편, 발사체의 액체추진제는 비교적 큰 추력을 구현할 수 있는 이원추진제(bipropellant) 형태가 많이 사용되고 있으며, 일반적으로 산화제(oxidizer)로서 액체산소(liquid oxygen), 연료로서 액체수소(liquid hydrogen)의 극저온 매체가 많이 사용된다. 그 결과 이러한 극저온 매체를 저장하는 복합재 탱크에는 보강섬유와 모재의 서로 다른 열팽창 특성으로 인해 복합재 내에 미소균열, 층간분리(delamination) 등의 재료파손이 발생할 수 있으며, 이로 인해 저장된 액체연료의 누설 및 구조물의 물성 저하를 초래할 가능성이 있다[1-3]. 따라서 이러한 재료파손에 의해 발생하는 연료의 누설을 방지하기 위한 대안으로서, 금속재 소재를 라이너로 사용하는 Type III 형 탱크구조가 발사체 액체 추진제탱크로 많이 적용되고 있다[4].

발사체의 연료탱크는 일반적으로 축대칭 형상의 기하학적 특성을 가지고 있기 때문에 효율적인 탱크 구조물의 설계를 위해, 복합재를 이용한 필라멘트 와인딩 제작 공법이 많이 사용되고 있다. 따라서 내압을 받는 발사체의 복합재 압력탱크 개발에 있어서, 이러한 기하학적 형상(geometrical shape)과 강화섬유의 연속성(continuity of fibre)을 고려한 구조물의 인장특성 평가는 우선적으로 수행되어야 한다.

필라멘트 와인딩된 축대칭 구조물의 구조적 특성을 고려한 인장특성 평가 방법들 중, 필라멘트 와인딩 공법으로 제작된 링 시편에 인장하중을 부과하여 인장특성을 평가하는 방법은 시편의 형상 및 시험장비가 비교적 단순할 뿐 만 아니라, 탱크 구조물과의 기하학적 유사성 그리고 강화섬유의 연속성 등을 반영할 수 있는 장점을 가지고 있다[5]. 그러나 시험 치구의 split-disk 특성으로 인해 인장하중 작용 시, split-line 부근에서 국부적인 응력 집중이 발생하게 되며, 시편과 시험 치구와의 마찰력에 의한 불균일한 하중-변형률 특성을 보이게 된다. 이러한 문제의 해결책으로서, 윤성호 등[6]은 적절한 데이터 평가기법 및 치구 형상 개선을 통해 보다 향상된 정량적 인장특성 평가방법을 제시하였다.

본 연구에서는 선행연구[7]를 통해 극저온용으로 개발된 Type B 수지와 극저온에서 접합강도(joint strength)의 비교를 통해 선정된 접착제[8], 그리고 T700 탄소섬유를 사용하여 필라멘트 와인딩된 복합재/알루미늄 링 시편을 제작하였다. 그리고 환경챔버를 이용하여 -150℃에서 링 시편의 열변형률 및 하중-변형률 거동을 살펴보았다. 그리고 이러한 링 시편 실험결과를 통해 Type III 형 극저온 탱크의 제작에 있어 고려해야 할 설계 사항을 제안하였다.

II. 시편제작 및 시험방법

2.1 복합재/알루미늄 링 시편제작

본 연구에서는 T700 탄소섬유와 극저온용 복합재로 개발된 Type B 에폭시(epoxy) 수지를 사용하여 접착필름(Bondex606, (주)한국화이바)이 감긴 알루미늄(Al6061-T6) 링 위에 와인딩하여 복합재/알루미늄 링 시편을 제작하였다. Type B 수지는 bisphenol-A 형과 phenolic novolac 형 에폭시의 혼합으로 구성되어 있으며, 극저온에서 재료 인성(toughness)을 높이기 위해 반고상의 CTBN 고무 변성형 필러(semi-solid carboxyl terminated butadiene acrylonitrile modified rubber filler)를 첨가하였다. 새로이 개발된 극저온용 복합재는 상온~극저온(-150℃)의 열-하중 사이클 후 -150℃에서 인장 시험을 수행한 결과, 기존 재료에 비해 높은 인장 강도를 보였다[7].

