
 論 文

大韓造船學會論文集
 第31卷第1號 1994年2月
 Transactions of the Society of
 Naval Architects of Korea
 Vol. 31, No. 1, February 1994

타원형날개끝 캐비테이션과 유기소음 특성연구 - 표면거칠기의 영향 -

현범수*, 이종무*, 최학선*

Study on Tip-Vortex Cavitation and Its Noise Characteristics - Effects of Surface Roughness -

by

B.S. Hyun*, C.M. Lee* and H.S. Choi*

요 약

본 연구에서는 NACA0012단면을 갖는 타원형날개끝 캐비테이션과 유기소음특성에 미치는 표면거칠기의 영향이 실험적으로 조사되었다. 사용한 표면거칠기는 조도 200 μ m의 입자로서, 날개끝 3cm 구간에 부착하였다. 또한 날개끝과 앞날에 각각 3cm의 거칠기를 준 경우도 별도로 조사되었다. 캐비테이션 발생시험 결과 캐비테이션 초기발생위치는 실험한 받음각 범위에서 날개끝으로부터 대략 1/2 코오드정도 후류이며, 캐비테이션 수가 감소함에 따라 변화하는 형상을 보였다. 날개끝 캐비테이션에 의한 소음은 주파수 3-50kHz사이의 비교적 고주파수에서 음압이 증가하는 양상을 보였으나, 더 낮은 캐비테이션수에서 날개 앞날 캐비테이션으로 확장되면 전 주파수 범위에 걸쳐서 소음이 증가하였다. 캐비테이션과 소음발생은 표면거칠기가 증가할때 개선되는 경향을 보였으나 그 차이는 크지않았다. 날개 앞날과 끝날에 거칠기를 준 경우가 낮은 캐비테이션수에서 다소 유리한 캐비테이션 특성을 보여준 반면 양력-항력비의 감소에 따른 문제점도 지적되었다.

Abstract

The purpose of present study is to investigate the surface roughness on tip-vortex cavitation and its induced noise, emanating from an elliptic wing of NACA 0012 section. Roughness elements of 200 μ m are applied to the 10% portion of wing tip, and then, the wing tip as well as the leading edge. It is shown from cavitation observation that the cavitation inception is first visible at about half chord downstream of wing tip for most experimental conditions, and developed into the tip-vortex cavitation and finally the fully devel-

발 표 : 1993년도 대한조선학회 춘계연구발표회('93. 4. 17)

접수일자 : 1993년 5월 20일, 재접수일자: 1993년 9월 1일

* 정회원, 한국기계연구원 선박해양공학연구센터

oped cavitation as cavitation number is decreased. Acoustic noise generated by a tip-vortex cavitation has its frequency range of 3 kHz to 50 kHz, while the fully-developed cavitation at lower cavitation number induces a broad band spectrum. It is also shown that, when the roughness elements are applied to the wing tip and the leading edge, the cavitation characteristics and its induced noise are improved. Moreover, it is appeared that the condition at which the rough surface is at pressure side gives a better result, although its lift-drag ratio is reduced.

1. 서론

날개끝에서 발생하여 전개되는 날개끝 보오텍스(Tip Vortex)는 선박용 프로펠러 및 각종부가장치는 물론 항공기 날개, 열유체기계등에 많은 악영향을 미치는 관계로 인하여 그 이해의 중요성이 널리 인식되어져 왔다. 그중 선박용 프로펠러의 경우 날개끝 보오텍스 발생 및 전개과정이 캐비테이션 현상과 직접적인 연관이 있기 때문에 관심의 대상이 되어왔다. 특히, 캐비테이션에 의한 선박의 소음문제는 여객선과 같은 고부가 가치선 뿐만아니라 일반상선의 작업환경 개선문제가 대두됨에 따라 그 중요성이 날로 증대되고 있으며, 전력적차원에서 수중잠수함의 추진기소음은 잠수함의 위치를 노출시킬 수 있다는 사실을 인식함에 따라 이에 대한 집중적인 연구가 이루어지고 있다.

날개끝 유동에 영향을 주는 결정적인 요소로는 날개면에서의 스펠방향 압력분포와 날개끝의 국부적인 형상이라고 알려져 있다(Platzer & Souders, 1979). Fig.1은 타원형 날개끝에서 형성되어 전개되는 날개끝 보오텍스에 의한 캐비테이션 현상을 보여준다. 흡입면에서 상대적으로 낮은 압력분포는 압력면의 유체를 날개끝을 돌아서 흡입면으로 전달하여 흡입면에서 발생하는 날개끝 방향 유체와 함께 연합하여(Roll-up) 날개끝 보오텍스를 전개시킨다. 이때 날개 끝부분



Fig. 1 Tip-vortex cavitation at the tip of elliptic wing

에서의 압력이 증기압 이하로 떨어지게되면 캐비테이션이 발생되기 때문에, 날개끝 캐비테이션을 이해하기 위하여는 날개끝 보오텍스의 구조를 이해하는 것이 무엇보다 중요하다.

날개끝 유동연구에 대한 자세한 문헌조사는 현범수 등(1991)에 나와 있으며 본 연구에서는 날개 표면거칠기에 의한 캐비테이션 특성연구와 그로인한 소음발생에 대하여 고려하기로 한다. 날개끝 보오텍스에 의한 캐비테이션 현상에 관한 연구는 McCormick(1962)에 의한 캐비테이션 초기발생 연구를 대표로 하여 여러 연구가 있어왔다. 그는 여러 종류의 날개에 대한 해석을 통하여 날개 압력면(Pressure Side)에서의 경계층과 날개끝 보오텍스간에 밀접한 관계가 있고, 이로부터 캐비테이션 감소를 위하여는 표면거칠기를 압력면에 부착하는 것이 유리함을 주장하였다. Higuchi et al(1989)은 캐비테이션 발생에 점성의 효과가 중요하며 캐비테이션 초기발생은 레이놀즈수, 유체의 기포함유량 및 부하분포와 관계되어짐을 보였다. Arndt et al(1991)는 표면장력 및 보오텍스 중심에서의 압력교란(Pressure Fluctuation)의 고려도 이 분야 연구에 필요함을 제안하였다.

