

항공기용 복합재 윈도우 프레임 설계 및 해석

홍대진*, 김위대**, 이건영***, 김주식***

Design and Analysis of Aircraft Composite Window Frame

D.J.HONG*, W.D.KIM**, G.Y.LEE***, J.S.KIM***

Abstract

This is the preliminary study to develop composite window frame of commercial aircraft using VaRTM process. For two candidate carbon fabric(triaxial fabric, sleeving braider dry carbon fiber), specimens were fabricated using VaRTM process, and then the physical & mechanical tests were performed to gain material property according to ASTM. FEM analysis for each candidate carbon fabric were performed to find the minimum ply number and weight for composite window frame. In this study Tsai-Wu strength failure criteria was utilized to evaluate the safety of structure.

Key Words: 진공수지충전공정(VaRTM), 윈도우 프레임(Window Frame)

1. 서론

상업용 항공기 윈도우 프레임(window frame)은 객실의 윈도우(window)를 장착하기 위한 구조물로서 동체에 일렬로 장착되는 원형이나 타원형 형태의 구조물이다. 기존 민간항공기에 사용되는 윈도우 프레임은 알루미늄을 이용한 기계가공품이었으나, 최근 항공기의 무게 절감을 통한 운용 비용 절감을 위해 민간항공기의 동체 스킨(fuselage skin)이 복합재료로 바뀌고 있는 추세이며, 더불어 기존 금속 재질인 알루미늄 윈도우 프레임도 복합재료를 이용하여 개발되고 있는 추세이다. 이는 이종 금속간의 부식(Corrosion) 문제 등을 해결 하는 데에도 많은 도움이 되는 사항이며, 현재 선진 항공사에서는 RTM 공법을 이용한 윈도우 프레임 개발을 통해 무게 절감 뿐만 아니라 대량 생산을 통한 제작 비용 절감을 시도하고 있다. 또한 최근에는 RTM 공법에서

하부 몰드만 사용 하고 상부 몰드 대신 진공막(vacuum bag)으로 대체하여 제품을 생산하는 VaRTM(vacuum-assisted RTM)공정을 활용하여 항공기 부품을 제작하는 방법도 각광을 받고 있다.

따라서 본 논문에서는 항공기용 복합재 윈도우 프레임 개발을 위해 먼저 VaRTM공정을 통한 시편 제작 및 시험을 통해 물성치를 확보하고, 유한요소 프로그램(MSC/NASTRAN)을 이용하여 실제 윈도우 프레임의 구조 강도 해석을 수행하였다. 설계요구조건(design requirement)으로는 기존에 제작된 알루미늄 윈도우 프레임의 무게 및 최대 변위량(max. deflection)을 산정하여, 무게 절감 효과를 비교하였다.

2. 시편 제작 및 시험

2.1 시험 자재

본 연구에서는 해석 수행을 위한 물성치를 획득하기 위해 시편 시험을 실시했다. 시편 제작에

* 대한항공(주). 부산대 항공우주공학과 석사과정

** 부산대학교 항공우주공학과 교수

*** 대한항공(주). 항공우주사업본부 민항기기술팀

사용된 보강섬유(fiber) 및 수지(resin)는 표 1과 같다.

표 1. 시험 자재

분류	제품명	두께	비고
dry fiber	sleeving braider	.020"	T-700계열
	triaxial fabric	.020"	T-700계열
resin	VRM34		2액형, 고온용

dry fiber 제조사 : A&P technology (www.braider.com)
sleeving(product : V56L400R) : Carbon G34-700-12K
triaxial fabric(product : MR5405) : Carbon T-700 SC 12K
VRM34 -Hexcel(www.hexcel.com)사 제조 VaRTM용 epoxy 수지

2.2 시편 제작 및 시험

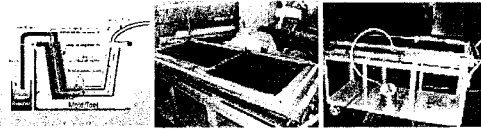


그림 1. VaRTM 공정 개략도 및 시편 제작

시편은 그림 1과 같은 VaRTM 공정을 사용하여 제작했다.

물리적 성질 시험은 ASTM 규격서(D3529/D792)에 따라서 수지함유율(resin content)/밀도/Areal Weight를 측정했고, 표 2는 시험 결과이다.

