

## 강도를 고려한 고스큐 프로펠러 날개의 형상 설계

송인행\*, 노인식†\*\*, 이태구\*

삼성중공업 조선해양연구소\*  
충남대학교 선박해양공학과\*\*

Design of Highly Skewed Propeller considering the Blade Strength

In-haeng Song\*, In Sik Nho†\*\* and Taegoo Lee\*

Samsung Heavy Industries Co. Ltd., Maritime Research Institute\*  
Dept. of naval Architecture and Ocean Engineering, Chungnam National University\*\*

### Abstract

A strength problem of propeller blades for large container ships at astern condition has been occasionally reported due to the application of a highly skewed propeller which can reduce the hull surface fluctuation forces. A finite element analysis code for propeller blade was developed and utilized since 1985. Recently, however, further fine mesh modeling for finite element analysis is required to yield higher accuracy in the analysis. The present study shows an application of FE analysis code to the highly skewed propeller for large container ships. Results of FE analysis show that the number of FE mesh affects largely on strength, and also the calculated strength with fine mesh gives good agreements to those of other FEM codes. A method to enlarge strength near the trailing edge was introduced considering the strength criterion on the blade.

※Keywords: FE strength analysis(유한요소 강도해석), Highly skewed propeller(고스큐 프로펠러), Strength decrease(강성저하), Fine mesh(정밀 격자), Astern condition(역회전 상태)

### 1. 서론

최근 컨테이너선을 중심으로 선박이 급속히 대형화되고 있으며 추진기 원판 면적 당 엔진마력도 점차 증가하고 있다. 이에 따라 추진기 부하도 증

가하고 있기 때문에 선체 진동 및 소음 감소를 목적으로 대부분 고스큐 프로펠러를 채택하고 있다. 고스큐 프로펠러에서는 후진을 위한 역회전 시 날개의 응력이 크게 증가하기 때문에 세심한 주의가 필요하다. 고스큐 프로펠러에서도 전진 시에는 일반 프로펠러와 마찬가지로 그다지 큰 응력이 작용하지 않으나, 역회전 시에는 응력 수준이 크게 높아지며 최대 작용 위치도 날개 끝 부분으로 이동

접수일: 2008년 2월 20일, 승인일: 2008년 6월 4일

† 교신저자: isnho@cnu.ac.kr, 042-821-6622

하는 경향이 있다. 이러한 고스큐 프로펠러에서의 역회전 시 응력 증가 현상에 대해서 Yamasaki et al(1983)을 비롯하여 많은 연구가 수행되었다. 국내에서도 1985년부터 프로펠러 강도해석 프로그램이 개발되어 연구소, 조선소 등지에서 사용하고 있으며(Nho et al. 1985, 1989, 2004), 역회전 시 응력 증가 문제 역시 이미 보고된 바 있다(Lee et al. 2002).

일부 선급에서는 30° 이상의 고스큐 프로펠러에 대해서는 역회전 시 최소한의 날개 강도를 확보하기 위하여 유한요소법에 의한 강도해석을 의무화하고 있다(LR 2004). 최근 프로펠러 제작사인 MMG(Mecklenburger Metallguss GmbH 2005)사에서는 정밀 격자(fine mesh)를 사용하여 상용 유한요소 구조해석 프로그램인 ANSYS로 강도해석을 수행한 결과, 국부적으로 매우 큰 응력이 발생하는 결과를 보였으며, 이에 따라 날개 보강 등 대응책이 필요한 것으로 나타났다(Table 5 참조).

프로펠러의 유한요소 강도해석을 위해서는 날개면에 작용하는 압력 분포의 해석, 날개의 복잡한 기하학적 형상의 모델링 과정이 필요하다. 본 연구에서는 Nho et al.(2004)이 개발한 프로펠러 날개 전용 구조해석 프로그램인 PROSTEC을 사용하여 해석을 수행하고자 한다. 코드 및 반경 방향으로 원하는 격자 위치를 입력하여 자동적으로 기하학적 구조 요소 모델링을 수행할 수 있도록 하였으며 각 요소의 표면에서 양력면 이론에 의해 압력분포를 계산하여 작용하중으로 입력한다.

