대 한 조 선 학 회 논 문 집
제46권 제2호 2009년 4월

Journal of the Society of Naval Architects of Korea
Vol. 46, No. 2, pp. 203-217, April 2009
DOI: 10.3744/SNAK.2009.46.2.203

복합재료 유연 프로펠러의 재료 및 구조적 특성 연구

이상갑†*, 황정오**, 변준형***

한국해양대학교 조선해양시스템공학부*
삼성중공업 조선해양연구소**
한국기계연구원 부설 재료연구소***

Material & Structural Characteristics of Composite Material Flexible Propeller

Sang-Gab Lee†*, Jeong-Oh Hwang* and Joon-Hyung Byun***

Div. of Naval Architecture & Ocean Systems Engineering, Korea Maritime University*
Marine Research Institute, Samsung Heavy Industries Co., Ltd.**
Department of Materials Processing ,Korea Institute of Material Science***

Abstract

The researches on the development of composite material propeller with outstanding damping effects have been actively attempted for the reduction of radiation noise of underwater vehicle propeller. Composite material suitable for the flexible propeller has the following advantages, such as high specific strength and specific stiffness, low thermal expansion coefficient, high resistance against environmental deterioration, low possibility of corrosion due to cavitation, nonoccurrence of rapid fracture due to fatigue, easy molding of complicated shape, easy repair maintenance and low production costs, etc. For the confirmation of optimal fiber array structures of composite material for the production of the flexible propeller blades, in this study, mechanical characteristics of its specimens according to materials were obtained and structural characteristics of propeller blade were also examined according to materials and stacking fiber arrays.

※Keywords: Composite material(복합재료), Flexible propeller(유연 프로펠러), Damping effects (감쇠 효과), Reduction of radiation noise(방사소음 감소), material & structural characteristics (재료 및 구조적 특성), Optimal fiber array structures(최적의 섬유배열 구조)

접수일: 2009년 4월 8일, 승인일: 2009년 4월 17일
†교신저자: sglee@hhu.ac.kr, 010-3344-4306

1. 서 론

유연 프로펠러(flexible propeller)는 고정 날개를 갖는 프로펠러와 비슷한 추진 성능을 발휘하면서 방사소음 등에 있어 우수한 성능을 보인다고 알려져 있어 최근 방사소음 감소에 우수한 감쇠 효과를 가지는 복합재료 유연 프로펠러의 개발에 관한 연구가 활발히 시도되고 있다. 유연 프로펠러에 적합한 복합재료의 우수성으로서는 높은 비강도(high specific strength), 높은 비강성(high specific modulus), 낮은 열팽창 계수, 환경적 열화에 대한 높은 저항력, 캐비테이션에 의한 낮은 부식 가능성, 피로에 의한 급격한 파손의 무발생, 복잡한 형상 성형용이, 수리 유지의 용이성, 낮은 제작비용 등을 들 수 있다(Daniel and Ishai 1994, Gibson 1994, Herakovich 1998).

그러나 유연 프로펠러는 독일과 같은 국외 전문가들에 의해 대부분이 설계 제작되어 왔기 때문에 유연 프로펠러의 특성에 대해서는 알려진 바가 극히 적다. 특히 수중운동체의 경우 군사 기술과 밀접한 관련이 있기에 유연 프로펠러에 대한 유동, 진동 및 재료적인 특성은 대외비로 간주되어 관련 정보를 얻기 힘든 실정이다. 독일에서 구입한 유연 프로펠러(Fig. 1과 Fig. 2)의 특성을 조사하고 설계 능력을 배양하기 위하여 MOERI의 공동수조(cavitation tunnel)에서 성능시험(Fig. 3)을 수행하였다(Hyun et al. 2008). 프로펠러의 날개 수는 3개이고 직경은 250mm, 평균 피치(pitch)비는 0.89, 전개면적비(Ae/Ao)는 0.340, 질량은 651.94g 이었다. 균일 유동과 선미 반류 조건 하에서 고속카메라 및 실루엣 기법을 이용하여 프로펠러 날개의 평균 변동량을 측정하였다. 프로펠러의 전진비를 변화시켜 프로펠러 날개에 걸리는 부하를 Fig. 4에서와 같이 0N에서 1,000N까지 변화시켰다. 균일 유입류 및 추력 1,000N 이하의 조건에서 평균 변동량은 Fig. 5에서와 같이 날개의 끝에서 가장 크게 나타났으며 최대 3.43±0.14mm의 값을, 선미 반류 조건 및 추력 500N 이하의 조건에서 최대 2.38±0.14mm의 변동량이 날개의 끝에서 계측되었다(Hyun et al. 2008).

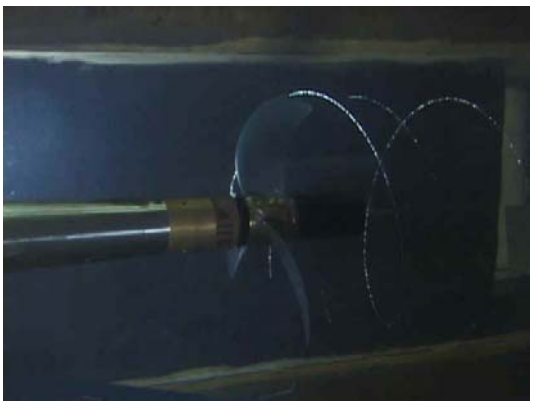


Fig. 3 Performance test of flexible propeller (Hyun et al. 2008)

Fig. 1 Flexible propeller

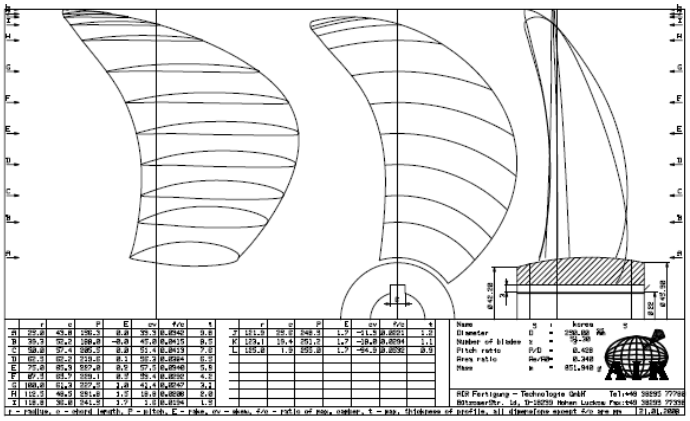
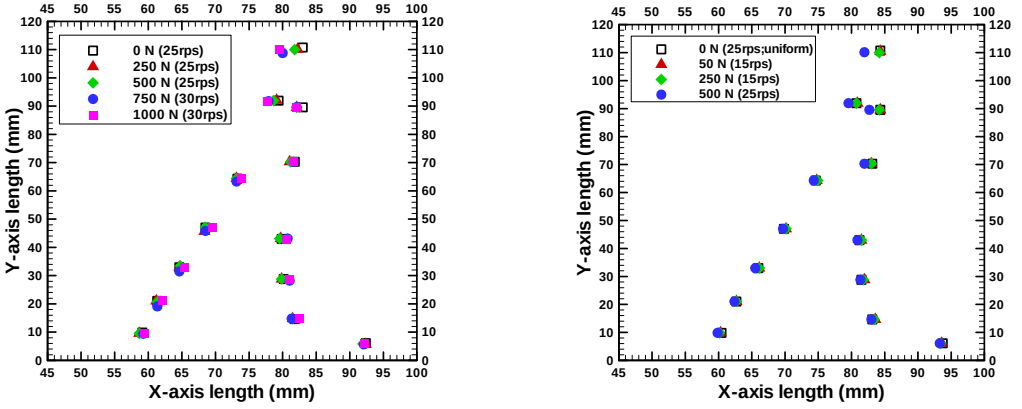