복합재/알루미늄 링 시편의 제작공정은 Fig. 1과 같다. 본 연구에서는 마디치구(segment fixture)를 사용하여 개개의 링 시편으로 제작하였다. 마디 치구를 사용한 이유는 알루미늄 실린더 위에 필라멘트 와인딩하여 제작된 원통형의 시편을 규격에 맞게 가공할 때, 복합재와 알루미늄 층 사이에 층간분리나 기타 결함이 발생할 가능성이

Fig. 1. Manufacturing process for composite /aluminum ring specimens

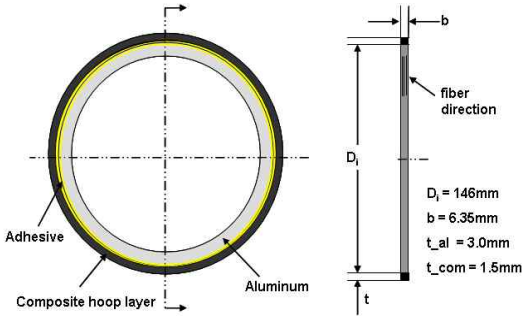
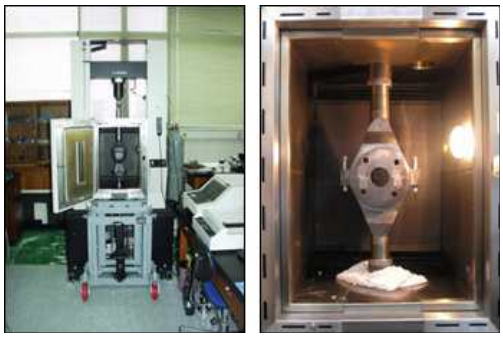


Fig. 2. The configuration of a composite/ aluminum ring specimen



(a) (b)

Fig. 3. Experimental setup(a) and the split disk fixture(b)

있기 때문이다.

먼저, 제작된 알루미늄 링을 맨드럴(mandrel) 위에 끼운 후 마디치구를 조립하여 고정시킨다. 이 후, 극저온용 접착제로 선정된 Bondex606 접착필름을 각 마디 치구 사이에 위치한 알루미늄 링 위에 감는다. 이 때 접착필름의 두께는 1mm 이며 균일한 접착제 층의 두께를 유지하기 위해 접착필름을 감을 때 장력(tension)을 거의 가하지 않았다. 그리고 알루미늄 링 외면에 감은 접착제 층 위로 로빙섬유(roving fiber, 12K)를 수지에 함침시켜 와인딩 하였다. 이때, 와인딩 장력은 1.5kg$_f$로 균일하게 유지하였다. 와인딩 후, 링 시편 표면을 이형 천(release fabric)으로 덮고 약간의 장력을 가함으로써 시편 표면에 발생하는 dent 등을 줄였다. 최종적으로, 80℃에서 30분, 130℃에서 2시간을 유지하는 성형 사이클을 통해 오븐(oven)에서 제작되었다. Fig. 2는 ASTM D 2290 규격을 참조하여 제작된 복합재/알루미늄 링 시편의 형상이다.

2.2 극저온 환경 모사장비 및 변형률 측정 방법

본 연구에서는 환경 챔버(environmental chamber)를 사용하여 극저온 인장물성 실험 장치를 구성하였으며, 저온에서의 변형률 측정을 위해 저온용 변형률 게이지(CFLA, TML Co., Ltd.)와 저온용 리드 선(lead wire)을 사용하여 극저온에서의 인장 물성실험 환경을 조성하였다. 환경 챔버는 -150℃까지 온도 범위를 가지며, 액체 저온매체(medium)를 기화하여 온도를 낮추는 방식을 사용하는 Instron 3119-407이다. 챔버는 Fig. 3(a)와 같이 챔버 안에 split disk 치구가 들어가도록 결합한 후 유리석면을 이용해 단열시켰으며, 실험에서 사용된 저온매체는 액체질소로서 -196℃의 온도를 가진다.

