

필라멘트 와인딩 공법에 의한 소형 선박용 복합재료 축 설계를 위한 응력해석에 관한 연구

배창원* · 임철문* · 왕지석** · 김윤해**

A Study on Stress Analysis for Design of Composites Shaft on Small Ship by Filament Winding Process

C-W Bae* · C-M Im* · J-S Wang** · Y-H Kim**

Key words : Filament winding(필라멘트와인딩), Composites shaft(복합재료축),
Laminates(적층), CLT(Classical Laminated Plate Theory, 적층판 이론)

Abstract

The purpose of this study is to design and to analyze the stress of composite shaft which is wound by filament winding method. The composites shaft has high strength and reduction in weight compared to metal shaft.

The classical laminated plate theory(CLT) was used for analyzing the stress, and for structure design. In order to replace metal shaft by composites shaft, the diameter of shaft was determined to $\phi 40$. The ratio of diameter was determined to 0.4 for torsional moment with CLT. In the result of analyzing the stress, composites shaft was safe on $30^{\circ} \sim 60^{\circ} C$ of winding angle, and was fractured on 90° .

1. 서 론

복합재료의 응용은 항공, 우주 분야에서 뿐만 아니라, 조선산업에서도 날로 증가됨에 따라서 복합재료 산업은 이미 많은 발전 단계에 이르고 있다. 항공, 우주 분야에서는 Autoclave를 이용하여 항공기의 동체나 헬리콥터의 블레이드를 복합재료화하였고, 자동차의 범퍼등도 프리폼에 수지를 주

입하는 RTM성형법을 이용하여 복합재료화 하고 있으며, 고강도, 고탄성률을 지닌 섬유와 에폭시등의 수지를 이용하여 Filament winding 압력용기등을 복합재료화하고 있다¹⁾. 국내에서도 항공산업의 활성화로 인하여 항공기구조물에 복합재료를 상당부분 채용하고 있으며, 조선분야에서는 FRP 선박 등이 제작 되어 운행중이다. 그러나 조선산업 분야에서는 항공산업 분야만큼 복합재료로 성형

* 한국해양대학교 대학원(원고접수일 : 2001년 2월)

** 한국해양대학교 교수

된 제품이 활성화되어 있지 않고, 성형기술 개발이 아직 미진한 상태이어서 과학적이고 학문적인 연구는 물론 실제 적용 성형기술은 필연적이라고 할 수 있다. 본 연구는 **Filament winding** 성형기술 개발을 위한 요소 기술을 확보하고 이를 바탕으로 선박용 복합재료 축을 개발하고자 한다. 복합재료 축은 강도가 크며 기존에 사용하고 있는 단강제품에 비해 무게 절감 효과를 가져오고, 피로 비틀림 특성이 우수한 잇점을 지니고 있다²⁾.

필라멘트 와인딩 성형 기법은 수지가 함침된 연속 섬유를 회전하는 심축에 감아 주로 파이프나 압력용기, 축 등과 같은 축대칭 복합재료 구조물을 제작하는 방법이다. 성형은 심축의 회전 속도와 섬유의 공급위치를 이동시키는 캐리지(Carrige)의 속도를 조절하여 일정한 와인딩각도와 패턴으로 수지가 함침된 연속 섬유를 심축(Mandrel)에 감을 수 있는 성형기를 이용한다^{3,4,5)}. **Filament winding method**에서 핵심기술이라 할 수 있는 것은 결합 최소화를 위한 수지 함침기술, 섬유 균일 분포를 위한 섬유의 **Tension control** 기술이며, 이에 따른 소형 선박용 복합재료 축의 제작, 설계기술 등이다.

