

항공기 복합재 날개구조 전단흐름 해석

최익현*, 김성찬**, 김성준**

Shear Flow Analysis of Aircraft Composite Wing Structure

Ik-Hyeon Choi*, Seong-Chan Kim**, Seong-Jun Kim**

key words : aircraft, composite structure, wing-box, shear flow analysis, bending property, torsional property

ABSTRACT

Traditionally aluminum alloy have been used in manufacturing of aircraft structures, and semi-monocoque structural concept have been mainly applied in structural design of fuselage and wing. However, recently monocoque structural concept is applied in many small-size aircraft structures manufactured with composite materials. In such case applying monocoque structural concept, in initial conceptual design stage on wing, it is not easy to analyze shear flow using classical shear flow analytical method because composite skin structure can support span-wise tension/compression stress as well as sectional shear stress. In this study, an extended shear-flow analytical method to apply to composite monocoque structural concept was developed through extending the classical shear-flow analytical method.

1. 서 론

최근 기존의 알루미늄 합금재료에 비하여 비강성 및 비강도가 뛰어난 복합재 구조재료가 개발되면서 소형 복합재 항공기의 경우에는 동체에 모노코크 구조 개념을 적용하여 스킨과 프레입 구조만으로 대부분의 하중을 지탱하게 하는 설계개념을 많이 사용하고 있는 추세이다. 즉, 날개 구조물에 있어서도 보강재인 스트링거를 사용하지 않고 리브(또는 폼이나 코아 구조물) 및 스파와 스킨 구조물로서 모든 하중을 지탱하도록 설계를 하는 경우가 많이 나타나고 있다. 이러한 현상은 복합재료를 적층하여 제작한 스킨 구조물이 구조물 단면에서의 전단응력뿐만 아니라 구조물 길이 방향으로의 인장/압축응력

에 대해서도 충분한 지지 능력이 있기 때문에 특별히 스트링거와 같은 보강재를 사용할 필요가 없기 때문이다.

기존의 전단흐름 해석방법은 스펜 방향으로의 인장/압축응력은 스트링거와 같은 보강재가 담당하고, 단면에서의 전단응력은 스킨 구조물이 담당한다고 하는 가정에 바탕을 두고 있다. 따라서 복합재 스킨 구조물을 사용하는 경우에는 이러한 방법을 그대로 사용할 수 없다. 본 연구에서는 스트링거를 사용하지 않고 복합재 스킨 및 스파 구조물로 항공기 날개박스 구조물을 설계하는 최근의 구조설계 개념에 대해서도 초기 설계 단계에서 활용할 수 있는 확장된 전단흐름 해석방법을 유도하였다.

본 연구는 한국항공우주연구원 스마트무인기 기술개발사업단에서 개발하고 있는 틸트로터 무인기의 개념설계 과정에 적용하기 위한 것으로

* 한국항공우주연구원 스마트무인기기술개발사업단

** 한국항공우주연구원 항공사업단 기체구조그룹

서, 복합재 날개박스 구조물에 확장된 전단흐름 해석방법을 적용하여 날개 단면에 대한 굽힘 및 비틀림 강성에 대한 특성값을 계산하기 위한 것이다. 본 연구에서는 엑셀 소프트웨어를 사용하여 전체 계산과정을 프로그래밍함으로써 개념설계 단계에서 쉽게 활용할 수 있도록 하였다.

2. 본 론

2.1 복합적층재 기본 물성치 계산

등방성 금속재 세미모노코크 구조에 적용되는 전단흐름해석방법을 복합재 모노코크 구조로 확장하기 위해서는 먼저 적층판을 구성하는 각 층의 물성치로부터 적층판 전체에 대한 면내 인장/압축 방향의 탄성률과 면내 전단방향의 탄성률을 계산하여야 한다.

