

대형선박의 추진기 진동 모드 특성

Vibration mode characteristics on a propeller in very large vessel

김재홍*·조대승**·한성용*
J.H. KIm, D.S. Cho and S.Y. Han

Key Words : propeller(추진기), blade(날개), Vibration Mode(진동형), Finite Element Method(유한요소법)

ABSTRACT

According to the trends of construction of large size vessel with high power, the natural frequencies of the bending modes of propeller blades have been lower than the past. Therefore, it is expected that the noise and vibration problems of the marine propeller are frequently occurred. As main issue of the propeller noise and vibration problem, the cavitation noise and singing noise due to the flow induced excitation of the bending modes of propeller blade in the high frequency range has been studied by the hydrodynamic researchers in the view point of the excitation force reduction. In this paper, the vibration mode characteristics of propeller with a large diameter in very large vessel are investigated by the vibration analysis of the finite element method using MSC/Nastran and the vibration measurement by the impact test on the propeller blade. According to the results, the natural frequencies of various blade bending modes in water entrained condition could be estimated from the natural frequencies taken by the measurement and free vibration analysis in the dry condition, and it could be estimated how the high frequency noise such as singing is generated from the blade bending modes.

1. 서 론

최근 선박의 대형화 및 고출력화 추세에 따라 추진기의 직경 및 면적이 증가하고 있다. 이에 따라 추진기 날개의 고유진동수 저하하게 되고, 저주파수 진동문제 및 고주파수 진동으로 인한 소음문제발생 가능성이 높아질 것으로 예상된다.

추진기 날개의 진동 및 소음문제 중, 유체기 진력과 날개 고주파 굽힘모드의 공진에 의한 소음문제가 중요하게 다루어져 왔다.

이 중 가장 중요하게 다루어져 온 소음원으로는, 날개 끝단 tip 근방에서 유발되는 tip vortex cavitation 에 의해 날개 tip 부분의 굽힘모드가 공진하여 5 ~ 300Hz 구간에 peak 가 넓게 분포하는 cavitation noise 현상이며, 이는 주로 고속추진기에서 문제되지만 대형선박의 저속 회전 수 추진기는 high skew 추진기의 적용 등 non-cavitating 추진기로 설계될 뿐 아니라 날개면을 따라 흐르는 유속이 고속선에 비하여

빠르지 않아 cavitation 현상이 거의 일어나지 않는다.

또 다른 중요 소음원으로는 추진기 날개의 trailing edge 를 강도관점에서 날카롭게 만들지 못하기 때문에 유발되는 vortex shedding 에 의한 기진 주파수가 tip 및 trailing edge 의 굽힘진동모드의 주파수와 공진하여 유발되는 소음인 singing 현상인데, vortex shedding 이 trailing edge 의 날카로운 정도에 따라 특정 주파수에서 집중적으로 유발되는 특성을 가지므로 일반적으로 100 ~ 1kHz 의 넓은 범위 중 날개 굽힘모드와의 공진점에서 강력한 tone 으로 유발되는 것이 주로 관찰되고, 이러한 singing 소음문제를 해결하기 위하여 추진효율이 약간 감소함에도 불구하고, anti-singing 처리방법을 적용하여 해결하고 있다.

상기에서 설명한 두 가지 주요 소음문제는 주로 유체흐름에 기인하여 날개에 작용하는 기진력을 제거하는 방법들이다. 그러나 추진기 날개 자체의 진동특성을 파악하여 구체적으로 어떤 진동모드가 유체 기진력에 의하여 공진현상을 일으켜 소음을 유발하는가 하는 측면의 연구는 미흡한 실정이다. 아울러, 추진기의 직경 및 면적이 증가함으로써 유발될 수 있는 추진기 날개 저차 굽힘모드의 날개 수 harmonic 성분 기진력

*삼성중공업 조선플랜트연구소 진동소음연구

E-mail : zzerong@samsung.co.kr
Tel : (055) 630-4737, Fax : (055) 630-4985

** 부산대학교 조선해양공학과

* 삼성중공업 조선플랜트연구소

과의 공진여부를 확인할 필요성도 있다.

본 논문에서는, 유한요소법을 이용한 진동해석과 실선 추진기 날개에 대한 impact test 를 통한 대형선박의 대직경 추진기 날개의 진동특성을 파악하여, 대직경 추진기 날개의 저차 진동특성 및 소음을 유발할 가능성이 큰 고차 진동모드의 규명을 진동관점으로 시도하였다.

