

프로펠러 날개의 피로강도에 관한 연구

노인식^{1,†} · 이창섭¹
충남대학교 선박해양공학과¹

A Study on the Fatigue Strength of Propeller Blades

In Sik Nho^{1,†} · Chang-Sup Lee¹
Department of Naval Architecture & Ocean Engineering, Chungnam National University¹

Abstract

Recently, to reduce the noise and vibration levels of ships, high skewed marine propellers with thinner thickness are adopted widely, however, such propeller design trend causes to reduce the strength of blades. Propeller blades are rotating continuously in irregular wake field of ships. So, it is necessary to examine the strength of them precisely including from a viewpoint of fatigue strength. In present paper, the fatigue strength of propeller blades was investigated. Firstly, fatigue tests for Al Bronze, the representative propeller material, were carried out. The S-N curve was obtained for the assessment of the fatigue crack initiation life. And the material properties C, m for the fatigue crack propagation analysis based on the Paris' equation were derived. For the 2nd stage, the structural responses of propeller blades in irregular ship wake field was carried out using the finite element analysis code. And the fatigue strength of propeller blades were considered based on the calculated stress levels and material characteristics for fatigue strength.

Keywords : Propeller blade(추진기 날개), Finite element structural analysis(유한요소 구조해석), Fatigue strength analysis(피로강도해석), Fatigue test(피로실험), S-N approach(S-N 법), Crack propagation(균열진전)

1. 서론

최근 프로펠러 날개의 형상을 최적화하기 위한 노력의 일환으로 3차원 유한요소법에 의한 프로펠러 날개의 구조해석법이 일반화 되고 있다. 이에 따라 추진기 날개의 두께 또한 과거에 비해 얇아지는 추세에 있으며, 선체의 진동과 방사 소음을 줄이기 위한 방안으로서 고스쿠 프로펠러가 폭넓게 보급되고 있다. 그러나 이러한 경향은 프로펠러 날개의 강성 약화에 따른 변형량의 증가를 유발하는 한편, 강도 측면에서도 상당히 주의 깊은 검토가 요구되고 있다 (Lee, et al., 2002).

일반적으로 프로펠러 날개에 작용하는 응력의 크기는 급후진 등 특수한 상황을 제외한다면 전반적으로 항복응력이나 인장강도에 비하여 상당히 낮은 수준인 것으로 알려져 있다 (Song, et al., 2008). 그러나 프로펠러 날개 표면에 작용하는 변동 압력 분포에 의하여 작용 응력과 변형량도 날개의 회전 위치에 따라 변화하게 되므로 단순히 최대응력에 의한 날개의 파괴 가능성 이외에도 이러한 반복하중에 의한 피로 파괴 가능성에 대한 검토는 필수적으로 이루어져야 할 것으로 판단된다.

본 연구에서는 이러한 변동 압력장에서 회전하는 프로펠러 날개의 피로강도를 검토하기 위한 연구를 수행하였다. 변동 응력의 크기는 프로펠러 날개의 구조해석으로부터 얻을 수 있으며

프로펠러 재료에 대한 S-N 선도 등 피로강도 관련 자료는 피로 실험을 통하여 직접적으로 구하였다.

먼저 프로펠러 날개 재료로 가장 많이 사용되고 있는 고력 청동주물 재료(Al bronze, KS 규격: ALBC3, 이하 Al bronze)에 대한 다양한 재료실험을 통하여 앞으로 프로펠러 날개의 피로강도 평가를 위한 기초자료를 확보하는데 주안점을 두었다. 실험으로부터 얻어진 재료특성치들과 계산된 변동응력 범위를 이용하여 일반 대형 상선에서 프로펠러 날개의 피로파괴 가능성을 검토하였다.

2. 프로펠러 재료의 피로강도 실험

일반 상선의 프로펠러 재료로 많이 사용되고 있는 Al bronze에 대한 인장실험을 수행하여 응력-변형률 곡선을 구하였으며, 피로균열발생 실험을 실시하여 이 재료에 대한 S-N 선도를 얻었다. 재료의 화학적 성분은 Table 1과 같다.