한편, 변형률 게이지 자체도 열팽창계수를 가지고 있으므로 극저온에서 게이지 수축이 발생하여 정확한 변형률 측정에 오차를 가져온다. 따라서 이러한 열변형률 오차를 없애기 위해 변형률 게이지 자체의 변형률을 상쇄시킬 수 있도록 하프브리지(half bridge) 회로를 구성하여 변형률을 측정하였다. 먼저, 시편의 열변형률 측정 시에는 열팽창계수가 영(zero)에 가까운 티타늄 실리케이트 블럭(titanium silicate block)을 기준재료로 사용하여 보상게이지(dummy gage)회로를 구성하였으며, 극저온 열평형 후의 인장시험 시에는 하중의 영향을 받지 않도록 부가적으로 장착한 링 시편을 기준재료로 사용하여 보상게이지를 구현하였다.

2.3 인장시험 방법

링 시편을 이용한 복합재의 인장특성 평가방법은 평판형태의 인장시편(coupon specimen)을 이용한 인장시험 평가방법 보다 시편을 잡는 그립에서의 응력집중이 없을 뿐 만 아니라 보강섬유의 연속성을 유지하기 때문에 보다 높은 인장특성을 평가할 수 있다. 그러나 split disk를 이용한 링 시편의 인장특성 평가에서는 인장하중 작용 시, 시편의 split line 부근에서 발생하는 국부적인 굽힘 하중으로 인해 시편 내에 인장하중에 의한 순수한 인장응력만이 분포하지 않게 된다. 또한, 인장시험 시에 시편과 치구 사이에 작용하는 마찰력으로 인해 인장강성이 과도하게 측정되는 결과를 초래한다. 따라서 본 연구에서는 윤성호 등[6]이 사용한 인장강성 평가기법을 사용하여 극저온에서 링 시편의 인장강성을 평가하였다. 또한, 선행연구[9]를 통해 0°, 10°, 45°, 90°의 선정된 변형률 측정 지점 중, split line으로부터 원주방향 10° 지점에서 인장시험 시에 발생하

는 굽힘에 의한 영향과 시편과 치구 사이의 마찰력의 영향이 가장 작음을 확인하였다. 따라서 본 복합재/알루미늄 링 시편 인장시험에서도 링 시편 외면(outer surface)의 원주방향 10° 지점에서 변형률을 측정하였다.

한편, 발사체 추진제 탱크에서 액체연료 저장 후 가압하는 탱크 환경을 모사하기 위해 상온에서 -150℃까지 온도를 낮추고, 약 30분간의 열평형을 유지한 후, 복합재 링 시편의 상온파손하중의 50%에 해당하는 하중까지 6회의 사이클(0~20kN)을 수행하는 동안 복합재/알루미늄 링 시편의 하중-변형률 특성을 고찰하였다.

III. 실험결과 및 고찰

3.1 열변형률 측정

먼저, 상온~-150℃에서 복합재/알루미늄 링 시편의 온도에 따른 열변형률 거동을 살펴보았다.

Fig. 4는 상온~-150℃ 구간에서의 온도 감소에 따른 복합재 링 시편, 복합재/알루미늄 링 시편 그리고 알루미늄 링 시편의 내면과 외면에서의 대표적인 열변형률 변화 그래프를 나타내며, Table 1은 -150℃에서 각 링 시편의 최종적인 열변형률 값을 나타낸다.

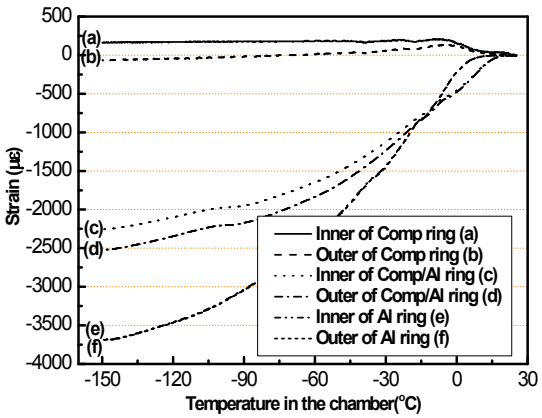


Fig. 4. Thermal strains of composite ring, composite/aluminum ring and aluminum ring from RT to -150°C