Fig. 2 Particulars and drawing of flexible propeller

(a) 0 N 25 rps (b) 250 N 25 rps (c) 500 N 25 rps (d) 750 N 25 rps

Fig. 4 Blade image of flexible propeller with thrust variation in uniform flow(upper part) (Hyun et al. 2008)



(a) uniform flow(3.43mm) (b) hull wake(2.38mm)

Fig. 5 Mean fluctuation of blade of flexible propeller(upper part)(Hyun et al. 2008)

유연 프로펠러에 적합한 복합재료의 보강섬유로서는 유리섬유(glass fiber)와 탄소섬유(carbon fiber)를 고려할 수 있다. 전자는 높은 강도와 높은 비중(2.54)을 가지고 있으며, 저렴하고 주로 일반 산업용 및 장갑차 방탄에, 그리고 후자도 높은 강도를 가지고 있으나 전자에 비하여 낮은 비중(1.80)과 고가로서 주로 항공재료로 사용되고 있다. 또한 에폭시 수지(epoxy resin)가 최근 유연 프로펠러에 적합한 복합재료의 기지재료로서 가장 많이 사용되고 있으며, 높은 강도와 우수한 내구성, 접착성 및 내화성을 가지고 있으며 경화반응 동안 생성물도 없다고 알려져 있다.

복합재료 유연 프로펠러 성형에는 오토클레이브(autoclave)와 수지충전(RTM ; Resin Transfer Molding) 성형 공법 등을 사용할 수 있으며, 후자는 Fig. 6에서와 같이 금형에 보강재를 미리 충전하고 고분자 수지를 보강재 내부로 함침 시킨 후, 열로 수지를 경화시켜 제품을 제조하는 공정으로서 적은 기공(void)의 함유, 용이한 재료특성의 제어, 우수한 반복적 재생성, 큰 유연성의 몰드 설계, 공수 및 재료의 절약, clean process에 의한

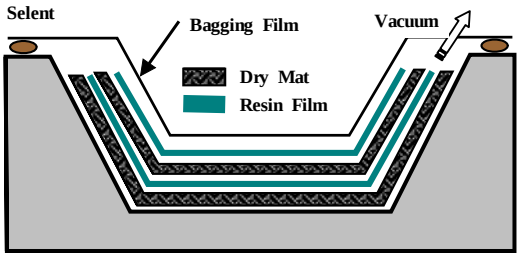


Fig. 6 Process of RTM

보강섬유 취급, 용이한 입체적 형상 성형, 큰 부품의 용이한 제작, 신속한 공정 마무리 및 저렴한 가공(tooling) 비용 등의 이점을 들 수 있다(Daniel and Ishai 1994, Gibson 1994, Herakovich 1998).

복합재료 유연 프로펠러 날개의 복잡한 형상을 정확하고 효율적으로 성형할 수 있는 제작 공법의 개발과 제작된 프로펠러에 대한 성능시험의 수행에 앞선 선행 연구로서 이러한 유연 프로펠러 날개의 제작에 사용되는 복합재료의 최적의 섬유 배열구조를 확인하기 위해 본 연구에서는 유리섬유/에폭시 수지와 탄소섬유/에폭시 수지의 2가지 재료 시험편을 제조하여 재료별 기계적 특성치를 확보하고, 재료별 및 적층 섬유배열에 따른 유연 프로펠러 날개의 구조적 특성도 파악하였다. 유연 프로펠러의 구조해석은 LS-DYNA code(LSTC 2007)의 직교이방성 재료(ortho-tropic materials) 모델을 이용하였다.

2. 유연 프로펠러 재료 시편 실험

유리섬유/에폭시 수지와 탄소섬유/에폭시 수지의 2가지 복합재료 시험편을 Fig. 7에서와 같이 SCRIMP(VaRTM) 공정으로 제작하여 Fig. 8에서와 같이 인장, 압축, 면내전단 및 층간전단 시편 실험을 수행하였다. 2가지 복합재료의 기본 물성치는 각각 Table 1 및 Table 2에 요약하였다. 유리섬유는 능직을, 탄소섬유는 평직을 사용하였고, 전자와 후자의 섬유체적율은 각각 57% 및 45%이었다.

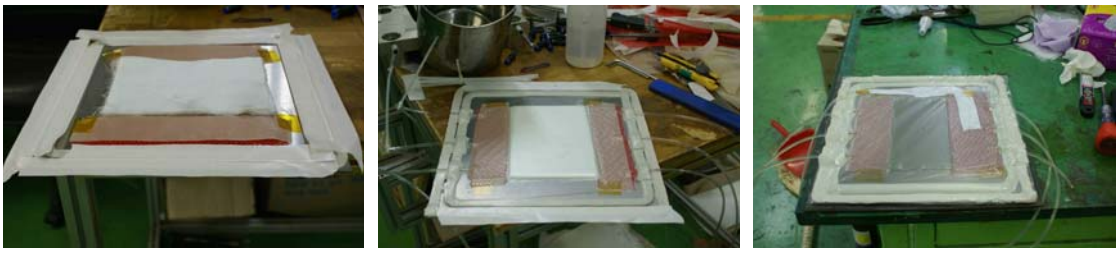
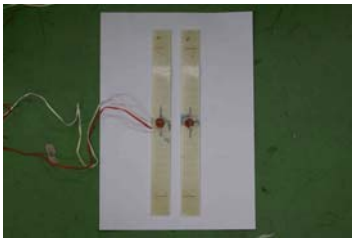
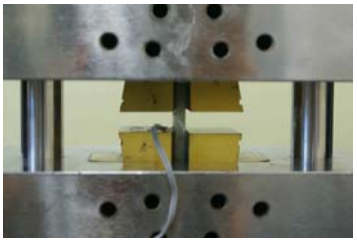


Fig. 7 Production process of Glass fiber/Epoxy resin test specimen using SCRIMP



(a) tension



(b) compression

(c) shear in plane

(d) shear between layers

Fig. 8 Glass fiber/Epoxy resin specimen tests

Table 1 Material properties of Glass fiber/Epoxy resin

Test type	Strength(MPa)	Young modulus(GPa)	Poisson's ratio
Tension	315.0	23.9	0.14
Compression	240.0	32.0	-
In-plane shear	163.3	5.53	-
Shear between layers	38.4	-	-

Table 2 Material properties of Carbon fiber/Epoxy resin

Test type	Fiber direction(deg)	Strength(MPa)	Young modulus(GPa)	Poisson's ratio
Tension	warp	528.0	53.7	0.064
	fill	461.0	56.6	-
Compression	warp	391.0	49.7	-
	fill	387.0	50.9	
In-plane shear	warp	113.9	3.60	-
Shear between layers	warp	53.1	-	-

3. 이상화 평판모델의 구조해석

새롭게 개발된 복합재료의 손상모델을 LS-DYNA code의 MAT 162를 사용하여 평직 유리섬유/에폭시 복합재료의 점진적 손상 및 층간 분리(delamination) 현상을 실험과 수치해석을 통하여 매우 정도 높게 추정하였으며, MAT 162 손상역학 모델의 손상곡면은 Fig. 9와 같다(Xiao et al. 2007). 본 연구에서는 2가지 복합재료 시험편 실험을 통하여 구한 Table 1 및 Table 2의 기본 물성치를 적용하여 적층 섬유배열에 따른 유연 프로펠러 날개의 구조해석을 통하여 구조적인 특성을 파악하는 것으로, 여기서는 손상모델은 사용하지 않고 직교이방성 재료 모델만을 이용하여 재료별 및 적층 섬유배열에 따른 유연 프로펠러 날개의 구조적 특성을 파악하였다. Table 3은 구조해석을 위한 재료별 복합재료의 LS-DYNA code의 MAT 02의 입력치를 보여주고 있다.