실험을 위한 시편은 ASTM E466(1988)의 피로시편 규격과 동일하게 Fig. 1과 Fig. 2에서 보인 것처럼 제작하였으며 부식 환경을 고려하여 해수에 20일 이상 담가 충분히 부식시킨 시편을 실험에 사용하였다. 시험장비는 MTS사의 250 kN 용량 피로 시험 장비를 사용하였다.

Table 1 Chemical compositions of Al bronze (%)

Zn	Pb	Sn	F	Mn	Fe	Ni	Si
0.226	0.0274	0.010	0.016	0.824	4.77	4.88	0.115
Cr	As	Sb	Co	Al	S	Cu	
0.0067	0.0052	0.0309	0.010	9.02	0.0044	80.05	

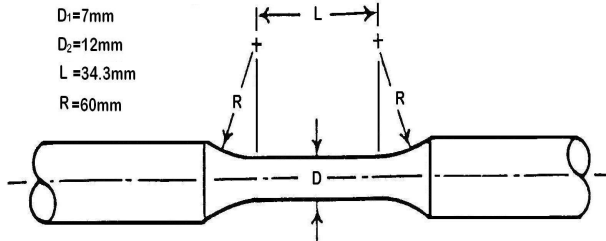


Fig. 1 Specimen with circular section

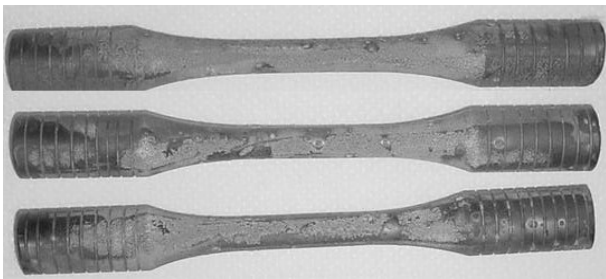


Fig. 2 Specimen with corrosion

2.1 인장 시험

먼저 재료의 인장강도와 항복응력을 추정하기 위하여 인장 시험을 실시하였다. 시편은 Fig. 1의 피로시험편과 동일한 시험편을 사용하였다. 하중의 증가 속도는 소성변형 발생 시 점성의 영향을 제거하기 위하여 50 kN/min의 속도를 유지하여 시험하였다.

시험결과로 구해진 재료의 응력-변형률 선도를 Fig. 3에 나타내었다. 시험 결과 재료는 250 MPa 정도의 응력에서 소성화되기 시작하고 있으며 0.2% offset 항복응력은 294 MPa이다. 그리고 최종적으로 재료의 파단으로 이어지는 인장강도는 679 MPa로 나타나고 있다. 탄성영역에서 재료의 탄성계수(Elastic modulus)는 126.75 GPa로 추정되었다.

2.2 S-N 선도

재료의 피로균열발생 수명을 평가하기 위한 기초자료로서 피로수명과 작용하중의 상관관계를 나타내는 S-N 선도를 얻기 위한 시험을 수행하였다. 작용 응력범위(stress range)의 크기는 인장시험 결과를 참조하여 250 MPa부터 25 MPa씩 증가하여 최고 450 MPa 수준 까지 전부 9 단계의 하중으로 시험하였다. 통계적으로 신뢰도 높은 S-N 선도를 얻기 위하여 각 하중 수준 별로 각각 2개의 시편으로 시험을 실시하였다.