Table 1. Thermal strains at -150°C

Ring type	Thermal strain (με)	
	Inner surface	Outer surface
Composite ring	170	-70
Composite/aluminum ring	-2173	-2390
Aluminum ring	-3685	-3688

그래프를 살펴보면, 극저온에서 복합재 만으로 제작된 복합재 링 시편의 열변형률 변화가 가장 작은 반면, 알루미늄 링 시편은 높은 열 수축을 보인다. 따라서 알루미늄 링 위에 필라멘트 와인딩된 복합재/알루미늄 링 시편은 알루미늄 링과의 접착으로 인해 극저온에서 복합재 층의 열 수축이 커지는 결과를 가져옴을 확인할 수 있다. 따라서 Type III 형 극저온 탱크에서는 이러한 라이너와 복합재 층의 열변형률 차이로 인해 복합재에는 잔류압축응력, 라이너에는 잔류인장응력이 내재되며 이는 극저온에서 탱크 구조 거동에 영향을 미칠 수 있다.

또한 그래프에서 알 수 있듯이, -150℃에서 복합재/알루미늄 링 시편 내면과 외면의 열변형률 차이는 복합재 링 시편의 내면과 외면이 열변형률 차이와 거의 같음을 알 수 있는데 이는 알루미늄 라이너가 등방성(isotropic) 재료이기 때문이다. 따라서 이러한 링 시편의 내면과 외면의 최종적인 열변형 차이로 인해 연료 탱크를 포함한 원형의 기하학적 형상을 갖는 구조물은 극저온에서 두께방향으로의 전단응력이 발생할 수 있기 때문에 구조 설계 시, 이와 같은 사항을 고려해야한다.

한편, 본 연구에서는 각 링 시편의 열변형률 값과 알루미늄 및 Type B 복합재 모델의 인장물성을 사용하여 -150℃에서 복합재/알루미늄 링 시편에 발생하는 잔류열응력에 대한 응력해석을 수행하였다. 사용된 물성 데이터는 Table 2와 같다.

Table 2. Mechanical properties at -150°C

Material	E_1(GPa)	E_2(GPa)	Yield stress or strength(MPa)
Al6061-T6	74.1	74.1	351
T700/Type B	142.9	11.6	2706
Fiber volume fraction		0.617	

Table 2에서 각각의 물성은 선행연구를 통해 -150°C에서 실험으로부터 얻어진 값들이다[8,9]. 식 (1)의 Hooke의 법칙을 이용하여 -150℃에서 복합재/알루미늄 링 시편의 알루미늄 및 복합재 부분에 발생하는 잔류열응력을 구한 결과, 알루미늄에는 112MPa의 인장응력, 그리고 복합재에는 317MPa의 압축응력이 작용하였다.

$$\sigma_{thermal} = E_{Al}(\epsilon_{Al\ ring} - \epsilon_{Comp/Al\ ring}) \quad (1)$$

특히, Table 2에서의 알루미늄 항복응력(351MPa)과 비교해 보면, -150℃에서 복합재/알루미늄 링 시편의 알루미늄 부분에는 항복응력의

약 32% 크기의 잔류인장응력이 발생함을 알 수 있다. 따라서 금속 라이너와 복합재를 혼용하는 Type III 형 액체추진제 탱크는 상온에서와 달리 극저온에서는 라이너의 소성이 낮은 내압(inner pressure) 하에서 일어날 수 있기 때문에 이와 같은 잔류열응력의 영향을 반드시 고려해야 한다.

3.2 유한요소해석

본 연구에서는 유한요소해석을 통해 후프 층을 갖는 복합재/알루미늄 링 시편에 대하여 상온~-150℃에서의 열변형률 변화를 예측하였으며, 이를 실험으로부터 얻어진 변형률 값과 비교하였다.

유한요소해석에 사용된 기계적 물성 및 열팽창계수는 실험을 통해 얻어진 T700/Type B 복합재 모델의 물성 값들을 사용하였다[7-9]. Table 3과 Table 4는 후프(hoop) 층을 갖는 복합재/알루미늄 링 시편의 유한요소해석에 사용된 복합재 및 알루미늄 물성을 나타낸다.