먼저, 9,200TEU 급 컨테이너선의 프로펠러를 대상으로 유한요소 강도해석의 수렴성 검증을 수행하였다. 전진 시에는 격자 수에 따른 결과의 차이가 그다지 크게 나타나지 않으나, 역회전 시에는 정밀격자에서 응력이 크게 증가하는 현상을 확인하였다. 이를 바탕으로 역회전 시 프로펠러 날개의 응력을 계산하였으며, MMG사의 해석결과와 비교함으로써 PROSTEC의 해석 결과가 합리적임을 확인하였다.

한편 후진을 위한 역회전 블라드 상태에서는 부하가 증가하기 때문에 프로펠러 회전수가 정격 회전수에 비하여 현저히 낮은 상태에서 작동한다. 역회전 시 응력해석을 위해 MMG의 해석 조건과

동일한 회전수인 정격 회전수의 70%를 사용하였으며, 역회전 시 실제 회전수도 추정하여 응력 변화를 함께 검토하였다.

## 2. 유한요소 강도해석 프로그램

프로펠러 전용 유한요소 강도해석 프로그램인 PROSTEC의 개발은 이미 1985년부터 시작되었으며 개발 초기 단계부터 여러 가지 해석 결과를 타 연구 결과와 비교함으로써 그 정도를 검증한 바 있다(Nho et al. 1989, 2004). PROSTEC에서는 20절점 육면체 Isoparametric 요소를 정식화하여 사용하고 있으며 프로펠러 날개의 3차원적인 곡면과 스큐형상을 정확하게 구현할 수 있기 때문에 정도 높은 구조해석이 가능하다.

프로펠러의 날개 전용 강도해석 시스템은 FEM 해석코드(PROSTEC)와 해석결과의 가시화를 위한 후처리의 역할을 하는 PROSTEC-Post로 구성되며, 전처리 작업을 위한 압력분포 해석 및 요소생성 프로그램이 추가된다. 프로펠러 날개표면에 작용하는 압력분포는 양력면 이론으로 해석하며

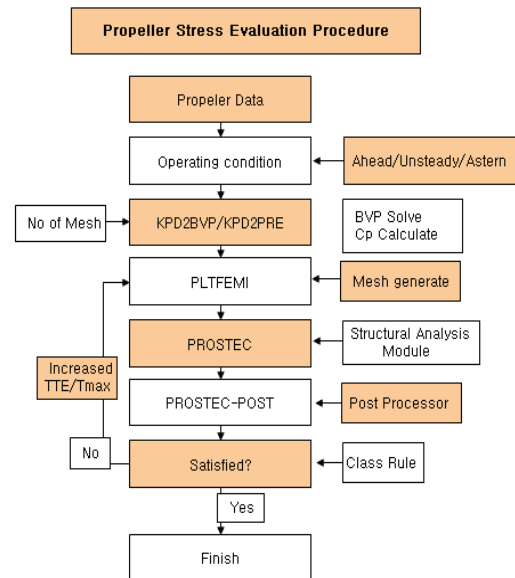


Fig. 1 Flow for FE stress analysis of propeller

(KPD2BVP/KPD2PRE), 프로펠러 날개의 기하형상은 코드 및 스펀 방향으로 격자 위치에 따라 자동 분할하여(PLTFEM) FEM 해석코드에 넘겨준다. 해석결과에 따라 해당 부위의 응력이 허용치 보다 큰 경우에 대비하여 프로펠러의 최대두께의 변경 혹은 최대두께 이후 뒷날 까지 뒷날 두께(TTE, Thickness at Trailing Edge)를 입력할 수 있도록 하였다. 이러한 해석과정 및 관련 프로그램의 구성을 Fig.1에 보였다.