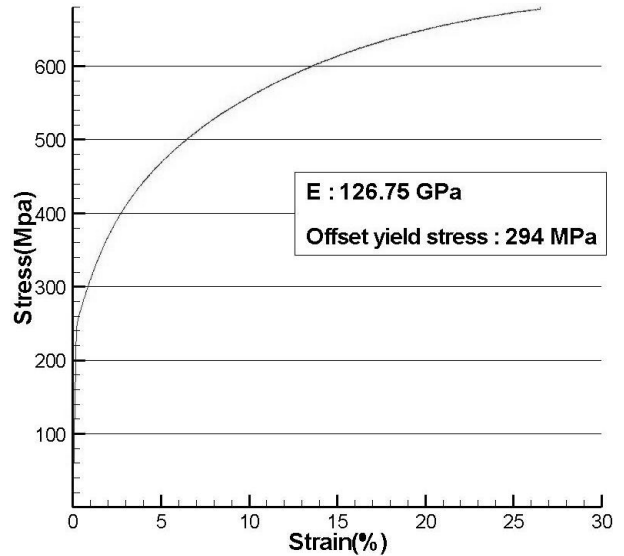


Fig. 3 Stress-strain relation curve of Al bronze

일반적으로 하중의 작용 주파수 피로강도에 미치는 영향은 미미한 것으로 알려져 있으므로 본 연구에서는 약 25-30 Hz 정도의 작용 속도를 유지하여 신속한 시험이 되도록 조치하였다.

해수에 의한 부식의 영향을 고려하기 위하여 이미 언급한 바와 같이 20일 이상 해수 중에서 부식된 시편을 사용하였으나 실험과정에서는 대체적으로 1개의 시편이 100만회 이하, 시험시간 10시간 이내에 파손되므로 시험시간 도중의 부식 과정은 무시하였고, 따라서 시험도중 해수의 분무 등과 같은 별도의 부식 환경을 조성하지는 않았다.

시험 결과 얻어진 자료를 정리하여 작성된 S-N 선도는 Fig. 4에서 보는 바와 같다. 얻어진 실험 자료는 대체로 분산도가 그다지 크지 않은 양호한 결과를 보여주고 있다. 최소자승법을 적용하여 양대수 좌표축에 직선식으로 근사하여 구해진 S-N 선도는 다음 식과 같다.

$$\log N = C - m \log \sigma \tag{1}$$

여기서, 재료상수는 각각 C는 26.694, m은 8.347 이다.

Fig. 4에서 보는 바와 같이 하중 수준이 250 MPa 인 경우는 2개의 시편 모두 1,000만회 이상의 반복하중에도 파손되지 않았기 때문에 250 MPa을 이 재료의 피로한도로 간주하여도 큰 무리가 없을 것으로 판단된다.

2.3 균열진전 시험

프로펠러 날개에 초기 결함이 존재하거나 미세 균열이 발생하는 경우 이 초기 균열이 진전되어 날개가 파단될 가능성이 있다, 피로균열의 전파 과정에서는 대체로 균열선단에서만 소규모항복이 발생되고 있기 때문에 소위 선형파괴역학에 의한 해석법으로 균열진전 수명예측이 가능하다.

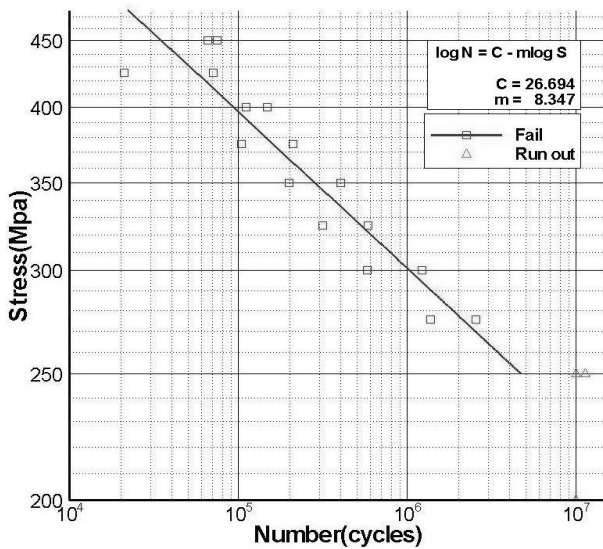


Fig. 4 S-N curve of Al bronze

통상 피로균열의 전파문제는 다음과 같은 Paris 식에 의해 주어지는 균열 진전속도를 적분함으로써 해석할 수 있다 (Anderson, 1991).

$$\frac{da}{dN} \text{ or } \frac{db}{dN} = C (\Delta K)^m \quad (2)$$

여기서, a , b 는 균열의 크기(길이, 깊이)이며, N 은 작용응력의 반복 회수를 나타낸다. C , m 은 실험에 의해 결정되는 재료 상수이며 ΔK 는 응력확대계수의 변동치이다.