Table 3. Material properties of T700/Type B composite

Properties	25°C	-150°C
E_1(GPa)	127.1	142.9
E_2(GPa)	8.5	11.6
G_{12}(GPa)	4.5	7.5
G_{23}(GPa)	2.9	4.9
ν_{12}	0.3	0.3
$\alpha_1(10^{-6}/°C)$	-1.2	1.5
$\alpha_2(10^{-6}/°C)$	26	18
Fiber volume fraction	0.617	

Table 4. Material properties of Al6061-T6

Properties	25°C	-150°C
E(GPa)	68.5	74.1
ν	0.3	0.3
$\alpha(10^{-6}/°C)$	23	17

Fig. 5는 후프 층을 갖는 복합재/알루미늄 링 시편 전체에 대한 유한요소모델을 나타낸다. 링 시편은 3mm의 두께를 가진 알루미늄 라이너 위로 각 층(ply)의 두께가 0.25mm인 3D orthotropic laminar로 적층한, 총 두께가 1.5mm인 후프 층으로 모델링하였다. 요소는 8절점의 고체요소(C3D8T)를 사용하였으며 총 절점 및 요소 수는 각각 36288개와 27648개이다. 전처리 및 후처리 작업에는 MSC/PATRAN 2003를 사용하였고, ABAQUS 6.4 상용 소프트웨어를 통해 해석하였다.

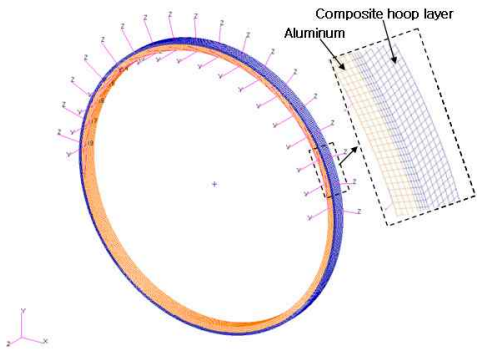


Fig. 5. A FE model for composite/aluminum ring specimen

한편, 각 재료 물성은 온도에 따라서 변하기 때문에 본 연구에서는 Table 3과 Table 4의 상온 및 -150℃에서의 물성을 사용하여 얻어진 해석값들의 평균을 취하여 변형률 및 응력을 구하였다. Table 5는 -150℃에서 복합재/알루미늄 링 시편의 내면(알루미늄)과 외면(복합재)에서의 변형률 및 열응력을 실험값과 유한요소해석을 통해 비교한 결과를 나타내었다. Table 5에서 유한요소해석을 통해 구한 열변형률은 실험값과 거의 유사함을 보인다. 따라서 본 연구에서 수행한 유한요소해석은 후프 층을 갖는 복합재/알루미늄 링 시편 해석에 적합하다고 할 수 있다. 한편, 접착제 층이 위치한 복합재와 알루미늄의 계면에서는 약 49MPa의 압축응력이 발생하였다.

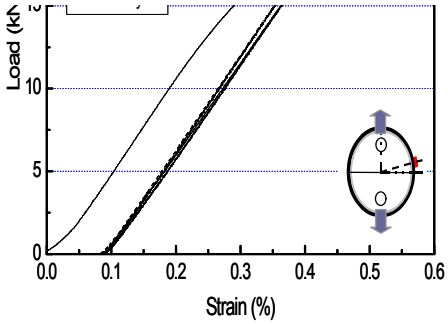
Table 5. Comparison of the strains and stresses

	Stain(με)		Stress(MPa)	
	inner surface	outer surface	inner surface	outer surface
Experiment	-2173±101	-2390±170	112	-317
FEA	-2048	-2456	104	-324
Difference(%)	-5.8	2.8	-6.5	2.1

