
 論 文

大韓造船學會論文集
 第 30 卷 第 1 號 1993 年 2 月
 Transactions of the Society of
 Naval Architects of Korea
 Vol. 30, No.1, February 1993

유동가시화를 통한 타원형날개주위 유동연구

현범수*, 김문찬*

Study on the Flow Around an Elliptic Wing Using Flow Visualization Techniques

by

Beom-Soo Hyun* and Moon-Chan Kim*

요 약

NACA0020 단면을 갖는 타원형 날개끝에서 발생되어 전개되는 Tip Vortex를 연구하기 위하여 날개표면과 후류에서의 유동특성을 조사하였다. 날개표면 유동은 Tufts법과 캐비테이션 관찰로 분석되었으며 날개표면 압력계측으로 유동가시화 결과를 보완하였다. 연구결과 강력한 스펀 방향 압력구배가 Tip Vortex 생성에 결정적 영향을 줌과 아울러 날개 양쪽면에서의 유동이 공히 보오텍스의 생성에 기여함을 알 수 있었다. 한편, 자세한 Tip Vortex의 구조를 보기위하여 캐비테이션 관찰, Laser Sheet 기법에 의한 보오텍스 단면가시화 및 유속계측이 실시되었는데 보오텍스의 형상과 강도는 날개의 받음각에 지배되어 나타났다. 날개끝 유동의 전반적인 특성은 비점성유동 가정하에서 사용되는 보오텍스 모델링을 보완할 목적으로 분석되었다.

Abstract

This study deals with an investigation on the tip vortex generated by an elliptic wing with section shapes of NACA 0020. The flow structure on the wing surface is investigated by using tufts test as well as observing the cavitation pattern. The surface pressure on a foil surface is measured to complement the visualized flow field. Results show that a strong spanwise pressure gradient is a definite contributor on the formation of tip vortex, and the fluids from both sides contribute to the evolutionary process of tip vortex. On the other hand, a series of experiments are conducted to investigate the detailed structure of tip-vortex at various angles of attack. The tip-vortex formation and development are observed by producing a cavitation, and then by a laser sheet technique in conjunction with a dye injection method.

발 표: 1992년도 대한조선학회 춘계연구발표회('92. 4. 18.)

접수일자: 1992년 5월 20일, 재접수일자: 1992년 10월 16일

* 정회원, 해사기술연구소

The shape of tip-vortex and the distance between a vortex core and the trailing vortex sheet are found to vary with the angle of attack. Overall features of tip flow are evaluated to complement the vortex model based on inviscid theory.

1. 서 론

프로펠러 주위 유동중 그 중요성에 비하여 물리적인 현상이 잘 이해되지 못한 부분으로 날개와 허브 경계면의 유동과 날개끝 부근 유동을 대표적으로 꼽을 수 있다. 그중 날개끝에서 발생하여 전개되는 날개끝 보오텍스(Tip Vortex)와 후류 보오텍스(Trailing Vortex)는 선박용 프로펠러는 물론 항공기 날개, 터보보기기 등에서 여러 악영향을 미치는 관계로 인하여 그 중요성이 널리 인식되어져 왔다. 대표적인 사례로는 대형 항공기 날개에서 발생하는 날개끝 보오텍스가 그 뒤를 따르는 소형 비행기의 추락을 야기하는 경우로서, 많은 항공관련 연구들이 미국 NASA를 포함한 여러 연구기관에서 수행되어져 왔다(Chigier & Corsiglia(1971), Scheiman et al(1972) 등 참조). 선박용 프로펠러의 경우 날개에서 발생하는 날개끝 캐비테이션 현상이 날개끝 보오텍스 발생 및 전개과정과 직접적인 연관이 있기 때문에 관심의 대상이 되어왔다(Higuchi et al(1987), Arndt et al(1991) 등 참조).