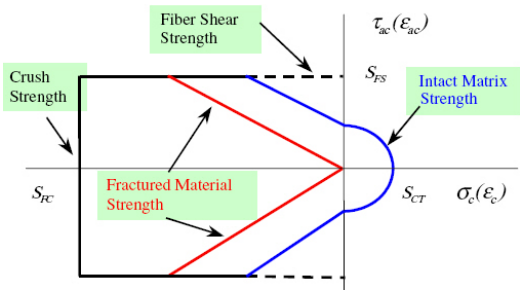


Fig. 9 Failure surface of MAT 162 damage mechanics model(Xiao 2007)

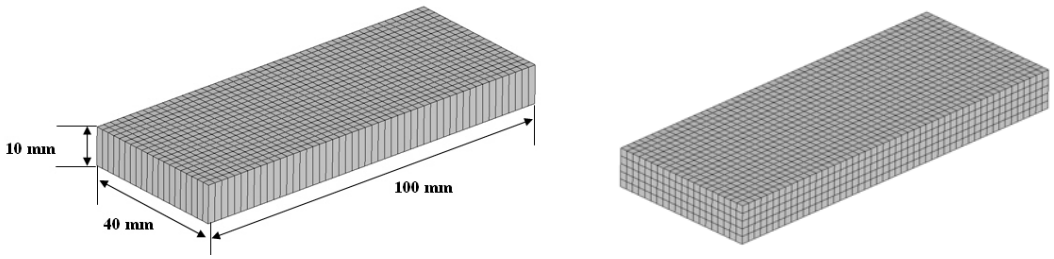
본 연구에서 고려중인 유연 프로펠러는 매우 큰 스큐(skew) 분포를 가지고 있고, 프로펠러 날개의 뿌리(root)로부터 날개 끝(tip)으로, 또한 날개의 양 끝단(edge)으로 감에 따라 두께가 가늘어지는 복잡한 형상을 가지고 있는 입방체(solid)에 섬유배열에 따른 적층을 고려하여야 한다. 이러한 형상의 입방체에 섬유배열을 적층하기에 용이한 요

Table 3 Material properties of Glass fiber/Epoxy resin

	$\rho(kg/m^3)$	$E_a(GPa)$	$E_b(GPa)$	$E_c(GPa)$	ν_{ba}	ν_{ca}	ν_{cb}	$G_{ab}(GPa)$	$G_{bc}(GPa)$	$G_{ca}(GPa)$
Glass/Epoxy	1,980.0	23.9	23.9	10.3	0.140	0.200	0.200	5.59	4.08	4.08
Carbon/Epoxy	1,497.5	55.1	55.2	7.3	0.064	0.100	0.100	3.60	2.65	2.65

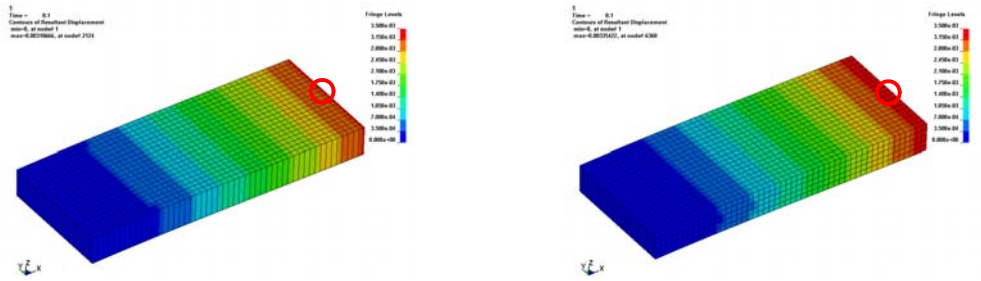
소로서 LS-DYNA의 8절점 두꺼운 쉘(thick shell) 요소인 TSHELL을 사용하면 두께 방향의 적분점(integration point; Gauss Point, G.P.) 개수와 각 층(layer)에 대한 섬유방향도 사용자가 임의로 조정할 수 있다. TSHELL의 유용성을 확인하기 위하여 본 장에서는 Fig. 10에서와 같이 왼쪽 끝단을 고정한 외팔보의 균일두께 평판($L\times B\times t=100\times 40\times 10mm$)에 0.5MPa의 등분포하중을 받는 경우에 대하여 구조적 거동을 비교하였다. 유한요소 크기는 2mm 정육면체로써 두께 방향으로 5개의 요소와 5개의 적분점 개수를 사용하였다.

Fig. 11과 Fig. 12에는 이들의 변형과 응력분포를 보여주고 있다. Table 4에 이들의 최대치를 요약하였으며, TSHELL 요소를 사용하는 경우 9개의 적분점에 대한 최대치도 첨가하였다. Fig. 13과 Fig. 14는 각각 TSHELL 및 입방체 요소의 각 층마다의 응력분포를 보여주고 있다. TSHELL 요소를 사용한 경우가 입방체 요소를 사용한 경우보다 강도가 다소 더 크다는 것을 알 수 있다. 전자는 각 적분점에서 6개의 자유도를 갖는데 비하여 후자는 3개의 자유도를 갖고 있으므로 평판의 굽힘 변형거동을 보다 더 잘 나타낸 것으로 사료된다.



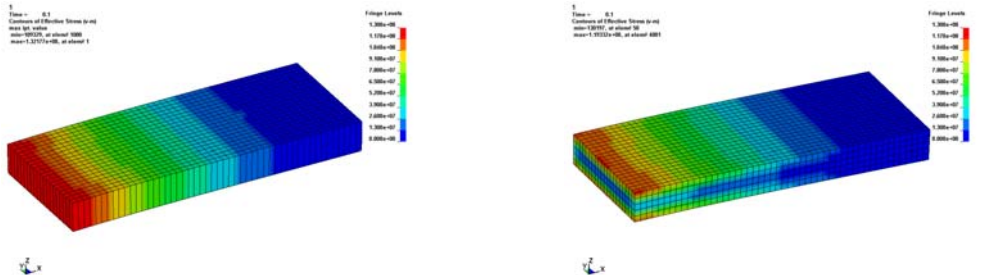
(a) TSHELL element (b) solid element

Fig. 10 Configuration of F.E. mesh of cantilever beam plate($L\times B\times t=100\times 40\times 10mm$)



(a) TSHELL element (b) solid element

Fig. 11 Displacement responses of cantilever beam plate($L\times B\times t=100\times 40\times 10mm$)

