

論文

수지 충전 공정을 이용한 항공기 윈도우 프레임 설계

김위대^{*,†}, 홍대진^{**}Design of an Aircraft Composite Window Frame Using
VaRTM ProcessWie-Dae Kim^{*,†}, Dae-Jin Hong^{**}

ABSTRACT

This is the preliminary study to develop composite window frame of commercial aircraft using VaRTM process. For two candidate carbon fabrics(triaxial overbraid, sleeving braider), specimens were fabricated using VaRTM process, and the physical & mechanical property tests were performed to obtain the material properties according to ASTM. FEM analysis for each candidate carbon fabric was performed to find the minimum number of plies and weight for composite window frame to satisfy the design requirements. In this study, Tsai-Wu strength failure criterion was used to evaluate the safety of structure.

초 록

본 논문은 수지충전공정을 활용한 상업용 항공기의 복합재 윈도우 프레임을 개발하기 위한 선행 연구이다. 윈도우 프레임을 제작하기 위해 고려중인 2종류의 카본 섬유-triaxial overbraid 와 sleeving braider-에 대해서 VaRTM 공정을 활용한 시편을 제작하고, ASTM 시험법에 따라 물성치를 얻기 위해 물리적/기계적 성질 시험이 실시되었다. 이후 복합재 윈도우 프레임의 최소 플라이수와 무게를 얻기 위해 각각의 탄소 섬유에 대하여 유한요소해석이 수행되었다. 본 연구에서는 구조물의 안전성을 평가하기 위하여 Tsai-Wu 파손강도이론을 사용했다.

Key Words : 윈도우 프레임(Window Frame), 수지충전공정(VaRTM), 유한요소법(FEM), 예비성형(Preform)

1. 서 론

상업용 항공기 윈도우 프레임(window frame)은 객실의 윈도우(window)를 장착하기 위한 구조물로서 동체에 일렬로 장착되는 원형이나 타원형 형태의 구조물이다. 기존 민

간 항공기에 사용되는 윈도우 프레임은 알루미늄(7075-T73 die forging)을 이용한 기계가공품이었으나, 최근 항공기의 무게 절감을 통한 운용비용 절감을 위해 민간항공기의 동체 스킨(fuselage skin)이 복합재료로 바뀌고 있는 추세이며, 더불어 기존 금속 재질인 알루미늄 윈도우

^{*,†} 부산대학교 항공우주공학과 교신저자(E-mail:wdkim@pusan.ac.kr)

^{**} 대한항공 항공우주사업본부 민항기기술팀

프레임도 복합재료를 이용하여 개발되고 있는 추세이다. 이는 이종 금속간의 부식(Corrosion) 문제 등을 해결 하는 데에도 많은 도움이 되는 사항이며, 현재 선진 항공사에서는 RTM 공법[1-6]을 이용한 윈도우 프레임 개발을 통해 무게절감뿐만 아니라 대량 생산을 통한 제작 비용 절감을 시도하고 있다. 또한 최근에는 RTM 공법에서 하부 몰드만 사용하고 상부 몰드 대신 진공막(vacuum bag)으로 대체하여 제품을 생산하는 VaRTM (Vacuum - assisted RTM)공정을 활용하여 항공기 부품을 제작하는 방법도 각광을 받고 있는데, RTM 보다 저비용이며 대형 부품 제조에 효과적인 공정이다. 그러나 국내에서는 복합재 윈도우 프레임에 대한 연구가 미비한 실정이다.