2. 대상선박 및 추진기

대상선박은 배수량 324000 톤 규모의 초대형 유조선으로서, 날개수 4 개, 직경 10m의 추진기를 장착한 선박이다. 대상선박 및 추진기의 주요특성은 아래 표와 같다

2.1 대상선박의 주요특성

LOA	333.0m
Breadth	58.0m
Depth	31.25m
Draught	21.025m
Displacement	324,909 Tons
Main Engine	7S80MC-C
NCR	33260BHP x 73.4rpm
MCR	36960BHP x 76.0rpm

2.2 추진기 주요특성

Propeller diameter	10.0m
Number of blades	4 EA
Mean pitch	7049mm(P/D=0.705)
Direction of rotation	Right-handed
Expended blade area ratio	48.09%
Hub diameter ratio	0.155
Skew angle	20.92 degree
Propeller mass	61540 kg
Polar mass moment of inertia of the propeller and hub in air	281360 kgm ²
Polar mass moment of inertia of the entrained water	60962 kgm ²
Material	CU-NI-AL
Young' s modulus	1.176x10 ¹¹ N/m ²
Poisson' s ratio	0.3
Density	7600kg/m ³

3. 추진기의 유한요소 모델

3.1 추진기 형상모델

선박의 추진기는 매우 복잡한 3 차원 표면으로 된 구조물이기 때문에, 추진기 offset 만으로 하는 유한요소 모델링은 작업이 어렵고 많은 시간을 필요로 하며, 이에 따라 모델링 오차 또한 크게 될 수 밖에 없다.

따라서, 본 연구에서는 유한요소 모델링 프로그램인 MSC/PATRAN 에서 추진기 설계 시 사용된 3 차원 곡선 모델을 IGES 파일형태로 입력 받아 3 차원 solid geometry 를 생성하고, 자동 mesh 기능을 사용하여 유한요소 모델을 생성하는 절차를 거쳐 추진기 날개의 해석 모델을 구성하였는데, 본 절차를 따라 모델링을 수행한 결과, 모델링의 정확도 향상과 모델링 시간을 현격히 절감할 수 있었다. 추진기 날개의 3 차원 곡선 모델 및 solid geometry 모델은 Figure 3.1 ~ 3.2에 보인 바와 같다.

3.2 유한요소 모델링

대상호선의 추진기에는 동일한 형상 및 재질을 가진 날개가 4 개가 있으므로 이중 하나의 날개에 대한 진동해석 모델을 구성하였다.

3.2 절에서 언급한 3 차원 solid geometry 모델을 유한요소 모델로 solid mesh 한 결과는 Figure 3.3에 보이고 있다.

추진기 날개양면은 접수조건이 되므로 부가수 질량효과를 고려하기 위해 접수판 요소를 추진기 solid 요소의 표면에 생성하였다. 계산에 사용된 절점수 및 유한요소수는 아래와 같다.

Solid 요소	CHEXA	240
	CPENTA	4
접수판 요소	CQUAD4	464
	CTRIA3	1
절점	GRID	573

경계조건은 추진기 hub 부분을 완전고정으로 모델링 하였다.

4. 추진기 진동해석 및 계측결과

이상과 같이 구성된 추진기날개의 유한요소 해석 모델을 범용유한요소해석 프로그램인 MSC/

Nastran 을 이용하여 고유진동해석을 수행하였다. 진동해석은 추진기 날개의 비접수 및 접수 조건에 대하여 각각 수행하였으며, 그 결과를 정리하였다. 또한 dry dock 에서 건조중인 해당 호선의 추진기 장착상태에서 비접수 조건 impact test 진동계측을 수행하여 고유진동수를 계측한 결과도 정리하였다.

이에 따라, 비접수조건 해석계측간 정도확인 으로 접수조건인 고유진동수를 해석 Base 로 예측할 수 있다.

4.1 비접수조건 고유진동해석 결과

비접수조건 고유진동해석 결과는 각 고유진동 모드별로 Figure 4.1.1 ~ 4.1.22 에 각각 나타내었다. 추진기 날개의 tangential 방향 1 차 및 2 차 굽힘모드의 고유진동수는 18.986Hz 및 38.986Hz 로 계산되었다.

4.2 접수조건 고유진동해석 결과

추진기 날개의 접수조건 고유진동해석은 본 선박의 만재상태인 홀수 31.25m 를 적용하였으며, 이에 따라 추진기 날개 끝 단부인 tip 에서 자유표면까지의 수직거리는 25.25m 가 된다.

날개표면의 접수조건 계산은 MSC/Nastran 에서 제공되는 Virtual Mass Method 를 적용하였다.

