

프로펠러 날개의 동적 구조해석 시스템 개발

노인식^{†*}, 이정렬^{**}, 이현엽^{*}, 이창섭^{*}

충남대학교 선박해양공학과^{*}
한국선급 기술연구소^{**}

A Dynamic Structural Analysis System for Propeller Blades

Nho, In Sik^{†*}, Lee, Jeong Yeol^{**}, Lee, Hyun Yup^{*} and Lee, Chang-Sup^{*}

Dept. of Naval Architecture & Ocean Engineering, Chungnam National University^{*}
Research & Development Center, Korean Register of Shipping^{**}

Abstract

Propeller blades have complex airfoil section type geometry and the thickness is continuously varied to both its length and cord-wise direction. In the present research, the finite element analysis program PROSTEC (PROpeller Stress Evaluation Code) is developed to calculate the structural responses of propeller blades in irregular ship wake field. To represent the curved and skewed geometry of propeller blades accurately, 20-node curved solid element using the quadratic shape function is adopted. Input data for the analysis including the geometry and pressure distribution of propeller blades can be generated automatically from the propeller design program. And to visualize the results of analysis on windows system conveniently, the post processor PROSTEC-POST is developed.

※Keywords: Propeller blade(프로펠러 날개), Finite element structural analysis(유한요소해석), Dynamic response analysis(동적응답해석), Nonlinear analysis(비선형해석), Iteration scheme(반복해석기법), Quasi-static analysis(준정적해석)

1. 서론

최근 선박의 대형화, 고속화 경향에 따라 대형 프로펠러 및 과부하 프로펠러가 증가하고 있고,

선체 진동의 감소와 소음 성능의 향상을 위한 고스류 프로펠러가 폭넓게 보급되고 있으며 감쇠 효과가 뛰어난 복합재료 추진기의 개발에 관한 연구도 활발하게 진행되고 있다. 또한, 추진 성능의 고도화를 위하여 개발되고 있는 신형식 추진시스템들은 구조의 복잡화, 프로펠러 날개의 강성저하 등 강도 측면에서는 오히려 악화되며, 진동 또한 더욱 심해지는 경향이 있다.(Fujimoto/Soh 1982, Lee et al.

접수일: 2004년 1월 8일, 승인일: 2004년 2월 6일

† 주저자, E-mail: isnho@cnu.ac.kr

Tel:042-821-6622

2002) 이와 같이 프로펠러 날개의 강성 약화에 따른 변형량의 증가는 추진기의 유체역학적 특성이 달라지는 문제점을 유발하므로 추진기 설계 시 추진기의 변형이 추진성능에 미치는 영향을 고려한 설계의 필요성이 대두되고 있다. 추진기 날개의 강성 약화는 프로펠러의 고유진동수를 더 낮추는 결과가 되고 따라서, 프로펠러에 작용하는 외력항의 저차 하모닉 성분과 공진되어 동적 효과가 더 커질 가능성이 높기 때문에 유체-구조 상호작용을 고려한 정확한 해석기법의 확보가 반드시 필요하다.

그러나, 최근까지 프로펠러 날개의 강도 측면에서 구조해석을 위한 code 개발이 여러 기관에서 시도된 바 있으나, 아직 프로펠러 날개의 변형과 연관된 추진효율의 변화 및 진동/소음 특성 변화에 관한 연구는 광범위하게 이루어지지 못하고 있다.

프로펠러 날개는 대부분 복잡한 airfoil 단면형상의 나선형 구조를 갖고 있으며 폭과 길이 방향으로 두께가 연속적으로 변화하기 때문에 구조해석을 위한 기하학적 모델링이 쉽지 않다. 따라서 본 연구에서는 모든 경계면이 곡면으로 구성된 이러한 프로펠러 날개의 기하학적 특성을 충분히 고려하여 구조해석을 수행하기 위하여 2차 형상함수를 이용하는 3-차원 20절점 육면체 유한요소를 채택하였고 이를 바탕으로 프로펠러 날개 구조해석 전용 전산프로그램 패키지(PROSTEC, PROpeller Stress Evaluation Code)를 개발하였다. 프로펠러 날개 단면의 형상 설계 프로그램으로부터 형상 data를 직접 받아들이며 자동적으로 구조해석용 모델이 생성되도록 구성하였고, 해석 결과를 윈도환경에서 편리하게 가시화 하기 위하여 전용 post-processor인 PROSTEC-POST를 개발함으로써 해석 결과 평가의 편의성을 극대화하였다.