따라서 본 논문에서는 항공기용 복합재 윈도우 프레임 개발을 위해 먼저 VaRTM공정을 통한 시편을 제작하여 시편 시험을 통해 VaRTM 시편의 물리적, 기계적 성질 등 물성치를 확보하고, 유한요소 프로그램(MSC/NASTRAN)을 이용하여 실제 윈도우 프레임의 구조 강도 해석을 수행하였다. 설계요구조건(design requirement)으로는 B777 항공기의 공력유연성(Aerodynamic Smoothness) 기준에 의거하여 윈도우 프레임의 최대 변위량(Max. Deflection)을 산정하여, 무게 절감 효과를 비교함으로써 항공기용 복합재 윈도우 프레임 설계를 수행하였다

2. 시편 제작 및 시험

2.1 시험 자재

본 연구에서 사용한 보강섬유(Fiber)는 미국 A&P technology사 (www.braider.com) 의 CFRP 자재인 Sleeving Braider (Product code : V56L400R) 와 Triaxial Overbraid (Product Code : MR5405) 이다. 슬리빙 브레이더(Sleeving Braider)는 Fig.1 처럼 2축(biaxial) 직조 형태로 $\pm 45^\circ$ 방향으로 원통 형태로 직조 되어 있다. 3축오버브레이드(Triaxial Overbraid)는 Fig.2와 같이 한 층 안에 ($0/\pm 60^\circ$)가 적층되어 있는 평판형태로 항공기 동체의 C-frame 제작에 VaRTM 공정의 보강섬유 재료로 사용 예정인 자재이다. 보강섬유의 원자재는 Toray사의 T700 계열 원사이다.



Fig. 1 Sleeving braider

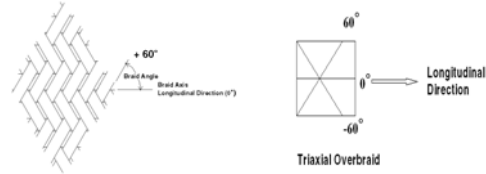


Fig. 2 Triaxial overbraid

본 연구에서 사용한 수지(resin)는 미국 Hexcel사의 항공우주용으로 개발된 RTM 및 VaRTM용 수지인 Epoxy 계열, 350°F 경화용 2액형 수지인 VRM34 이다. 현재 Hexcel사에 의해 Boeing의 자재 규격서에 등재 요청중인 수지이다. 원제작사에서 제시한 VRM34의 성질은 Table 1에 나타나 있고, 경화사이클은 Fig. 3과 같다.

Table 1 Properties of VRM34

PROPERTY	VRM34
SYSTEM	2 PART SYSTEM
Storage Temperature	RT
Mixing	100 : 42 wt
DEGASING	120 °F 에서 1 hr
Injection	120 F (48.9 °C)
Viscosity	1200 cps @ 25 °C 220~250 cps @ 120 °F 370~470 cps @ 120 °F after 3 hours
Cure Cycle	90°C : 2.5~4hr s 177°C(350 °F) : 2hrs
Gel	2.5~ 4hr@195°F

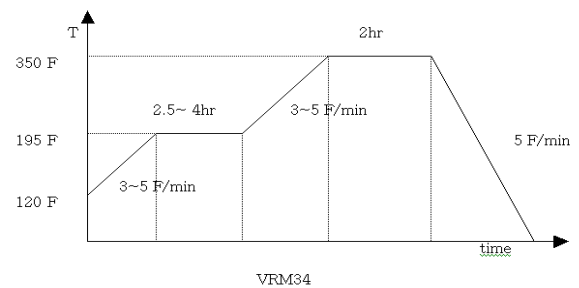


Fig. 3 Curing cycle of VRM34

2.2 시편 제작

시편 제작은 Table 2와 같이 4가지 경우에 대해서 수행

되었다. Case 1은 슬리빙브레이더(Sleeving Braider) 보강 섬유와 VRM34 수지를 사용하여 VaRTM 공정을 통해 만든 시편이고, Case 2,3은 3축오버브레이드(Triaxial Overbraid)에 대한 것으로, 0° 방향의 기계적 성질 시험과 90° 도 방향의 시험을 실시하기 위해 분리해서 제작하였다. Case 4는 위의 VaRTM 공정 시편과 비교하기 위해, 오토클레이브 공정을 활용하여 Boeing BMS-8-256 프리프레그로 만든 시편이다. Fig. 6 에는 시편 제작 형상(layout)과 시편의 크기가 나타나 있다.