접수조건 고유진동해석 결과는 각 고유진동 모드별로 Figure 4.1.1 ~ 4.1.22 에 비접수조건 해석결과와 함께 나타내었다.

접수/비접수간 대응되는 진동모드를 비교하면, 접수 및 비접수간 추진기날개의 진동모드형상은 거의 유사한 특성을 가진다는 것을 알 수 있고, 고유진동수의 차이만이 있다고 가정하여도 무방할 것으로 판단된다.

또한 Figure 4.1.23 에서는 접수/비접수의 동일 모드간 고유진동수비를 비접수 날개의 고유진동수에 대하여 나타내었는데, 부가수 질량효과에 의하여 접수시 고유진동수는 비접수시 고유진동수대비 저주파수 모드에서는 약 55%수준이나 주파수가 증가할수록 부가수 질량효과가 감소하여 비접수 고유진동수 대비 약 85%수준으로 증가하는 경향을 가진다는 것을 확인할 수 있다.

따라서, 부가수 질량에 의한 추진기날개의 동일 진동 모드간 접수/비접수간 고유진동수 경

향을 잘 이용하면, 비접수 조건에서 추진기 고유진동수를 계측하여 접수조건에서의 추진기 고유진동수를 예측하는데 효과적으로 사용할 수 있다는 것을 알 수 있다.

4.3 비접수 조건 Impact Test 진동계측결과

비접수 조건의 추진기 고유진동수를 이용한 접수조건 추진기 고유진동수를 예측을 위하여, 비접수 조건의 해석 고유진동수의 검증이 필요하므로, 건조중인 해당호선의 비접수 조건 추진기 장착상태에서 impact test 를 이용한 고유진동수계측을 수행하였다. 접수조건 고유진동수 계측은 작업 여건 등 안전문제로 수행이 불가하였다.

Dry Dock 에서 건조되고 있는 대상선에 추진기가 장착된 장면은 Figure 4.2.1 에 보이고 있으며, 추진기 날개에 대한 impact test 장면은 Figure 4.2.2 에 보이고 있다.

추진기 날개의 impact test 시 날개면상의 4 개 지점에서 각각 impact hammer 에 의한 충격기진력을 가하여 12 개의 가속도계 부착지점에서 동시 계측하였다. 상세 기진지점 및 응답지점은 Figure 4.2.3 에 나타내었다.

계측결과 중 대표적인 결과로서, impact 1 에 의한 Resp.1,4 의 응답 스펙트럼 및 impact 4 에 의한 Resp.1,4 의 응답 스펙트럼을 Figure 4.2.4 및 4.2.5 에 나타내었다. 계측결과에 따르면, 추진기 날개의 tangential 방향 1 차 및 2 차 굽힘모드는 18.8Hz, 37.5Hz 로서, 비접수 조건 계산고유진동수와 잘 일치하며, high frequency 영역에서도 고유진동수의 계측/계산간 오차가 적음을 알 수 있다.

아울러, impact 1 위치에서 1N 의 단위 기진에 의한 Resp.1,4 응답 및 impact 4 위치에서 1N 의 단위 기진에 의한 Resp.1,4 응답의 강제진동 해석결과는 Figure 4.2.6 과 Figure 4.2.7 에 각각 나타내었는데, 계측결과와 비교하면, 고유진동수 및 진동응답경향이 비교적 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다.

Figure 4.1.17 에 보인 tangential 방향 굽힘 모드(접수 254.722Hz, 비접수 321.822Hz)는 해석 및 계측결과에서도 응답특성이 민감하므로, anti-singing 처리를 하지 않을 경우 singing 현상을 유발할 가능성이 큰 모드인 것으로 추정된다.

5. 결론

대형선에 장착되는 대형 추진기 날개에 대한 접수/비접수 고유진동해석, 비접수 고유진동수 계측 및 비접수 강제진동해석결과에 따라, 다음과 같은 결론을 얻을 수 있다.

- 1) 비접수 조건 고유진동수의 해석 및 계측결과는 매우 잘 일치한다.
- 2) 접수/비접수간 진동모드는 서로 대응되는 경향을 보이며, 비접수 추진기 고유진동수 해석 및 계측결과를 이용하여 접수 추진기의 고유진동수 및 모드를 해석 base 로 추정하는 것이 가능한 것으로 사료된다.
- 3) tangential 방향 굽힘모드(접수 254.722Hz, 비접수 321.822Hz)는 해석 및 계측결과에서도 응답특성이 민감하므로, anti-singing 처리를 하지 않을 경우 singing 현상을 유발할 수 있는 모드일 것으로 추정된다.
- 4) 접수조건 추진기 날개에 대한 impact test 는 작업 여건상 안전문제로 계측이 불가하였으나, 기회가 주어진다면 확인계측을 수행하여 접수조건 고유진동수예측의 정확도를 보다 향상시키고자 한다.