프로펠러 날개의 동적거동 해석에 있어서 가장 중요한 외력 성분은 날개 표면에 작용하는 압력이다. 프로펠러 날개가 축 주위를 회전할 때, 불규칙 반류장을 통과하게 되고, 따라서 프로펠러 날개 표면에 작용하는 압력 분포는 매 순간 변화하게 된다. 더불어 작용 응력과 변형량도 날개의 회전 위치에 따라 변화한다. 본 연구에서는 정상상태 및 비정상 상태에서 프로펠러 날개에 작용하는 관성하중 즉 원심력에 의한 인장력을 고려하는 동시에 유

체역학적 거동에 의하여 발생하는 표면하중을 양력면 이론에 입각하여 계산하여 고려하였다.

프로펠러 날개가 유체 속에서 거동하게 되면 자체의 질량뿐만 아니라 유체 압력 성분에서 기인하는 부가 질량의 영향을 받게 된다. 따라서 유체 압력과 구조 거동은 상호 연성되는 효과를 보이게 된다. 또한 날개의 변형으로 인한 기하학적 형상 변화가 유체력의 변화를 유도할 수도 있으므로 결국 구조거동의 지배방정식은 유체와 구조의 거동이 비선형적으로 연성된 형태로 표현된다. 따라서 본 연구에서는 Nho et al.(1989)이 제시한 방법에 따라 고유진동형 중첩법을 바탕으로 반복법을 적용하여 비선형 운동방정식을 해석함으로써 프로펠러 날개와 주위 유체의 동적 연성거동을 평가할 수 있게 하였다.

2. 프로펠러 날개에 작용하는 하중

본 연구에서는 정상상태 및 준 정상상태에서 유체역학적 하중에 의해 발생하는 표면하중과 관성하중, 즉 원심력에 의한 인장하중을 고려하였다. 이 외에도 자중, 조종 시 프로펠러의 가감속, 회전운동 및 추진 축계의 진동 등에 기인하는 관성하중과 타 또는 선체와의 상호작용, 축계 진동 및 정지, 역회전, 선회 등의 조종 등에 기인하는 표면하중이 포함될 수 있다. 또한 파랑하중에서의 선체 운동에 기인하는 비정상 관성하중 및 표면하중도 고려될 수 있다. 이들 비정상 하중 중에는 비중이 작거나, 실용화되지 못한 것이 대부분이지만 정지, 역회전, 선회 등의 조종 시 발생하는 유체역학적 비정상 하중에 대해서는 실선 실험을 포함하는 활발한 연구가 이루어지고 있다.

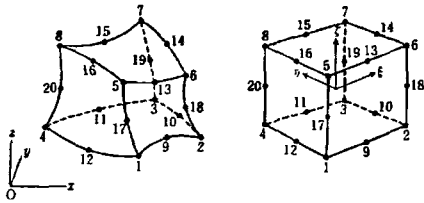
가장 중요한 외 하중으로 판단되는 표면 작용 압력의 계산방법은 초기의 모멘텀 이론에서 출발하여 양력선 이론을 거쳐 현재는 양력면 이론까지 발전되어 오고 있으며, 비 캐비테이션 상태에서는 공학적 목적에 충분히 응용할 수 있는 단계까지 발전되었다. 본 연구에서는 날개면에 보오텍스 분포법을 사용하여 경계치 문제의 해를 기본으로 하고 있는 Kerwin/Lee (1978) 의 양력면 이론 (lifting-surface theory)을 적용하여 프로펠러 날개에 작용

하는 유체역학적 부하분포를 계산하였다.

3. 유한요소법의 정식화

3.1 20절점 6면체 요소

본 연구에서는 20절점 육면체 Isoparametric 요소(HEXS20)를 유한요소법으로 정식화하여 사용하였다. 이 요소는 프로펠러 날개의 3차원적인 곡면과 스쿠형상을 정확하게 구현할 수 있기 때문에 정도 높은 구조해석이 가능하다(驚洋久一郎, 1981). HEXS20 요소의 기하학적 형상 및 좌표계는 Fig. 1과 같다.