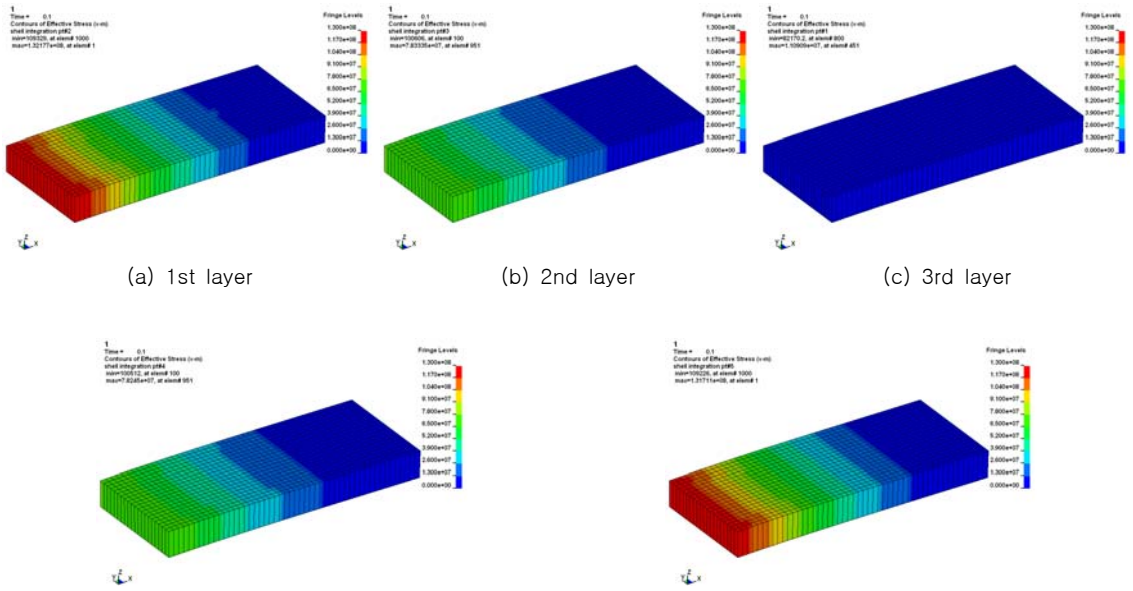


(a) TSHELL element (b) solid element

Fig. 12 Stress responses of cantilever beam plate($L\times B\times t=100\times 40\times 10mm$)

Table 4 Maximum displacement and stress results of TSHELL and solid elements

Element Type	Layer No.(Gauss Point)	Max. Displacement(mm)	Max. Stress(MPa)
TSHELL	5	3.2	132.2
	9	3.2	140.6
solid	5	3.5	119.3



(a) 1st layer (b) 2nd layer (c) 3rd layer

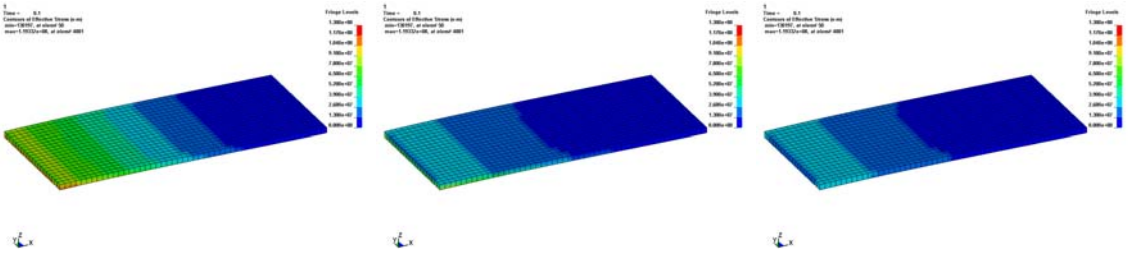
(d) 4th layer (e) 5th layer

Fig. 13 Stress responses of cantilever beam plate layer with TSHELL element

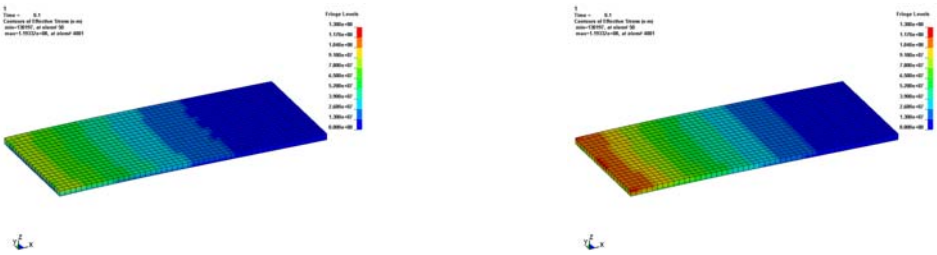
또한 TSHELL 요소의 경우 적분점 개수의 증가에 따라 변형에는 별 차이가 없지만 응력치는 다소 증가하고 있다.

유연 프로펠러의 날개를 Fig. 15에서와 같이 왼쪽 끝단을 고정한 외팔보 웨지형 평판 ($L\times B\times t=100\times 40\times 10mm$)에 0.5MPa의 등분포하중을 받는 경우에 대하여 TSHELL 요소를 사용하는 경우의 구조적 거동을 고찰하였다. 두께에 따른 적분점의 개수의 변화에 따른 영향을 살펴보기 위하여 Fig. 16에서와 같이 두께에 관계없이 9개의 경우와 점차 줄여 9개에서 3개로 줄이는 경우에 대하여 고려하였다. Fig. 17과 Fig. 18에는 이들의 변형과 응력분포를 보여 주고 있으며, Table 5에 이들의 최대치를 요약하였다. 두 경우에 대한 변형과 응력분포의 최대치는 별 차이가 없음을 알 수 있다.

적층 섬유배열에 따른 균일두께 및 웨지형 평판 외팔보의 구조적 특성을 파악하기 위하여 0도-0도-0도와 45도-45도-45도의 균일적층 섬유배열과 0도-45도-0도의 교차적층 섬유배열 3가지를 고려하였다. Fig. 19와 Fig. 20은 균일두께 평판 외팔보의, 그리고 Fig. 21과 Fig. 22는 웨지형 평판 외팔보의 변형과 응력분포를 각각 보여주고 있으며, Table 6에 이들의 최대치를 요약하였다. 균일두께 및 웨지형 평판 모두 예상했던 대로 0-0-0, 0-45-0 및 45-45-45의 섬유배열 순서에 따라 변형에 유연하였고, 그중에서는 45-45-45의 섬유배열이 가장 유연하였다는 것을 알 수 있다. 그러나 최대 응력값은 0-0-0, 45-45-45 및 0-45-0의 섬유배열의 순서 따라 증가하였다.



(a) 1st layer (b) 2nd layer (c) 3rd layer



(d) 4th layer (e) 5th layer

Fig. 14 Stress responses of cantilever beam plate layer with solid element

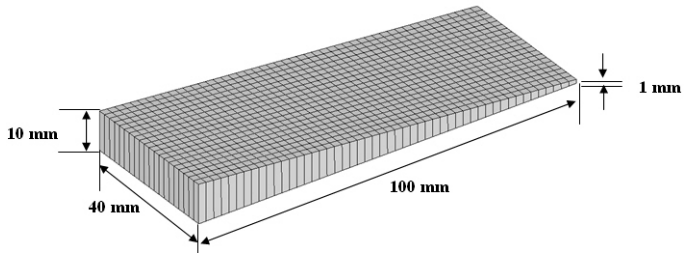
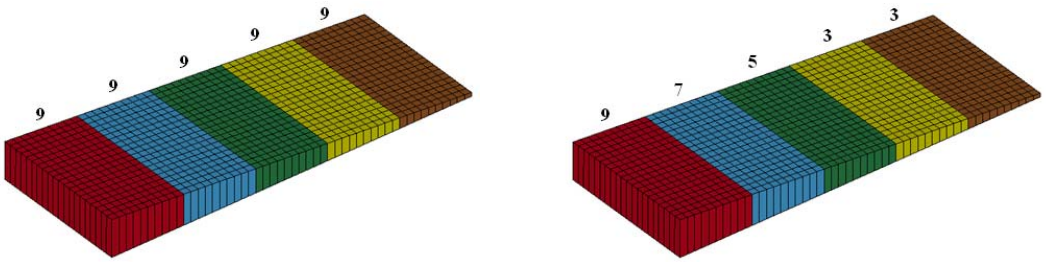
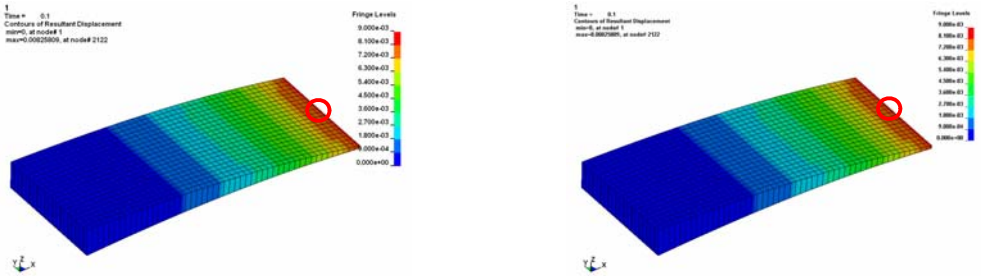