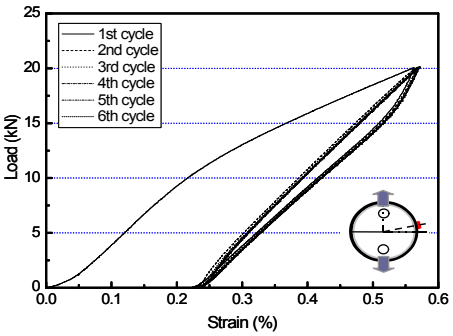
3.3 하중-변형률 특성

극저온의 액체추진제를 저장한 후 가압되는 추진제 탱크의 거동을 모사하기 위해 split disk 치구에 장착한 복합재/알루미늄 링 시편을 -150℃까지 온도를 낮춘 후, 인장하중 사이클을 6회 수행하는 동안 링 시편의 하중-변형률 거동을 측정하였다. 이때 사이클 하중으로써, 복합재 링 시편 파손하중의 절반(20kN)을 가하였다.

Fig. 6은 상온과 -150℃에서 0~20kN의 하중



(a) at RT



(b) at -150℃

Fig. 6. Load-stain curves during the loading cycles at RT and at -150°C

사이클을 6회 수행하는 동안 링 시편의 원주방향 10° 지점에서의 변형률 값과 로드셀(load cell)을 통해 얻어진 하중 값의 선도를 나타낸 것이다. 그래프를 살펴보면, 상온과 극저온 모두에서 2회 하중 사이클부터 6회까지 하중-변형률 선도는 거의 같은 경향을 보이는데, 이는 영구 변형률(permanent strain)을 갖는 알루미늄 시편의 인장시험에서의 거동과 유사함을 알 수 있다.

먼저, 1회 하중 사이클 수행 시, 상온에서의 링 시편은 약 15kN 부근에서 곡선의 기울기가 변함을 확인할 수 있는데, 이는 이때의 하중 시점에서 알루미늄의 소성이 발생하기 때문이다. 그러나 -150℃에서는 약 10kN 부근에서 곡선의 기울기가 변하며, 이는 상온에서 보다 낮은 하중에서 알루미늄 소성이 발생함을 알 수 있다. 이 이유는 3.1절에서의 실험결과로부터, -150℃에서 인장열응력에 의해 알루미늄 내에는 이미 항복응력의 32% 크기의 인장력이 작용하기 때문이다.

3.4 복합재/알루미늄 링 시편의 파손특성

Fig. 6과 같이 6회 하중 사이클(0~20kN)을 수

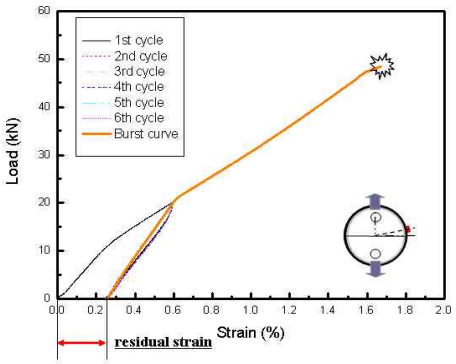


Fig. 7. Load-strain curve to the failure of composite/aluminum ring specimen

행한 복합재/알루미늄 링 시편에 대하여 -150℃에서 인장시험을 수행하였다. Fig. 7은 6회 사이클을 수행한 링 시편의 파손 시까지의 하중-변형률 선도를 연속적으로 나타낸 것이다.

복합재/알루미늄 링 시편은 알루미늄의 높은 파손변형률로 인해 복합재 파손 후 알루미늄 파손이 일어났으며, 굽힘에 의한 국부적 응력집중으로 인해 split line 부근에서 대부분의 파손이 발생하였다. Fig. 7에서 링 시편은 20kN까지는 6회 째의 하중 사이클에서와 동일한 하중-변형률 선도를 보이다가 20kN 이상의 하중이 작용할 때에는 Fig. 6에서의 알루미늄 소성구간과 같은 기울기로 선형적인 거동을 보이다가 파손에 이르게 된다. 따라서 탱크 운용 시, 설계된 자긴압력(auto-frettage) 이하에서는 Fig. 6에서의 2회 이후와 같은 하중-변형률 특성을 갖지만, 이 후의 높은 압력에서는 다시 초기 자긴압력 작용 시에 발생하는 라이너의 소성구간과 같은 하중-변형률 특성을 갖는다는 것을 알 수 있다.