표2. 물리적 성질 시험 결과

Case	Material		Process	RESIN CONTENTS	DENSITY (lb/m ³)	AREAL WEIGHT (g/cm ²)
	Fiber	Resin				
1	sleeving	VRM34	VARTM	33.708	0.0514	753.241
2	triaxial	VRM34	VARTM	31.085	0.0519	807.811

* Areal Weight는 Ply 당 값임.

물리적 성질 시험 결과를 보면 표2에서 수지함유율(resin content)이 대략 33%로 프리프레그를 사용하는 오토클레이브 공정(38%)보다 오히려 작음을 알 수 있다. 따라서 항공기 부품과 같은 높은 섬유체적율의 제품 제조가 가능하다고 볼 수 있다.

기계적 성질 시험은 각각의 case에 대해(표3 참조) ASTM 규격서(D3035/ D695 / D3518/ D2344/D790)에 따라 인장/압축/전단/층간전단/굽힘 시험을 실시했고 표4 와 표 5는 강도/강성 값이며 그림 3과 4는 결과 비교 그래프이다

표 3 기계적 성질 시험 종류

case	fiber	resin	비고
1	sleeving braider	VRM34	
2	triaxial(0 deg)	VRM34	0 deg 적층
3	triaxial(90 deg)	VRM34	90 deg 적층

표 4. 기계적 성질 시험 결과(강도)

Case	RT				
	Tensile Strength (ksi)	Compression Strength (ksi)	In-Plane Shear Strength(ksi)	Interlam Shear(back side) Strength(ksi)	Flexural Strength(back side) (ksi)
1	52.400	90.372	19.024	7.389	91.150
2	67.250	81.846	34.200	5.451	84.600
3	39.500	61.588	34.200	5.450	84.133

표 5. 기계적 성질 시험 결과(강성)

Case	RT			
	Tensile Modulus (m si)	Compression Modulus (m si)	Shear Modulus (m si)	Flexural Modulus(back side) (m si)
1	8.946	9.789	0.752	5.864
2	6.536	7.023	3.122	5.097
3	6.333	5.309	3.122	5.735

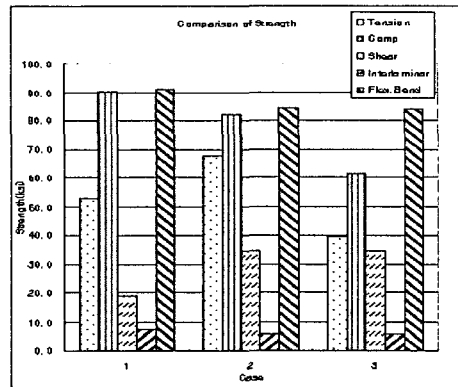


그림 3. Comparison of Strength

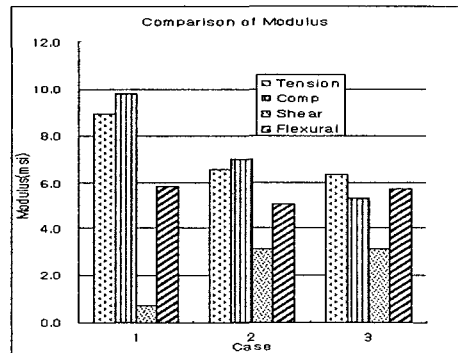


그림 4. Comparison of Modulus

3. 유한 요소 해석

3.1 윈도우 프레임 형상

항공기 윈도우 프레임의 형상은 그림 5와 같다.

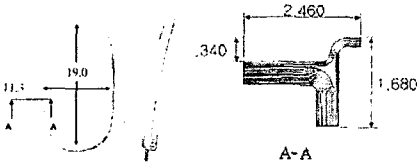


그림 5. 윈도우 프레임 형상 및 단면 형상
(각 플랜지의 단면 두께 변화가능)

3.2 WINDOW FRAME 해석

3.2.1. 재질 및 물성치

시험 시험 결과 물성치는 표6과 같다.