Table 2 Four types of specimen cases

Case	Material		Process	비고
	Fiber	Resin		
1	sleeving	VRM34	VARTM	
2	triaxial	VRM34	VARTM	0 deg 적층
3		VRM34	VARTM	90 deg 적층
4	BMS8-256 Prepreg		Autoclave	250° F cure

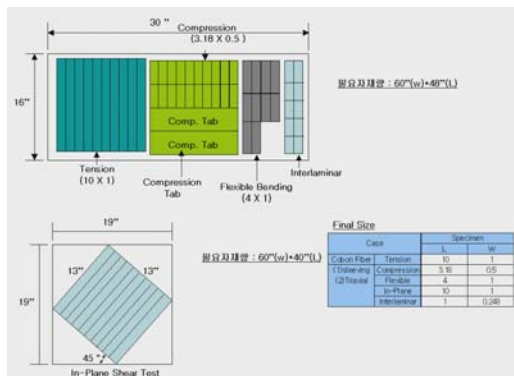


Fig 6. Specimen layout and size

Fig. 7은 VaRTM 공정의 개략도를 보여주고 있다. 시편 시험을 위한 평판 시편을 제작하기 위해서 각각 6 층씩 적층하였다. Sleeving Braider와 Triaxial Overbraid의 각층 두께(Ply Thickness)는 모두 0.020" 이다. VaRTM은 진공압을 이용하기 때문에 RTM 보다 수지 도달 거리가 짧다. 따라서 수지 주입구와 출구는 나선관(Spiral Tube, Airtech사)를 사용해서 최단 거리인 직선방향으로 수지가 주입되도록 하였다. 또한 진공백(Vacuum Bag)과 보강섬유가 완전 밀착되던 수지 주입의 어려움이 있으므로 망사형의 유동매질(Flow Media: Airtech사)을 그 사이에 적층하여 수지

주입이 원활하게 했다. 작업 순서는 다음과 같다. 평판 세정 -> Peel Ply 적층-> 보강섬유 적층 -> 수지 주입구 및 출구에 Spiral Tube 설치 -> 유동매질 적층 ->진공백 적층 -> 수지 주입 -> 경화. 진공압 측정결과 0.85 atm 정도를 보이고 있었다. 수지 주입 시 VRM34 수지만 12 0°F로 가열한 후 상온에서 주입했을 때에는 작업 시간이 3시간 이상이 걸렸다. 이는 수지는 적당한 점도(240 cps)를 유지하지만 Tool 및 기타 자재의 온도가 상온이기 때문에 수지 주입을 방해하는 것으로 판단된다. 따라서 온도 조절이 가능한 작업 오븐 내에서 Tool 과 수지가 완전히 120°F로 유지될 때 수지 주입을 실시했으며 작업시간은 20분으로 단축되었다.

수지가 완전히 주입된 이후에 수지 경화를 위해 다시 이중 진공백 작업(double vacuum bagging)을 한 후 성형 오븐에서 완전진공 상태로 경화 사이클에 따라 최종 성형을 진행했다.

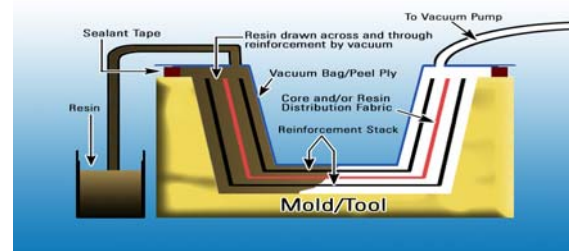


Fig. 7 Schematic diagram of VaRTM process.

2.3 물리적 성질 시험

물리적 성질 시험은 ASTM 규격서, D3529/D792[7]에 따라서 수지함유율 (resin content)/밀도/면적부게(Areal Weight)를 측정하였고, Table 3에 시험 결과가 보여지고 있다. 밀도는 BMS-8-256 프리프레그 시편의 오토클레이브 성형시 0.055인치 인데 VaRTM 시편은 0.0517로 대략 비슷한 결과 값을 보여 주고 있다. 또한 VaRTM 시편의 수지함유율(resin content)은 대략 33%인데, 프리프레그를 사용하는 오토클레이브 공정(38%)보다 오히려 작음을 알 수 있어 공극함유율(Void Content)등을 고려하더라도 VRM34 항공우주용 VaRTM 수지를 활용하여 항공기 부품과 같은 높은 섬유체적율의 제품 제조가 가능함을 확인할 수 있었다.