먼저 복합적층재의 각 층의 기본적인 물성치 정보로부터 재료 좌표계에 대한 stiffness matrix, $[Q]_{ij}$ ($i, j = 1, 2, 6$)를 계산하고, 각 층의 적층각에 따른 transformed stiffness matrix, $[\bar{Q}]_{ij}$ 를 계산한다. 그리고 이로부터 적층판 전체의 in-plane stiffness matrix, $[A]_{ij}$ 를 구하며, 이 $[A]_{ij}$ 를 적층판의 두께, h 로 normalization을 하고, 이에 대한 inverse matrix로부터 적층판 전체에 대한 engineering constants를 구한다. 이상의 과정에 대해서 자세한 공학적 수식 전개는 참문헌[1, 2]에 기술되어 있다.

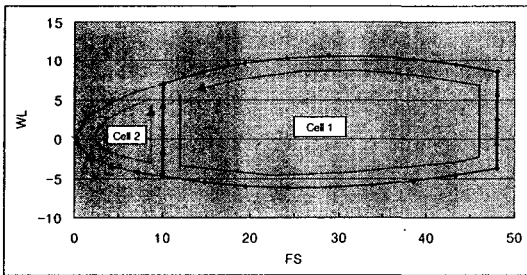


Fig. 1 Typical cross section of wing-box structure.

다음은 항공기 날개 박스 구조물의 단면형상과 관련된 단면 특성치를 구하는 과정이다. 먼저 Fig. 1은 스마트무인기기술개발사업단에서 개발하고 있는 틸트로터 무인기의 전형적인 날개 박스 구조물의 단면 형상을 보여주는 것으로서 두 개의 셀로 구성되어 있다. 이로부터 먼저 단면 형상의 Centroid 좌표를 구하여야 하는데, 이를 위하여 단면 형상에 대한 영율(Young's modulus)과 면적의 곱에 대한 1차 모멘트의 합을 구하고, 다시 영율과 면적의 곱에 대한 합으로 나눔으로써 탄성의 특성이 포함된 도심(이하 탄성도심이라고 칭함, Elastic Centroid) 좌표값을 계산한다. 여기서 사용하는 영율 값은 앞에

서 구한 적층판 전체에 대한 engineering constants 값이다.

다음은 적층판 단면의 '탄성 단면 2차 모멘트'인 EI_{xx} , EI_{yy} 를 계산하여야 한다 (x 는 날개의 cord 방향이고, y 는 cord에 수직인 방향이다. 따라서 EI_{xx} 와 EI_{yy} 는 각각 날개의 상하 및 전후 방향 굽힘 강성에 대한 단면 특성치이다). 통상적으로 등방성 금속재료의 경우에는 단면의 2차 모멘트인 I_{xx} , I_{yy} 만을 계산하면 되지만, 복합재의 경우에는 적층판의 적층각이나 적층순서에 따라 적층판의 E 값이 달라지므로, EI_{xx} 또는 EI_{yy} 와 같이 두 값의 곱을 계산하여야 한다. 이러한 차이가 고전적인 전단흐름 해석방법과 확장된 전단흐름 해석간의 차이를 가져오게 한다.

2.2 순수 전단하중에 의한 전단흐름 해석 방법

본 절에서는 먼저 비틀림이 유발되지 않는 순수 전단하중에 의한 전단흐름을 계산하는 과정을 살펴본다. 본 절에서 사용된 전단흐름 계산법은 CSRD (Closely Spaced Rigid Diaphragm) 조건의 만족를 가정으로 하여 성립한다. 즉, 하중을 받더라도 단면의 형상은 변하지 않으며, 축방향의 변위에 대한 제한은 없다고 가정한다.

전단흐름 q_s 는 다음의 식 (1)과 같이 굽힘에 의한 기본적인 전단흐름, q_b 와 전단흐름 상수, q_{s0} 의 합에 의하여 결정된다.

$$q_s = q_b + q_{s0} \quad (1)$$

여기서 q_b 는 opened 형상의 단면에 흐르는 것으로 간주되는 전단흐름을 의미하는데, closed된 형상의 경우에는 임의의 지점에서 셀을 cut하여 opened된 형상으로 가정하고 기본적인 전단흐름을 결정한다. 또한 q_b 는 굽힘에 의하여 유발되는 전단흐름으로서 다음의 식 (2)에 의하여 계산된다.

$$q_b = -\frac{S_y}{EI_{zz}} \int_0^s Ety ds - \frac{S_z}{EI_{yy}} \int_0^s Etx ds \quad (2)$$