필라멘트 와인딩 방법으로는 수지를 섬유에 함침시키는 시기에 따라 습식 와인딩(Wet winding)과 건식 와인딩(Dry winding)으로 나뉘어진다. 습식 와인딩은 와인딩하는 과정에서 섬유가 수지 함침용기를 통과할 때 수지가 함침되어 바로 심축에 감는 방법이며, 건식 와인딩은 이미 수지가 섬유에 함침되어 경화가 일부 진행된 B단계로 된 프리프레그 로빙(Prepreg roving)을 심축에 감는 방법이다⁶⁾. 본 연구에서는 결합 최소화를 위한 **Resin bath** 설계, 제작을 수행하고, 연구 결과를 이용하여 복합재료 선박용 부품설계 및 제작에 활용할 예정이다.

현재 국내에서 필라멘트 와인딩 기법으로 복합 성형품은 압력용기 및 항공기용 **Transmission shaft** 등이 개발, 제작되어 있으나, 선박용 동력전달장치는 그렇지 못한 실정이다. 선박용 축계설계에 있어서 주요한 검토사항으로 작업성, 축계강도, 축계진동 및 축계배치등을 고려하여야고 축계의 강도에 크게 영향을 미치는 피로파괴를 고려하여야 한다^{7,8)}.

본 연구는 선박용 복합재료 축의 성형기술을 확

보하여 축의 응력해석 및 구조 설계를 하는 것이 그 목적이다.

2. 본 론

2.1 고전 적층판 이론(CLT : Classical Laminated Plate Theory)

2.1.1 와인딩 구조물의 응력 해석⁹⁾

필라멘트 와인딩 제품은 주로 내압을 받기 때문에 내압에 대한 특수한 응력해석법으로 망상구조 응력 해석(**netting analysis**)법이 필라멘트 와인딩 구조재료의 응력해석에 주로 사용된다¹⁰⁾. 그러나, 본 연구에서 제작하고자 하는 축은 내압을 받는 구조가 아닌 인장, 압축 및 비틀림을 받으므로 적층판 구조 응력 해석법을 사용했다. **Filament winding** 구조 재료는 거시적으로 섬유 방향이 대칭으로 된 플라이를 적층한 적층판과 같다고 볼 수 있으므로, 적층판 구조 응력 해석법이 바로 적용 될 수 있다.

하중을 받는 복합재료 적층판의 변위와 변형률은 단일층 복합재료와 달리 각층 사이의 상호작용으로 인하여 변위와 변형률이 복잡한 형태를 나타내게 되는데, 이러한 변위, 변형률을 구체적으로 구할 수 있는 이론인 고전 적층판 이론을 이용하여 복합재료 적층판의 강성도를 구하고 선정된 복합재료 축의 직경에 대한 응력해석을 하였다¹¹⁾.

2.1.2 단일층 복합재료에서의 응력과 변형률¹²⁾

단일층 복합재료의 응력 변형률 관계를 주응력 방향좌표로 표현하면 $\sigma_1, \sigma_2, \tau_{12}$ 는 1, 2방향의 주응력이며, $\epsilon_1, \epsilon_2, \gamma_{12}$ 는 주응력에서의 변형률이며, Q_{ij}

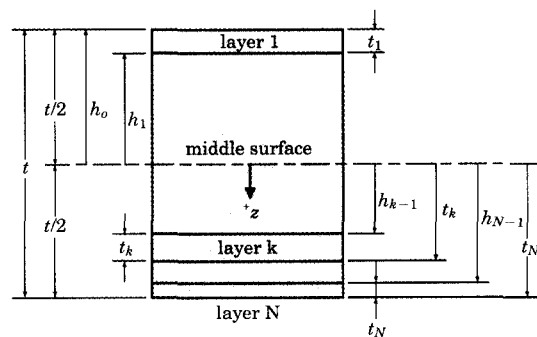


Fig. 1 The shape of laminates

는 축소 강성도이고, $\overline{Q_{ij}}$ 는 변환된 축소 강성도이다. 첨자 ij 는 텐서 표기법으로 이후 식에서는 공학 적 표기법을 사용한다. 적층판에서는 각 층마다 적층각이 다르므로 임의의 좌표계에 대한 응력-변형률 관계가 필요하다. 즉 Fig. 1에서 k 번째 층의 응력 변형률 관계를 구하면 다음과 같다.