Table 3. Test results of physical property

Case	Material		Process	Resin contents	Density (lb/in 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
ref	BM S8-256 Prepreg		Autoclave	38.000	0.0550	

* 면적무게(Areal Weight)는 층(Ply) 당 값임.

2.4 기계적 성질 시험

기계적 성질 시험은 Table 2의 각각 Case에 대해 ASTM 규격서 D3039/ D695 / D3518/ D2344/D790[7]에 따라 Table 4와 같이 인장/압축/전단/충간전단/굽힘 시험을 실시했다.

Table 4 Test cases of mechanical properties

시험 종류	시험 규격	특성치	시편수
인장 시험(tension)	ASTM D 3039	E_1, ν_{12}, F_{tu}	5
압축 시험(compression)	ASTM D 695/ ASTM D 3410	E_2, F_{cu}	5
전단 시험(in-plane shear)	ASTM D 3518	G_{12}, F_{su}	5
굽힘 시험(long beam)	ASTM D 790	$E_{f_{bu}}, Flex_{bu}$	5
충간 전단 시험(short beam)	ASTM D 2344	$F_u(S_0)$	5

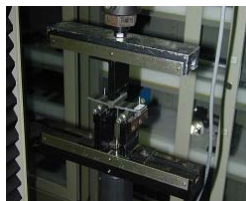
Fig 8.은 기계적 성질 시험 수행 모습을 보여주고 있다. 사용된 시험 장비는 기계식 UTM (용량 : 13.6 ton) 장비를 이용하였으며 스트레인 게이지 및 익스텐시오미터(extension meter)를 이용하여 측정하였다.



Data Acquisition System



Tension/Shear test



Compression Test



Interlaminar Shear Test

Flexible Test

Fig. 8 Mechanical property tests

Table 5는 시편의 기계적 강도 특성을 나타내고 있다. 여기서 Case 4의 경우 VaRTM 시편과 프리프레그 시편의 물성치를 직접 비교할 수 없고, 단지 비슷한 특성을 나타낼 수 있는 참조용으로는 활용가능하다. 인장강도는 3축오버브레이드 0도° 방향이 가장 크고, 90도° 방향이 가장 작고, 슬리빙브레이더는 충간값을 나타내고 있다. 압축강도는 슬리빙브레이더가 3축오버브레이드보다 큰 값을 나타내고 있다. 변내 전단 강도는 ±60° 섬유 방향의 보강으로 3축 오버브레이드가 더 큰 값을 나타내고 있다. 충간 전단강도 및 굽힘 강도 측정을 위한 Short - Beam 특성과 Long-Beam 특성은 대체로 비슷한 값을 나타내고 있다.

Table 5 Test results of mechanical strength

Case	RT				
	Tensile Strength (ksi)	Compression Strength (ksi)	In-Plane Shear Strength (ksi)	Short Beam Strength (ksi)	Long Beam Strength (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
4	87.750	82.000	36.200	9.498	135.794

Table 6은 시편의 기계적 강성 특성을 나타내고 있다. 인장 강성 및 압축 강성 모두 슬리빙브레이더가 3축오버브레이드보다 우수함을 알 수 있다. 전단 강성은 강도 특성과 동일하게 ±60° 섬유 방향의 보강으로 3축오버브레이드가 더 큰 값을 나타내고 있다. 굽힘 강성 측정을 위한 Long-Beam 특성은 거의 비슷함을 알 수 있다. 참고로 BMS 8 -256 프리프레그 시편도 거의 비슷한 경향의 성질 값을 나타낼 수 있다.