한편, Table 6은 6회 하중 사이클을 수행한 복합재/알루미늄 링 시편의 파손하중과 파손 시, 복합재와 알루미늄 각각에 작용하는 하중 값을 나타낸 것이다.

Table 6에서 복합재에 작용하는 하중은 전체 파손하중에서 복합재 파손 후에 발생하는 알루미늄 파손하중을 뺀 값을 나타낸다.

Table 6. Failure load and composite strength at -150°C

	Failure load(kN)	Load applied to Al.(kN)	Load applied to Comp.(kN)	Composite strength(MPa)
Ave.	59.66	10.05	49.61	2440
Dev.	1.95		1.95	243

따라서 복합재 부분에 작용하는 하중으로 인해 파손된 복합재 강도는 약 2440MPa으로 계산되었다. 그러나 이는 Table 7에 있는 복합재 링 시편의 인장강도(2709MPa) 보다 낮은 값을 보인다. 따라서 원인을 분석한 결과는 다음과 같다.

Table 7. Strengths of the ring specimens

	Comp. ring	Comp/Al. ring
Ave.(MPa)	2709	2440
Dev.(MPa)	64	243

Table 8. Residual strains of the rings after 6 mechanical loading cycles at RT and -150°C

Temperature(°C)	Residual strain(%)
RT	0.072
-150°C	0.223±0.022
Variation(%)	211

먼저, 상온과 -150℃에서 Fig. 6의 6회 하중 사이클 후 복합재/알루미늄 링 시편에 발생한 잔류변형률(residual strain)을 측정하였으며, 결과는 Table 8과 같다. Table 8을 살펴보면, -150℃에서 링 시편의 잔류변형률은 상온에서 보다 약 200% 이상 높아짐을 알 수 있다. 따라서 이러한 잔류변형률의 증가가 복합재 내에 높은 잔류인장응력을 유도하였고, 이로 인해, Table 7에서의 복합재/알루미늄 링 시편이 복합재 링 시편 보다 낮은 강도를 보인 것이다. 또한, -150°C에서 복합재/알루미늄 링 시편의 잔류변형률이 증가한 원인은 다음과 같다. 극저온에서는 복합재와 알루미늄의 열수축율 차이로 의해 알루미늄에는 높은 인장열응력이 발생하게 된다. 이로 인해 보다 낮은 하중에서 알루미늄 소성이 발생하였고, 이는 상온에서 보다 높은 잔류변형률의 결과를 가져왔다.

한편, 잔류변형률로 인해 복합재 내에 작용하는 잔류인장응력을 -150℃에서의 복합재 물성을 이용하여 계산하였으며 그 결과 약 404MPa의 잔류인장응력이 복합재에 작용하였고, 이로 인해 복합재의 강도가 감소됨을 확인할 수 있었다.

위와 같이 초기 하중 사이클에서 알루미늄 소성이 일어나게 하는 방법은 라이너와 복합재 간의 자긴(auto-frettage)효과를 발생시킬 뿐만 아니라, 복합재에 의해 금속 라이너가 압축응력 상태하에 놓이기 때문에 피로(fatigue) 특성 향상을 위한 탱크설계에 있어 많이 사용되고 있다. 그러나 발사체 액체 추진제탱크에서와 같이 극저온 영향에 의해 높은 잔류인장응력이 라이너 내에 존재하는 경우에는 라이너의 소성이 낮은 하중에서 일어나게 되고, 그 결과 상온에서와 같은 압력이 가해질지라도, 자긴압력 후에 높은 잔류변형을 초래할 수 있다. 따라서 이와 같은 결과는 복합재에 높은 잔류인장응력을 유발하기 때문에 복합재 탱크의 강도 저하를 가져올 수 있다.

Ⅳ. 결 론

본 연구에서는 필라멘트 와인딩 된 복합재/알루미늄 링 시편을 제작하여 라이너-복합재 탱크 구조물의 극저온 특성을 고찰해 보았다.