날개끝 보오텍스의 세기 및 크기의 조절을 통한 캐비테이션 감소연구는 Platzer & Souders(1979)에 의한 과거의 문헌조사로부터 지금까지의 동향을 파악할수 있다. 그는 항공기 관련 날개끝 보오텍스 감소방법을 선박용 날개에 응용할 것을 제안하였는데, 표면거칠기, Bulbous Tip, Porous Tip 및 Mass Injection Tip등이 그것이다. 실제로 Souders & Platzer(1981)는 NACA 66 단면의 타원형날개에 대한 보오텍스 조절방법 연구를 위하여 위에서 언급한 방법들을 실험적으로 조사하였다. 실험시 사용한 Reynolds 수는 5×10^6 이상으로서 날개주위 유동은 충분히 난류 유동이고 터널내 공기함유량은 40%였다. 표면거칠기는 스펠(Span)의 약 4% 정도의 날개끝에 국한하였으며, 90 - 800 μ m 사이의 여러 거칠기에 걸쳐 변화시켰는데 모든 경우 매끈한 표면인 경우에 비하여 개선된

캐비테이션 성능을 얻었다. 그러나 표면거칠기가 커질 경우 날개의 양력-항력비가 감소하였기 때문에, 날개 효율에 영향이 적으면서 보오텍스를 조절하기 위한 최적의 상태로는 날개끝 부근 양쪽면에 600 μm 의 표면거칠기를 부착할 것을 제안하였다.

한편, Faller et al (1992)은 캐비테이션 초기발생을 육안으로 관찰하는데 따른 부정확성을 제거하기 위하여 소음계측으로 초기발생조건을 도출을 시도하였다. 그는 Piezoelectric pressure transducer를 사용하여 15cm의 타원형 날개끝 캐비테이션 발생시 소음을 계측하여 정성적으로 좋은 결과를 얻을 수 있었다. 표면거칠기가 소음발생에 미치는 영향연구도 100 μm 의 거칠기를 준 경우에 대하여 수행하였는데, 표면거칠기의 효과는 보오텍스 크기의 증가로 나타나며 날개 흡입면에 표면거칠기를 준 경우가 소음관점에서 유리하다는 결과를 얻었다. Stinebring et al (1991)은 날개끝 표면거칠기가 날개표면에서 유동박리에 영향을 주어 보오텍스 중심에서의 압력을 증가시키고 그 세기를 약화시키는 작용을 한다고 발표하였다. Katz & Bueno Galdo (1989)등도 거친 날개끝 표면이 날개끝 보오텍스의 세기조절에 유용함을 발표하였는데, 500 μm 의 거칠기를 날개표면에 준 결과 날개표면 압력 분포가 변하여서 날개끝 보오텍스 구조가 바뀔을 밝혔다. 그러나 그들은 2차원날개 단면에 대하여 실험하였고 유동가시화는 날개앞날 부근에 국한되었기 때문에 정량적인 관점에서 본 실험과 비교하는 것은 무리가 있을 수 있다.

본 연구는 가로-세로비가 2.546이고 단면이 NACA 0012인 타원형날개 주위의 유동연구에 초점을 맞추어 수행하였다. 제2장에는 각종실험의 목적 및 실험방법 등에 관한 내용이 수록되어 있다. 제3장에서는 날개표면의 거칠기를 바꾸어 가면서 육안관찰에 의한 캐비테이션 특성분석 결과가 정리되고 토론되었다. 캐비테이션 유기소음에 관하여는 제4장에서 다루었는데, 캐비테이션 육안관측과 전반적으로 잘 일치하는 결과를 얻을 수 있었다. 주된 연구결과로는 잘 발달된 날개끝 보오텍스 캐비테이션 (Tip vortex cavitation) 발생시 약 3kHz 에서 50kHz 범위의 주파수 영역에서 소음이 증가하고, 캐비테이션 수가 더 낮아져서 날개앞날까지 캐비테이션 영역이 확장되면 전 주파수범위에 걸친 소음이 증가한다는 사실이다. 한편 소음레벨은 같은 캐비테이션 수에서는 날개받음각이 클수록 커지나, 동일한 캐비테이션 영역 (Cavitation extent)을 기준으로 할 경우는 받음각 약 7.5° 정도에서 가장 소음치가 높았다. 끝으로 제5장에서는 본 연구결과를 요약하

고 향후 연구를 위한 제안을 하였다.

2. 모형, 실험장치 및 실험방법

2.1 타원형 날개 및 캐비테이션 실험개요

본 실험은 KRISO 캐비테이션 터널내 정사각형 계측부단면 (600mm×600mm)에서 수행하였다. 사용된 타원형 날개는 기준 코오드 (C_o) 및 스패 (S)이 각각 30cm, 30cm이며 Fig.2에 보이는 바와 같이 X-Y 평면과 Y-Z 평면에 대하여 타원형으로 생성되었다. 날개단면 (X-Z 평면)은 실험의 유용성을 감안, 타원형을 취하지 않고 NACA 0012인 좌우대칭형 날개단면을 사용하였다. 본 단면은 현범수 등 (1991)에 사용된 NACA 0020 단면에 비하여 다소 얇은 단면으로서, 실제 추진기 날개끝의 단면두께를 고려한 것이다.

