

성층권 비행선용 막재료 개발

강왕구* · 우경식***·이한걸****·김동민**·염찬홍**·이인****·홍의석*****

Development of Membrane material for Stratospheric Airship

Wanggu Kang, Kyeongsik Woo, Han-geol Lee, Dong-min Kim, Chan-hong Yeom, In Lee, Eu-seok Hong

Key Words: 성층권 비행선, 막재료, 유한요소해석, 막재료시험

Abstract

성층권 비행선 기낭용 막재료를 개발하였다. 성층권 비행선을 구현하기 위한 초경량/고강도의 막재료를 설계 개발하였다. 요구조건을 만족시키기 위하여 백트란, 테들라 등의 최신 고분자 화합물을 적용한 막재료를 개발하였다. 개발된 막재료에 대한 유한요소 미세구조 모델링을 수행하고, 물성치를 예측하였다. 막재료에 대한 물성시험을 수행하였다. 단위 시편에 대한 강도-강성 시험을 수행하였으며, 이를 유한요소 예측치와 비교하였다.

1. 서 론

현재 국제적으로 개발단계에 있는 성층권 비행선은 6개월 이상 고도 20km에서 장기체공하며, 통신중계 및 지상관측등의 임무를 수행하도록 설계되고 있다[1]. 성층권 비행선의 임무를 수행하기 위해서는 20km 상공의 환경에서 내압과 공기력 등에 의한 구조하중을 임무기간 동안 견디어 낼 수 있는 구조재의 개발이 필수적이다. 비행선의 주 구조물인 기낭(envelope)은 막재료(membrane material)로 제작되는 것이 일반적이다. 성층권 비행선은 그 크기가 200m에 근접할 것으로 예상되므로 기낭막재료를 경량화하는 것이 가장 큰 기술적인 난점중에 하나이다. 가볍고 강한 막재료의 구현없이는 성층권 비행선의 구현도 불가능하다. 기낭 막재료가 가져야할 가장 중요한 특성중에 하나는 부력기체인 헬륨의 누수를 최소화 시켜야 하는 것이다. 20km 상공에서는 강력한 자외선(ultra-violet)에 의한 재료특성손상도

중요한 재료개발의 과제중에 하나이다[2].

국내에서 성층권비행선을 공동개발중인 한국항공우주연구원과 (주)신영중공업에서 고고도 비행선용 막재료를 개발하였다. 본 논문에서는 개발된 막재료의 구성과 기계적 재료 특성치 산출을 위한 해석 및 시험결과를 정리하였다. 막재료의 특성치 해석을 위한 미소모델링 및 해석은 충북대학교에서 수행하였고, 재료시험은 과학기술원에서 담당하였다. 개발된 재료는 (주)경인에서 제작하였다.

2. 막재료 설계 및 제작

비행선 기낭 재료는 헬륨의 누수를 방지하는 헬륨막(helium barrier)과 내압과 공기력, 관성력에 의한 비행하중을 담당하는 하중막(load carrier) 그리고 열접합(thermal bonding)을 위한 접합막(bonding layer)로 구성된다[2].

개발된 고고도 비행선 기낭용 막재료의 헬륨막은 38micron의 Tedlar 필름((주)듀퐁)이 사용되었다. 비행선 막재료의 헬륨막으로는 주로 폴리에스터 필름이 사용되나 자외선에 취약한 약점이 있어, 장기간 성층권에서 운용되는 고고도 비행선용으로는 적절치 않다. 막재료에 알루미늄 막

* 발표저자, 한국항공우주연구원 wgkang@kari.re.kr

** 한국항공우주연구원

** 충북대학교

*** 한국과학기술원

**** 신영중공업

이나 카본블랙을 첨가한 우레탄을 얇게 코팅하여 자외선을 차단할 수 있으나 이 경우 중량증가를 가져오게 된다. 테들라 필름은 헬륨 차단특성이 아니라, UV 광 차단 특성이 탁월해 고고도용 비행선 막재료로 선정되었다.