Table 6 Test results of mechanical stiffness

Case	RT			
	Tensile Modulus (msi)	Compression Modulus (msi)	In-Plane Shear Modulus (msi)	Long Beam Modulus (msi)
1	8.946	9.789	0.752	5.864
2	6.538	7.023	3.122	5.097
3	6.333	5.309	3.122	5.735
4	8.306	7.900	0.435	7.330

3. 유한 요소 해석

3.1 윈도우 프레임 형상 및 예비형상 제작 방법

윈도우 프레임 형상은 승객이 외부 풍경을 보다 잘 볼 수 있도록 공기역학적으로 항공기 동체외피의 형상을 따라서 초기 설계 단계에서 결정되며 Fig. 9와 같다. 단면도에서 각각의 플랜지의 두께는 작용하중에 의해서 결정되어야 할 치수이다.

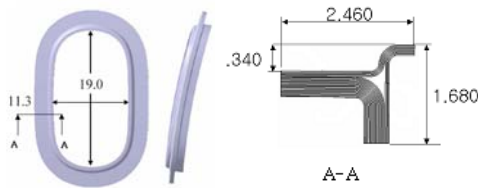


Fig. 9 Window Frame Profile & Section View(unit=inch)

3.2 재질 및 물성치

유한요소 해석에 사용될 물성치는 VaRTM 시편 시험을 통해 얻은 기계적 성질 값이며 Table 7과 같다. 아크릴은 윈도우 프레임에 장착되는 아크릴 재질로 된 투명한 윈도우 자체 즉 윈도우 페인을 가리키며, alum.은 기존의 AI 동체 항공기에 사용되었던 AI 재질 윈도우 프레임의 물성치이다.

Table 7 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

* alum : 7075-T73 die forging

3.3 유한요소 모델

3.3.1. 예비형상 및 해석 부위

예비형상(preform) 방법은 적절한 치구를 사용하여 Fig. 10과 같이 예비형상 1과 2를 위치시킨 후 삽입재(Filler)를 그 사이에 위치시키고, 마지막으로 예비형상 3을 그 위에 위치시킨다. 유한 요소 모델 단면은 설계 모델의 중심선을 취하여 단면 형상을 구현했으며, 연결플랜지(Transition Flange)의 두께는 인접한 플랜지 두께의 평균값을 취했다.

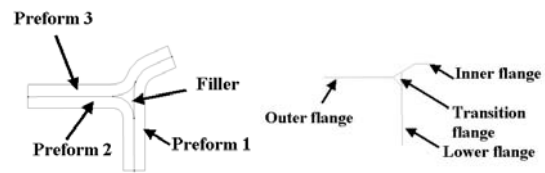


Fig. 10 Preforming and analysis configuration

작업 성격상 윈도우 프레임은 슬라이브브레이더 자체만을 사용한 것과, 3축오버브레이드 자체만을 사용하여 연속적으로 적층된다. 윈도우 프레임에 객실 압력을 작용하기 위해 윈도우 패널(window pane)용으로 아크릴(acryl) 재질을 사용하였다.

3.3.2. 유한 요소

윈도우 프레임 과 윈도우 페인에 대한 2차원 유한 요소 모델은 Fig. 11과 같이 Nastran 유한요소해석 프로그램의 CQUAD4 요소 (각각 3520개, 3085개)를 사용하였고, 윈도우 프레임과 윈도우 패널의 접촉 부분은 절점을 일치 시키고 요소들이 중복 되도록 하여 하중이 전달되도록 했다.