Fig. 15 Configuration of F.E. mesh of cantilever beam wedge plate using TSHELL element



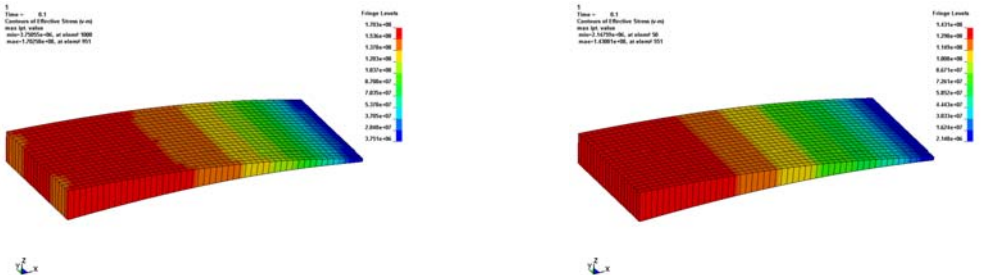
(a) 9~9 G.P. (b) 9~3 G.P.

Fig. 16 G.P. arrangement of cantilever beam wedge plate with thickness variation



(a) 9~9 G.P. (b) 9~3 G.P.

Fig. 17 Displacement responses of cantilever beam wedge plate with G.P. variation

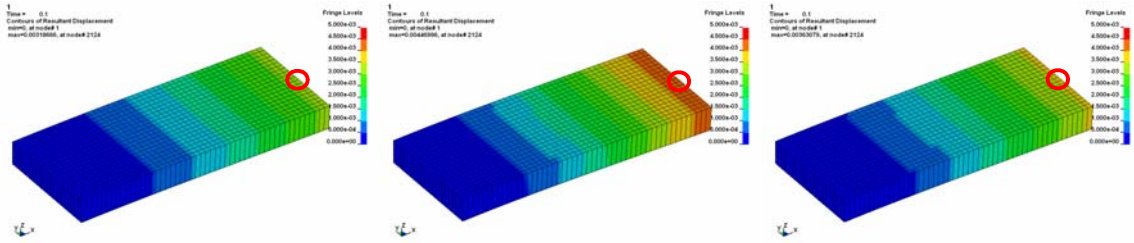


(a) 9~9 G.P. (b) 9~3 G.P.

Fig. 18 Stress responses of cantilever beam wedge plate with G.P. variation

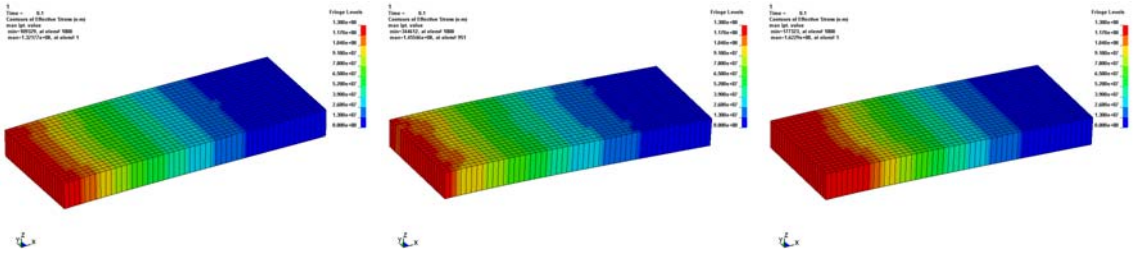
Table 5 Maximum displacement and stress results of wedge plate with G.P. variation

Layer No.(Gauss Point)	Max. Displacement(mm)	Max. Stress(MPa)
9~9	8.25	143.0
9~3	8.25	143.0



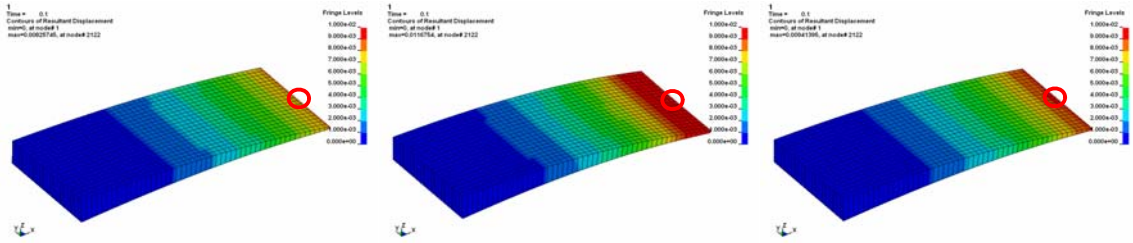
(a) 0-0-0 (b) 45-45-45 (c) 0-45-0

Fig. 19 Displacement responses of rectangular cantilever plate with fiber array



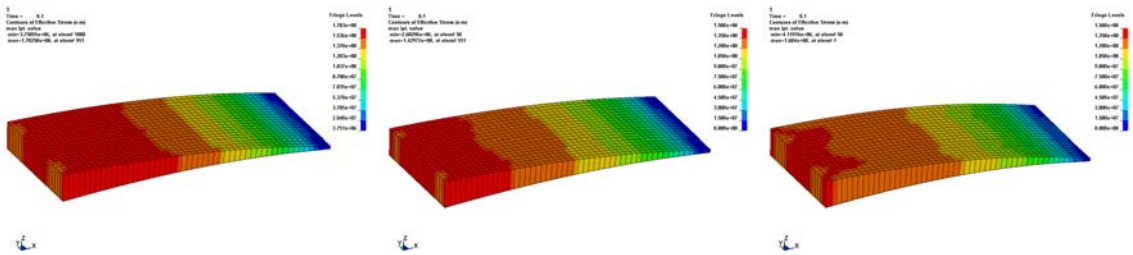
(a) 0-0-0 (b) 45-45-45 (c) 0-45-0

Fig. 20 Stress responses of rectangular cantilever plate with fiber array



(a) 0-0-0 (b) 45-45-45 (c) 0-45-0

Fig. 21 Displacement responses of wedge cantilever plate with fiber array



(a) 0-0-0 (b) 45-45-45 (c) 0-45-0

Fig. 22 Stress responses of wedge cantilever plate with fiber array

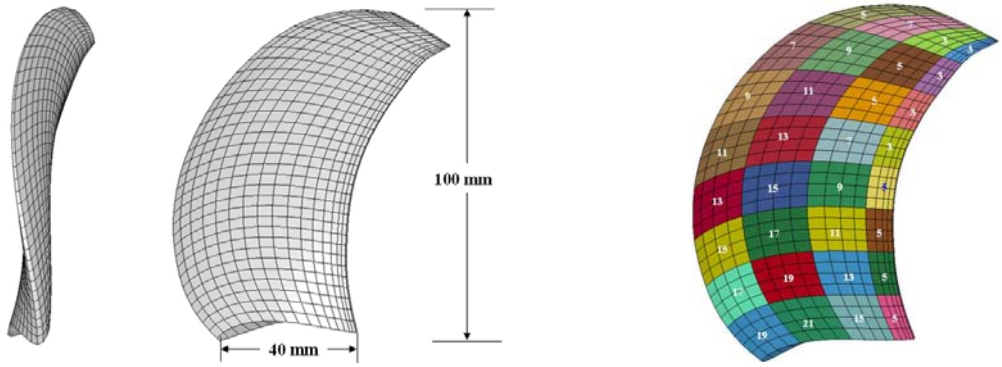
Table 6 Maximum displacement and stress results of rectangle and wedge plates