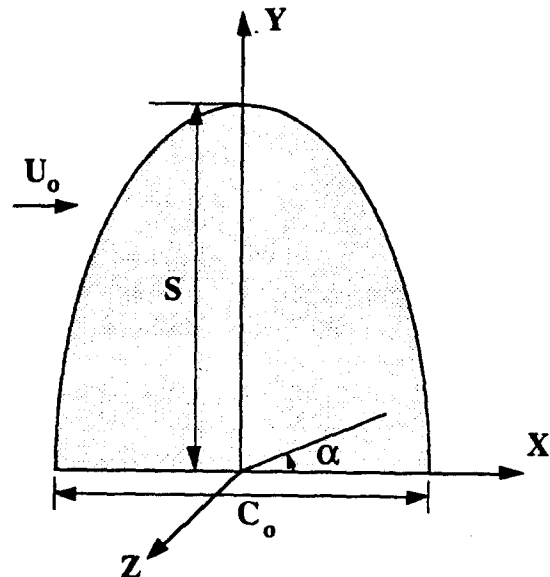


Fig. 2 Elliptic wing and coordinate system

사용한 표면거칠기용 모래입자의 크기는 Souders & Platzer (1981)와 Faller et al(1992) 등을 참조하여 200 μm 로 결정하였다. 이는 날개의 양력-항력비에 가급적 손상을 주지 않으면서 캐비테이션 특성을 향상시키기 위한 선택이었는데, 이의 타당성여부는 추후 다시 언급될 것이다. 표면거칠기는 Fig.3에서와 같이 날개끝 3cm구간과 날개 앞날 3cm구간에 걸쳐 충분히 분포시켰다. 사용한 접착제는 AY103 Aralite 에

폭시와 HY956 경화제를 100:18로 섞은 용액이었다.

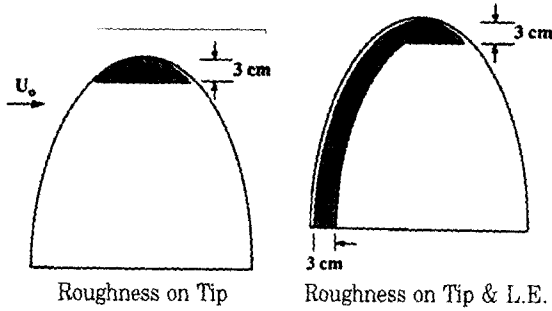


Fig. 3 Roughness configurations

실험은 터널 재측부내 평균유속 5 m/s에서 수행하였는데, 날개의 기준 코오드 (Co)를 사용한 레이놀즈수로 보면 1.16×10^6 이다. 표면거칠기에 따른 캐비테이션 및 날개끝 보오텍스구조의 변화를 보기 위하여 실시된 실험의 종류는 아래와 같으며, 추후 실험결과와 설명에 있어서 상기 실험항목을 편의상 #1, #2 등의 실험조건으로 언급할 것이다.

- #1 : 매끄러운 표면
- #2 : 날개압력면의 끝단에만 200 μ m의 표면거칠기를 준 경우
- #3 : 날개흡입면의 끝단에만 200 μ m의 표면거칠기를 준 경우
- #4 : 날개압력면의 끝단과 앞날에 200 μ m의 표면거칠기를 준 경우
- #5 : 날개흡입면의 끝단과 앞날에 200 μ m의 표면거칠기를 준 경우

날개끝 캐비테이션 현상의 정성적 관찰 및 캐비테이션 초기발생 조사를 위한 캐비테이션시험은 터널내부의 압력을 캐비테이션 생성에 적당하도록 1기압 범위 내에서 조절하면서 수행하였다. 이때 터널내부 공기함유량은 약 40% 정도를 유지하도록 지속적으로 모니터링하였다. 본 실험장면은 비디오테이프에 녹화되었다.

2.2 소음계측시험

캐비테이션 터널에서 소음을 측정하기 위하여는 김문찬 등 (1990)이 개발한 Hydrophone 상자를 사용하였다. 이 장치는 상자가 터널 외벽에 설치된 것으로서 Hydrophone이 터널 내부에 설치될 경우 그 주위에 난류가 형성되는 것을 피할 수 있는 장점이 있다. Hydrophone 은 B&K 8103 을 이용하였고 프리앰프

는 동사의 Charge Amp를 이용하였다. 관심있는 소음의 주파수 영역이 1 kHz 이상의 고주파수 영역이므로 프리앰프에서 나온 신호는 200 Hz짜리 High-Pass 필터로 통과 시켰다. 소음계측장치의 개략도는 Fig. 4 와 같다. 이로부터 나온 신호는 최종적으로 FFT 분석기를 이용하여 각 실험의 경우마다 플로피 디스크에 저장하였다. 저장된 데이터는 FFT 분석기 내에서 관심 있는 주파수 영역에 대하여 적분하므로써 여러 실험상태에 대한 상대적인 캐비테이션 소음레벨을 비교하였다. 한편 얻어진 Voltage 값들은 dBV 로 표시되므로 다음의 식을 이용하여 V 로 표현할 수 있다.

$$dBV = 10 \log_{10} \left(\frac{V}{V_{ref}} \right)^2$$

where $V_{ref} = 1Volt$

위에서 구해진 V 값은 Hydrophone 의 Charge Sensitivity 값과 프리앰프의 이득 값을 이용하여 최종적으로 압력 값으로 나타내었다. 이때 압력의 단위는 Pa 이고 이는 캐비테이션으로 인한 소음의 음압 (Sound Pressure)을 나타내게 될 것이다.