위 식 (2)에서 S_y , S_x 는 각각 y , x 방향의 하중이고, t 는 판의 두께, ds 는 단면을 따라가는 좌표의 미소량을 의미한다. 여기서 주의할 점은 각 셀별로 시작점과 끝점에서 q_b 의 값이 연속하여야 한다는 것이다. 따라서 셀과 셀이 만나는 지점에서는 전단흐름의 방향을 잘 살펴 더하고 빼지는 관계를 주의 깊게 고려하여야 한다.

q_b 의 값들이 정해지면 q_{s0} 의 값을 계산하여야 하는데, 이는 각 셀에서 일정한 크기를 가지며, 다음의 식 (3)에 의하여 계산된다.

$$\frac{dq_s}{dz} = \frac{1}{2A_1} \left(q_{s0,1} \int_{R_1} \frac{ds}{Gt} - q_{s0,2} \int_{R_2} \frac{ds}{Gt} + \int_{R_1} q_s \frac{ds}{Gt} \right) \quad (3)$$

Cell	Concr	X-coor Y-coord				Thickn	Area	E_eff	G_eff	length	Area	Center		sin(θ)	cos(θ)	Closed Area	Shear by oth	Shear flow, qb	start	end
		X-coor	Y-coor	X-coor	Y-coor							X-coor	Y-coor							
1	2	-15.5	5.216	-15.5	2.266	0.248	4576906	1537298	2.95	0.7306	-15.533	3.74095	-1	0	45.824		0.00	-25.83		
1	2	-15.5	2.266	-15.5	-0.68	0.248	4576906	1537298	2.95	0.7306	-15.533	0.79095	-1	0	45.824		-25.83	-31.29		
1	2	-15.5	-0.68	-15.5	-3.63	0.248	4576906	1537298	2.95	0.7306	-15.533	-2.159	-1	0	45.824		-31.29	-16.39		
1	2	-15.5	-3.63	-15.5	-6.58	0.248	4576906	1537298	2.95	0.7306	-15.533	-5.109	-1	0	45.824		-16.39	18.89		
1	1	-15.5	-6.58	-10.8	-7.36	0.324	4536081	1560686	4.785	1.5497	-13.172	-6.9714	-0.1619	0.98681	43.125	53.84	72.74	173.94		
1	1	-10.8	-7.36	-6.05	-7.84	0.324	4536081	1560686	4.782	1.5486	-8.4325	-7.5995	-0.1007	0.99492	40.216		173.94	284.19		
1	1	-6.05	-7.84	-1.28	-8.05	0.324	4536081	1560686	4.782	1.5487	-3.6648	-7.943	-0.043	0.99908	38.702		284.19	399.42		
1	1	-1.28	-8.05	3.507	-7.99	0.324	4536081	1560686	4.784	1.5492	1.11572	-8.0195	0.01094	0.99994	38.419		399.42	515.80		
1	1	3.507	-7.99	8.282	-7.7	0.324	4536081	1560686	4.783	1.549	5.89447	-7.8479	0.06084	0.99815	39.182		515.80	629.67		
1	1	8.282	-7.7	13.04	-7.19	0.324	4536081	1560686	4.784	1.5493	10.6599	-7.447	0.10676	0.99429	40.868		629.67	737.76		
1	1	13.04	-7.19	17.77	-6.48	0.324	4536081	1560686	4.784	1.5492	15.4035	-6.8357	0.14884	0.98886	43.302		737.76	836.96		
1	1	17.77	-6.48	22.47	-5.58	0.324	4536081	1560686	4.782	1.5488	20.1176	-6.0319	0.18728	0.98231	46.354		836.96	924.47		
1	1	22.47	-5.58	22.47	-2.51	0.248	4576906	1537298	3.07	0.7603	22.4665	-4.049	1	0	68.972		924.47	953.57		
1	1	22.47	-2.51	22.47	0.556	0.248	4576906	1537298	3.07	0.7603	22.4665	-0.979	1	0	68.972		953.57	960.60		
1	1	22.47	0.556	22.47	3.626	0.248	4576906	1537298	3.07	0.7603	22.4665	2.09095	1	0	68.972		960.60	945.58		
1	1	22.47	3.626	22.47	6.996	0.248	4576906	1537298	3.07	0.7603	22.4665	5.16095	1	0	68.972		945.58	908.49		