$$[\sigma_{ij}]_k = [\overline{Q_{ij}}]_k [\epsilon_{ij}]_k \quad (1)$$

이를 두께 방향으로 적분함으로써 적층판 전체의 응력 변형률 관계를 구할 수 있다.

$$\sum_{k=1}^N [\sigma_{ij}]_k = \sum_{k=1}^N [\overline{Q_{ij}}]_k [\epsilon_{ij}]_k \quad (2)$$

2.1.3 적층판에서의 힘과 모멘트

복합재료 적층판에서는 각 층마다 적층각이 다르므로 같은 외력에 대해서도 강성도 및 강도가 다르며, 감당하는 힘이 모두 다르다. 적층판 전체에 가해지는 힘과 모멘트는 적층판 두께에 따라 각 층마다 다른 힘과 모멘트를 적분함으로써 구할 수 있다. 이 때, 적층판을 평면 응력 상태가 가정하면, 적층판에 가해지는 힘은 다음과 같다.

$$\begin{pmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{pmatrix} = \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{pmatrix} dz \quad (3)$$

여기서, N_{ij} 는 적층판 단위길이(N/m)당 가해지는 힘이다.(Fig. 2)

여기서, 복합재료의 평균응력($\overline{\sigma_{ij}}$)은 다음식과 같다.

$$\overline{\sigma_{ij}} = \frac{N_{ij}}{t} \quad (4)$$

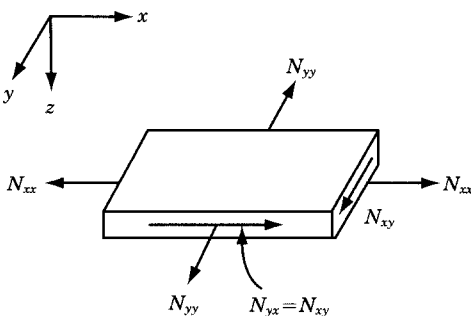


Fig. 2 Positive resultant forces

t : 복합적층판의 전체 두께

2.1.4 복합재료 적층판에서의 강성도

각 층마다 적층각이 다를 경우, 적층판에 힘과 변형률과의 관계에서 인장 강성도 및 연계 강성도를 구하면 다음식과 같다.

$$\begin{pmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \epsilon_{xy}^0 \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{pmatrix} \quad (5)$$

여기서, k_{ij} 는 비틀림 곡률이다. 또한,

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^N [\overline{Q_{ij}}]_k \int_{z_{k-1}}^{z_k} dz \quad (6)$$

$$B_{ij} = \sum_{k=1}^N [\overline{Q_{ij}}]_k \int_{z_{k-1}}^{z_k} z dz \quad (7)$$

A_{ij} 는 인장 강성도로서 힘 N_i 가 적층판에 가해졌을 때 $x-y$ 평면에 변형이 얼마나 발생했는가를 말해주는 척도이며, B_{ij} 는 일반금속재료에서 볼 수 없는 이방성 복합재료 적층판에서만 찾을 수 있는 특성으로 적층판이 휘거나 비틀림 변형이 생기며, 적층판에 모멘트가 가해질 경우에는 휨 또는 비틀림 변형 및 $x-y$ 평면 변형까지 생긴다. 이러한 변형정도를 나타내는 척도를 연계강성도라 한다.

2.2 복합재료 축 설계 및 응력 해석

일반적으로 선박용 축계는 선급 규정¹³⁾에 따라서 그 직경을 결정한다. 그러나, 소형선박에 있어서는 그 규정에 따르지 않고 설계하여도 무방하여, 일반 축계설계¹⁴⁾와 동일한 방법으로 설계하였다.