참고문헌

- (1) J.L. Taylor, 1945, Propeller Blade Vibration, Transaction of Institution of Naval Architecture, Vol.85. pp. 142-156
- (2) Marretta, R. A., A procedure for the evaluation of installed propeller noise, Journal of sound and vibration, Volume VOL.244 NO.4 pp. 697-716
- (3) RINA, Predicting hull and propeller interaction, The Naval architect, pp.44
- (4) Training course on propulsion hydrodynamics, MARIN, 13-16 November 2000.
- (5) H.C. Mason, Ship Acoustical Surveys, Naval System Commands, Washington D.C., 1967
- (6) 선박소음진동제어지침, 한국선급, 1997

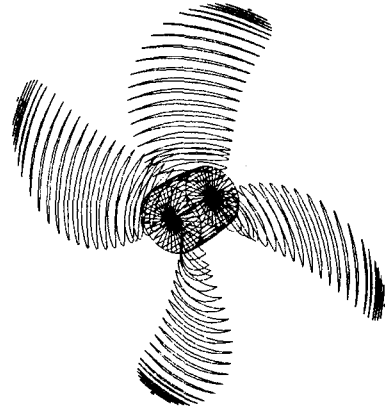


Figure 3.1 대상호선의 추진기 형상모델
(IGES Curve Geometry)

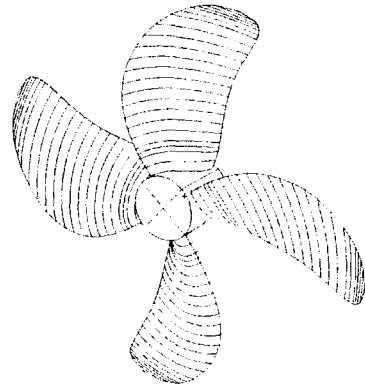


Figure 3.2 대상호선의 추진기 형상모델
(Solid Geometry using MSC/Patran)