1	1	22.47	6.996	17.74	7.629	0.324	4536081	1560686	4.818	1.5604	20.1029	7.1623	0.19357	-0.9811	52.607		908.49	803.79		
1	1	17.74	7.629	12.96	8.292	0.324	4536081	1560686	4.82	1.5611	15.3521	7.9603	0.13761	-0.9905	48.19		803.79	687.39		
1	1	12.96	8.292	8.157	8.663	0.324	4536081	1560686	4.822	1.5615	10.5611	8.4774	0.07692	-0.997	44.672		687.39	563.38		
1	1	8.157	8.663	3.398	8.716	0.324	4536081	1560686	4.82	1.561	5.74742	8.68925	0.01095	-0.9999	42.184		563.38	436.32		
1	1	3.398	8.716	-1.47	8.423	0.324	4536081	1560686	4.819	1.5606	0.93247	8.5695	-0.0607	-0.9982	40.948		436.32	311.04		
1	1	-1.47	8.423	-6.25	7.759	0.324	4536081	1560686	4.819	1.5606	-3.859	8.09098	-0.1379	-0.9904	41.182		311.04	192.76		
1	1	-6.25	7.759	-10.9	6.996	0.324	4536081	1560686	4.819	1.5606	-8.955	7.22737	-0.2205	-0.9754	43.103		192.76	87.10		
1	1	-10.9	6.996	-15.5	5.216	0.324	4536081	1560686	4.821	1.5612	-13.24	5.95604	-0.307	-0.9517	46.922		87.10	0.00		
									100.9						1149.2					
2	1	-15.5	5.216	-18.5	4.138	0.21	4608197	1519225	3.193	0.669	-17.036	4.6772	-0.3375	-0.9413	32.413		0.00	-29.78		
2	1	-18.5	4.138	-21.4	2.703	0.21	4608197	1519225	3.193	0.669	-19.965	3.42075	-0.4496	-0.8932	38.413		-29.78	-51.56		
2	1	-21.4	2.703	-24	0.859	0.21	4608197	1519225	3.193	0.669	-22.694	1.78121	-0.5775	-0.8164	46.484		-51.56	-62.90		
2	1	-24	0.859	-25.5	-1.84	0.21	4608197	1519225	3.109	0.6516	-24.765	-0.4923	-0.8694	-0.494	66.195		-62.90	-59.85		
2	2	-25.5	-1.84	-23.9	-4.1	0.21	4608197	1519225	2.79	0.5847	-24.712	-2.9721	-0.8085	0.5885	60.634		-59.85	-43.31		
2	2	-23.9	-4.1	-21.2	-5.28	0.21	4608197	1519225	2.929	0.6137	-22.551	-4.6897	-0.4026	0.91536	39.163		-43.31	-15.92		
2	2	-21.2	-5.28	-18.4	-6.07	0.21	4608197	1519225	2.916	0.611	-19.807	-5.6726	-0.2698	0.96292	31.507		-15.92	17.07		
2	2	-18.4	-6.07	-15.5	-6.58	0.21	4608197	1519225	2.916	0.611	-16.968	-6.325	-0.1777	0.98408	26.941		17.07	53.84		
1	2	-15.5	-6.58	-15.5	-3.63	0.248	4576906	1537298	2.95	0.7306	-15.533	-5.109	1	0	-45.82	-72.74	-18.89	16.39		
1	2	-15.5	-3.63	-15.5	-0.68	0.248	4576906	1537298	2.95	0.7306	-15.533	-2.159	1	0	-45.82		16.39	31.29		
1	2	-15.5	-0.68	-15.5	2.266	0.248	4576906	1537298	2.95	0.7306	-15.533	0.79095	1	0	-45.82		31.29	25.83		
1	2	-15.5	2.266	-15.5	5.216	0.248	4576906	1537298	2.95	0.7306	-15.533	3.74095	1	0	-45.82		25.83	0.00		
									36.04	8.0014					158.45					