3. 캐비테이션 특성

날개끝 보오텍스에 의한 캐비테이션은 날개에서 가장 먼저 일어나는 캐비테이션의 현상으로서 이 캐비테이션의 초기발생실험은 3차원 날개의 캐비테이션 연구에 가장 중요한 실험이다. 이때 캐비테이션 수는 $\sigma =$

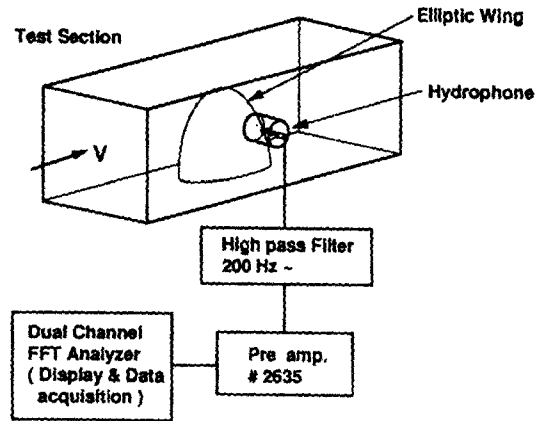


Fig. 4 System for acoustic noise measurements

$(p_0 - p_v) / (1/2) \rho U_0^2$ 로 정의되며 캐비테이션 초기발생은 날개끝 보오텍스의 중심에서 압력이 증기압 이하로 떨어질때 발생한다. 여기서 p_0 , p_v , U_0 는 대기압, 증기압 및 자유흐름속도를 각각 나타낸다.

캐비테이션 실험은 받음각 5° 에서 12.5° 범위에서 2.5° 간격으로 실시되었는데, 대표적인 실험의 예는 Fig. 5와 같다. 이 그림은 받음각 7.5° 에서의 결과로서 Fig. 5(a)는 캐비테이션 초기발생모습을 보여준다. 발생위치는 날개끝으로부터 대략 1/2 코오드정도 후류이며 다른 실험조건에서도 유사한 경향을 보여주었다. 얇은 실모양의 캐비테이션은 캐비테이션 수가 감소함에 따라 조금씩 두꺼워지면서 날개끝으로 접근하여 날개 표면에 붙게되는데 이때 Attaching Cavitation에 의한 소음이 발생하게 된다. 완전히 날개표면에 부착된 캐비티는 Fig.5(b)와 같이 잘 발달된 파배기모양(Braided structure)을 취하게 되는데, 이는 날개의 압력면에서의 유동과 그로부터 흡입면에서 야기되는 유동이 서로 위상차이를 가지고 롤업(Roll-up)되는 것으로 보인다. 이러한 구조는 넓은 캐비테이션 영역에 걸쳐서 지속되며 캐비테이션 수가 더 낮아져서 날개의 흡입면전면에 걸쳐 캐비테이션이 발생하게 되면 파배기모양의 구조는 더이상 존재하지 않고 깨진 형태의 날개끝 유동(Vortex breakdown)이 형성된다.(Fig. 5(c)). 한편 소멸(Desinent)시에도 초기발생(Incipient)시와 유사한 경향을 보이나 캐비테이션 수가 높아져서 캐비테이션이 사라질때 파배기 형태의 구조가 실모양으로 바뀌어서 사라지지 않고 굵은 날개끝 캐비테이션이 갑자기 사라짐을 확인할 수 있었다.

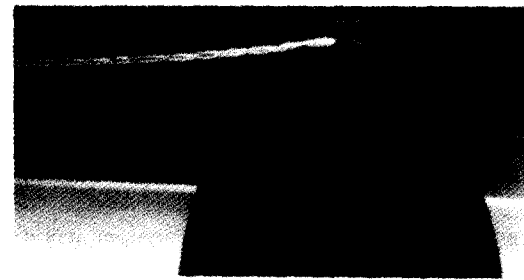
이를 타원형날개 표면에서의 압력분포와 비교할때 흥미있는 현상을 밝힐 수 있다. 현범수 등(1993)에 의하면 날개 압력면에서의 날개끝 방향유동과 흡입면에서의 같은 방향유동이 모두 날개끝 보오텍스의 생성에 기여함을 보여주었다. 캐비테이션 발생에 이 결과를 적용하면, 캐비테이션 초기발생의 경우는 흡입면에서의 날개끝방향 캐비테이션 공급이 거의 없는 반면 Fig.5(b)의 경우는 흡입면과 압력면에서 각각 날개끝 보오텍스로 제공하는 캐비티 유동량이 균형을 이룬 것으로 해석할 수 있다. Fig.5(c)는 날개의 흡입면에서 제공하는 캐비티의 양이 압력면에서의 유동보다 더 많아져서 유동의 균형이 깨진 결과로 보인다. 그러나, 실제로는 캐비테이션 특성에 미치는 물의 공기함유량, 입자(Nuclei) 분포, 레이놀즈수의 영향 및 국부적인 날개끝 형상의 영향을 고려할때 여러 다른 형태의 캐비테이션 발생이 가능할 것이다. 예를들어 입자(Nuclei) 분포가 고려되지 않은 상태에서 캐비테이션의 발

생과 소멸의 특성을 정확히 고려하는 것은 매우 어려운 일이다(Arndt and Keller, 1992).

표면거칠기에 의한 영향을 보기위하여 $200\mu\text{m}$ 의 거칠기를 사용하여 가시화한 결과의 예가 Fig.6에 나타나 있다. 흡입면쪽이 거칠게 처리된 경우 날개앞날 부근에서 날개끝으로 공급되는 유동이 줄어들어 날개끝 캐비테이션이 날개앞날 부근의 캐비테이션에 의한 영향을 적게 받는 것으로 나타난다. 즉, 표면경계층 내의 낮은 운동량을 갖는 유동이 표면거칠기에 의하여 외부 유동과 혼합되면서 운동량이 증가되어서 날개끝 방향



(a) $\sigma = 2.394$ (Cavitation inception)



(b) $\sigma = 1.357$ (Well-developed tip vortex cavitation)



(c) $\sigma = 1.072$ (Vortex breakdown)

Fig. 5 Cavitation patterns at various cavitation number ($V = 5\text{m/s}$, $\alpha = 7.5^\circ$, Suction side)