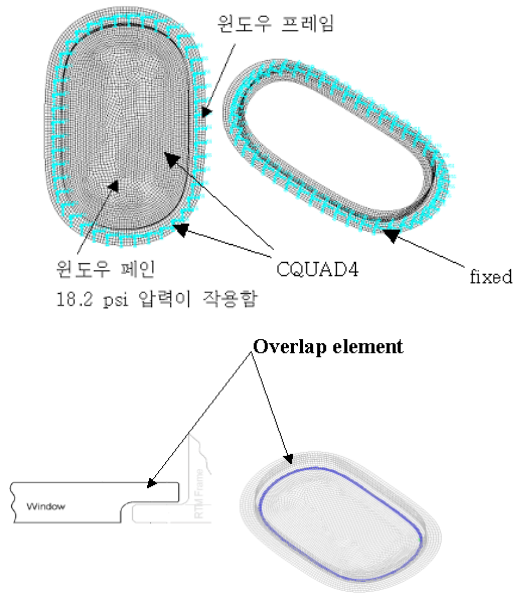


Fig. 11 Finite element type

3.3.3. 하중 및 경계 조건

구조적으로 윈도우 프레임은 윈도우 페인의 지지 역할 뿐 만 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. 전체적인 하중(Flight Load)이 주어지지 않고, 객실 차압 하중만 주어졌을 때에는 동체설계기준(Fuselage Design Criteria)[8,-10]에 의해 종극하중배수(Ultimate Factor) 2.0이 작용 되는 것으로 해석한다. 따라서 객실차압이 9.1 psi 이므로 작용하중으로 18.2 psi의 차압을 사용하였다.

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.

3.4 설계요구조건

B777 공력유연성 요구 조건에 의하면 파장 길이(Wave Length)에 대한 파장깊이(Wave Depth)를 제한하고 있다.(Fig 12) 본 윈도우 프레임은 동체의 유선 방향에 대해서 폭이 약 15"이다. 윈도우 프레임과 윈도우 페인이 동일한 처짐(Deflection)을 갖는다고 가정하면 윈도우 프레임

과 윈도우 페인 전체에 대한 최대변위 $\cong 0.1"$ 이다. 그런데 윈도우 페인을 제외한 윈도우 프레임의 폭은 대략 2" 정도이므로 최대변위 $\cong 0.025"$ 를 설계 요구 조건으로 추정하였다.

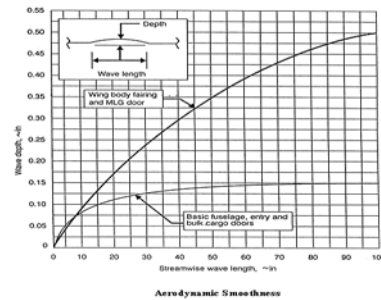


Fig. 12 B777 Aerodynamic Smoothness

3.5 해석 방법 및 결과

최대변위 설계 요구조건에 따라 Nastran의 적층판 모델러 기능을 이용하여 슬리빙브레이더, 3축오버브레이드 및 Al 7075-T73 다이포징(Die Forging)에 대하여 고려중인 예비성형 방법에 따라 Tsai-Wu 파손강도이론을 이용하여 최대변위 조건(<0.0250")하에서 정적해석을 실시하였다.

Fig. 13과 Table 8은 슬리빙브레이더에 대한 결과를 보여 주고 있는데, 여기서 opt는 고려중인 프리폼 방법으로 작업할 때의 각각의 플랜지의 적층 수를 나타내고 있다. 안전여유(Margin of Safety)를 보면 바깥쪽 플랜지 부분이 가장 열악함을 볼 수 있다. 첫 번째 열(opt 1)이 고려중인 예비성형 방법으로 최대변위를 넘지 않는 값인데, 슬리빙브레이더의 경우는 opt 1만이 이를 만족하고 있다.

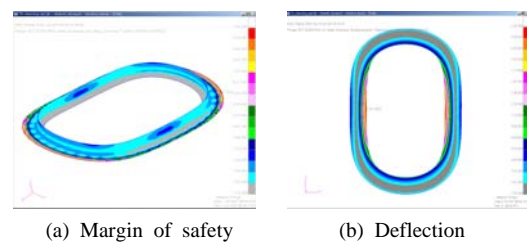


Fig. 13 M.S. and deflection of sleeving braider

Table 8 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	4.39	1.91	13.5	1.91	3.922	0.0241
2	16	16	8	3.56	1.51	10.3	1.51	3.258	0.0315
3	14	14	8	2.83	1.24	8.21	1.24	2.936	0.0404
4	12	12	8	2.2	1.05	6.6	1.05	2.615	0.0521

Fig. 14와 Table 9는 3축오버브레이드에 대한 결과 값이며, opt 2 까지 만족시킴을 알 수 있다.