표 6. 물성치(material property)

물성치	sleeving	triaxial	아크릴	alum.
E_1 (msi)	8.946	6.538	0.4125	10.3
E_2 (msi)	8.946	6.333		
G_{12} (msi)	0.752	3.122		
ν_{12}	0.108	0.309	0.3	0.3
X_t (ksi)	52.4	67.25		60
X_c (ksi)	90.372	81.846		55.5
S (ksi)	19.024	34.2		34
ρ (lb*s ² /in ⁴)	0.0514	0.0519		0.101

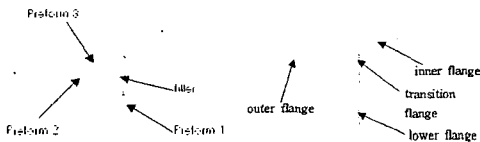


그림 6. Preforming Configuration & 해석 부위

프리폼(preform) 방법은 그림 6과 같이 적절한 치구를 사용하여 preform 1과 2를 위치시킨 후 filler를 그 사이에 위치시키고, preform 3을 그 위에 위치시킨다. 유한 요소 모델 단면은 설계 모델의 중심선을 취하여 단면 형상을 구현했으며, transition flange의 두께는 인접한 flange 두께의 평균값을 취했다. 작업 성격상 윈도우 프레임은 sleeving braider 자재만을 사용한 것과,

triaxial fabric 자재만을 사용하여 연속적으로 적층하였다.

윈도우 프레임에 객실 압력을 작용하기 위해 윈도우 페인(window pane, 투명한 윈도우 자재를 가리킴)용으로 아크릴(acryl) 자재를 사용하였다.

3.2.2. 유한 요소 모델 설명

윈도우 프레임에 대한 2차원 유한 요소 모델은 그림 7과 같이 CQUAD4 element (3520개)를 사용하였다. 윈도우 프레임과 윈도우 페인의 접촉 부분은 노드(node)를 일치 시키고 element 들이 중복(overlap)되도록 했다. 구조적으로 윈도우 프레임은 윈도우 페인의 지지 역할 뿐만 아니라, 동체의 컷아웃(cutout) 부분에 대한 일종의 보강재(doubler) 역할을 하는 구조이다. 따라서 항공기 동체로부터의 전단 흐름이나, 날개 및 동체로부터의 굽힘 모멘트 등의 하중을 견뎌야 한다. 전체 하중조건에서 객실과 외부의 차압(9.1psi)만을 작용하중으로 사용한 구조해석을 실시하기 위해서 ultimate factor[limit load factor(1.33) x safety factor(1.5)=2.0]를 고려하여 18.2 psi가 윈도우 페인에 작용하도록 했다.

경계조건은 윈도우 프레임을 동체의 스킨과 1/4"(0.25") 리벳(rivet) 체결되도록 했다. Pitch distance(PD) = 4D~6D, edge distance(ED) > 2.5D + 0.05"가 되도록 윈도우 프레임 주위로 일렬(single row)로 배열되도록 하였다.

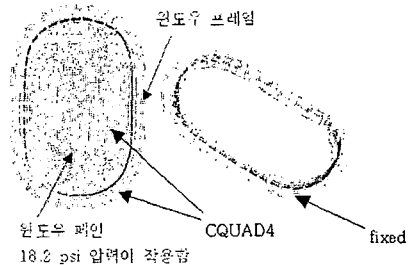


그림 7. FEM Modeling

3.2.3. 해석 방법 및 결과

기존 항공기(B777) 윈도우 프레임은 알루미늄 기계 가공품으로 되어있는데 해석상으로 무게: 3.9 lb 최대 변위(max. deflection):0.0256" 이다. 이를 보잉(boeing) 자재 BMS8-256 프리프레그를 사용하여 같은 부피를 갖도록 제작 가정하고 해석하면 무게: 2.31 lb, 최대변위:0.0374"를 보인다. 본 해석에서 고려 대상인 윈도우 프레임도 동일 규모의 중형항공기에 사용되는 용도이므로 설계 요구 기준으로 최대 변위:0.0374"를 사용했다.

그림 8은 각각의 자재에 대하여 그림6의 프리폼 방법으로 작업했을 때 Tsai-Wu strength failure criteria를 이용하여 최대변위 조건(<0.0374")하에서 정적해석을 실시한 결과이다. 표 7,8,9는 각각의 자재에 대해서 플라이(ply)수, 안전계수(M.S.),무게(weight),최대변위(deflection)값을 보여주고 있다. 그림 9,10,11은 weight/ M.S./ deflection 값에 대한 결과 비교 그래프이다.