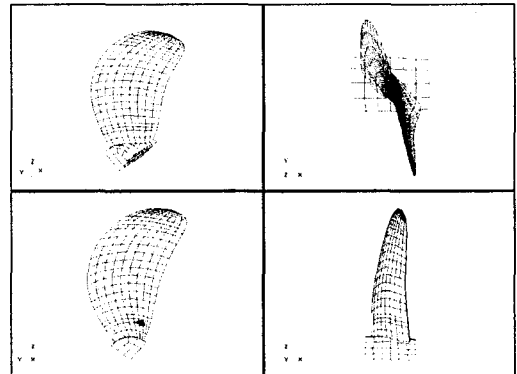


Figure 3.3 대상호선 추진기 유한요소 모델

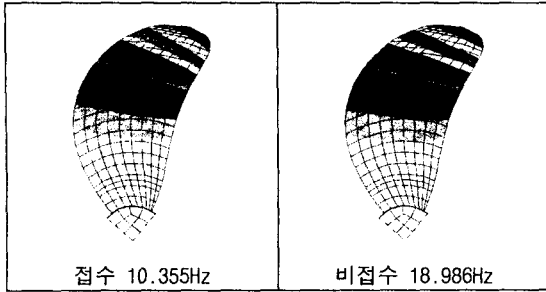


Figure 4.1.1 tangential 방향 1차 굽힘모드

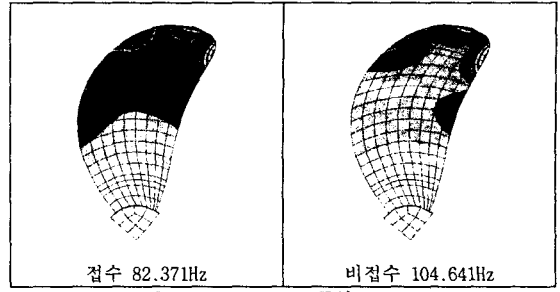


Figure 4.1.6 tip 굽힘모드

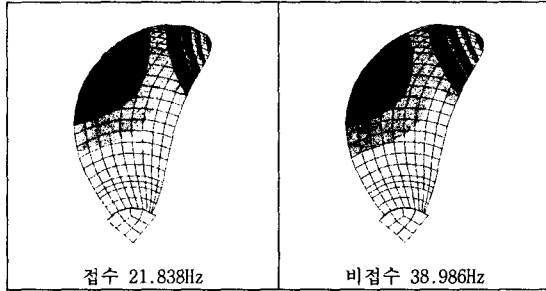


Figure 4.1.2 tangential 방향 2차 굽힘모드

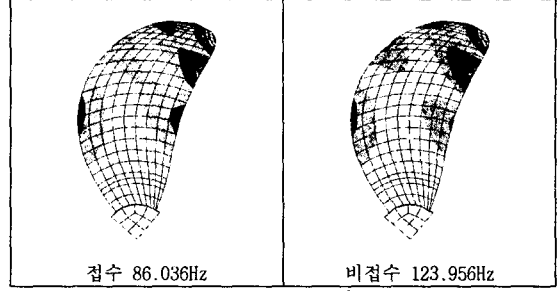


Figure 4.1.7 tip 굽힘모드

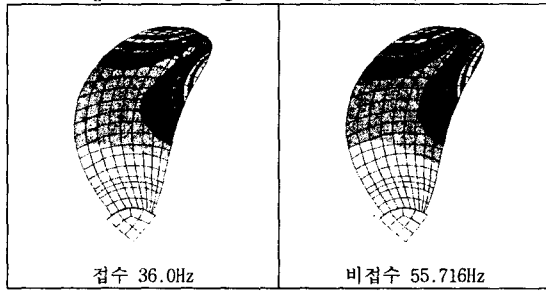


Figure 4.1.3 radial 방향 1차 굽힘모드

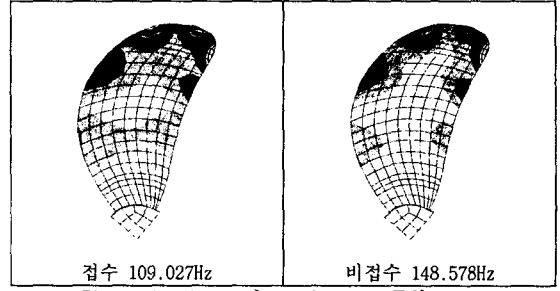


Figure 4.1.8 tip 및 leading edge 굽힘모드

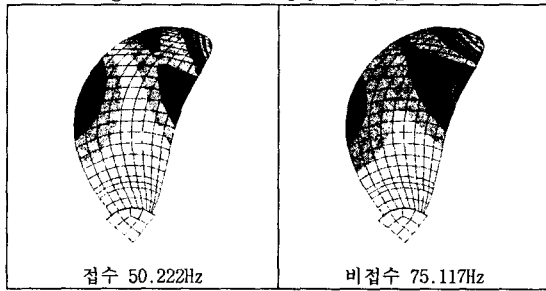


Figure 4.1.4 tangential 방향 tip 굽힘모드