비행선이 대형화됨에 따라 저중량, 고강도의 재료가 요구된다. 고강도의 막재료를 구현하기 위해서는 첨단 고분자화합물 섬유로 제직된 섬유재를 사용하는 것이 가장 효율적이다. 최근에 개발된 첨단 고분자 화합물중 비강도 특성이 탁월한 재료는 아라미드 계열의 케블라, HDPE(High Density Polyethylene)인 다이나마(dyneema), PBO 섬유, LCP (liquid crystal polymer) 계열의 벡트란 등이 있다. 이중 케블라는 마찰강도 특성이 좋지 않으며, 다이나마는 크리프 특성이 큰 단점이 있어 제외되었으며, PBO는 높은 가격과 수급이 용이치 않아 제외되었다. 벡트란은 높은 비강도와 피로 및 마찰특성 등이 탁월하며, 낮은 온도에서도 그 특성치의 변화가 심하지 않아 하중막으로 가장 이상적인 특성을 보여준다. 하중막은 벡트란 섬유로 하는 두께가 172 마이크로미터인 평직으로 벡트란 평직의 미세구조는 각각의 섬유다발은 40개의 벡트란 섬유로 이루어져 있고, 센티미터 당 21개의 카운트를 가지며, 섬유다발간의 간격은 85마이크로미터 구조로 되어 있다. 열접합층은 TPU(thermoplastic polyurethane)필름을 적층하여 구성하였다. 열접합층은 PU를 하중막에 코팅하여 사용하는 것이 보다 일반적이나, 헬륨저지 특성을 증대시키기 위하여 TPU film을 사용하였다. 헬륨막, 하중막 그리고 열접합막은 우레탄 접착제를 이용하여 적층하였다. 사용된 접착제는 (주)동성화학에서 공급하였다. 막재료의 전체적인 구조는 [그림1]과 같다.

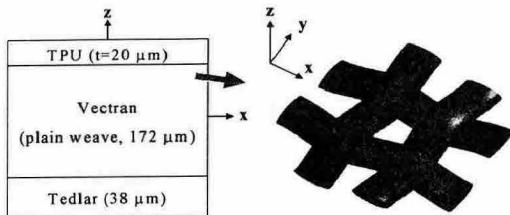


그림 1 비행선 기낭재료의 구조.

3. 막재료 모델링 및 해석

기낭재료 개발을 위해서는 해석 및 실험을 통하여 물성치 등 설계 데이터를 확보하여야 한다 [3]. 본 연구에서 그림 1의 내부구조를 가지는 기낭재료에 대해 유한요소 단위구조해석을 수행하여 등가 물성치를 구하였다.

3.1 유한요소 모델링

평직은 서로 직교하는 경사와 위사섬유다발이 서로 꼬여있는 미세구조가 평면방향으로 반복적으로 나타나고 있는데 이의 최소 기본단위를 단위구조라 한다. 단위구조는 전체의 재료를 대표하고 있으므로 재료의 등가물성치를 구하고자 할 때 단위구조에 대해 경계에 주기경계조건을 가하고 해석을 수행하는 것이 일반적이다..

그림 2는 기낭재료의 1/4 단위구조에 대한 유한요소 메쉬를 보여주고 있다. 여기서, 하중막인 평직과 내부의 가스차단막 및 외부의 보호막의 두께가 각각 h_u , h_{Tedlar} , h_{TPU} 로 표시되어 있으며 또한 $h_{Adhesive}$ 는 하중막과 차단막사이의 접착층의 두께를 나타내고 있다. 섬유다발은 렌즈형(Lenticular) 단면을 사인파형의 중심선 경로를 따라 이동시켜 생성하였고 섬유다발간의 간극(Gap)은 렌즈형 단면의 양단에 위치하는 요소에 대해 접착층의 물성치를 할당하는 방식으로 모델링 되었다. 그림에서 a , b , g 는 각각 섬유다발의 단면의 길이와 높이 및 간극의 길이를 나타내고 있는데, 이 때 섬유다발의 중심선 경로의 주기는 $2(a+g)$ 가 된다. 해석에 사용된 치수의 값들은 다음과 같다.

$$h_u=162 \mu m, h_{TPU}=20 \mu m, h_{Tedlar}=38 \mu m$$

$$h_{Adhesive}=5 \mu m, a=392 \mu m, b=81 \mu m$$

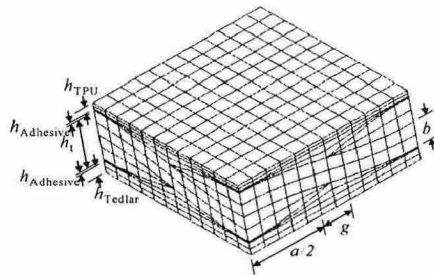


그림 2 기낭재료의 단위구조에 대한 유한요소 모델링.