물리적 관점에서 볼 때 날개끝 보오텍스는 유한 날개요소의 날개끝에 형성되는 복잡한 3차원 점성유동장을 대표하는 유동현상이다. 이 유동은 날개의 압력면과 흡입면에서의 스펠방향 압력분포 차이가 직접적인 원인이 되어 나타나며, 강한 점성의 영향이 수반된다. 흡입면의 압력분포가 압력면에 비하여 상대적으로 낮은 관계로 압력면의 유체는 날개끝을 돌아서 흡입면으로 전달되며 흡입면에서 발생하는 날개끝 방향 유체와 함께 연합하여(Roll-Up) 날개끝 보오텍스를 형성한다. 이 날개끝 유동에 영향을 주는 결정적인 요소로는 날개면에서의 스펠방향 압력분포와 날개끝의 기하학적인 형상이라고 알려져 있다. (Platzer & Souders, 1979) 날개끝 유동은 날개면에서 발생하는 캐비테이션에 영향을 주며 유동박리현상, 보오텍스 Roll-Up 및 전개 등 많은 기본적인 특성을 내포하고 있어 이에 대한 연구는 프로펠러 설계 및 각종 추진장치의 설계에 응용가치가 매우 크다. 또한 날개끝 보오텍스에 의한 캐비테이션 현상은 날개면의 침식은 물론 진동, 소음현상의 해석에도 중요하며 특히 프로펠러 날개끝 캐비테이션에 기인

한 소음의 탐지는 그 활용도가 매우 높다.

지금까지의 연구결과 들을 대별하면 날개끝 보오텍스 구조를 이해하고 모델링하기 위한 연구, 날개끝 보오텍스 감소법을 포함한 응용연구 및 캐비테이션 현상연구로 나눌 수 있다. 이에 대한 종합적인 검토는 미국 NSRDC의 Platzer & Souders(1979)에 의하여 이루어 졌는데, 그들은 날개끝 보오텍스에 관한 148개의 관련 논문을 비교분석하여 선박용 프로펠러의 캐비테이션 조절 관점에서 날개끝 보오텍스 지연 및 감소연구에 유용한 정보를 도출하였다. 보다 자세한 문헌조사 결과는 현범수 등(1991)에 나타나 있는데 그 결과를 요약하면 현재까지 알려진 연구사례들은 주로 실험적인 방법에 의존하여 날개끝 보오텍스의 기본적인 현상연구에 치중해 왔음을 알 수 있다. 또한 날개끝 보오텍스에 기인한 캐비테이션 현상 및 그 감소를 위하여는 매우 빈약한 정보만이 존재하였다. 이론적으로는 비점성 포텐셜 유동해석(혹은 오일러 방정식)에 근거한 시뮬레이션에 그치고 있으며 Navier-Stokes 방정식의 해법은 물리적인 모델링의 부재로 인하여 아직 기초단계에 있다. 이는 유동 자체가 이미 날개 주위의 압력분포와 점성에 기인한 유동박리현상이 서로 상호작용을 일으키는 관계로 그 실질적인 접근이 제한되어 왔기 때문으로, 더우기 국내에서는 이에 관한 심도있는 연구가 거의 진행되지 못하였다.

본 연구는 단면이 NACA 0020인 타원형날개 주위 유동의 실험적해석에 초점을 맞추어 수행하였다. 사용한 유동가시화 기법은 Tufts 실험, 캐비테이션 관찰 및 Dye Injection/Laser Sheet 기법등이었다. 유동가시화 결과를 뒷받침하기 위한 정량적인 유동장 해석을 위하여는 날개표면 압력계측 및 보오텍스 단면상에서의 유속계측이 수행되었다. 제2장에는 각종실험의 목적 및 실험방법에 관한 내용이 수록되어 있으며, 제3장에는 날개면상에서의 유동파악을 위한 실험 및 그 결과가 정리·토론되었다. 날개끝 보오텍스의 형성 및 전개에 관하여는 제4장에서 다루었는데, Dye Injection/Laser Sheet 기법을 사용한 날개끝 보오텍스의 단면구조 가시화가 가장 대표적인 연구결과였다. 끝으로 제5장에서는 본 연구결과를 요약하고 향후연구를 위한 몇가지 제안을 하였다.