Plate Type	Fiber Array(deg)	Max. Displacement(mm)	Max. Stress(MPa)
Rectangle	0-0-0	3.20 (100%)	132.2
	45-45-45	4.40 (138%)	145.5
	0-45-0	3.60 (113%)	162.3
Wedge	0-0-0	8.25 (100%)	143.0
	45-45-45	11.60 (141%)	160.4
	0-45-0	9.40 (114%)	170.3

4. 유연 프로펠러 날개의 구조해석

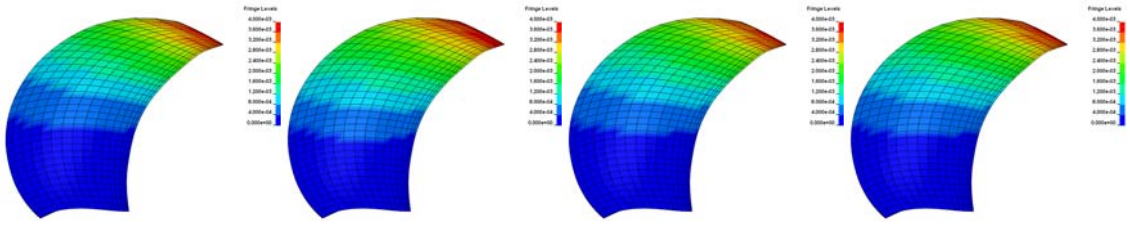
Table 3의 재료별 복합재료 입력치를 사용하여 Fig. 23(a)의 날개의 4가지 적층 섬유배열에 따른 구조해석을 수행하여 구조적인 특성을 파악하였다. TSHELL 요소를 사용하였으며, Fig. 23(b)에서와 같이 날개의 두께에 따라 적분점 개수를 배정하였다. 포텐셜 이론을 적용하여 구조설계 조건에 따른 프로펠러 날개의 pressure면과 suction 면에 작용하는 압력을 가하였다.

2가지 복합재료로 구성된 유연 프로펠러 날개의 4가지 적층 섬유배열(0-0-0-0, 45-45-45-45, 0-45-0-45 및 0-45-45-0)에 대한 변형 및 응력분포를 각각 Figs. 24~27에, 각 적층의 응력분포를 각각 Figs. 28~35에 나타내었고, 이들의 최대값들을 Table 7에 요약하였다. 예상했던 대로 탄소섬유/에폭시 수지 복합재료의 유연 프로펠러 날개가 유리섬유/에폭시 수지 복합재료에 비하여 강도가 훨씬 크다는 것을 확인할 수 있었다. 적층 섬유배열 상 45-45-45-45의 배열이 가장 유연하



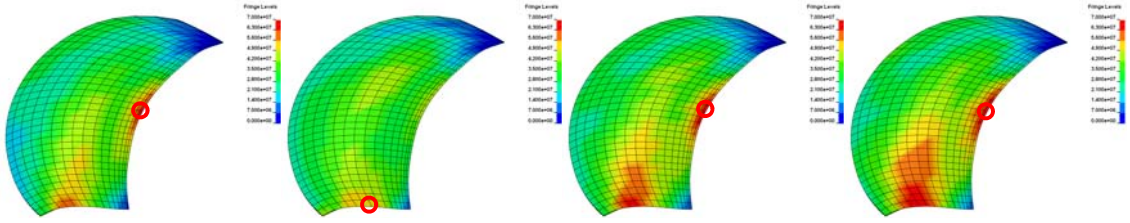
(a) F.E. mesh (b) G.P. array

Fig. 23 Configuration of flexible propeller)



(a) 0-0-0-0 (b) 45-45-45-45 (c) 0-45-0-45 (d) 0-45-45-0

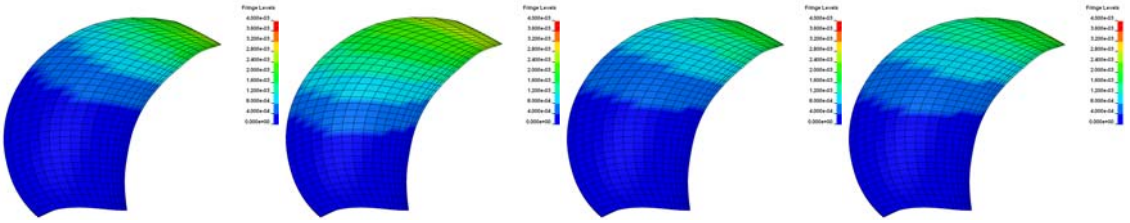
Fig. 24 Displacement responses of Glass/Epoxy flexible propeller with fiber array



(a) 0-0-0-0 (b) 45-45-45-45 (c) 0-45-0-45 (d) 0-45-45-0

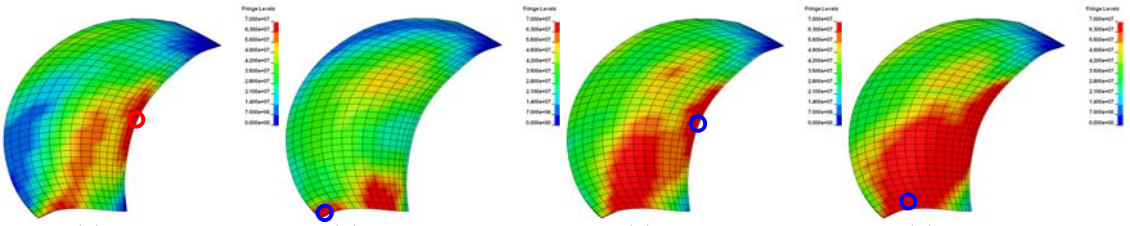
Fig. 25 Stress responses of Glass/Epoxy flexible propeller with fiber array

였으나 평판의 경우와는 달리 0-45-0-45와 0-45-45-0의 배열이 가장 유연성이 떨어졌고 탄소섬유/에폭시 수지 복합재료의 경우 그 정도는 더욱 컸다. 이것은 유연 프로펠러 날개의 매우 큰 스큐 분포로 기인하는 것으로 사료된다. 주로 날개 뒷전(trailing edge)과 뿌리 단면의 기준점(reference point)을 중심으로 응력이 집중하였으며 가장 유연한 경우(0-45-0-45)는 후자의 지점에, 그 이외는 전자의 지점에 최대 응력이 발생하였다. 강도가 훨씬 큰 탄소섬유/에폭시 수지 복합