재료상수 C , m 을 결정하기 위하여 ASTM E 647(1988)에서는 Fig. 5에서 보는 바와 같이 표준화된 CT 시험편 (Compact type specimen)을 규격으로 제시하고 있으며 실험방법을 상세히 설명하고 있다.

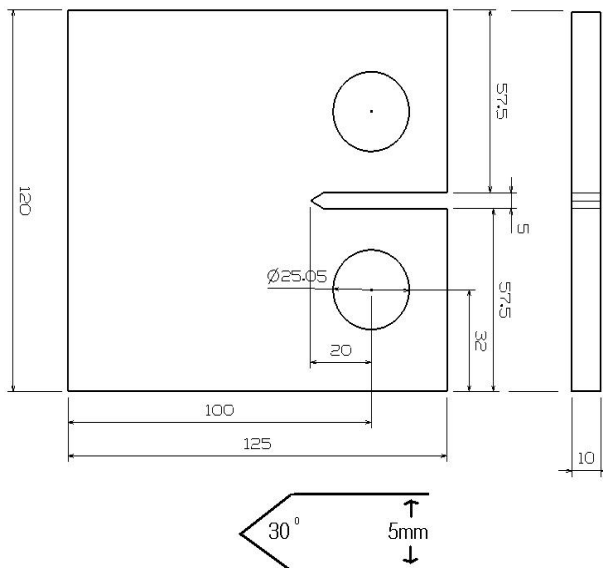


Fig. 5 Dimension of compact type specimen

Fig. 6에 균열의 전파형상을 보였으며 Fig. 7에 파면의 형상을 확대해서 보였다. 균열이 전파되는 도중 디지털 현미경으로 균열 길이를 지속적으로 측정하였다. 균열의 진전에 따라 응력확대계수 ΔK 를 ASTM에서 제안한 식에 따라 계산하였고 ΔK 와 균열진전속도의 상관관계를 Fig. 8에 나타내었다.

일반적인 금속재료에 비해 산포도가 상당히 크게 나타나고 있는데 이것은 Fig. 7의 파면 형상에서 볼 수 있듯이 시험편 재료의 결정 크기가 상대적으로 크고 파면이 비교적 거칠어 균열전단의 진전 역시 단속적으로 발생되기 때문인 것으로 판단된다,

최종적으로 최소자승법을 적용한 회귀해석을 통하여 실험 데이터를 직선식으로 근사함으로써 결정된 재료상수는 다음과 같다.