2. 모형, 실험장치 및 실험방법

2.1 타원형 날개 및 실험개요

실험은 당 연구소의 캐비테이션 터널내 정사각형 계측부단면(600mm×600mm)에서 수행하였다. 사용된 타원형 날개는 기준 코오드(C_0) 및 스패น(S)이 각각 30cm×30cm이며, Fig. 1에 보이는 바와같이 X-Y 평면과 Y-Z 평면에 대하여 타원형으로 생성되었다. 타원형 날개의 경우 $A=8S/\pi C_0$ 로 정의되는 Aspect Ratio는 2.546이다. 날개단면(X-Z 평면)은 실험의 유용성을 감안, 타원형을 취하지 않고 NACA 0020인 대칭형단면을 사용하였다. 본 단면은 일반적인 프로펠러 날개에 사용되는 단면에 비하여 다소 두꺼운 형상이나, 날개표면 압력계측용 압력탭(Pressure Tap)의 설치를 위한 공간확보를 목적으로 채택되었다. 내경 1mm의 압력 탭들은 날개표면상 30개의 위치에 분포되었다.

실험은 터널계측부내 평균유속 $U_0=4m/s$ 에서 수행하였는데, 날개의 기준 코오드(C_0)를 사용한 Reynolds수로 보면 0.93×10^6 이다. 날개의 받음각(Angle of Attack) 변화에 따른 압력 및 캐비테이션 등의 영향을 보기위하여 날개는 터널 계측부 하단 회전판에 부착되어 다양한 받음각 범위에 걸쳐 회전시킬 수 있도록 하였다.

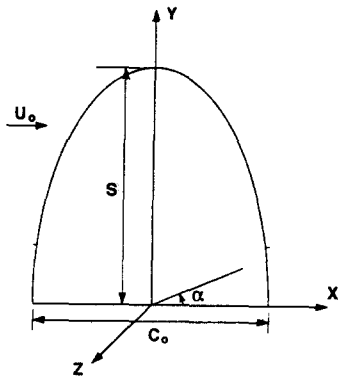


Fig.1 Elliptic wing and coordinate system.

2.2 유동가시화실험

유동가시화는 Tufts실험, 캐비테이션관찰 및 Dye Injection/Laser Sheet 방법을 사용하여 실시되었다. Tufts실험은 길이 3cm의 얇은 실을 날개표면에 1.5-5cm의 간격으로 부착한후 유속 4m/s에서 실시하였다. 날개표면에 부착된 Tufts로 인하여 표면유동

이 다소한 변경될 가능성이 있기 때문에 자세한 유동장의 해석에 직접 적용하기는 어려우나, 유동의 불안정성 및 전반적인 특성파악에는 충분한 정도로 여겨졌다.

날개끝 보오텍스의 궤적을 추적하고 날개끝 캐비테이션 현상의 정성적관찰을 위한 캐비테이션 발생 실험은 터널내부의 압력을 캐비테이션 생성에 적당하도록 조절해 가면서 유속 4m/s에서 수행되었다. 압력조절은 캐비테이션 발생시(Incipient)와 소멸시(Desinent)에 날개의 받음각에 따라 크게 변화하는 양상을 보였기 때문에 캐비테이션 수에 대한 영향은 고려할 수 없었다. 이를 위하여는 터널내부 공기함유량을 잘 조절한후에 실험이 실시되어야 한다.