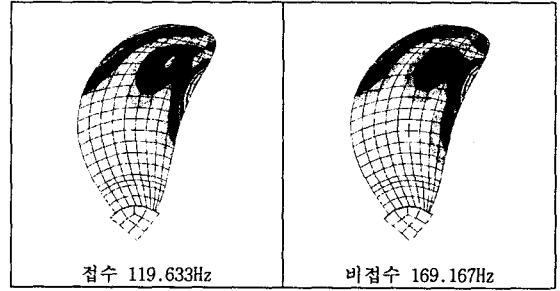


Figure 4.1.9 radial 방향 2차 굽힘모드

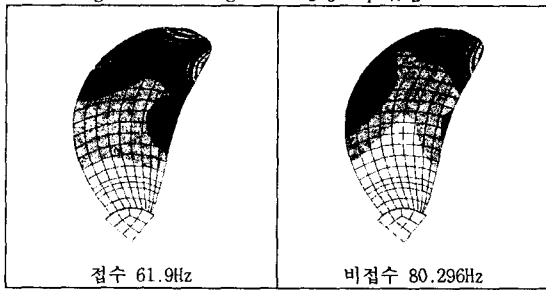


Figure 4.1.5 radial 방향 tip 굽힘모드

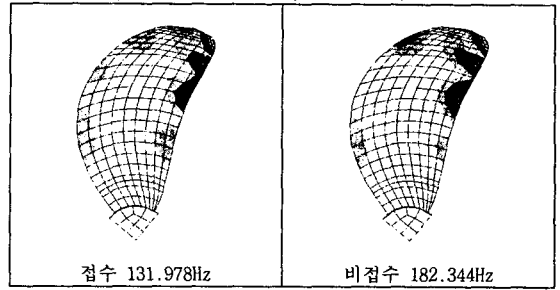


Figure 4.1.10 tip 및 trailing edge 굽힘모드

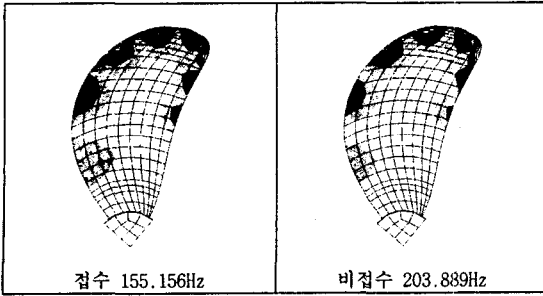


Figure 4.1.11 tip, trailing edge 및 leading edge 굽힘모드

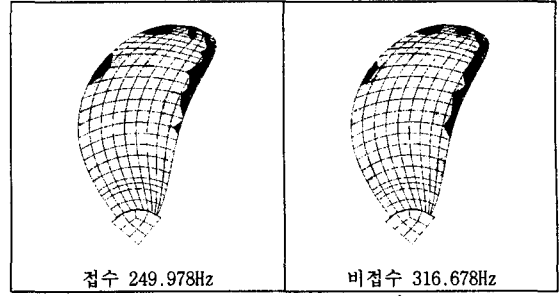


Figure 4.1.16 trailing edge 굽힘모드

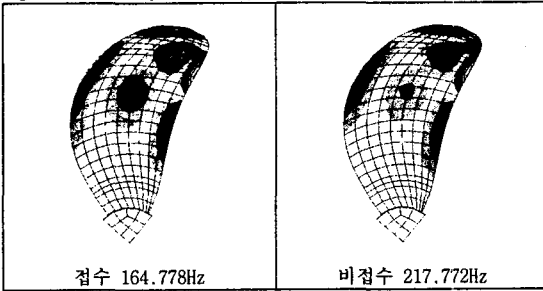


Figure 4.1.12 tip, trailing edge 및 leading edge 굽힘모드

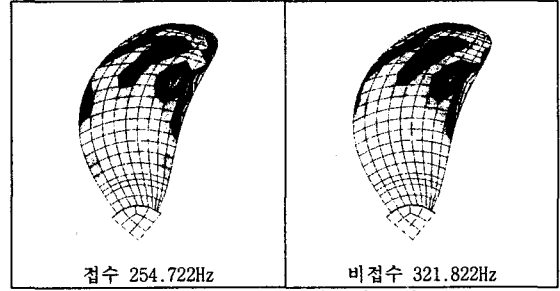


Figure 4.1.17 radial 방향 3차 굽힘모드

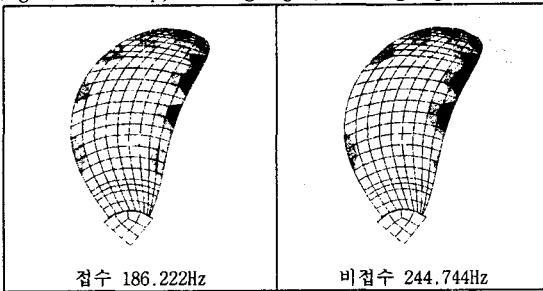