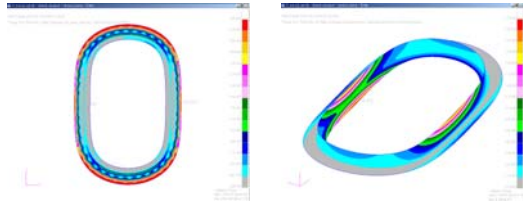


Fig. 14 M.S. and deflection of triaxial overbraid

Table 9 Result of Triaxial Overbraid

opt	ply 수 (thickness(in.))			Margin of Safety for each flange				weight (lb)	deflection (in)
	inner	outer	lower	inner	outer	lower	MIN M.S		
1	18	18	12	3.97	2.08	13.9	2.08	3.960	0.0175
2	16	16	8	3.16	1.58	10.3	1.58	3.289	0.0232
3	14	14	8	2.46	1.25	8.11	1.25	2.965	0.0304
4	12	12	8	1.86	0.988	6.32	0.988	2.640	0.0401

Fig. 15과 Table 10은 동일한 부피를 갖는 Al 7075-T73 다이포징으로 제작했을 때의 결과값이며, opt 3까지 만족시킴을 알 수 있다. 여기서 opt에서 두께는 적층수를 두께로 환산한 값이다.

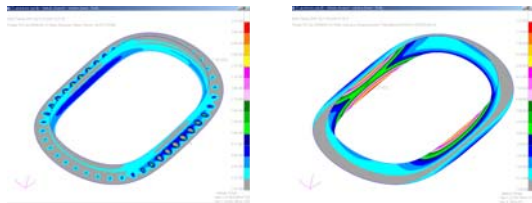


Fig. 15 M.S. and deflection of aluminum

Table 10 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	5.07	0.72	14.08	0.72	7.707	0.0122
2	0.32	0.32	0.16	3.87	0.44	10.64	0.44	6.401	0.0164
3	0.28	0.28	0.16	3.05	0.24	8.20	0.24	5.770	0.0218
4	0.24	0.24	0.16	2.19	0.07	5.96	0.07	5.138	0.0294

Table 11 및 Fig. 16,17,18은 해석 결과를 비교하는 데이터이다. 해석 결과 최대변위(0.025")를 넘지 않는 조건하에서의 무게와 안전여유는 두 복합재의 경우 차이가 별로 없지만 변위의 측면에서 3축오버브레이드가 좀 더 우수함을 알 수 있다. 안전여유가 많이 있기 때문에 강성이 큰 원

도우 페인 재질을 사용하면 적층 수를 더욱 줄일 수 있어 무게 절감 효과를 더욱 더 얻을 수 있을 것이다. 단, 정적 특성만 고려했을 때의 결과이다.

Table 11 Comparison of each results

opt	ply 수 (thickness(in.))			weight(lb)			M.S			deflection(in.)		
	inner	outer	lower	sleeving	triaxial	alum	sleeving	triaxial	alum	sleeving	triaxial	alum
1	18(0.36)	18(0.36)	12(0.24)	3.960	3.960	7.707	0.72	2.08	0.72	0.0175	0.0175	0.0122
2	16(0.32)	16(0.32)	8(0.16)	3.289	3.289	6.401	1.51	0.44	0.44	0.0232	0.0232	0.0164
3	14(0.28)	14(0.28)	8(0.16)	2.965	2.965	5.770	1.24	0.24	0.24	0.0304	0.0304	0.0218
4	12(0.24)	12(0.24)	8(0.16)	2.615	2.640	5.138	1.05	0.988	0.07	0.0521	0.0401	0.0294