$$C = 4.411 \times 10^{-13}, \quad m = 3.887 \quad (3)$$

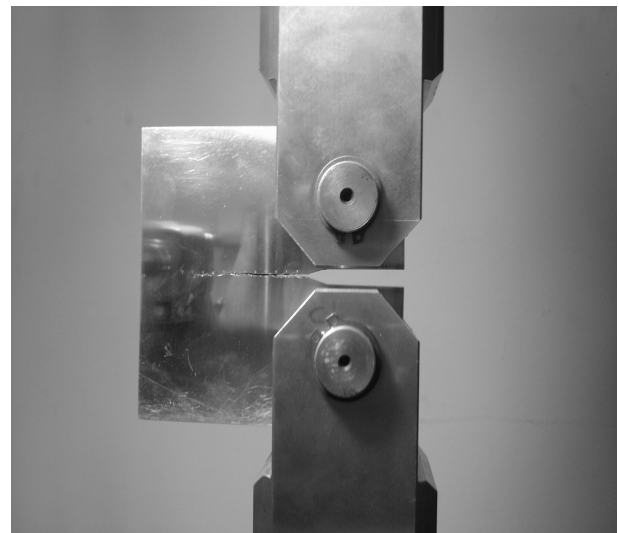


Fig. 6 Crack propagation of CTS

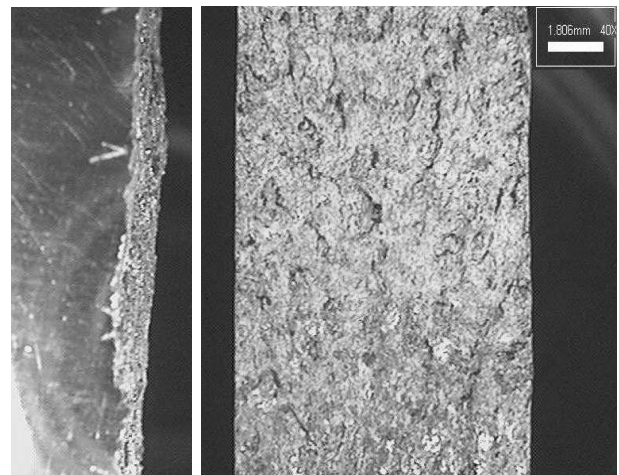


Fig. 7 Fractographs of CTS

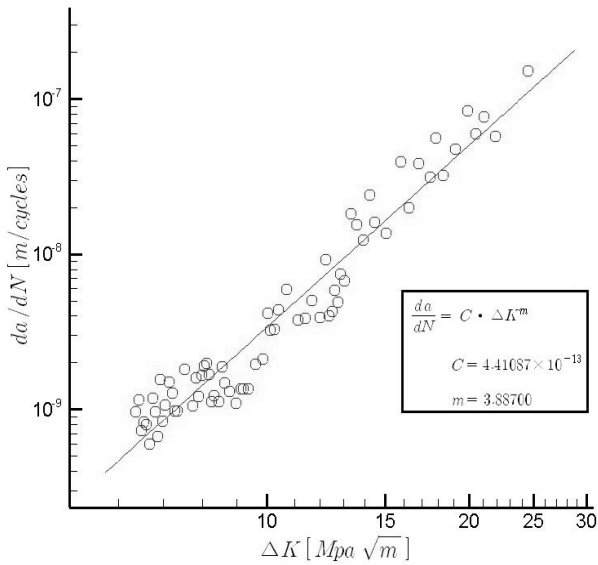


Fig. 8 Fatigue crack growth data for Al bronze

3. 프로펠러 날개의 피로강도

대형 컨테이너 운반선에 적용된 2개의 프로펠러 날개 A와 B에 대한 예제 계산을 수행하였다. 변동 압력장에서 회전할 때 발생하는 응력을 구하기 위하여 각각에 대하여 비정상 상태의 구조해석을 수행한 다음 그 결과를 이용하여 피로파괴 가능성을 검토하였다. 대상 프로펠러의 주요치수를 Table 2에 정리하였다.

Table 2 Principal particulars of target propellers

	Propeller A	Propeller B
Radius (cm)	455	455
rpm	94.8	94.8
Effective skew (°)	32.26	22.67
(P/D)mean	0.9354	0.9291
Material	Al Bronze	Al Bronze

3.1 구조해석

비정상 상태에서의 프로펠러 날개 구조해석을 위하여 프로펠러 전용 구조해석 프로그램 PROSTEC (Nho, et al., 1989, 2004)을 사용하였다. 날개의 span 및 chord 방향으로 각각 20개의 20-절점 입체요소로 분할하였고 자유도 수는 8,700개이다. 선미 후류에서의 비정상 압력 분포는 14개의 조화(harmonics)항의 합으로 표현하였다.