해석 결과 무게 측면에서 VaRTM공정에 사용 예정인 candidate fiber(sleeving braider, triaxial fabric)의 무게는 알루미늄의 1/2 수준이고, 안전계수는 2배 수준으로 우수하였다. 또한 sleeving braider 보다 triaxial fabric이 weight/deflection 측면에서 더 우수함을 알 수 있다.



(a) sleeving (b) triaxial (c)aluminum

그림 8. Static Analysis

표7. result of sleeving braider

opt	ply 수			Margin of Safety for each flange				weight (lb)	deflection (in)
	inner	outer	lower	inner	outer	lower	MIN M.S		
1	18	18	12	4.88	2.17	14.8	2.17	3.922	0.0205
2	16	16	8	3.98	1.73	11.3	1.73	3.258	0.0289
3	14	14	8	3.18	1.45	9.05	1.45	2.936	0.0370

표8. result of triaxial fabric

opt	ply 수			Margin of Safety for each flange				weight (lb)	deflection (in)
	inner	outer	lower	inner	outer	lower	MIN M.S		
1	18	18	12	4.42	2.36	15.3	2.36	3.960	0.0160
2	16	16	8	3.54	1.82	11.4	1.82	3.289	0.0213
3	14	14	8	2.77	1.46	8.95	1.46	2.965	0.0278
4	12	12	8	2.12	1.17	6.99	1.17	2.640	0.0367

표9. result of aluminum

opt	thickness			Margin of Safety for each flange				weight (lb)	deflection (in)
	inner	outer	lower	inner	outer	lower	MIN M.S		
1	0.36	0.36	0.24	5.62	0.88	15.47	0.88	7.707	0.0112
2	0.32	0.32	0.16	4.44	0.57	11.70	0.57	6.401	0.0150
3	0.28	0.28	0.16	3.44	0.35	9.04	0.35	5.770	0.0199
4	0.24	0.24	0.16	2.56	0.17	6.60	0.17	5.138	0.0269

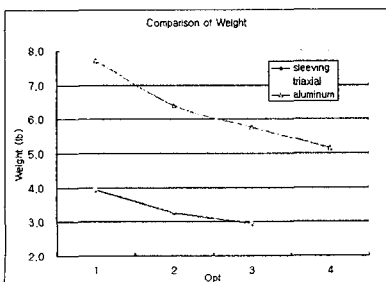


그림 9. Comparison of Weight

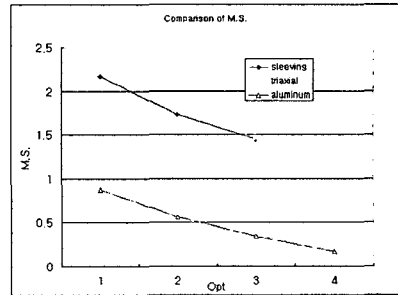


그림 10. Comparison of Margin of Safety

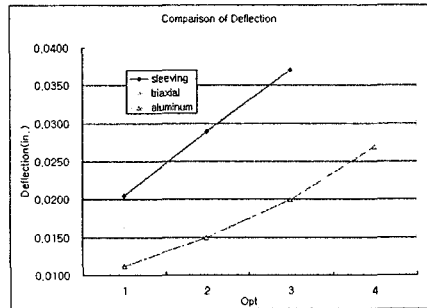


그림 11. Comparison of Deflection

4. 결론

본 연구에서는 윈도우 프레임 제작에 사용될 예정인 carbon fiber에 대해서 VaRTM 공정을 활용한 시편 제작 및 시험을 수행했으며, 시험결과를 이용하여 정적 해석을 수행하여 최대변위 조건하에서 정적 하중을 견딜 수 있는 각 부위의 최소 플라이수와 무게를 산정하였다.

해석 결과 정적 하중 조건만 고려하면 초기 설계 단계 형상에 비해서 플라이수를 줄일 수 있어 무게 감소를 이룰 수 있었다.

또한 triaxial fabric이 sleeving braider보다 무게 및 최대변위측면에서 더 우수함을 확인할 수 있었다.

참고문헌

- 1) R.M. JOHNS , "Mechanics of Composite Materials" McGRAW-HILL, 1975
- 2) ASTM D3039, D695,D3518,D2344,D790,D3529, D792
- 3) 엄문광 "고성능 복합재료 RTM 성형 및 기초 기술 개발", 과학기술부, 1998
- 4) 이대길, "복합재료 역학 및 제조기술" 시그마프레스, 1998