의 압력구배의 영향을 적게받은 것으로 보인다. Fig. 7에는 캐비테이션 초기발생시의 캐비테이션 수가 각 실험조건에 대하여 나타나 있다. 캐비테이션 발생과 소멸시점을 육안으로 관찰하는 것이 어려운 관계로 보



(a) Smooth surface ($\sigma = 1.10$)



(b) Rough surface ($\sigma = 1.23$)

Fig. 6 Effect of surface roughness on cavitation pattern ($V = 5m/s, \alpha = 5^\circ$, Suction side)

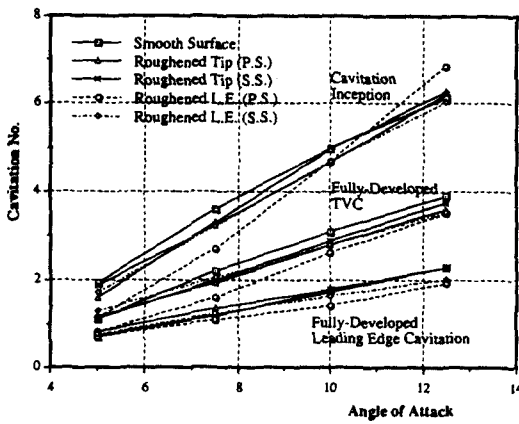
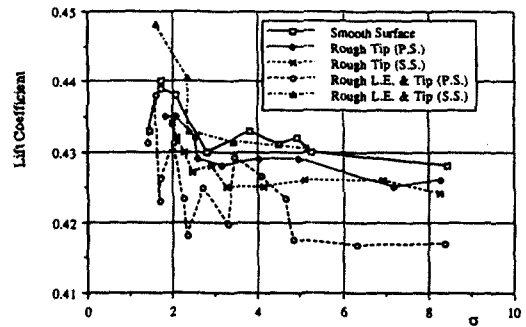
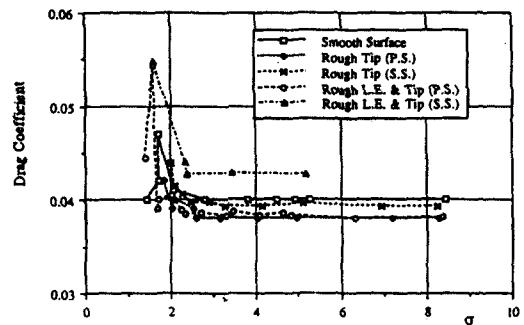


Fig. 7 Cavitation characteristics at different flow conditions

다 객관적인 자료를 얻기 위하여 캐비테이션이 날개에 부착되는 시점과 날개 전면으로 캐비테이션이 확장되는 시점에서의 캐비테이션 수도 함께 비교되었다. 전반적으로 #4, #5의 실험조건이 다른 경우보다 우수하며 그중에서도 날개의 압력면에 거칠기가 주어진 #4의 경우가 12.5° 를 제외하고는 다소 나은 결과를 줄 수 있었다. 그러나 Fig.8에서 보는 바와같이 표면거칠기에 의하여 #4와 #5의 경우 항력이 증가하여 날개의 효율을 감소시킴을 알 수 있다. 이런 관점에서 날개앞 날에 거칠기를 주는것은 세심한 고려가 필요한 사항이며 특히 #4와 같이 압력면을 거칠게 하는것은 다소 생각해볼 문제이다. 따라서 날개끝에만 거칠기를 준 #2, #3 실험조건이 전반적인 캐비테이션과 날개효율의 양쪽 측면을 고려할때 채택할 만한 경우로 생각될 수 있을것같다. 다만 Fig.8에서 주목할 사항은 양력과 항력의 증가는 캐비테이션 수가 아주 낮아져서 날개 전면에 캐비티가 발생된 경우에 국한되어있고, 날개끝 캐

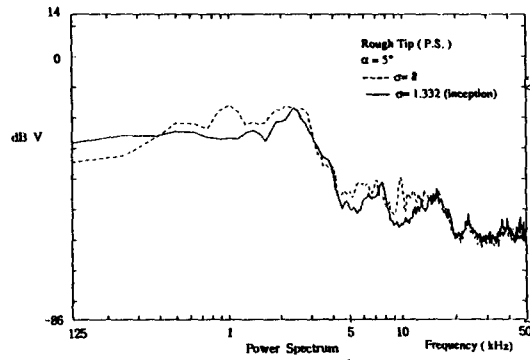
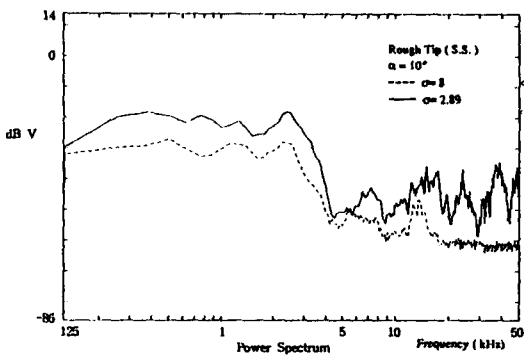
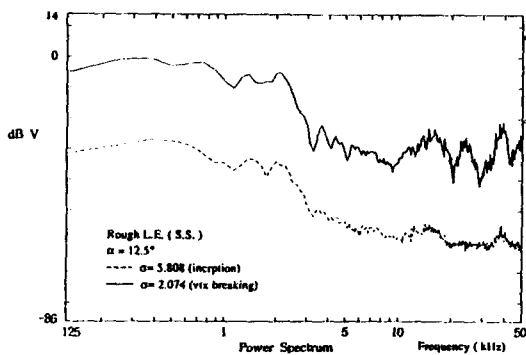


(a) Lift



(b) Drag

Fig. 8 Lift and drag coefficients at different cavitation number ($\alpha = 10^\circ$)

(a) Rough tip(P.S., $\alpha = 5^\circ$)(b) Rough tip(S.S., $\alpha = 10^\circ$)(c) Rough leading edge(S.S., $\alpha = 12.5^\circ$)**Fig. 9 Power density spectra for some cavitation conditions**

비테이션이 날개의 효율에 미치는 영향을 날개끝 캐비테이션 초기발생시로 국한하여 보면 그 영향은 그다지

크지 않았다.