본 연구에 제작하고자 하는 축은 소형선박에서 사용하고 있는 금속재료(SUS420) 축을 복합재료 축으로 대체하기 위한 것으로 직경(D) 30~

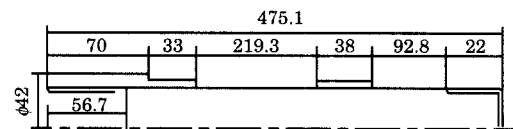


Fig. 3 Shape of shaft for small ship

50mm, 길이(L)는 약 300mm의 축이다. 축의 형상은 Fig. 3과 같다.

현재 이 축 베어링 위치를 고려해 볼 때 굽힘 모멘트에 의한 힘은 작용하지 않는다고 볼 수 있다. 따라서 인장, 압축과 비틀림 및 진동에 대해서 Torque와 최대 RPM을 기준으로 축을 설계하고자 한다.

복합재료 축에 있어서 가장 중요한 특성은 일정한 거리만큼 떨어져 있는 두 지점 사이에서 걸리는 Torque라고 할 수 있다. 이 때 이 축이 중공축이면, 축이 받는 전단응력은 다음과 같은 식으로 표현될 수 있다.

$$(\tau_{xy})_M = \frac{16Toq}{\pi(D_0)^3 (1-R^4)} \quad (8)$$

여기서, (τ_{xy}) 는 전단응력(N/mm²)이고, Toq는 Torque이며, D₀는 축의 외경, R(D₀/D₁)은 축의 외경과 내경의 비이다. 복합재료에 있어서 전단응력 τ_{xy} 는 각 층마다 다르게 작용하지만 와인딩 각도가 모든 층이 같다고 가정하면, 축이 받는 전단응력 $(\tau_{xy})_M$ 과 복합재료가 받는 평균전단응력 $\bar{\tau}_{xy}$ 은 같다고 할 수 있다.

$$(\tau_{xy})_M = \bar{\tau}_{xy} \quad (9)$$

식 (5)은 복합적층판이 균일 적층판이고, 밸런스 된 대칭 적층판이라 하면, 다음과 같이 간단히 할 수 있다.

$$\begin{pmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{pmatrix} \quad (10)$$

식 (10)을 다시 쓰면,

$$\begin{aligned} N_x &= A_{11} \epsilon_x^0 + A_{12} \epsilon_y^0 + A_{16} \epsilon_{xy}^0 \\ N_y &= A_{12} \epsilon_x^0 + A_{22} \epsilon_y^0 + A_{26} \epsilon_{xy}^0 \\ N_{xy} &= A_{16} \epsilon_x^0 + A_{26} \epsilon_y^0 + A_{66} \epsilon_{xy}^0 \end{aligned} \quad (11)$$

식 (11)과 같이 표현할 수 있다. 여기서 복합적층판이 밸런스 된 적층판이라고 가정하였고, 플라이의 두께는 모두 동일하므로, 식 (11)는 식(6)과 식(7)를 이용하여 다음과 같이 간단히 할 수 있다.

$$N_x = t[\bar{Q}_{11} \epsilon_x^0 + \bar{Q}_{12} \epsilon_y^0 + \bar{Q}_{16} \epsilon_{xy}^0/N]$$

(620)

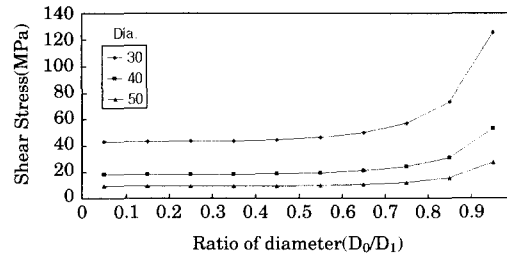


Fig. 4 Shear stress for rate of dimension

Table 1 Design condition for composite shaft

Horse power(PS)	196
RPM	6000
Tensile elastic of modulus glass/ epoxy composites(E ₁)	42770 (MPa)
Tensile elastic of modulus glass/ xpoxy composites(E ₂)	11720 (MPa)
Poisson's ratio(ν_{12})	0.27
Shear modulus(G ₁₂)	4130 (MPa)

$$\begin{aligned} N_y &= t[\bar{Q}_{12} \epsilon_x^0 + \bar{Q}_{22} \epsilon_y^0 + \bar{Q}_{26} \epsilon_{xy}^0/N] \\ N_{xy} &= t[\bar{Q}_{16} \epsilon_x^0/N + \bar{Q}_{22} \epsilon_y^0/N + \bar{Q}_{26} \epsilon_{xy}^0] \end{aligned} \quad (12)$$