(a) Global (b) Local

Fig. 1 Coordinate system of HEXS20 element

3.2 비선형 운동 방정식의 유도

통상의 유한요소 정식화 과정을 거치면 최종적으로 전체 시스템의 운동 방정식이 다음과 같은 형태로 표현된다.

$$M\ddot{d} + C\dot{d} + Kd = f_b + f_c \quad (1)$$

여기서, M, C, K 는 각각 전체 시스템에 대하여 중첩된 질량, 감쇠 및 강성행렬을 표시한다. 또한, d 는 절점변위벡터, f_b 와 f_c 는 각각 압력 및 원심력에 의한 하중 벡터를 의미한다. 이때 f_c 는 재료의 밀도 ρ 와 회전각속도 ω 그리고 위치벡터 r 의 함수로써 $\int_V \rho \omega^2 r dV$ 와 같이 표현할 수 있으므로 이 항을 유한요소법으로 정식화하여 구할 수 있다.

결국, (1)식은 우변의 압력에 의한 하중 벡터 f_b 가 날개 변형 즉 미지벡터 d 뿐만 아니라 이 벡터의 미분치인 속도 및 가속도 벡터의 함수로서 유체감쇠(fluid damping) 및 부가 질량(added

mass) 항으로 작용하게 되므로 전형적인 비선형 방정식이 된다.

3.3 비선형 운동방정식의 해법

프로펠러 날개가 축주위를 회전할 때, 불규칙 반류장을 통과하게 된다. 따라서 프로펠러 날개 표면에 작용하는 압력 분포는 매 순간 변화하게 되고, 더불어 작용 응력과 변형량도 날개의 회전 위치에 따라 변화하게 된다. 이와 같은 프로펠러 날개의 동적 구조 거동을 해석하기 위해서 (1)식과 같은 운동 방정식을 풀어야 한다.

일반적으로 이러한 운동방정식의 해법은 크게 시간영역 직접 적분법(direct time integration in time domain)과 주파수 영역의 고유진동형 중첩법(normal mode superposition method)의 2 가지 범주로 구분할 수 있다.

프로펠러 날개의 경우에는 고유진동형 중첩법이 상대적으로 합리적인 해석법으로 판단된다. 대체로 프로펠러 날개의 기하학적 형상이 외팔 보에 가까운 형태가 대부분이므로 보 유사 거동(beam like response)이 지배적인 것으로 간주할 수 있고, 따라서 비교적 적은 수의 저차 고유진동형 만으로 전반적인 구조 거동을 근사하게 나타낼 수 있으며, 시간영역 직접 적분법에 비하여 상당한 계산시간 절약효과를 거둘 수 있기 때문이다. 또한 시간영역 직접 적분법을 이용할 경우 계산 초기 단계에는 피할 수 없이 정상상태의 구조 응답과는 관련이 없는 과도진동응답이 나타나고 있으나, 고유진동형 중첩법에서는 비연성화된 운동방정식을 주파수 영역에서 풀 수 있기 때문에 불필요한 과도진동 효과를 쉽게 근원적으로 제거할 수 있다.

먼저 일반적인 모드해석법의 절차에 따라 (1)식에서 감쇠와 외력 항을 제외한 나머지 방정식으로 부터 고유치 해석을 통하여 프로펠러 날개의 고유진동수와 고유진동형을 구한다.

다음 단계로서 고유진동형 중첩법에 따라 프로펠러 날개의 구조거동을 고유진동형들의 선형 조합으로 다음과 같이 나타낸다.

$$d = \Phi q \quad (2)$$

여기서,

$$\begin{aligned} \phi &= [\phi^1, \phi^2 \dots \phi^n] \\ \phi^i &= i\text{-차 고유진동형 벡터} \\ q &= \text{일반화 좌표 벡터} \end{aligned}$$

(2)식을 (1)식에 대입하고 양변을 ϕ^T 을 전승한 다음 ϕ 가 질량 및 강성행렬 M, K 에 대한 직교성(orthogonality)을 적용하게 되면 최종적으로 다음과 같은 n 개의 비연성화된 운동 방정식들이 유도된다.

$$\ddot{q}_i + 2\omega_i \xi_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i = h_i \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (3)$$