마지막으로 Dye Injection/Laser Sheet 방법은 날개표면에 설치된 압력 탭들중 날개끝에 위치한 5개의 구멍으로 염료를 분출시키면서 수행하였다. 사용한 염료는 녹색의 레이저광에 노란색을 발광하는 형광 레이저염료인 Rhodamine-B이었다. 약 2리터 정도의 물에 극소량의 염료(1g 이내)를 타서 만든 염료용액은 날개끝 구멍들을 통하여 흘러나와 Fig. 2에서와 같이 6W Argon-Ion 레이저와 원주형렌즈(Cylindrical Lens)로 구성된 Laser Sheet 발생장치로 형성되는 얇은 레이저광면에서 가시화된다. 본 방법은 터널내부 임의의 한 단면에만 광원을 집중시키기 때문에, 터널내 X 축에 수직한 평면에 대하여 단면촬영할 경우 날개끝 보오텍스의 내부 구조를 자세히 관찰할 수 있는 강력한 유동가시화 방법이다. 사진촬영은 레이저광면에 수직한 위치가 이상적이나 그 경우 부수적인 촬영장치가 필요하기 때문에 X 축에 약 30° 각도가 되는 터널바깥의 적당한 위치에서 실시

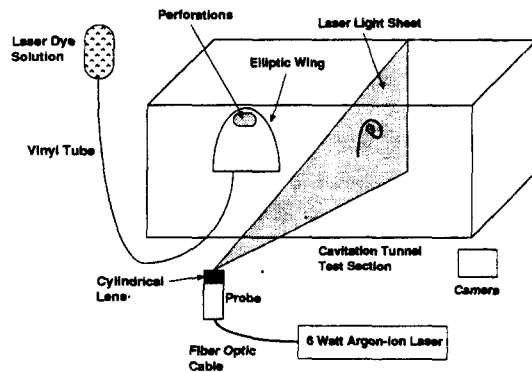


Fig.2 Experimental arrangement for the dye injection / Laser sheet method

하였다. 실험은 유속 0.5m/s ($Re=1.16 \times 10^6$)에서 수행하였는데 유속이 1m/s를 넘어설 경우 원만한 가시화가 이루어지지 않았다.

2.3 압력 및 유속계측실험

날개표면 압력계측은 0-25도 사이의 받음각범위에 걸쳐 실시하였다. 압력탭들은 2개의 24채널용 Scanner에 비닐튜브로 연결하고, Scanivalve를 거쳐 압력변환기로 연결되었다. 사용한 압력변환기는 Scanivalve 사의 용량 5psi짜리 모델 B6010으로서 압력용기를 사용하여 캘리브레이션 되었다. 계측된 압력은 타원형 날개의 존재로 인한 터널의 격벽효과를 고려하기 위하여 터널계측부의 창문 중앙벽면에 설치된 압력탭으로부터 얻은 압력보정치로 보정되었다.

날개끝 보오텍스의 세기를 알기위하여 보오텍스 중심을 가로질러서 원주방향유속을 계측하였다. 사용한 장비는 3 방향유속이 동시계측 가능한 Dantec 3-Component LDV이나 사정상 1방향유속 만을 계측하였다. 광원은 녹색과 청색광이 사용되는 6W급 Argon-Ion Laser이다. 계측점에서 산란된 빛은 각종 광학계를 거친후 광변환기(PM)에서 전기적인 신호로 변환되어 Counter 타입 신호처리 장치에서 원하는

속도값을 얻게된다. 기존의 장치가 레이저본체 및 광학계 전체를 이동시켜서 원하는 위치의 유속을 계측하는 반면 본 장비에 부착된 Fiber Optics는 오직 최소한의 광학계만이 위치조절시 움직이도록 전체 레이저시스템과 이송장치간에 Optical Fiber를 사용하여 레이저 광을 이송하는 장치이다.