본 실험결과를 Souders & Platzer (1981)가 조사한 경우와 비교할때 표면거칠기의 영향이 적게 나타났으며, 따라서 200 μ m의 표면거칠기가 충분했는지에 대하여는 의문이 남는다. Souders & Platzer (1981)에서와 같이 600 μ m 거칠기를 사용하였을 경우 원활한 캐비테이션조절이 가능했을 것으로 여길 수도 있으나 이 경우 부가항력의 증가가 예상되기 때문에 날개의 표면거칠기 처리시 날개의 코오드길이, 레이놀즈수 등과 거칠기 크기와와 보다 세심한 고려가 필요할 것이다. 현재까지 캐비테이션 연구시 캐비테이션 현상에 관계하는 많은 실험조건들의 영향이 완전히 규명되지 않았기 때문에 이에대한 해답은 여러 경우에 대한 체계적인 반복시험을 통하여만 가능할 것으로 여겨진다. 단지 본 논문의 경우는 정성적인 관점에서 Faller et al (1992)의 실험조건을 많이 참조하였다. 그들은 19차 ITTC 회의결과를 인용하면서 코오드길이가 15cm인 타원형날개에 대하여 100 μ m의 표면거칠기를 사용하였는데, 소음계측결과 캐비테이션 성능이 개선된 결과를 보여주었다. 본 실험의 경우 코오드길이가 30cm이었기 때문에 표면거칠기는 200 μ m로 하였다. 요컨대 본 실험결과는 캐비테이션실험시 고려해야 할 압력, 속도, 공기함유량, Nuclei 분포 등이 다른 실험과 서로 일치하지 않는데 따른 결과로 여겨지며 표면거칠기의 영향을 본 실험만 가지고 성급히 결론내리는 것은 어려운 일이다.

4. 소음특성

4.1 Power Density Spectrum

Hydrophone을 사용하여 계측한 스펙트럼의 예가 Fig. 9에 나타나 있다. 캐비테이션에 의한 소음의 증감을 보기위하여 각 그림에는 임의의 조건에서 계측한 두개의 캐비테이션 수에 대한 결과가 함께 비교되었는데, 크게 3종류로 나누어 소음특성을 분류할 수 있다. 먼저 Fig.9(a)에는 캐비테이션의 영향이 거의 나타나지 않는 경우를 소개하였다. 캐비테이션 초기발생시중 받음각 10 $^\circ$ 와 12.5 $^\circ$ 에서의 계측결과가 이에 해당한다. 그러나 받음각 5 $^\circ$ 와 7.5 $^\circ$ 시에는 초기발생시 스펙트럼 상에 약간의 증가가 보이는데, 이는 받음각이 작아지면 캐비테이션 수가 작아져야 초기발생이 생기기 때문에 낮은 캐비테이션 수에서 어느정도 Gaseous cavitation과 Vaporous cavitation이 혼합된 형태로 소음을 발생시키는 듯하다.

날개끝 캐비테이션이 잘 발생된 후의 소음특성은

Fig.9(b)와 같은데, 전체적으로 주파수 5 kHz에서 50 kHz사이의 범위에서 소음이 증가되었음을 알 수 있다. 그 이하의 저주파수에서의 약간의 차이는 무시 할만 한데 이는 배경소음의 영향으로 인하여 저주파수에서 정확한 값을 얻기 어렵기 때문이다. 이로부터 날개 끝 보오텍스에 의한 캐비테이션 소음은 대략 3 kHz에서 50 kHz사이의 주파수대에서 측정됨을 확인하였고 Faller et al (1992)가 발표한 범위 (5 kHz - 30 kHz)와 잘 일치 됨을 알 수 있었다. 한편, 날개 전면 에 걸친 캐비테이션이 발생할 경우는 Fig.9(c)와 같으며, 고주파수에서 상대적으로 큰 차이를 주었으나 소음치의 절대값으로 볼때 전체적인 주파수 영역에서 소음이 증가되게 얻어졌다.

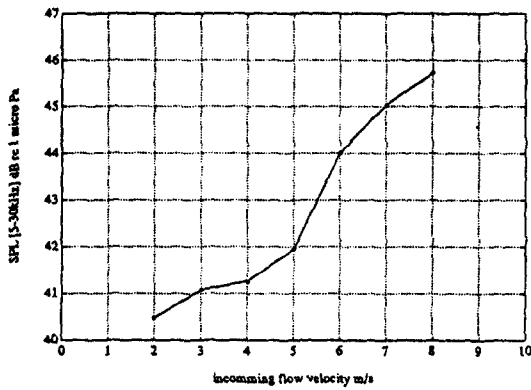
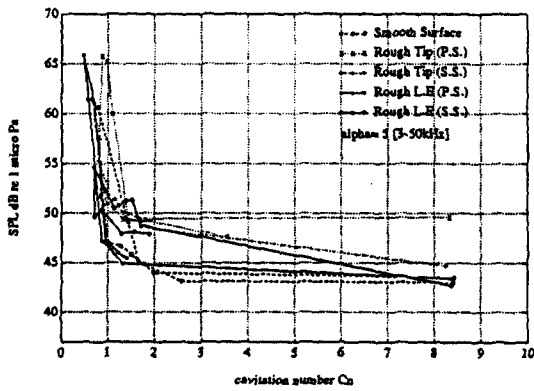
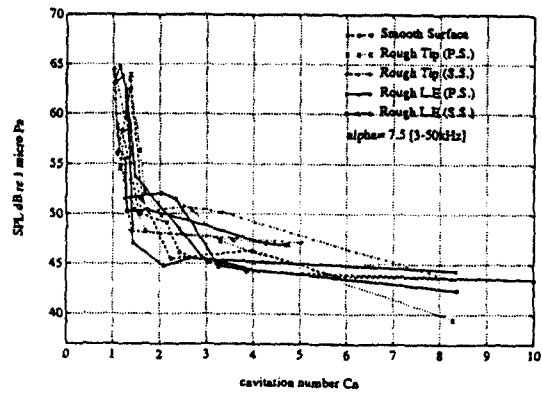