여기서, ω_i 는 프로펠러 날개의 i -차 고유진동수이며, ξ_i 는 i -차 고유진동형의 감쇠계수이다. 한편, 양력면 이론으로 계산된 프로펠러 날개에 작용하는 압력성분은 추진축의 회전 주파수의 조화항들의 선형합으로서 다음과 같이 Fourier cosine series 형태로 표현할 수 있다.

$$P(t) = P_0 + P_1 \cos(\omega t + \epsilon_1) + P_2 \cos(2\omega t + \epsilon_2) + \dots \quad (4)$$

여기서 ω 는 프로펠러 추진축의 회전 주파수이며, ϵ_k 는 k -차 조화항의 위상각이다. 이때, 작용 압력의 각 조화항 성분들에 대한 프로펠러 날개의 구조응답은 쉽게 계산 가능하고 이 결과들을 중첩함으로써 실제 압력 분포에 대한 구조응답을 구할 수 있다. 따라서, 압력의 k -차 조화항에 대한 (1)식의 하중벡터의 각 요소들은 다음과 같은 조화항의 형태로 표현할 수 있다.

$$f_j \cos(k\omega t + \epsilon_j^f) \quad (5)$$

그리고, (3)식의 h_i 역시 다음과 같은 조화식 형태로 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} h_i &= \sum_j \phi_{ij} f_j \cos(k\omega t + \epsilon_i^h) \\ &= \overline{h}_i \cos(k\omega t + \epsilon_i^h) \end{aligned} \quad (6)$$

여기서,

$$\overline{h}_i = \sum_j \phi_{ij} f_j$$

따라서 (5)(6)식을 (3)식에 대입하여 정리하면 정상해를 다음과 같이 구할 수 있다.

$$q_i = \frac{\overline{h}_i \omega_i^2}{\sqrt{\left(1 - \left(\frac{k\omega}{\omega_i}\right)^2\right)^2 + \left(\frac{2\xi_i k\omega}{\omega_i}\right)^2}} \sin(k\omega t + \epsilon_i^h - \theta_i) \quad (7)$$

여기서,

$$\theta_i = \tan^{-1} \left(\frac{2\xi_i k\omega / \omega_i}{1 - (k\omega / \omega_i)^2} \right) \quad (8)$$

최종적으로 계산된 일반화 좌표 q 를 (2)식에 대입하면, 절점변위벡터 d 를 구할 수 있으며 이를 이용하여 프로펠러 날개 각 부분의 응력도 계산할 수 있다. 그러나, 앞서 밝힌 바와 같이 (1)식의 운동방정식은 기본적으로 비선형적 특성을 지니고 있다. 즉, 하중항의 주요 요소인 압력성분이 프로펠러 날개의 변형에 기인하는 기하학적 형상의 변화에 따라 달라질 수 있기 때문이다. 따라서 결과가 수렴할 때까지 반복적 계산과정(iterative computation process)이 필요하다. 한번 변형 벡터가 계산되면 이를 고려하여 프로펠러 날개의 기하학적 형상을 수정하고, 다시 양력면 이론에 의해 압력분포를 보정한 다음 (1)식의 운동방정식을 반복해서 푸는 과정이 적용된다.

일반적으로 프로펠러 날개의 기하학적 형상변화가 압력분포에 미치는 영향이 그다지 크지 않기 때문에 2~3 번 정도의 반복계산과정으로도 충분히 수렴된 해를 얻을 수 있으며 반복계산 자체도 고유진동형을 다시 계산할 필요가 없기 때문에 추가적인 계산시간도 그다지 많지 않다.

3.4 준 정적 해석(quasi-static analysis)

일반적으로 정상상태 운전에서는 프로펠러의 회전수 즉, 압력의 변동 주기에 비하여 프로펠러 날개 자체의 진동수가 훨씬 높은 영역에 속해 있기 때문에 프로펠러 날개의 질량 효과를 무시하여 준정적 해석을 수행하여도 큰 오차는 발생하지 않을 것으로 사료된다. 따라서, 프로펠러 날개의 질량효과를 무시하는 준 정적 해석만으로도 충분히 합리적인 결과를 얻을 수 있다. 이것은 일반적인 프로펠러 날개의 최저차 고유진동수가 프로펠러 축 회전수에 의해 결정되는 변동 압력의 주기 보다 훨씬

크기 때문에 변동압력이 날개의 기진원으로 충분히 작용하지 않기 때문이다. 준 정적 해석법에서도 비선형 운동방정식의 일반해석법과 마찬가지로 작용 압력 성분이 (4)식과 같이 각 조화 항으로 분해되면, 각각의 조화 압력 성분에 대한 절점 하중, 절점 변위 및 요소 응력 등을 계산할 수 있다.