여기서, t는 복합적층판의 총두께이고 N은 적층한 적층판의 수이다. 식 (12)은 식(3)에 의해서 정리하면

$$\begin{aligned} \bar{\sigma}_x &= \bar{Q}_{11} \epsilon_x^0 + \bar{Q}_{12} \epsilon_y^0 + \bar{Q}_{16} \epsilon_{xy}^0/N \\ \bar{\sigma}_y &= \bar{Q}_{12} \epsilon_x^0 + \bar{Q}_{22} \epsilon_y^0 + \bar{Q}_{26} \epsilon_{xy}^0/N \\ \bar{\tau}_{xy} &= \bar{Q}_{16} \epsilon_x^0/N + \bar{Q}_{26} \epsilon_y^0/N + \bar{Q}_{66} \epsilon_{xy}^0 \end{aligned} \quad (13)$$

이다. 여기서, $\bar{\sigma}_x$ 는 축 방향의 평균응력이고, $\bar{\sigma}_y$ 는 축에 수직인 방향의 평균응력이며, $\bar{\tau}_{xy}$ 는 평균전단응력이다. 복합재료 축은 압축과 인장 그리고 비틀림만을 받으므로 $\bar{\sigma}_y$ 와 $\bar{\sigma}_x$ 는 그 값이 작다고 할 수 있다. 따라서, $\bar{\sigma}_x, \bar{\sigma}_y = 0$ 이라 할 수 있다.

최적의 설계를 위해서는 와인딩시에 섬유가 받는 힘을 최대하기 위해 일반적으로 축에 있어서 인장이나 압축에 있어서는 0°로 하는 것이 유리하고 비틀림에 대해서는 45°로 하는 것이 유리하지만 여러 가지 조건과 특성을 고려할 때 최적의 와인딩 각을 설정하는 것이 중요하다. 최적의 와인딩 각을 설정함으로써 재료절감 및 무게감소를 할 수 있다. 식(13)에서 계산할 때, $\bar{\sigma}_x, \bar{\sigma}_y = 0$ 이므로, 변형률 ϵ_x, ϵ_y 는 변형률 ϵ_{xy} 보다 작아 그 값을 무시할 수 있다. Fig. 4는 직경과 직경비에 따른 축의 전단응력

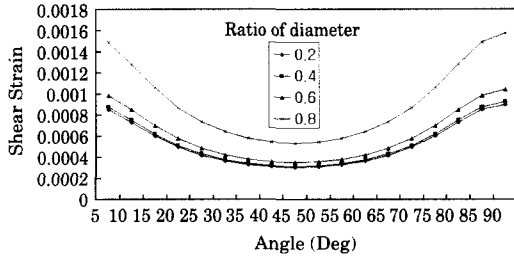


Fig. 5 Shear strain for angles and rate of dimensions(c_{xy}^0 , $D_0=40$)

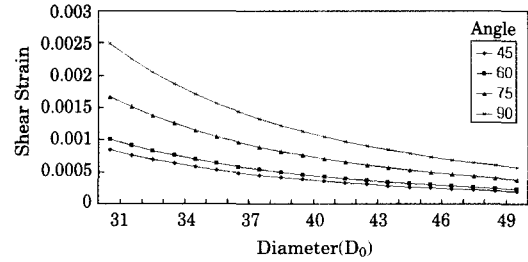


Fig. 8 Shear strain for angles and dimensions ($D_0/D_1=0.6$)