### 3. 수치 해석

본 해석법의 검증을 위하여 이미 MMG사에서 정밀 강도해석을 수행한 바 있는 9,200TEU 프로펠러를 선정하였으며, 대상 프로펠러의 제원을 Table 1에 보였다. 프로펠러의 재료는 일반 선박용으로 가장 많이 사용되고 있는 Al bronze 이며 재료 특성치는 Table 2에 보인 바와 같다.

먼저 9,200TEU 프로펠러를 대상으로 프로그램의 수렴성 검토를 수행하였으며, 이때 사용된 프로펠러 날개의 격자 모델은 반경 방향 및 코드 방향의 유한요소 분할이 각각 8×8, 16×8, 16×16 및 32×16의 4 경우를 선택하였다. 이때 두께 방향으로의 치수가 날개의 길이나 폭 방향 보다 훨씬 작다는 기하학적 특성을 고려하여 한 층만 요소 분할한다. 한편 MMG사의 해석 모델은 기본적인 저차의 8절점 입체요소를 사용하고 있기 때문에 Fig.2에 보인 20절점 육면체의 32×16 모델은 63×31 격자에 해당된다. 최근 MMG사에서는 60×40의 FEM 모델을 사용하고 있다.

역회전 시 프로펠러에 작용하는 압력분포를 해석하기 위해서는 경계치 문제를 풀어야 한다. 프로펠러에 유입되는 입사류 벡터는 Fig. 3에서 보듯이 전진 시는 A, 후진 시는 B로 표시된다. 그러나 일반적으로 역회전 시에는 C에서 날개의 압력분포를 계산한다(Yamasaki et al. 1983). 역회전 시 프로펠러 표면에 작용하는 유체력은 양력면 이론에 의한 경계치 해석 프로그램(KPD2BVP)과 압력분포 해석 프로그램(KPD2PRE)을 사용하여 계산하였으며, Fig. 4에 상기 프로펠러의 0.7 반경 부근에서의 압력분포를 보였다.

Table 1 Main particulars of model propeller

Ship	9,200TEU Container
No. of blades	6
Diameter (m)	8.8
Ae/Ao	0.884
(P/D)m	0.978
Hub ratio	0.180

Table 2 Material properties of propeller blade

Material	Al Bronze
Elastic Modulus	120 GPa
Poisson's ratio	0.34
Allowable stress $\sigma_a$	144 MPa (LR)
Weight density	7,600 kg/m <sup>3</sup>

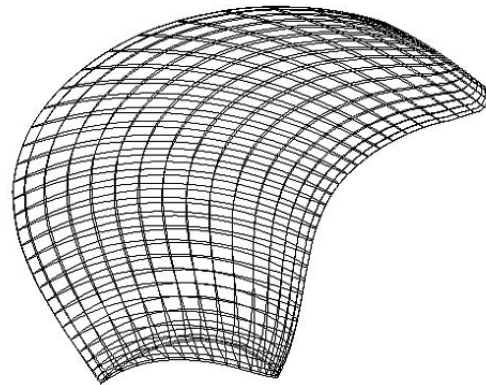


Fig. 2 32×16 mesh for finite element analysis

여기서 x/C는 전진 시의 무차원화된 코드 방향 좌표를 나타낸다. Fig. 4에서 보듯이 앞날 부근에서 부하가 가장 크며, 역회전 때문에 캠버가 음(-)으로 되어 코드 중반 이후에는 음의 부하가 작용함으로써 결과적으로 날개 단면이 비틀림을 받게 된다. 한편 프로펠러 날개의 허용응력은 불균일 반류에 의한 피로하중을 고려해서 결정되어야 하지만, 후진 시에는 대개 균일류가 유입되고 반복회수도 제한적이기 때문에 본고에서는 고려하지 않았다. 여기서는 LR 선급에서 제시한 허용응력  $\sigma_a (= 144 MPa)$ 를 기준으로 하였다(LR 2004).