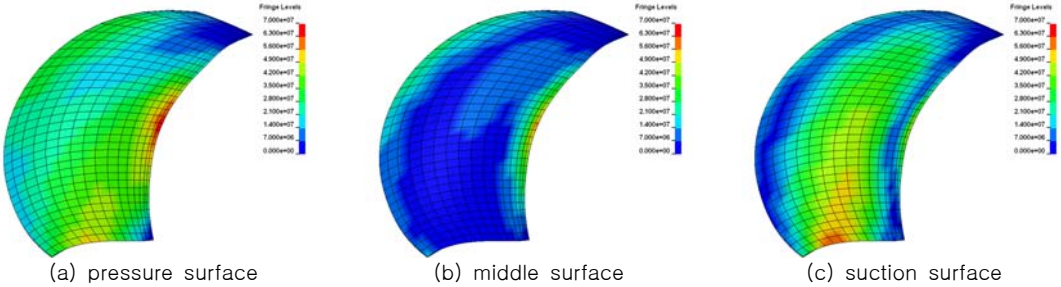
(a) 0-0-0-0 (b) 45-45-45-45 (c) 0-45-0-45 (d) 0-45-45-0

Fig. 26 Displacement response behaviors of Carbon/Epoxy flexible propeller with fiber array



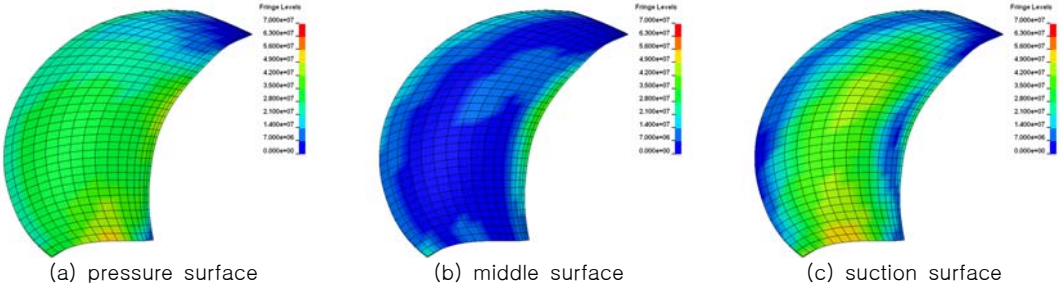
(a) 0-0-0-0 (b) 45-45-45-45 (c) 0-45-0-45 (d) 0-45-45-0

Fig. 27 Stress response behaviors of Carbon/Epoxy flexible propeller with fiber array



(a) pressure surface (b) middle surface (c) suction surface

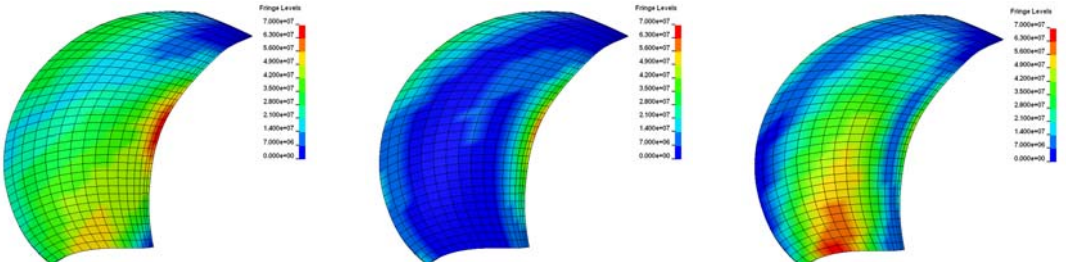
Fig. 28 Stress responses of Glass/Epoxy flexible propeller with 0-0-0-0 fiber array



(a) pressure surface (b) middle surface (c) suction surface

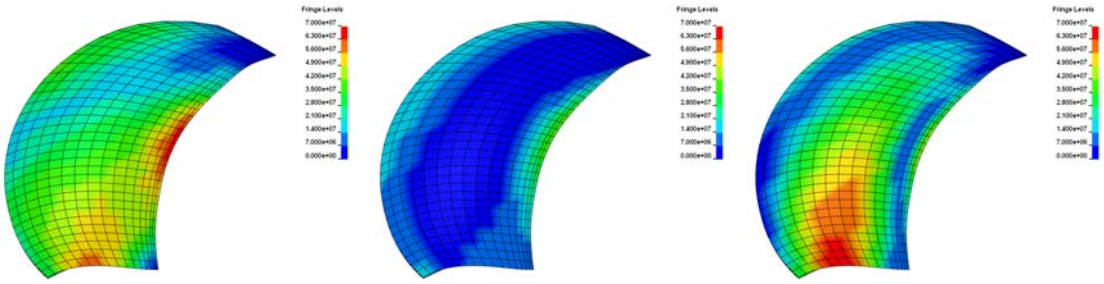
Fig. 29 Stress responses of Glass/Epoxy flexible propeller with 45-45-45-45 fiber array

재료의 경우는 뿌리 단면과 날개 뒷전을 연결하는 광범위한 부위에 응력이 집중되는 것을 볼 수 있었다.



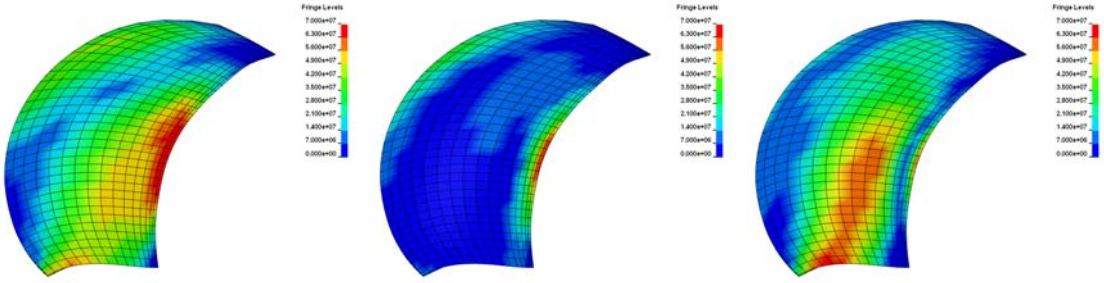
(a) pressure surface (b) middle surface (c) suction surface

Fig. 30 Stress responses of Glass/Epoxy flexible propeller with 0-45-0-45 fiber array



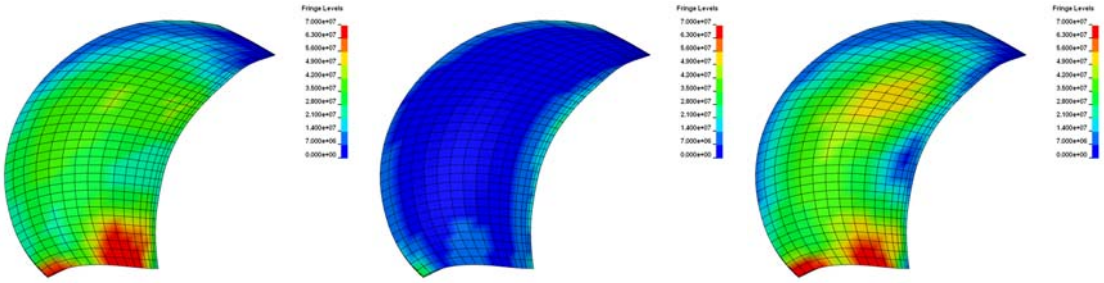
(a) pressure surface (b) middle surface (c) suction surface

Fig. 31 Stress responses of Glass/Epoxy flexible propeller with 0-45-45-0 fiber array