Figure 4.1.13 tip 및 trailing edge 굽힘모드

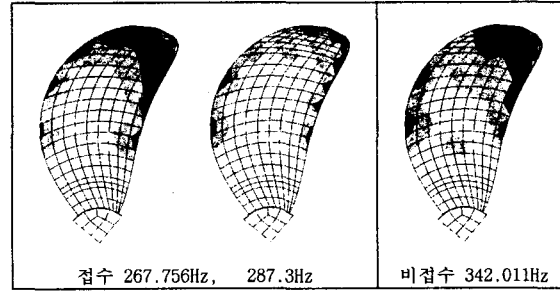


Figure 4.1.18 tip, trailing edge 굽힘모드

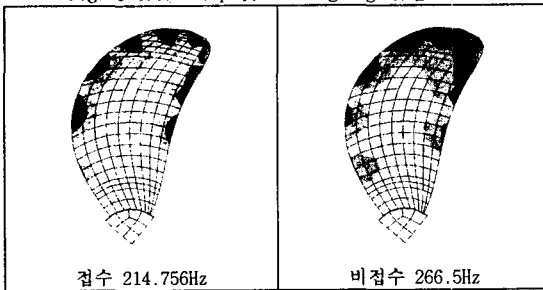


Figure 4.1.14 tip, trailing edge 및 leading edge 굽힘모드

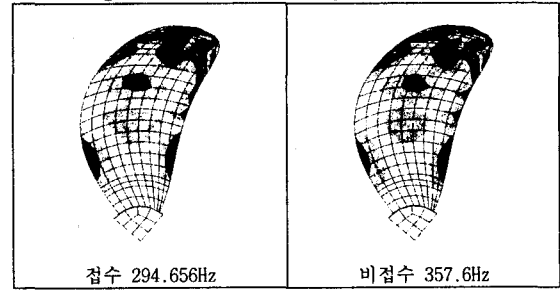


Figure 4.1.19 trailing edge 및 leading edge 굽힘모드

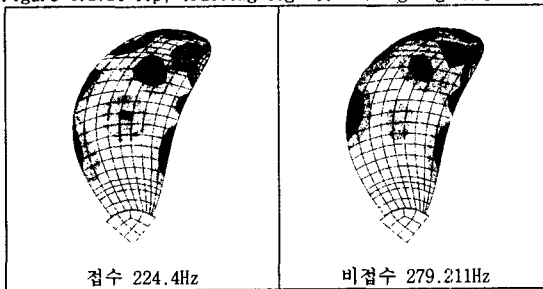


Figure 4.1.15 tip, trailing edge 및 leading edge 굽힘모드

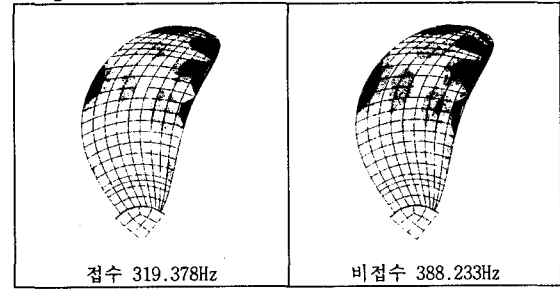


Figure 4.1.20 trailing edge 굽힘모드

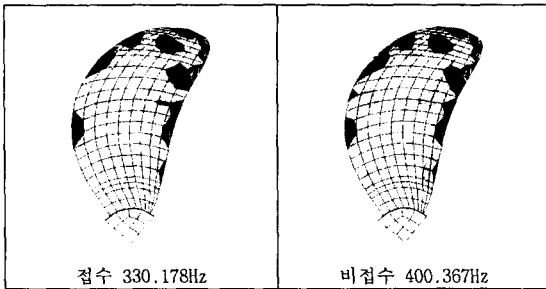


Figure 4.1.21 trailing edge 굽힘모드

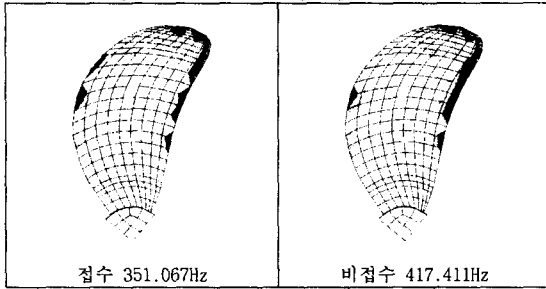


Figure 4.1.22 trailing edge 굽힘모드