3.2 구성성분별 물성치

표 1은 각 구성성분별 재료의 물성치를 나타내고 있다. 섬유다발은 40개의 벡트란 섬유로 구성되어 있는데 본 연구에서는 섬유들 사이에 폴리우레탄 접착제가 채워져 있다고 가정하였다. 이 벡트란/폴리우레탄 섬유다발의 섬유부피분율은 섬유 단면적의 합을 섬유다발의 단면적으로 나누어 $V_f=0.7$ 로 계산되었다. 섬유다발의 등가물성치는 Chamis의 이론[5]에 따라 다음과 같이 구하였다.

$$E_{11}=45.6 \text{ GPa}, E_{22}=E_{33}=0.124 \text{ GPa}$$

$$\nu_{12}=\nu_{13}=0.25, G_{12}=G_{13}=G_{23}=0.0494 \text{ GPa}$$

표 3 기낭재료의 구성성분별 물성치.

	E (GPa)
Vectran	64.8
Tedlar	2.07
TPU	0.18
Adhesive	0.02

3.3 단위구조해석

평직 복합재의 경우 완전한 단위구조에 주기경계조건을 가하여 해석하거나, 또는 1/4 단위구조에 주기경계조건 및 대칭경계조건을 가하여 해석하는 방법, 그리고 심지어 1/16 단위구조에 대해 복잡한 경계조건을 가하여 해석을 수행하는 방법이 있으나 본 연구에서는 1/4 단위구조를 사용하고 중첩법[6]을 사용하여 해석을 수행하였다.

그림 3은 평직복합재료 단위구조의 등가 선형탄성계수를 구하기 위한 단위구조해석방법을 보여주고 있다. 그림에 나타난 바와 같이 탄성계수는 단순한 경계조건을 가지는 2개의 부문제를 풀고 이들을 중첩하여 일축인장시험상태를 수치적으로 모사하는 방식으로 구하게 된다. 즉, 첫 번째 부문제에서는 x-방향의 수직변형률(ϵ_{xx}^1)만 발생하도록, 그리고 두 번째 부문제에서는 y-방향의 수직변형률(ϵ_{yy}^2)만 발생하도록 경계조건을 가하고 해석을 수행한다. 구속조건이 가해진 x- 및 y-축에 수직인 경계면에서는 반력이 발생하게 되는데 이들을 x-방향의 힘의 합이 인장하중 P 가 되고 y-방향으로는 0이 되도록 조합한다. 즉,

$$\alpha F_x^1 + \beta F_x^2 = P$$

$$\alpha F_y^1 + \beta F_y^2 = 0$$
(1)

위식을 풀면 미지수 α 와 β 를 구하게 되고 따

라서 모사하고자하는 일축인장시험상태의 변형률은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\bar{\epsilon}_{xx} = \alpha \epsilon_{xx}^1 + \beta \epsilon_{xx}^2$$

$$\bar{\epsilon}_{yy} = \alpha \epsilon_{yy}^1 + \beta \epsilon_{yy}^2$$
(2)

따라서 등가 탄성계수는 인장하중(P)에 의한 일과 내부에 저장된 변형률에너지의 균형원리에 의하여, 그리고 등가 포아송비는 정의에 따라 각각 다음과 같이 구할 수 있다.

$$E_{xx} = \frac{P}{(\Delta x \Delta y) \alpha \epsilon_{xx}^1}, \nu_{xy} = -\frac{\beta \epsilon_{yy}^2}{\alpha \epsilon_{xx}^1}$$
(3)

한편 직교이방성재료에서 전단응력은 해당성분의 전단변형도만을 발생시키므로, 등가전단계수(G_{xy})는 단위구조에 순수변형상태에 있도록 경계조건을 가하고 해석을 수행한 후 에너지 균형원리에 의하여 등가 탄성계수와 유사한 방법으로 구하게 된다.