위의 식 (3)은 2개의 셀을 갖는 경우에 성립하는 식으로서, 여기서는 셀 1에 해당하는 식만을 보여주고 있는데, 셀 2에 대해서도 유사한 식이 성립한다. 위 식에서 $\theta_{I,z}$ 비틀림에 의한 날개 단면 셀 1의 회전각을 의미하며, z 는 날개 길이 방향 좌표, A_k 는 셀 1의 내부 면적, $q_{s0,1}$ 과 $q_{s0,2}$ 는, 본 절에서 구하고자 하는, 셀 1과 셀 2에서의 전단흐름 상수이고, $R_{1,z}$ 는 셀 1 전체, $R_{2,z}$ 는 셀 2중에서 셀 1과 중복되는 부분을 의미한다.

현 단계에서는 순수 전단 하중에 의한 전단흐름만을 계산하고 있기 때문에 비틀림이 발생하지 않는다. 따라서 위의 식 (3)은 결과적으로 0이 되어야 한다. 앞에서 언급했듯이 셀 2에 대해서도 식 (3)과 유사한 식을 만들 수 있으며, 이 두 개의 방정식을 연립하여 풀면, $q_{s0,1}$ 과 $q_{s0,2}$ 를 구할 수 있다. 여기서 구한 $q_{s0,1}$ 과 $q_{s0,2}$ 를 식 (1)에 대입하면 순수 전단하중에 의한 전단흐름을 계산할 수 있다.

또한 전단 중심(shear center)은 다음의 식 (4)를 이용하여 구할 수 있다.

$$S_x \eta_0 - S_y \xi_0 = \sum_{k=1}^2 \int_k q_{b,k} dA_k + \sum_{k=1}^2 2A_k q_{s0,k} \quad (4)$$

위 식 (4)에서 ξ_0 와 η_0 는 하중부가 위치를 원

점으로 하는 좌표계에서의 전단 중심의 좌표값을 의미하는데 S_y 와 S_x 하중으로부터 각각 구할 수 있고, dA_k 는 셀 단면의 해당 부분과 기준 원점으로 결정되는 삼각형의 면적을 의미하며, 따라서 A_k 는 해당 셀 전체 내부면적을 의미한다.

이상에서 설명한 확장된 전단흐름 해석방법과 일치하지는 않지만, 일반 등방성 금속재료에 적용하기 위한 고전적인 전단흐름 해석방법에 대해서는 참고문헌[3, 4]를 참고할 수 있다.

2.3 비틀림 하중에 의한 전단흐름 해석 방법

전단하중에 의하여 비틀림 하중이 유발되거나, 순수 비틀림 하중이 작용하는 경우에는 앞의 전단흐름 상수, q_{s0} 처럼 각 셀별로 일정한 크기의 전단흐름이 발생한다. 따라서 앞의 전단흐름 상수를 구하는 과정과 유사한 방법으로 비틀림 하중에 의한 전단흐름을 계산할 수 있다.

먼저 각 셀에 있어서 비틀림 전단흐름의 크기를 각각 $q_{r,1}$ 및 $q_{r,2}$ 라고 하면, 다음의 식 (5)와 (6)이 성립한다.

$$\frac{d\theta_1}{dz} = \frac{1}{2A_1} \left(q_{r,1} \int_{R_1} \frac{ds}{Gt} - q_{r,2} \int_{R_{2,1}} \frac{ds}{Gt} \right) \quad (5)$$

$$\frac{d\theta_2}{dz} = \frac{1}{2A_2} \left(q_{r,2} \int_{R_2} \frac{ds}{Gt} - q_{r,1} \int_{R_{1,2}} \frac{ds}{Gt} \right) \quad (6)$$