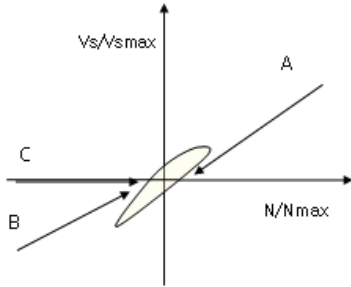


Fig. 3 Inflow diagram at ahead/astern condition

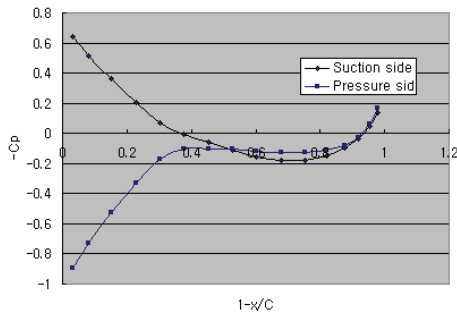


Fig. 4 Pressure distribution at 0.7 Radius

수렴성 검토를 위해 먼저 전진 시의 설계점에서 계산을 수행하였다. 원심력에 의한 인장응력이 부가됨으로써 결과적으로 응력이 더 크게 나타나는 압력면에서의 해석결과를 Fig. 5에 보였으며, Table 3에는 최대응력의 크기를 비교하였다.

Table 3에서 보듯이 전진 시에는 전반적인 응력 수준이 허용응력에 비하여 상당히 낮을 뿐만 아니라 유한요소의 수가 증가하여도 최대응력 크기에도 큰 차이가 없음을 확인할 수 있다. 이는 최대 응력이 나타나는 허브 중앙부 부근이 응력집중을 유발할 수 있는 급격한 형상 변화가 없을 뿐만 아니라 압력 분포 역시 전반적으로 부드럽게 변화하기 때문으로 보인다.

다음 단계로 후진 시를 볼라드 역회전 상태로 단순화하여 수렴성 검토를 수행하였으며 그 결과를 Fig. 6 및 Table 4에 정리하였다. Fig. 6에서 보듯이 역회전 시에서는 최대응력이 0.8 반경 부

Table 3 Results of convergency tests(ahead, pressure side)

unit: MPa

Mesh	8×8	16×8	16×16	32×16
Max. $\sigma$	26.96	28.94	27.93	28.74
Ratio	1.0	1.073	1.036	1.066

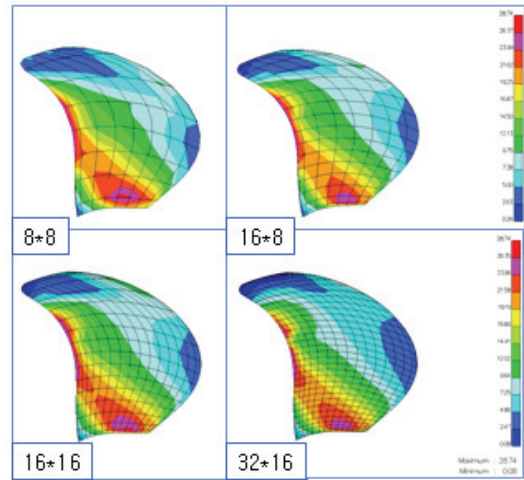


Fig. 5 Equivalent stress distribution (ahead, pressure side)

근의 뒷날에 나타났으며 이 부근의 요소가 작아질수록 응력이 증가하는 현상을 볼 수 있다. 이는 최대 응력이 나타나는 뒷날 부근의 부하가 급격히 증가하기 때문으로 보이며, 앞서 밝힌 바와 같이 코드 방향의 압력 분포가 양에서 음으로 반전됨으로써 날개 중앙면의 비틀림으로 인한 응력 집중현상이 발생되기 때문인 것으로 보인다. 따라서 이 부분에서 좀 더 정밀한 요소 분할을 적용해야 해석 정도를 높일 수 있을 것으로 보인다.