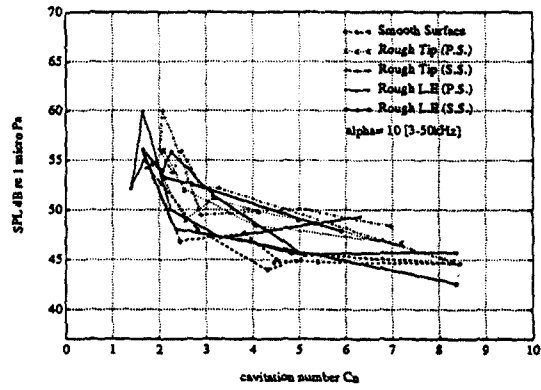
Fig. 10 Background noise level



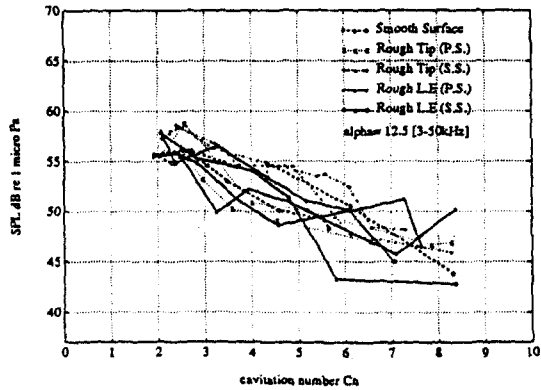
(a) $\alpha=5^\circ$



(b) $\alpha=7.5^\circ$



(c) $\alpha=10^\circ$



(d) $\alpha=12.5^\circ$

Fig. 11 Cavitation-induced noise level (V = 5m/s)

4.2 소음계측 결과

여러 실험조건에서의 소음계측결과를 정량적으로 비교하기 위하여는 전 주파수범위에 걸쳐 스펙트럼을 적분하면 된다. 그러나 전술한 바와같이 날개끝 캐비테이션에 의한 소음변화는 고주파수범위에 집중되어 있으므로 3 kHz이내의 저주파수에서 상대적으로 큰 실험오차를 제거하기 위하여 적분구간을 주파수 3 kHz 에서 50 kHz 사이로 한정하여 비교하였다. 물론 날개 전면에 캐비테이션이 발생할 경우에는 저주파수에서의 차이도 무시할 수 없기때문에 낮은 캐비테이션 수에서의 소음치는 실제보다 적게 표시될 것이다. 계측된 음압은 기준 음압을 μPa 로 하여 dB 로써 표시하였다.

먼저 캐비테이션 터널의 배경소음을 상대적으로 비교한 그림이 Fig.10에 주어져 있다. 유속이 증가하면서 소음도 증가됨을 보여주는데, 특히 유속이 5 m/s를 넘어서면 실험정도에 영향을 줄 정도의 음압변화가 계측되었다. Fig.11에는 각 받음각에서 표면거칠기의 영향을 보기위하여 음압치가 캐비테이션 수에 대하여 도시되어있다. 표면거칠기가 소음특성에 미치는 영향은 그다지 크지 않았으나, 낮은 캐비테이션 수에서는 날개 앞날과 끝날에 거칠기를 준 #4, #5 조건이 다소 유리한 소음특성을 보여주었으며, 그중 압력면에 거칠기를 준 경우가 약간 좋아보였다. 그러나, 전술한 바와같이 날개에 표면거칠기로 인한 항력의 증가문제 등을 고려할때 표면거칠기의 적용여부는 상황에 따라 종합적인 판단으로 결정해야, 할것이다. 한편, 받음각 10°를 넘어서면 날개전면에 걸친 캐비테이션상태 (Fully-cavitating condition) 에서 오히려 소음치가 약간 감소하는 경향을 보인다. 마지막으로 받음각변화에 대한

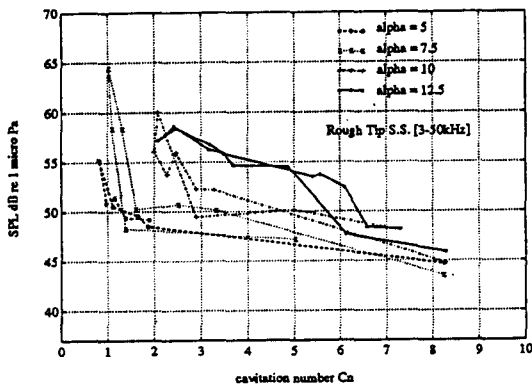


Fig. 12 Effect of angle of attack on cavitation induced noise level

소음변화의 예는 Fig.12와 같다. 소음레벨은 같은 캐비테이션 수에서는 날개받음각이 클수록 커짐을 알수 있으나, 동일한 캐비테이션 영역 (Cavitation extent) 을 기준으로 할 경우는 받음각이 약 7.5° 정도에서 가장 소음치가 높았다.