Vy							Vx							Torque shear c				
Cell 1	Cell 2	Cell 1	Shr. qs0	Final shear f, qs	Shear Lc	Moment(clockwise)	Shear flow, qb	Cell 1	Shr. qs	Final shear f, c	Shear Lc	Moment(clockwise)						
Zds/Gt	Zds/Gt	Zqs/Gt		start	end	at cente Lxsin(θ)-Lycos(θ)	start	end	Σ_qds/Gt	start	end	at cent Lxsin(θ)-Lycos(θ)						
8E-06	8E-06	-0	-365.86	-365.86	-391.69	-1117	-17357	-17357	0	7	3E-05	-14	-14	-7	-31	-486	-485.7	-134
8E-06	8E-06	-0	-365.86	-391.69	-397.15	-1164	-18074	-18074	7	14	8E-05	-14	-7	0	-10	-154	-153.6	-134
8E-06	8E-06	-0	-365.86	-397.15	-382.24	-1150	-17857	-17857	14	22	1E-04	-14	0	8	11	178	178.44	-134
8E-06	8E-06	1E-05	-365.86	-382.24	-346.96	-1076	-16707	-16707	22	29	2E-04	-14	8	15	33	511	510.53	-134
9E-06	0.001	-493.40	-420.67	-319.46	-1771	-15959	69	98	111	1E-03	-48	49	62	267	2404			-295
9E-06	0.002	-493.40	-319.46	-209.22	-1264	-10631	111	119	0.001	-48	62	70	317	2668			-295	
9E-06	0.003	-493.40	-209.22	-93.99	-725	-5867	119	122	0.001	-48	70	74	346	2797			-295	
9E-06	0.004	-493.40	-93.99	22.40	-171	-1375	122	121	0.001	-48	74	73	352	2825			-295	
9E-06	0.005	-493.40	22.40	136.27	379	3108	121	116	0.001	-48	73	67	335	2746			-295	
9E-06	0.006	-493.40	136.27	244.35	910	7778	116	105	0.001	-48	67	57	296	2533			-295	
9E-06	0.007	-493.40	244.35	343.55	1406	12729	105	90	9E-04	-48	57	42	235	2130			-295	
9E-06	0.008	-493.40	343.55	431.06	1852	17953	90	70	8E-04	-48	42	22	152	1473			-295	
8E-06	0.008	-493.40	431.06	460.16	1368	30735	70	59	5E-04	-48	22	11	51	1136			-295	
8E-06	0.008	-493.40	460.16	467.20	1423	31981	59	48	4E-04	-48	11	0	17	384			-295	
8E-06	0.008	-493.40	467.20	452.17	1411	31705	48	38	3E-04	-48	0	-11	-16	-369			-295	
8E-06	0.007	-493.40	452.17	415.08	1331	29908	38	27	3E-04	-48	-11	-22	-50	-1121			-295	
1E-05	0.008	-493.40	415.08	310.39	1748	19083	27	7	2E-04	-48	-22	-42	-152	-1664			-295	
1E-05	0.007	-493.40	310.39	193.98	1216	12153	7	-8	-0	-48	-42	-57	-237	-2368			-295	
1E-05	0.006	-493.40	193.98	69.98	636	5896	-8	-19	-0	-48	-57	-67	-299	-2767			-295	
1E-05	0.005	-493.40	69.98	-57.08	31	272	-19	-24	-0	-48	-67	-73	-337	-2953			-295	
1E-05	0.004	-493.40	-57.08	-182.36	-577	-4902	-24	-25	-0	-48	-73	-74	-353	-3002			-295	
1E-05	0.002	-493.40	-182.36	-300.64	-1164	-9946	-25	-22	-0	-48	-74	-70	-346	-2959			-295	
1E-05	0.001	-493.40	-300.64	-406.30	-1703	-15236	-22	-13	-0	-48	-70	-61	-317	-2832			-295	
1E-05	4E-04	-493.40	-406.30	-493.40	-2169	-21108	-13	0	-0	-48	-61	-48	-265	-2577			-295	
2E-04	3E-05	0.102				48261			0.009					-1468	50			
						118277								-1517				
1E-05	-0	-127.55	-127.55	-157.33	-455	-4617	0	7	4E-05	-34	-34	-27	-97	-988.5			-161	
1E-05	-0	-127.55	-157.33	-179.11	-537	-6462	7	16	1E-04	-34	-27	-18	-72	-865.8			-161	
1E-05	-0	-127.55	-179.11	-190.45	-590	-8589	16	26	2E-04	-34	-18	-8	-43	-621.2			-161	
1E-05	-0	-127.55	-190.45	-187.39	-587	-12505	26	36	3E-04	-34	-8	2	-10	-218			-161	
9E-06	-0	-127.55	-187.39	-170.85	-500	-10861	36	45	4E-04	-34	2	11	18	396.5			-161	
9E-06	-0	-127.55	-170.85	-143.47	-460	-6155	45	54	5E-04	-34	11	20	46	612.26			-161	
9E-06	5E-06	-127.55	-143.47	-110.48	-370	-4001	54	62	5E-04	-34	20	28	70	755.34			-161	
9E-06	3E-04	-127.55	-110.48	-73.70	-269	-2481	62	69	6E-04	-34	28	35	91	840.49			-161	
8E-06	8E-06	-0	365.86	346.96	382.24	1076	-29	-22	-0	14	-15	-8	-33	511	510.53		134	
8E-06	8E-06	2E-04	365.86	382.24	397.15	1150	-22	-14	-0	14	-8	0	-11	178	178.44		134	
8E-06	8E-06	2E-04	365.86	397.15	391.69	1164	-14	-7	-0	14	0	7	10	-154	-153.6		134	
8E-06	8E-06	1E-04	365.86	391.69	365.86	1117	-7	0	-0	14	7	14	31	-486	-485.7		134	
3E-05	1E-04	-0				-69996			0.002					50	-39			
						-55670								-89				