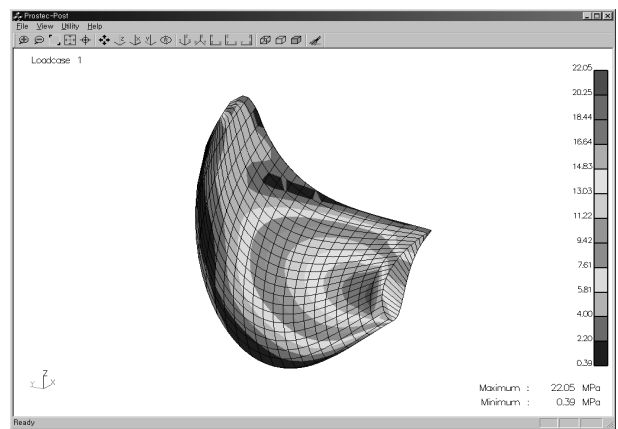
Fig. 9는 두 대상 프로펠러 날개 전반에 걸친 평균 응력 분포를 보여주고 있다. 그리고 Fig. 10에는 응력이 가장 크게 나타나는 날개 root 부에서 수직응력의 날개 span 방향 성분의 크기를 날개 회전각에 따라 변화하는 이력을 나타내었다.

3.2 피로강도 평가

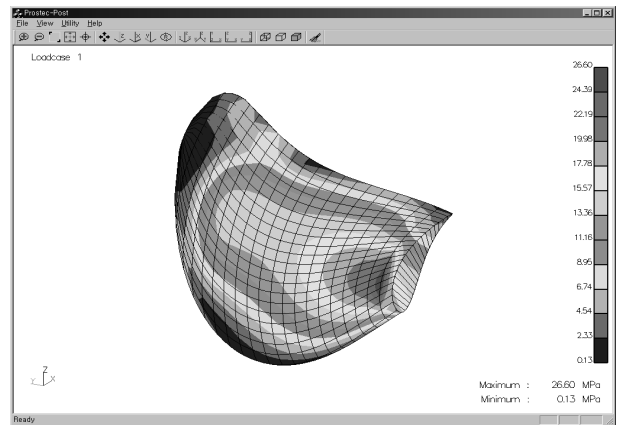
피로균열 발생수명은 통상 S-N선도와 Miner법칙에 따라 누적피해도를 계산하여 평가할 수 있으며, 균열 진전수명은 (2)식의 Paris식에 의해 추정할 수 있다.

구조해석 결과, 대상 프로펠러 2개 모두 최대응력의 절대값이 25 MPa 이하의 상당히 낮은 수준을 보이고 있을 뿐만 아니라, 주응력의 변동 범위는 1MPa 이내의 미량을 나타내고 있다. Fig. 4의 Al-bronze에 대한 S-N 선도에서 보는 바와 같이 피로한도가 250 MPa 정도 수준임을 감안할 때 피로균열의 발생 가능성은 거의 없는 것으로 판단된다. 따라서 rainflow 법 등에 의한 응력 수준 별 작용회수 산출은 무의미한 것으로 판단된다. 초기 주조 결함 등 미소한 초기 균열이 존재하는 경우, 이 초기 균열로부터 피로균열이 진전될 수 있으나, 변동 응력의 진폭이 너무 작기 때문에 이로 인한 손상 가능성 역시 거의 없는 것으로 보인다.

또한 Song, et al. (2008)에 따르면 대형 상선에서는 비교적 스쿠가 큰 프로펠러라 할지라도 급역회전(crash astern) 등의 비상 상황을 제외하면 대체로 최대응력의 크기가 30 MPa 미만의 수준이며 이러한 비상상황은 선박의 일생동안 몇 차례 밖에 발생하지 않기 때문에 피로강도 측면에서 큰 문제는 없는 것으로 판단된다.