압력의 n-차 조화 성분에 의한 구조 응답을 계산하는 절차는 다음과 같다. 먼저 동적 효과가 미미한 것으로 간주하고, 운동방정식에서 질량과 감쇠 항들을 무시하면 다음과 같이 표시된다.

$$f = Kd, \quad d = K^{-1}f \quad (9)$$

여기서, $f = \{f_i \cos(n\omega t + \epsilon_i^f)\}$: 하중벡터
 $d = \{d_i \cos(n\omega t + \epsilon_i^d)\}$: 변위벡터

동적 해석과 마찬가지로 (9)식은 주파수 영역에서 압력의 조화 항 별로 각각 풀 수 있으며, 이 결과들을 조합함으로써 전체 해를 구할 수 있다. 이때, 하중벡터 f 의 진폭 f_i 와 위상각 ϵ_i^f 는 압력성분의 k-차 조화 항으로부터 유도된다. 여기서, 고유치 문제는 더 이상 불필요하며, (9)식의 해는 연립방정식의 해석으로부터 바로 구할 수 있다.

즉, 하중벡터 f 의 절대값 f_i 및 위상각 ϵ_i^f 는 압력의 n-차 조화항 성분으로부터 계산되며, d 벡터의 절대값과 위상각은 다음과 같이 구해진다.

$$d_i \cos(n\omega t - \epsilon_i^d) = \sum_{j=1}^n a_{ij} f_j \cos(\omega t - \epsilon_j^f) \quad (10)$$

a_{ij} 는 K^{-1} 의 성분을 나타내며, 이때 각 변위 성분의 절대값 및 위상각은 다음과 같다.

$$d_i = \sqrt{(\sum a_{ij} f_j \cos \epsilon_j^f)^2 + (\sum a_{ij} f_j \sin \epsilon_j^f)^2} \quad (11)$$

여기서,

$$\epsilon_i^d = \tan^{-1} \left(\frac{\sum a_{ij} f_j \sin \epsilon_j^f}{\sum a_{ij} f_j \cos \epsilon_j^f} \right) : \sum a_{ij} f_j \cos \epsilon_j^f \geq 0$$

$$= \tan^{-1} \left(\frac{\sum a_{ij} f_j \sin \epsilon_j^f}{\sum a_{ij} f_j \cos \epsilon_j^f} \right) + \pi : \sum a_{ij} f_j \cos \epsilon_j^f < 0$$

이와 같은 방법으로 각 조화항 성분에 대하여 각각 계산을 수행한 다음 다시 (4)식과 같은 형태로 Fourier Sum 하여 변위 및 응력 성분의 시간에 따른 변화를 계산할 수 있다.

4. 프로펠러 날개 전용 구조해석 시스템

프로펠러의 날개 전용 구조해석 시스템은 구조 해석 프로그램 PROSTEC과 해석결과와 가시화를 위한 PROSTEC-POST으로 구성되며, 충남대학교에서 개발되어 국내 조선사의 설계현장에 많이 보급된 프로펠러의 설계/해석 시스템인 ProDAS의 sub-system으로 개발되었다. ProDAS는 프로펠러의 날개 표면에 작용하는 압력을 양력면 이론으로 정밀하게 계산하는 동시에 프로펠러 날개의 기하학적 형상을 결정하여 구조해석 시스템의 입력자료로 넘겨주는 한편 구조해석 시스템에서 계산된 변형 자료를 고려하여 압력 분포를 재계산하는 역할을 한다. 이 프로그램들은 Fig. 2에서 보는 바와 같이 상호간 유기적으로 연결되어 자동적으로 data를 주고받을 수 있도록 구성되어 있다.