먼저, 선행연구를 통해 극저온용으로 개발된 Type B 수지와 극저온용으로 선정된 접착제, 그리고 탄소섬유를 사용하여 복합재/알루미늄 링 시편을 제작하였다. 그리고 spilt disk 치구와 환경 챔버를 사용하여 링 시편의 극저온 인장시험 환경을 구현하였으며 극저온에서 열변형률 및 하중-변형률 거동을 분석하였다.

복합재/알루미늄 링 시편은 복합재 링 시편보다 극저온에서 복합재의 열수축이 커지는 결과를 나타냈다. 특히, 복합재/알루미늄 링 시편의 알루미늄 라이너에는 극저온 영향에 의해 항복응력의 약 32% 크기의 인장 열응력이 발생하였다. 따라서 Type III 형의 액체 추진제 탱크 설계에 있어 복합재 내에 발생하는 압축 열응력과 라이너에 발생하는 인장 열응력 크기를 반드시 고려해야 함을 알았다. 또한, -150℃에서 T700/Type B 복합재와 알루미늄 물성을 사용하여 유한요소 해석을 수행한 결과, 링 시편 실험을 통해 얻어진 열변형률과 잘 일치함을 보였다.

Split disk 치구에 장착한 복합재/알루미늄 링 시편을 -150℃까지 온도를 낮춘 후, 인장하중 사이클을 6회 수행하는 동안 링 시편의 하중-변형률 거동을 살펴보았다. 극저온에서는 알루미늄에서 발생한 잔류인장응력의 영향으로 인해 알루미늄의 소성이 상온에서 보다 낮은 하중에서 발생하였으며, 이로 인해 복합재 강도를 저하시키는 결과를 가져왔다. 따라서 라이너-복합재 탱크 구조물에 대하여 자긴압력 등을 가할 때, 극저온에서는 자긴압력에 의해 복합재 강도가 상온보다 더 크게 저하될 수 있음을 알 수 있었다.

후 기

본 연구는 소형위성 발사체(KSLV-I) 개발 사업의 일환으로 한국항공우주연구원에서 위탁연구

지원을 받아 수행된 것이며, 지원에 대해 감사드립니다.

참고문헌

1) B. W. Grimsley, R. J. Cano and N. J. Johson, “Hybrid composites for LH2 Fuel Tank Structure”, *International SAMPE Technical Conference Series*, Vol. 33, 2001, pp. 1224-1235.

2)J. F. Timmerman, Matthew S. Tillman, Brian S. Hayes and James C. Seferis, “Matrix and fiber influences on the cryogenic microcracking of carbon fiber/epoxy composites”, *Composites part A*, Vol. 33, 2002, pp. 323-329.

3) K. S. Whitley and Thomas S. Gates, “Thermal/ mechanical response and damage growth in polymeric composites at cryogenic temperature”, *AIAA*, 2002.

4) K. Higuchi, S. Takeuchi, E. Sato, Y. Naruo, “Development and flight test of metal-lined CFRP cryogenic tank for reusable rocket”, *Acta astronautica*, Vol. 57, no. 2, 2005, pp. 432-437.

5) ASTM D 2290, “Standard test method for apparent hoop tensile strength of plastic or reinforced plastic pipe by split-disk method”, *Annual Book of ASTM Standards*, 2004.

6) 윤성호, 김천곤, 조원만, “필라멘트 와인딩된 링시편을 이용한 인장특성 평가”, *대한기계학회지*, 제 19권, 제 6호, 1995, pp. 3-12.

7) 김명곤, 강상국, 김철웅, 김천곤, 공철원, “극저온 환경에서 탄소섬유강화 복합재료의 수지 조성변화에 따른 인장물성 측정”, *제5회 우주발사체기술 심포지움*, 2004, pp. 318- 323.

8) 강상국, 김명곤, 김천곤, 공철원, “복합재-알루미늄 양면겹치기 조인트를 이용한 접착제의 극저온 물성 평가”, *제 6회 우주발사체기술 심포지움*, 2005, pp. 31-37.

9) 김명곤, 강상국, 김철웅, 김천곤, 공철원, “필라멘트 와인딩된 링 시편의 극저온 인장특성 평가”, *제6회 우주발사체기술 심포지움*, 2005, pp. 44-49.