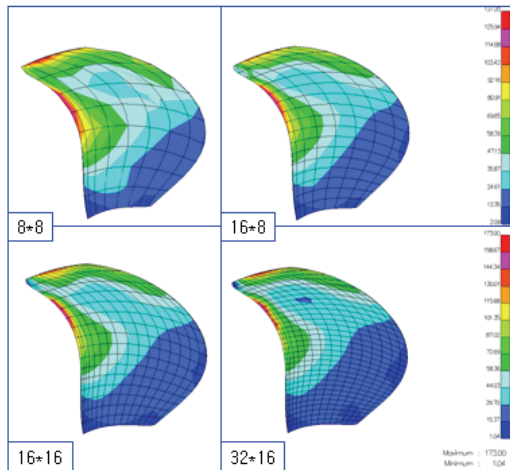
한편 역회전시 이 프로펠러에 대한 MMG사의 강도해석결과를 Fig. 7에 보였다. 전반적인 응력의 분포는 PROSTEC 해석결과와 유사하다. 최대응력 위치 역시 잘 일치하나 크기는 Table 5에서 보는 바와 같이 PROSTEC의 결과가 MMG 결과 보다 23% 정도 낮게 나타나고 있다. MMG에서는 단순 8절점 육면체 요소를 사용한 반면 PROSTEC에서

는 20절점 고차 요소와 함께 stress smoothing 기법(Nho et al. 2004)를 적용하고 있기 때문에 좀 더 정확한 해석결과를 주는 것으로 판단된다.

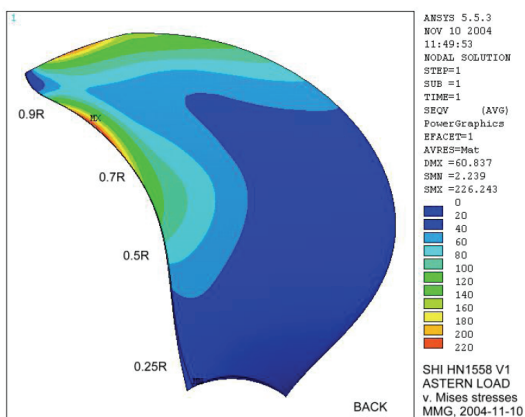
**Table 4** Results of convergency tests (astern, pressure side)

unit: MPa

Mesh	8×8	16×8	16×16	32×16
Max. $\sigma$	112.8	137.2	148.5	173.0
Ratio	1.0	1.22	1.32	1.53



**Fig. 6** Equivalent stress distribution(astern, pressure side)



**Fig. 7** Equivalent stress distribution(astern, pressure side ; MMG)

후진 시 9,200TEU 컨테이너선 프로펠러의 최대 응력은 허용응력을 초과하고 있기 때문에 날개의 보강이 필요한 것으로 판단되었다. 최대응력이 0.8 반경 주위의 뒷날 부분에 치중되어 있기 때문에 Fig.8에서 보는 바와 같이 이 부분의 뒷날 두께를 각 반경별 최대 두께 위치까지 선형적으로 증가시키도록 하였다. 이때 0.8반경에서의 뒷날 두께(TTE)는 약 106% 증가되었다.

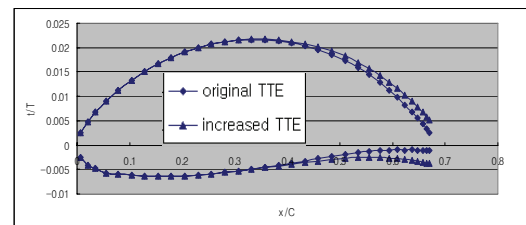
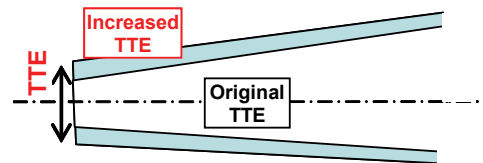
이와 같이 보강된 프로펠러에 대해서 강도해석을 수행하였다. 최대응력의 크기를 Table 5에 요약하였으며 전반적인 등가응력 분포가 허용응력 이하가 됨을 Fig. 10에서 확인할 수 있다. 전진 시에는 뒷날의 두께 증가가 최대응력에 거의 영향을 주지 않음을 알 수 있으며, 이는 최대응력의 위치가 두께가 증가된 부분과 다르기 때문이다.