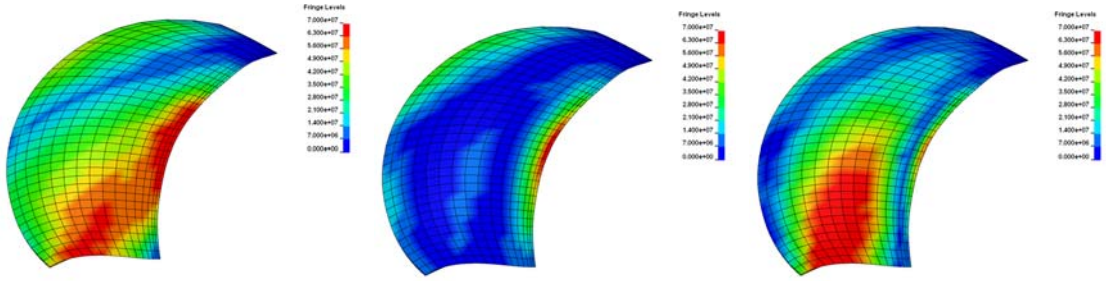
(a) pressure surface (b) middle surface (c) suction surface

Fig. 32 Stress responses of Carbon/Epoxy flexible propeller with 0-0-0-0 fiber array



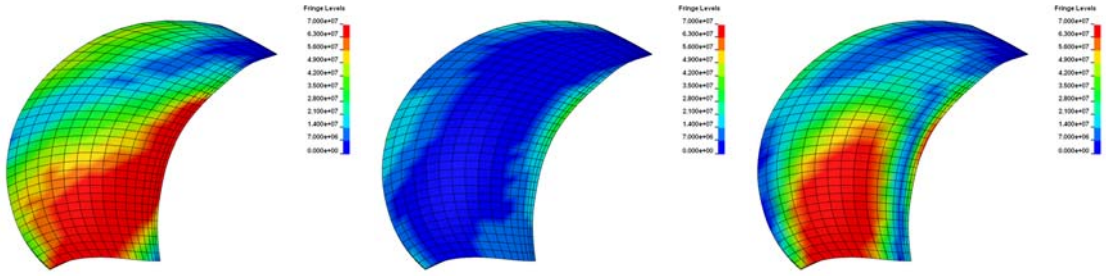
(a) pressure surface (b) middle surface (c) suction surface

Fig. 33 Stress responses of Carbon/Epoxy flexible propeller with 45-45-45-45 fiber array



(a) pressure surface (b) middle surface (c) suction surface

Fig. 34 Stress responses of Carbon/Epoxy flexible propeller with 0-45-0-45 fiber array



(a) pressure surface (b) middle surface (c) suction surface

Fig. 35 Stress responses of Carbon/Epoxy flexible propeller with 0-45-45-0 fiber array

Table 7 Maximum displacement and stress results of flexible propeller

Composite Material	Fiber Array(deg)	Max. Displacement(mm)	Max. Stress(MPa)
Glass/Epoxy	0-0-0-0	3.77 (98%)	67.6
	45-45-45-45	3.85 (100%)	54.2
	0-45-0-45	3.67 (95%)	70.3
	0-45-45-0	3.70 (96%)	72.6
Carbon/Epoxy	0-0-0-0	2.52 (92%)	83.5
	45-45-45-45	2.75 (100%)	110.2
	0-45-0-45	1.93 (70%)	92.2
	0-45-45-0	2.01 (73%)	108.6

5. 결론

최근 수중운동체 추진기의 방사 소음을 줄이기 위하여 감쇠 효과가 뛰어난 복합재료 추진기의 개발에 관한 연구가 활발히 시도되고 있으나, 독일과 같은 국외 전문가들에 의해 대부분이 설계 제작되어 왔기 때문에 유연 프로펠러의 특성에 대해서는 알려진 바가 극히 적다. 이러한 유연 프로펠러 날개의 제작에 사용되는 복합재료의 최적의 섬유배열구조를 확인하기 위해 본 연구에서는 유리섬유/에폭시 수지와 탄소섬유/에폭시 수지의 2가지 재료 시험편을 제조하여 재료별 기계적 특성치를 파악하고, 재료별 및 적층 섬유배열에 따른 유연 프로펠러 날개의 구조적 특성을 고찰하였다. 유연 프로펠러의 구조해석은 LS-DYNA code의 직교 이방성재료 모델을 이용하였다.

본 연구에서 고려중인 유연 프로펠러는 매우 큰 스큐 분포를 가지는 등 복잡한 형상을 가지고 있

는 입방체로써 날개 두께 방향의 적분점(적층) 개수와 각 층에 대한 섬유방향도 사용자가 임의로 조정할 수 있는 LS-DYNA의 TSHELL 요소를 사용하여 섬유배열 적층을 용이하게 하였다. 2가지 복합재료로 구성된 유연 프로펠러 날개의 4가지 적층 섬유배열(0-0-0-0, 45-45-45-45, 0-45-0-45 및 0-45-45-0)에 대한 구조해석을 수행한 결과 예상했던 대로 탄소섬유/에폭시 수지 복합재료의 유연 프로펠러 날개가 유리섬유/에폭시 수지 복합재료에 비하여 강도가 훨씬 크다는 것을 확인할 수 있었다. 적층 섬유배열 상 45-45-45-45의 배열이 가장 유연하였으나 평판의 경우와는 달리 0-45-0-45와 0-45-45-0의 배열이 가장 유연성이 떨어졌고 전자의 복합재료의 경우 그 정도는 더욱 컸다. 이것은 유연 프로펠러 날개의 매우 큰 스큐 분포로 기인하는 것으로 사료된다. 주로 날개 뒷전과 뿌리 단면의 기준점을 중심으로 응력이 집중하였으며 가장 유연한 경우(0-45-0-45)는 후자의 지점에, 그 이외는 전자의 지점에 최대 응력이 발생하였다. 강도가 훨씬 큰 탄소섬유/에폭시 수지 복합재료의 경우는 뿌리 단면과 날개 뒷전을 연결하는 광범위한 부위에 응력이 집중되는 것을 볼 수 있었다.

향후에는 복합재료 파손모델을 사용하여 본 연구에서 수행한 재료별 및 적층 섬유배열에 따른 유연 프로펠러 날개의 구조적 특성을 고찰하고자 한다.

후 기

본 연구는 방위사업청/국방과학연구소에 의해 한국해양대학교에 설치된 수중운동체 특화연구센터(Underwater Vehicle Research Center)의 '탄성변형을 고려한 복합재 추진기 설계기법 연구' 과제(SM-42)의 연구비 지원으로 수행되었습니다.

참 고 문 헌

- Daniel, I.M. and Ishai, O., 1994, Engineering Mechanics of Composite Materials, Oxford University Press, New York.
- Gibson, R.F., 1994, Principles of Composite Material Mechanics, McGraw-Hill, Inc., New York.
- Herakovich, C.T., 1998, Mechanics of Fibrous Composites, John Wiley & Sons, Inc., New York.
- Hyun, B.S., Nho, I.S., Shin, S.M., Lee S.G. and Paik, B.G., 2008, Investigation of the performance characteristics of the flexible propeller, MOERI report.
- LSTC, 2007, LS-DYNA User's Manual, Version 971, Livermore Soft Techmology Corp., USA.
- Xiao, J.R., Gama B.A. and Gillespie J.W. Jr., 2007, "Progressive damage and delamination in plain weave S-2 glass/SC-15 composites under quasi-static punch-shear loading," Composite Structures, Vol. 78, pp. 182-196.

< 이 상 갑 > < 황 정 오 > < 변 준 형 >