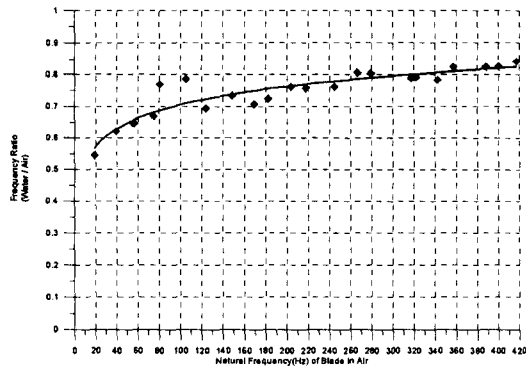


Figure 4.1.23 접수/비접수의 동일 모드간 고유진동수비

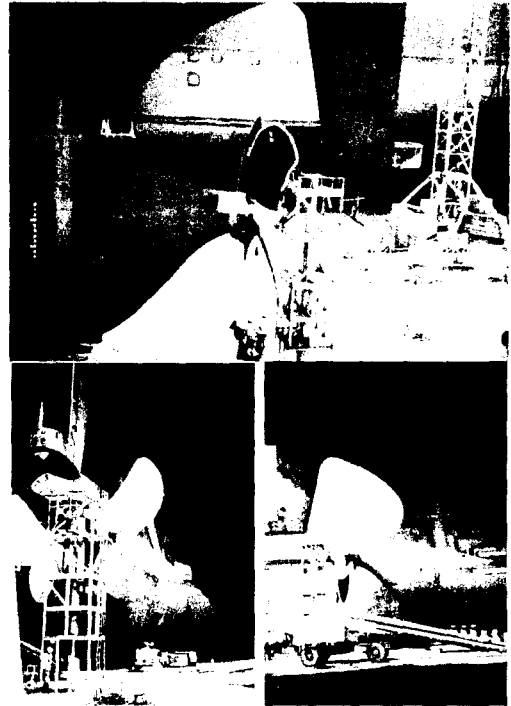


Figure 4.2.1 대상호선의 추진기 장착상태



Figure 4.2.2 추진기 impact test 장면

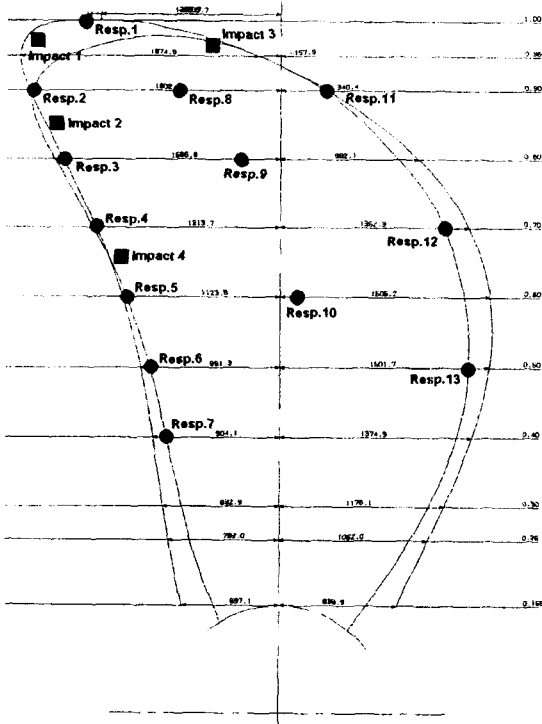


Figure 4.2.3 추진기 날개 Modal Test 시 기진점 및 응답점

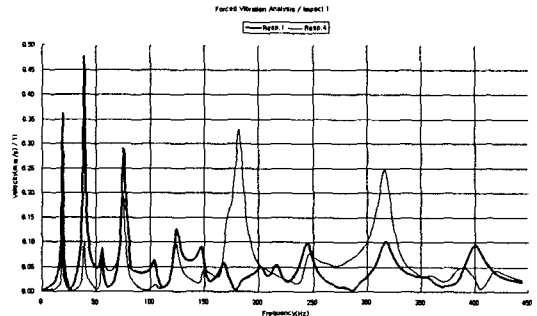


Figure 4.2.6 impact 1 기진에 의한 강제진동해석 응답 스펙트럼

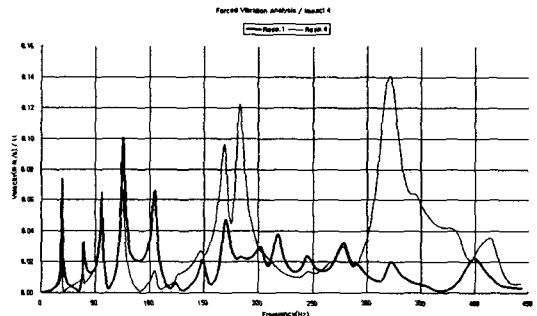


Figure 4.2.7 impact 4 기진에 의한 강제진동해석 응답 스펙트럼

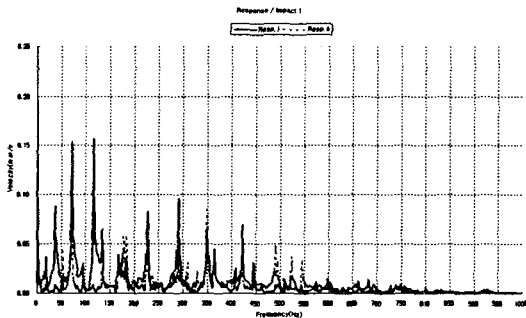


Figure 4.2.4 impact 1 기진에 의한 계측 응답 스펙트럼

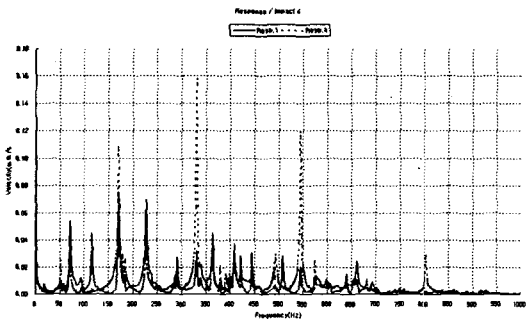


Figure 4.2.5 impact 4 기진에 의한 계측 응답 스펙트럼