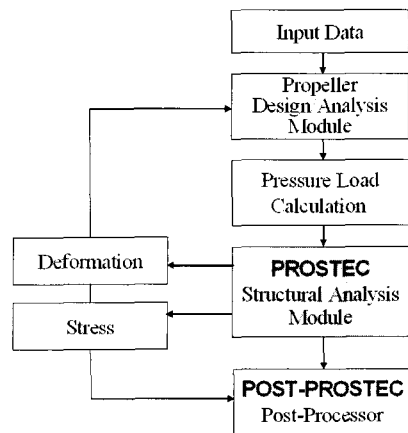


Fig. 2 Flow diagram of PROSTEC

4.1 프로펠러 구조해석 프로그램

PROSTEC 프로그램은 3차원 유한요소법 기반 추진기 날개 전용 수탄성해석 S/W로 개발되었으며, 다음과 같은 특성을 갖고 있다.

- (1) 프로펠러 날개의 기하학적 형상 data
 - 프로펠러 설계/해석 프로그램으로부터 설계 data 자동 입력
 - 20절점 입체유한요소로 자동 mesh 분할
 - Stress smoothing 기능
- (2) 하중 산정
 - 프로펠러 회전 시 날개 표면에 작용하는 정상 부하분포의 계산
 - 프로펠러 설계 프로그램으로부터 계산된 비정상 압력의 하중 변환 및 자동 입력
 - 프로펠러 회전에 의한 원심력 고려
- (3) 유체-구조 연성 해석기법
 - 프로펠러 날개와 주위 유체의 동적 연성거동 해석
 - 진동형 중첩법을 바탕으로 하는 반복해석법에 의한 비선형 운동방정식 해석기법

PROSTEC의 개발은 이미 1985년 경부터 시작되었으며 개발 초기 단계부터 여러 가지 해석 결과를 타 기관의 연구 결과와 비교함으로써 그 정도를

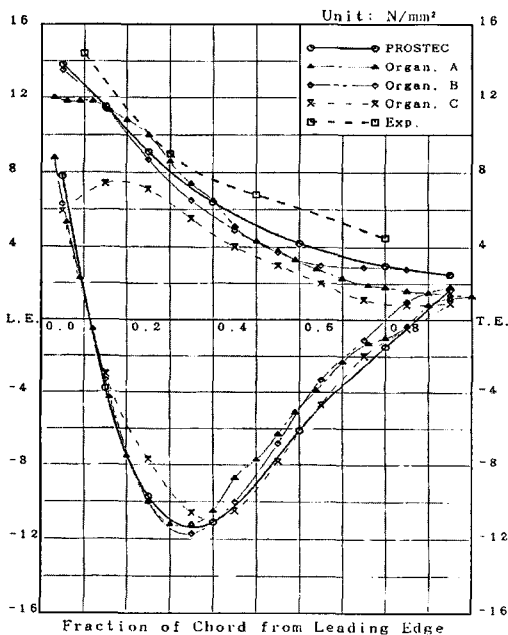


Fig. 3 Comparison of predicted stress distributions and experiment

검정한 바 있다(노인식/송인행 1985, Nho et al. 1989) Fig. 3는 18차 ITTC propulsor Committee에서 이루어진 프로펠러 날개 표면에 작용하는 응력/변형률에 관한 비교연구결과를 보이고 있다(Nho et al. 1989). 여기서, 날개에 집중하중이 작용하는 경우에 대한 해석을 여러 기관에서 동시에 수행하고 그 결과를 실험 결과와 함께 보였다. PROSTEC의 해석 결과는 길이 방향 9개, 폭방향 7개, 총 63개의 비교적 coarse mesh를 채택하였음에도 불구하고 타 기관의 결과에 비하여 실험치에 근접할 뿐만 아니라 응력 분포 또한 가장 합리적인 것으로 판단된다.

4.2 전용 후처리 프로그램

프로펠러의 유한 요소 해석 결과를 가시화하기 위하여 후처리 프로그램 PROSTEC-POST를 개발하였다. 모델 및 해석 결과를 디스플레이 하는 기능을 가지고 있으며 개발 환경 및 사용 환경은 다음과 같다.