여기서 A_1 과 A_2 는 각각 첫 번째와 두 번째 셀의 내부면적을 의미한다. 식 (5)와 (6)은 앞의 식 (3)과 유사하며, 다만 식 (3)에서 세 번째 항이 없다는 것만이 다르다는 것을 알 수 있다.

비틀림 하중에 의하여 단면이 회전하는 경우에 각각의 셀에서 비틀림 각이 같아야 하므로, 식 (5)와 (6)을 등치로 놓으면 하나의 방정식을 얻을 수 있다.

또한 Bredt-Batho theory에 의하여 다음과 같은 또 하나의 방정식을 얻을 수 있다[3].

$$T = \sum_{k=1}^2 2A_k q_{R,k} \quad (7)$$

식 (7)은 비틀림 하중에 의하여 발생하는 비틀림 전단흐름에 의한 비틀림 모멘트의 합은 결과적으로 비틀림 하중의 크기와 동일하다는 것을 의미한다. 앞의 두 방정식을 연립하여 풀면 비틀림 전단흐름인 $q_{r,1}$ 및 $q_{r,2}$ 를 구할 수 있다. 구해진 $q_{r,1}$ 및 $q_{r,2}$ 를 식 (5)나 (6)에 대입하고 z 방향으로 날개의 길이에 대하여 적분하면, θ 를 구할 수 있다. 결과적으로 비틀림 방향의 강성은 식 (7)의 T 를 θ 로 나눈 값이다.

이상의 계산과정을 앞의 두 엑셀 시트에서 보여주고 있는데, 두 시트는 옆으로 연속된 것이다. 본 연구에서 구성된 엑셀 프로그램의 검증

을 위하여 간단한 FEM 해석을 수행하여 그 결과를 비교하여 보았는데, 전단/굽힘응력 및 비틀림각의 크기에 있어서 최대 약 10% 이내의 오차를 가지며 일치하는 결과를 얻을 수 있었다.

3. 결 론

항공기 복합재 날개 단면구조에 대하여 굽힘 및 비틀림 방향의 강성을 계산할 수 있는 확장된 전단흐름 해석 이론을 유도하였고, 엑셀 소프트웨어를 사용하여 계산과정을 프로그래밍함으로써 초기 개념설계 단계에서 쉽게 활용할 수 있도록 하였다.

후 기

이 연구 논문은 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었습니다.

참고문헌

1. Robert. M. Jones, "Mechanics of Composite Materials," McGRAW-HILL, 1975.
2. Stephen. W. Tsai, "Composite Design," 4th edition, THINK COMPOSITES, 1988.
3. T. H. G. Megson, "Aircraft Structures for Engineering Students," EDWARD ARNOLD, 1972.
4. Millard V. Barton, "Fundamentals of Aircraft Structures," PRENTICE-HALL.