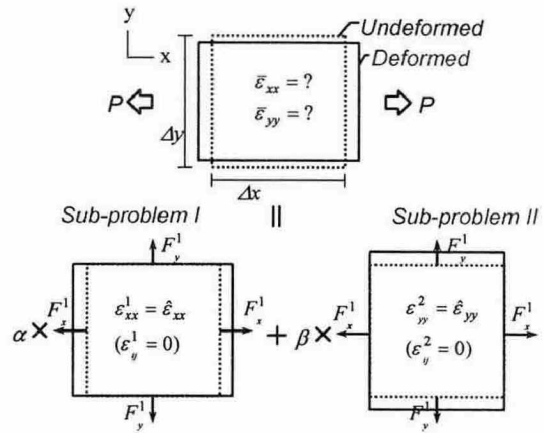


그림 4 등가탄성계수를 구하기 위한 중첩법에 의한 단위구조해석.

4. 막재료 특성 시험

상온에서 막 재료의 인장 실험을 수행하여 강도와 강성의 변화를 살펴보았다. 시편 파손 이전에 탭이 클램프에서 미끄러지지 않도록 하기 위해 조도가 180인 연마포를 사용하여 탭을 사용하였다.

4.1 시편제작

두께가 0.235mm인 직물 복합재료 시편을 ASTM D751-00을 참고 하여 폭이 50mm(2.5in)이고 길이가 150mm(6in)인 시편을 횡 방향과 종 방향으로 각각 5 개씩 제작하였다. 또한 탭이 클램프(clamp)에서 미끄러지지 않도록 하기 위해 시편에 25mm*25mm 크기의 클램프(clamp)되는 부분을 조도가 180인 연마포를 사용하여 제작하였다.

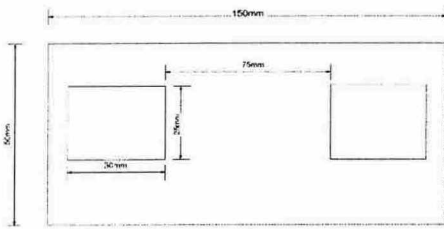


그림 5 시편 시편

4.2 실험과정

하중을 가하기 전에 클램프(clamp)에 물려진 두 시편 거리는 75mm(3in)를 유지하게 한다. 시편을 고정시키기 위해 사용되는 클램프 면(clamp face)은 상당히 부드럽고 평평하게 유지 하며 또한 하중이 작용할 때 클램프 면(clamp face) 사이에 시편 시편이 움직이지 않도록 시편을 평행하게 유지 한다.

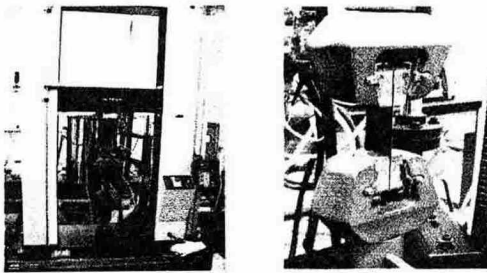


그림 6 시험장치 설치

시편의 횡 방향을 하중 작용 방향과 평행하게 유지한 상태에서, 시편을 클램프(clamp)에 대칭적으로 위치시킨다. 클램프(clamp)된 시편을 일정한 속도(10mm/min)로 당겨서 각각 5개의 횡 방향 및 종 방향의 최대 파괴 강도 값을 측정하여

5개 시편의 평균값을 기록한다. 만약 실험 도중 시편이 클램프 (clamp)에서 미끄러지거나 클램프 (clamps)된 모서리에서 시편이 파괴되면 실험을 중단하고 측정된 결과는 사용하지 않는다.

4.3 실험 결과 및 고찰

상온에서 인장 강성, 강도 실험 결과는 그림7과 같다. 경사(longitudinal direction)방향이 위사(transverse direction)방향 보다 더 큰 강성 및 강도 값을 가지고 있음을 알 수 있다. 그 이유는 직물을 보통 제작할 때 경사가, 위사보다 더 큰 마찰에 견디어야 하므로 위사보다 강해야 하기 때문이다. 또한 경사는 항상 장력을 받으므로 제작 시 제작이 잘 되도록 더 많은 꼬임을 주기 때문이다.