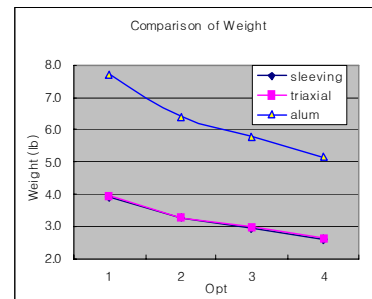


Fig. 16 Comparison of weight

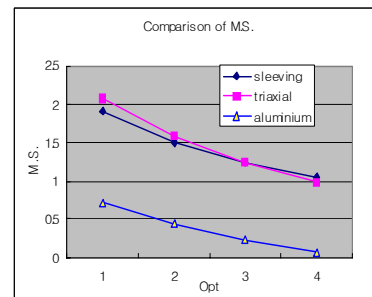


Fig. 17 Comparison of margin of safety

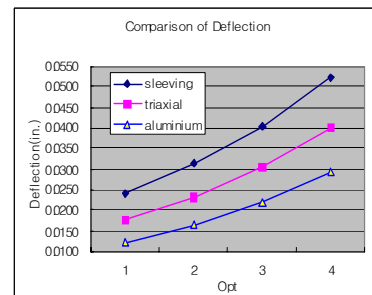


Fig. 18 Comparison of deflection

5. 결 론

본 연구에서는 윈도우 프레임 제작에 사용될 예정인 탄소섬유에 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. 본 연구를 통해 얻은 결론은 다음과 같다.

- VaRTM공정을 활용하여 제작한 시편의 물성치가 오토 클레이브 공정을 활용한 보잉 프리프레그 BMS 8-256 시편과 거의 비슷한 물성치와 수지충전율을 나타내기 때문에 항공우주용으로 활용 가능하다고 판단된다.
- 시편 시험 결과 기계적 강도는 슬리빙브레이더나 3축오버브레이드가 비슷한 경향을 보이고 있으나, 기계적 강성은 슬리빙브레이더가 더 우수함을 알 수 있다.
- 최대변위 조건하에서 정적 하중을 견딜 수 있는 윈도우 프레임 각 부위의 최소 플라이 수는 안쪽 18장, 바깥쪽 18장, 아래쪽 12장이 적절하고, 무게는 4파운드 정도로 알루미늄에 비해 50%이상 줄일 수 있음을 알 수 있다.
- 최대 변위 조건하의 해석 결과 3축오버브레이드와 슬리빙브레이더는 무게 및 안전여유 측면에서 비슷한 경향을 보이나 변위의 측면에서는 3축오버브레이드가 약간 우수함을 알 수 있다.

향후 본 연구에서 수행한 내용을 토대로, 윈도우 프레임에 대한 연구뿐만 아니라 항공기동체 C-프레임(fuselage C-frame), 날개보(wing rib), 테일콘(tailcone), 레이돔(radome) 등의 항공기 주요 부품에 VaRTM 공정 적용을 위한 예비성형체 및 치구 개발 등을 비롯한 VaRTM 성형 공정 연구가 지속된다면 효율적이고 경제적인 공정개발이 가능하리라 기대한다.

참고문헌

- 1) 엄문광 “고성능 복합재료 RTM 성형 및 기초기술 개발”, 과학기술부, 1998
- 2) 이대길, “복합재료 역학 및 제조기술” 시그마프레스, 1998
- 3) Teresa M.Kruckenbergl “RTM for Aerospace Structures” Kluwer Academic Publishers, 1998
- 4) C D Rudd, “Liquid moulding technologies”, Woodhead Publishing Limited, 1997
- 5) Ralph E. Wright “Injection/Transfer Molding of Thermosetting Plastics” Hanser/Gardner Publications, 1995
- 6) Kevin Potter “Resin Transfer Molding”, Chapman & Hall, 1997
- 7) ASTM D3039/D695/D3518/D2344/D790/D3529/D792
- 8) Michael C.Y.Niu , “Composite Airframe Structures”, Hong Kong Conmilit Press, 1992
- 9) Michlael C.Y.Niu , “Airframe Stress Analysis & Sizing”, Hong Kong Conmilit Press, 1997
- 10) Donald H. Middleton “Composite Materials in Aircraft Structures”, Longman Scientific & Technical, 1990