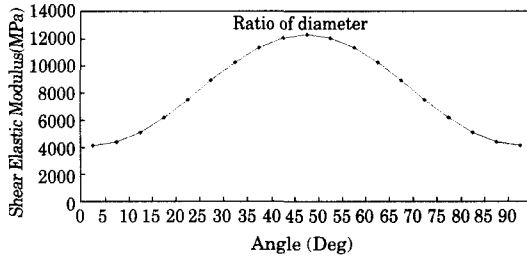


Fig. 6 Modulus of rigidity for angles

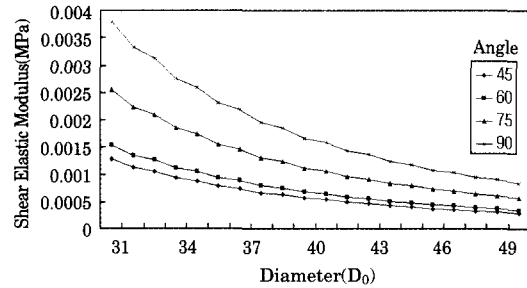


Fig. 9 Shear strain for angles and dimensions ($D_0/D_1=0.8$)

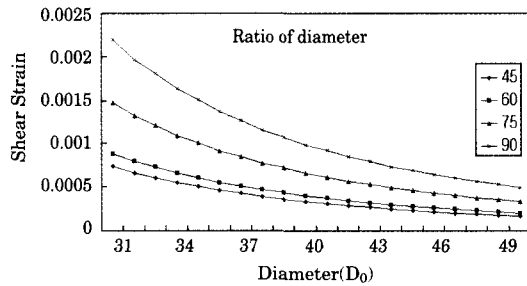


Fig. 7 Shear strain for angles and dimensions ($D_0/D_1=0.4$)

을 나타내고 있다. 전단응력이 직경비(D_0/D_1)가 0.4 이하일 때는 크게 변화가 없음을 알 수가 있다.

여기서, 복합재료의 와인딩각도가 일정하므로 복합재료 축의 전단응력은 변형률과 전단강성계수(\bar{Q}_{66})에 의해서 변하게 된다.

따라서, 식 (13)에서 변형률과 응력의 관계에서 최적의 설계가 가능함을 알 수 있다. Table. 1에 설계조건에 관한 사항이 나타난다.

전단변형률은 45°를 기준으로 대칭임을 알 수 있었고 90°에서 가장 큰 변형률을 나타내고 있다. 또한 전단탄성계수도 45°를 기준으로 대칭적으로

변한다.

현재 소형선박에 사용되고 있는 축재료인 단강재(SUS420)를 대체하기 위해서 본 연구에서는 직경을 40mm로 하여 축을 제작하기로 하였다. 그리고 직경비에 따른 변형률은 직경비 0.2와 직경비 0.4에서는 큰 차이가 없고 직경비가 0.6과 0.8 이상일 때 현저한 차이가 나타나며 각도에 대해서는 와인딩 각도 90°일 때 변형률이 최대임을 알 수 있다. 따라서 현재 제작하고자 하는 축의 직경을 고려할 때, 재료의 절감과 허용응력을 생각하여 알맞은 값을 선정했다.

3. 결 론

본 연구에서는 소형선박용 복합재료 축을 개발하기 위해서 응력해석 및 구조설계를 하였다. 와인딩 구조물을 고전적충판이론으로 해석하여 복합재료 축에 가장 큰 영향을 미치는 비틀림을 고려하여 계산하였을 때, 직경이 클수록 전단응력을 적게 받음을 알 수 있었고, 와인딩 각도가 90°일 때 전단

변형률이 가장 커져 비틀림 모멘트에 가장 큰 영향을 받음을 알 수 있었다. 직경을 40mm로 하여 축을 제작할 때 직경비를 0.4로 하고 와인딩 각도를 45°로 할 때 가장 최적의 설계가 가능하며, 섬유 배열이 30°~60° 사이에서는 전단 변형률의 변화가 크게 없음을 알 수 있다. 또한 와인딩 각도가 75° 이상이 되는 경우는 그 전단응력값이 커져 축의 파괴가 일어나므로 75° 이상으로 와인딩하는 경우 축의 직경을 더 크게 해야한다. 이후, 실제 축을 제작하여 여러 가지 시험법을 통해 설계되어진 값과 시험한 결과를 비교 분석할 필요가 있다.