표 4 기낭재료 시편 상온시험결과

		1차	2차	3차	4차	평균
경사 방향	강성 (Gpa)	4.322	4.589	5.040	4.518	4.617
	강도 (kN)	3.057	2.571	2.930	2.923	2.870
위사 방향	강성 (Gpa)	4.043	3.812	3.145	3.011	3.503
	강도 (kN)	2.223	2.222	2.040	2.222	2.177

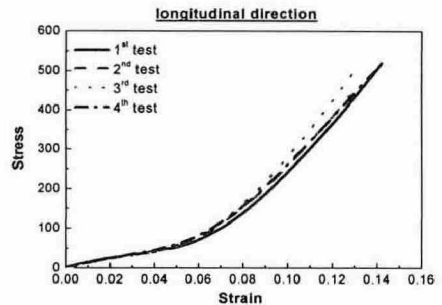


그림 7 막재료 강성 결과 그래프

5. 막재료 특성치 산출결과

개발된 막재료에 대하여 유한 요소 단위해석과 강도-강도 인장 시험을 통하여 재료특성치를 산출하였다. 유한요소 해석에 의해서 강성과 포아송비를 예측하였다. 인장시험을 통해서 상온시

의 축방향의 강성값과 파단강도를 산출하였다. 산출된 각각의 물성치는 아래 표 5와 같다.

표 5 기낭재료 시편 상온시험결과

	유한요소 해석	시험	비고
경사강성 (Gpa)	1.797	4.617	시험치 비선형성
위사강성 (Gpa)	1.797	3.503	제작방식 차이 반영
전단강성 (Gpa)	0.191	-	
포아송비	.706	-	단축하중

해석과 시험에 의한 결과를 직접적으로 비교할 수 있는 특성치는 경사강성이다. 경사강성의 경우 시험치에 비선형성이 존재가 확인되었다. 이 비선형성은 직물의 물리적 특성에 기인하는 것으로 파악된다.

해석치의 경우 시험치의 작은 변형율-응력부분을 대표하는 것으로 파악된다. 대변형의 경우, 비선형 해석이 필요해 보다 집중적인 연구가 필요할 것으로 판단된다. 향후 대변형에 의한 비선형 모델의 구성과 이를 통한 해석치를 산출에 관련 연구자들의 관심이 요구된다.

포아송비의 경우 해석이 단축하중의 경우에 수행되어 직물 구조에 의한 효과가 컸기 때문에 큰 포아송비가 산출된 것으로 파악된다. 다축하중의 경우에는 이보다 적은 값의 포아송비가 예측되며, 이는 별도의 시험을 통하여 특성치를 구할 예정이다. 현재 수행된 특성시험은 상온 시험만을 포함하고 있다. 향후 고온(65)에서 저온(-75)에 이르는 영역에 대한 특성시험을 수행하여, 온도변화에 따른 재료의 물성치 변화치를 구하여, 성층권 비행선 운용의 모든 환경에서 설계요구치의 만족여부를 파악하고자 한다.

후 기

본 연구는 산업자원부 주관인 차세대 신기술사업의 일환으로 진행중인 “다목적 성층권 장기체공 무인비행선 개발” 사업을 통해 수행되었음.

참고문헌

[1] 김동민, 염찬홍 외 3명, “다목적 성층권 장

기체공 무인비행선개발,” 한국항공우주학회 춘계학회지, 2001.

[2] 강왕구, 김동민 외 3명, “비행선의 구조 및 재료,” 한국항공우주학회지 제29권 제2호, pp.141-151, 2001.

[3] FAA-P-8110-2, Airship Design Criteria, U.S Department of Transportation Federal Aviation Administration, 1995.

[4] T. Miller and M. Mandel, “Airship Envelopes: Requirements, Materials and Test Methods,” 3rd International Airship Convention and Exhibition, Paper A-19, 2000.

[5] C. C. Chamis, Mechanics of Composite Materials: Past, Present, and Future, Journal of Composite Technology & Research, Vol. 11, No. 1, pp.3-14, 1989.

[6] 우경식, 두께와 위상각의 변화가 평직복합재료 미세구조의 거동에 미치는 영향, 한국복합재료학회지, 제13권 1호, pp.11-24., 2000

[7] 김명곤, “극저온 환경에서 탄소섬유강화 복합재료의 인장 물성에 관한 연구”, 석사학위 논문, 2004 한국과학기술원