5. 요약, 결론 및 제언

본 연구는 각종 추진장치나 임펠러등의 날개 끝부분 유동연구에 직접 응용이 가능한 타원형 날개를 제작하여 실험적으로 유동현상을 파악하고자 하였다. 실험의 주안점을 날개끝 보오텍스에 의한 캐비테이션 특성해석에 두고 표면거칠기의 영향을 조사하였다. 그 결론과 몇가지 제안사항을 간추려 보면 다음과 같다.

- 1) 캐비테이션 발생시험 결과 캐비테이션 초기발생 위치는 실험한 받음각범위에서 날개끝으로부터 대략 1/2 코오드정도 후류이며, 캐비테이션 수가 감소함에 따라 날개끝 캐비테이션, 깨진 형태의 날개끝 유동 (Vortex breakdown)으로 발전하였다. 이러한 현상은 날개의 압력면과 흡입면에서 각각 날개끝으로 제공하는 유동이 캐비테이션 수에 따라 균형을 이루거나 불균형해지는 결과로 보인다.
- 2) 캐비테이션 터널의 배경소음은 유속이 5 m/s를 넘어서면 실험정도에 영향을 줄 정도의 음압변화가 계측되었다. 캐비테이션 초기발생시 받음각 5°에서 소음 스펙트럼 상에 약간의 증가가 보였는데, 이는 낮은 캐비테이션 수에서 Gaseous cavitation에 의하여 발생된 소음이 영향을 주지 않았나 여겨진다. 잘 발달된 날개끝 보오텍스에 의한 캐비테이션 (Tip vortex cavitation) 발생시 약 3 kHz 에서 50 kHz 범위의 주파수 영역에서 소음이 증가하며, 캐비테이션 수가 더 낮아져서 날개앞날까지 캐비테이션 영역이 확장되면 전 주파수범위에 걸쳐서 소음이 증가하였다.
- 3) 표면거칠기가 캐비테이션에 미치는 영향은 Souders & Platzer (1981)가 조사한 경우에 비하여는 적게 나타났으나, 전반적으로 날개앞날과 끝날에 거칠기를 준 경우가 캐비테이션 지연 관점에서 약간 유리하며 그중 날개의 압력면에 거칠기가 주어진 #4의 경우가 좀 더 나은 결과를 주었다. 그러나, 날개끝에 표면거칠기를 주어서 캐비테이션을 감소시키려는 연구는 날개의 효율

증가와 캐비테이션 감소라는 두 조건을 모두 만족시키는 범위에서 세심하게 수행되어야 할 것이다. 표면거칠기가 소음특성에 미치는 영향 역시 그다지 크지 않았으며, 캐비테이션 관찰결과와 상호 일치하는 경향을 보여주었다.

- 4) 표면거칠기 정도를 결정하기 위하여는 날개의 크기와 형상, 레이놀즈수등의 영향을 보다 세심히 고려해야 할것으로 여겨지며 본 실험에서 채택한 200 μ m 표면거칠기의 타당성은 추후 면밀한 검증이 필요하다.
- 5) 이상을 종합해볼때 소음계측결과는 전체적으로 캐비테이션 육안관찰 결과와 잘 일치한다고 여겨지며, 소음계측으로부터 캐비테이션 특성을 어느 정도는 파악할 수 있을 것으로 여겨진다. 추후 연구방향으로는 입자(Nuclei)가 캐비테이션에 미치는 영향연구, Vaporous cavitation과 Gaseous cavitation에 대한 물리적 특성이해, 날개 끝 보오텍스의 강도를 구하기 위한 보오텍스 내부의 유속과 압력을 조사하는 것 등을 꼽을 수 있겠다.

참 고 문 헌

- [1] Arndt, R.E.A. and Keller, A.P. (1992), "Water Quality Effects on Cavitation Inception in a Trailing Vortex", *J. Fluids Engineering*, Vol. 114, pp 430-438, September.
- [2] Faller, W., Farhat, M. and Avellan, F. (1992), "Some Effects of Surface Roughness on Cavitation Inception", Int'l Symp. on Propulsors and Cavitation, Hamburg, Germany. June 22-25.
- [3] Higuchi, H. et al (1989), "The Structure of Tip Vortices Over a Range of Cavitation Number", Proc. of the 22nd ATTC, St John's, NF, pp 13-21, August.
- [4] Katz, J. and Bueno Galdo, J. (1989), "Effect of Roughness on Rollup of Tip Vortices on a Rectangular Hydrofoil". *J. of Aircraft*, Vol.26, No.3, pp.247-253, March.
- [5] McCormick, Jr., B.W. (1962), "On Cavitation Produced by a Vortex Trailing from a Lifting Surface" *J. Basic Engineering*, Vol.84, pp.369-379, Sept.
- [6] Platzer, G.P. and Souders, W.G. (1979), "Tip Vortex Cavitation Delay with Application to Marine Lifting Surfaces : A Literature Survey", Ship Performance Dept. R & D Report, DTNSRDC-79/ 051, August.
- [7] Souders, W.G. and Platzer, G.P. (1981), "Tip Vortex Cavitation Characteristics and Delay of Inception on a Three-Dimensional Hydrofoil", Ship Performance Dept. R & D Report, DTNSRDC-81/007, April.
- [8] Stinebring, D.R., Farrell, K.J. and Billet, "The Structure of a Three-Dimensional Tip Vortex at High Reynolds Numbers", *J. Fluids Engineering*, Vol.113, pp 496-503.
- [9] 김문찬 등 (1990), "캐비테이션 터널의 소음특성 연구", 해사기술연구소 연구보고서 UCE 471-1398.D.
- [10] 현범수 등 (1991), "타원형날개 주위유동의 실험적 연구", 해사기술연구소 연구보고서 UCE 485-1559.D.
- [11] 현범수, 김문찬 (1993), "유동가시화를 통한 타원형 날개주위 유동연구", 대한조선학회 논문집, 제30권 1호, 1993. 2. 20.