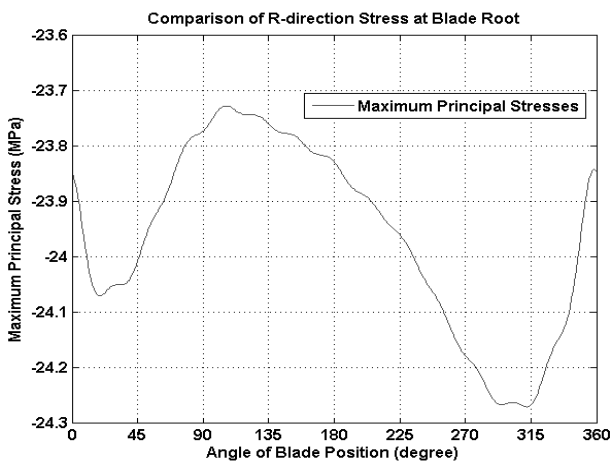


(a) in propeller A

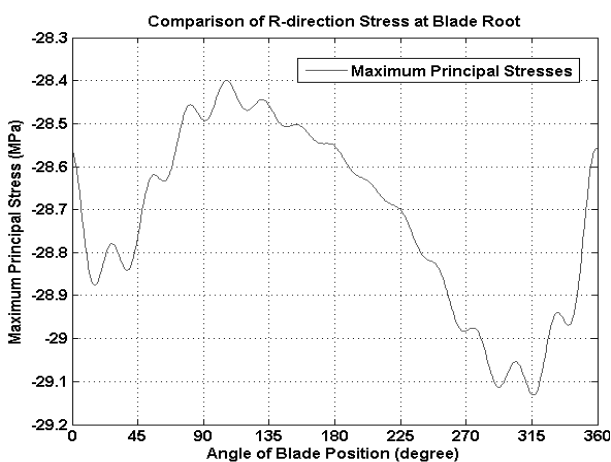


(b) in propeller B

Fig. 9. Distributions of von-Mises equivalent stress



(a) in propeller A



(b) in propeller B

Fig.10 Fluctuation of principal stress in propeller blades

4. 결 언

최근 프로펠러 날개의 손상 보고가 증가함에 따라 날개의 강도뿐만 아니라 피로강도에 관한 관심이 높아지고 있으나 피로 관련 재료특성치, 변동응력 범위의 크기 등 실제 피로강도 평가를 위한 신뢰성 있는 기초자료는 구하기가 어려운 실정이었다.

본 논문에서는 프로펠러 날개의 피로강도 평가를 위한 기초 자료를 확보하기 위하여 프로펠러 날개 재료로 가장 일반적으로 사용되고 있는 Al bronze의 재료시험으로부터 관련 재료상수들을 도출하였다. 균열발생수명해석을 위한 S-N 선도가 제시되었으며 균열전파해석을 위한 재료상수 C 및 m값을 도출하였다.

또한 선미의 불균일 반류장에서 거동하는 프로펠러 날개의 변동응력을 계산하고 이를 바탕으로 본 연구에서 도출된 재료

상수를 적용하여 프로펠러 날개의 피로강도를 평가한 결과, 일반 대형 상선의 정상 운항 상태에서는 프로펠러 날개의 피로강도에 큰 문제가 없음을 확인하였다.

후 기

본 논문은 해양대학교 수중운동체특화센터의 지원으로 수행된 연구의 일부입니다.

참 고 문 헌

ASTM E 647, 1988. *Standard test method for measurement of fatigue crack growth rates*, Annual book of ASTM standard.

ASTM E 466, 1988. *Standard practice for conducting constant amplitude axial fatigue tests of metallic materials*, Annual book of ASTM standard.

Anderson, T.L., 1991. *Fracture Mechanics -Fundamentals and Application-*, CRC Press Inc.

Lee, C.-S., Kim, Y.-J., Kim, G.-D. & Nho, I.-S., 2002. Analysis of the Structural Failure of Marine Propeller Blades, *Journal of Ship and Ocean Technology*, Vol. 6, No. 3, pp37-45.

Nho, I.S., Lee, C.S. & Kim, M.C., 1989. A Finite Element Dynamic Analysis of Marine Propeller Blades, *Proceeding of PRADS'89*, Varna Bulgaria

Nho, I.S., Lee, J.Y., Lee, H.Y. & Lee, C.-S., 2004. A Dynamic Structural Analysis System for Propeller Blades, *Journal of the Society of Naval Architects of Korea*, Vol.41, No.2, pp114-120.

Song, I.H, Nho, I.S. & Lee, T., 2008. Design of Highly Skewed Propeller considering the Blade Strength, *Journal of the Society of Naval Architects of Korea*, Vol.45 No.4, pp.411-416.



노인식

이창섭