후 기

본 연구는 산업자원부 공통핵심기술개발(선박용 복합재료 구동축 개발) 과제의 일부연구내용으로 연구비 지원을 해주신 산업자원부 및 관계자 여러분에게 감사드립니다.

참고문헌

[1] Stress Analysis and Structural Design of FRP Pressure Vessel, Yoon, K. J. Kim, Tae-Wook Jun, Eui-Jin 1990.
 [2] Filament Winding Composite Structure Fabrication, Peter, S. T. Humphrey, W. D. Foral, R. F. 1992.
 [3] Handbook of Composites, Edited by Peters, S. T. Published in 1988 by Chapman & Hall, London, pp 456~458
 [4] Peters, S. T., Foral, R. F and Humphrey W.D., 1987, Filament Winding, In International Encyclopedia of Composites, pp 503~518
 [5] Peters, S. T., 1987, Filament Winding, In Engineered Materials Handbook, Vol.1, Composites, pp 504~509
 [6] Handbook of Composites, Edited by George Lubin, Filament Winding, Shibley, A. M. Plastic Technical Evaluation Center, pp 449~450
 [7] Development of Composite transmission shaft for Aircraft, 한국 과학기술처
 [8] 船舶動力傳達裝置, 전효중, 1986 pp.1~20
 [9] Geometrical Design of Composite Cylindrical

Characterization Specimens, N. J. Pagano and Whitney, J. M. Composite Materials, J. Vol.4, 1970, pp360

[10] Filament winding ,its development manufacture application, and design, John wiley and Sons IncRosto, D. V and Grove, C. S pp.216~248
 [11] FRP 構造強度 設計の實際' 植村益 次, 安宅信行, 福田 博
 [12] Mechanics of composite Materials, MacGraw-Hill Washington pp. 147~156 Johnes, R. M., 1975
 [13] 船級 및 鋼船規則 제5편 機關裝置 제3장 軸系 및 動力傳達裝置, 1997
 [14] 기계설계 Machine Design 5장 축, Robert L. Norton

저 자 소 개



배창원(裴昌原)

1960년 10월생. 1983년 한국해양대학교 기관공학과 졸업. 1996년 한국해양대학교 대학원 재료공학과 졸업(석사). 1999년 한국해양대학교 대학원 재료공학과 박사과정 수료. 1994년~현재 한국해양수산연수원 교수



임철문(林澈文)

1974년 1월생. 1999년 한국해양대학교 기계공학과 졸업. 1999~현재 한국해양대학교 대학원 기계공학과 석사과정



왕지석(王之錫)

1946년 11월생. 1975년 한국해양대학교 대학원 기관학과 수료(공학석사). 1979년 남뜨대학교 박사. 현재 한국해양대학교 기계·정보공학부 교수 1급, 기관사



김윤해(金允海)

1961년 6월 19일생. 1983년 한국해양대학교 기관공학과 졸업. 1987년 한국해양대학교 대학원졸업(공학석사). 1990년 일본 도쿠시마대학 대학원졸업(공학박사). 1993년~현재 한국해양대학교 기계소재공학부 교수. 1997년~1999년 미국 국립표준연구소 초청 연구교수. 1998년~현재 부산광역시 지방건설심의 위원. 1999년~현재(사)한국박용기관학회 편집이사 및 평위원 대한기계학회 부산지부 편집이사. 2001년~건설교통부 심의위원