(1) 개발 환경

- 운영 체제 : MS-Windows 2000 or XP
- 사용 언어 : Visual C++ 6.0 with MFC
- 그래픽 라이브러리 : Open GL API

(2) 프로그램의 특징

- 모델 및 변형 디스플레이
 - 숨은 면 및 숨은 선 제거 기능
 - 확대, 축소 기능 및 이동, 회전 변환
- Von-Mises 등가응력의 등고선도

5. 결 언

본 연구에서는 프로펠러 날개의 동적 구조 거동 해석 시스템 개발에 대한 전반에 대하여 개괄적으로 기술하였다. 후속 논문에서는 실제 프로펠러 날개에 대한 해석 결과를 상세히 고찰한 내용을 다루고자 한다. 이러한 프로펠러 날개의 수탄성 해석 결과는 프로펠러 날개 강도의 상대적 비교자료로써 구조적 안전성 검토에 사용될 뿐만 아니라 프로펠러 날개의 치수결정에 직접 응용될 수 있다. 또한, 프로펠러 날개의 동적 거동 추정에 효과적으로 적용될 수 있기 때문에 앞으로 프로펠러 날개에 기인

후 기

본 논문은 한국과학재단의 첨단조선공학연구센터의 지원으로 수행된 연구 (과제번호: R11-2002-104-02003-0) 의 일부이다.

참 고 문 헌

- 노인식, 송인행, 1985, 프로펠러 강도해석 프로그램 개발, 한국기계연구원연구보고서, UDC829-113.
- Fujimoto, T. and Soh, T., 1982, "Blade Stress Analysis of Highly Skewed Propeller," 관서조선학회지, 제184호.
- Kerwin, J.E. and Lee, C.S., 1978, "Prediction of Unsteady Marine Propeller Performance by Numerical Lifting Surface Theory," TRANS. SNAME, Vol. 86, pp. 218-253.
- Lee, C.-S., Kim, Y.-J., Kim, G.-D. and Nho, I.-S., 2002, "Analysis of the Structural Failure of Marine Propeller Blades," J. of Ship and Ocean Technology, Vol. 6, No. 3, pp. 37-45.
- 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.
- 驚洋久一郎, 1981, 有限要素法, 핸드북, 培風館.

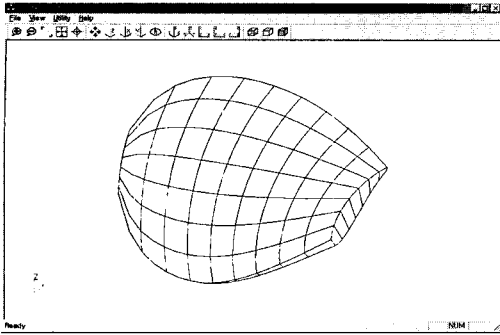


Fig. 4 Model display

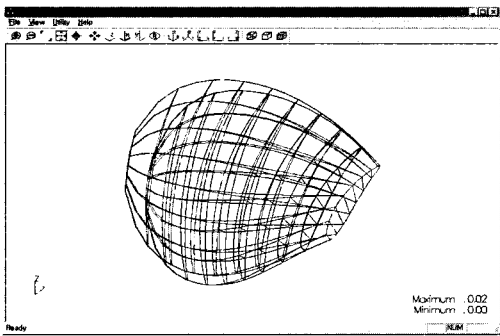


Fig. 5 Mode of deformation

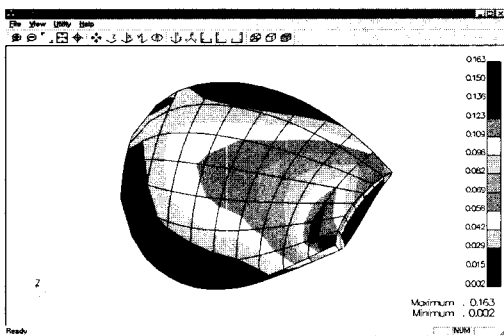


Fig. 6 Equivalent stress distribution

하는 기진력 평가와 날개 변형이 추진기의 성능에 미치는 영향을 정확히 평가하는데 유용하게 적용될 수 있을 것으로 기대된다.

본 연구를 바탕으로 피로파괴 분야의 연구가 보충되고 캐비테이션을 고려한 충격하중의 영향이 고려된다면 프로펠러 날개의 구조적 안전성 검토에 관한 좀 더 상세한 자료가 제시될 수 있을 것이다.



< 노인식 >



< 이정렬 >



< 이현엽 >



< 이창섭 >