그러나 역회전 시에는 뒷날 두께를 증가시킨 경우에 응력이 약 23% 감소하고 있다. 이때 응력은

**Table 5** Stress results for strengthened propeller compared to that of original one

unit: MPa

FEM	Original thickness		Enlarged thickness
	SHI	MMG	SHI
Ahead (MCR RPM)	30.2	39.8	30.2
Astern(70% MCR RPM)	173.0	226.0	133.3



**Fig. 9** Increased TTE at various radius

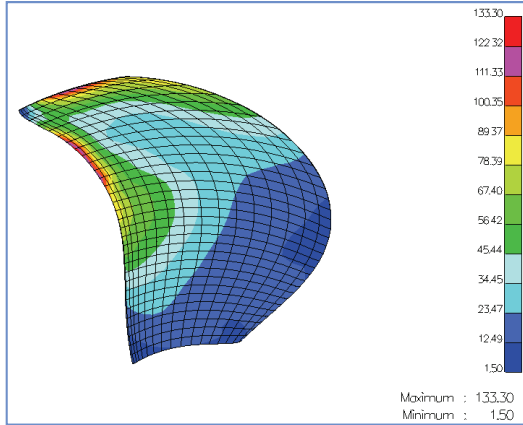


Fig. 10 Stress contour for increased TTE (astern, pressure side ; PROSTEC)

프로펠러의 회전수에 매우 민감하므로 역회전 시 프로펠러의 최대 회전수는 엔진 특성 및 역회전 블라드 시의 단독특성을 가지고 엄밀하게 추정할 필요가 있다. 정밀한 계산 결과로부터 9,200 TEU 컨테이너선에서는 역회전 시 프로펠러의 최대 회전수는 약 MCR의 65% 수준인 것으로 나타났으며, 이는 본 연구에서 적용한 70% 보다 낮은 수준이다. 이러한 회전수 차이에 따른 응력의 크기는 대략 회전수의 제곱에 비례하기 때문에 실제로는 약 14% 정도 낮은 수준으로 예상되며, 즉 그만큼의 응력 여유가 있는 것으로 추정된다.

#### 4. 결론

본 연구를 통하여 고스큐 프로펠러에서 나타나는 후진 시의 응력 증가 문제를 엄밀히 해석하기 위해서는 특히 응력 집중이 나타나는 부분에 대한 정밀격자가 필요함을 확인하였으며 보강을 위한 두께 증가 방안도 제시하였다. 타 해석과 비교한 결과, 본 연구에서 수행된 프로펠러 강도해석 결과가 합리적인 수준임을 보여주고 있으며, 본 연구에서 제시한 뒷날 부분의 국부적인 보강법이 프로펠러 역회전 시 부족한 강도 증가를 위해서 충분히 효과적인 것으로 판단된다.

#### 후 기

본 연구는 삼성중공업과 해양대학교 수중운동체 특화센터의 지원을 받아 수행되었습니다.

#### 참 고 문 헌

- Nho, I.S. and Song, I.H., 1985, Development of Propeller Strength Analysis Code, Research Report of Korea Institute of Machinery & Metals, UDC829-113.
- Nho, I.S., Lee, C.S. and 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. and 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, pp. 114-120.
- Lee, C.S., Kim, Y.J., Kim, G.D and Nho, I.S., 2002, "Analysis of the Structural Failure of Marine Propeller Blades," SOTTECH Vol. 6, No. 3, pp. 37-45.
- Yamasaki, S., Ito, M. and Takahashi, M., 1983, "Design of Highly Skewed Propeller," PRADS '83, pp. ?-?.
- MMG, 2005, FE Stress Calculation for Propeller Blade-drawing 94-1095-8800-2, MMG Report.
- Lloyd Register, 2004, Rules and Regulations for the Classification of Ships, Part 5, Chapter 7.



< 송 인 행 >



< 노 인 식 >



< 이 태 구 >