3. 날개표면 유동

3.1 유동가시화 결과

Tufts법을 사용한 날개표면 유동 가시화 결과는 Fig. 3과 같은데, 전체적으로 날개끝으로 몰리는 유선들을 잘 볼 수 있다. 받음각 5°의 경우 압력면에서는 날개끝 쪽으로의 유동이, 흡입면은 날개 안쪽으로의 유동이 발견되나 받음각이 증가할수록 흐름의 방향이 양쪽면 모두 날개끝쪽을 향함을 보여준다. 예를들어 $\alpha=15^\circ$ 인 경우 흡입면의 날개 앞날부근에서 아래쪽을 향한 흐름이 코오드 방향으로 중간부근에 이르면 윗쪽으로 방향을 바꿈을 알 수 있다. 이로부터 받음각이 커질수록 더 많은 유체가 보오텍스 중심으로 이송되어 강력한 날개끝 보오텍스를 생성시키게 된다. 날개끝 유동에 영향을 주는 구간은 받음각에 따라 변화하나 대략 날개의 상반부 전체에

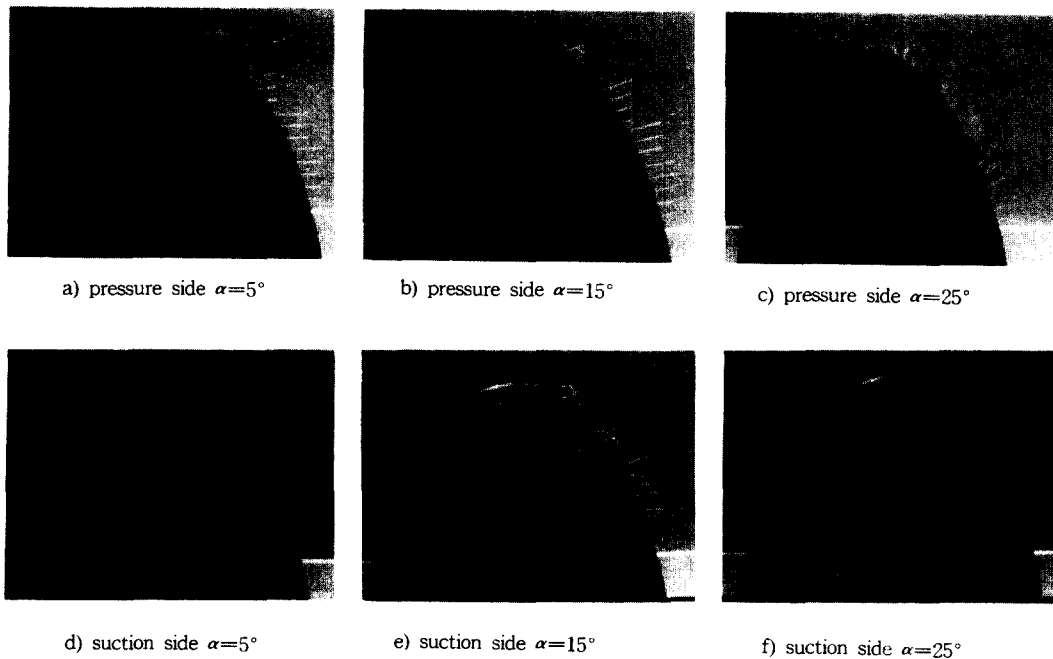


Fig.3 Flow visualization on the both sides of wing using mini-tufts ($Re=0.93 \times 10^6$)

이르고 있다. 날개면상에서 흐름의 비정상성은 흡입면에서 전체적으로 관찰되며 받음각이 커질수록 비정상성도 증가되고 있다. 그러나 받음각이 20°를 넘어서게 되면 흡입면 전반에 걸쳐 매우 불안정한 양상을 보이게 되며, $\alpha=25^\circ$ 가 되면 강력한 역류가 날개전반에 걸쳐 발생되는등 매우 복잡한 유동이 형성되기 때문에 Trailing Vortex Sheet가 날개끝으로 이동되는 보오텍스 Roll-Up 과정이 원활하게 이루어지지 못하게 된다.

3.2 날개표면 압력계측결과

날개표면 양측에서의 압력계측 결과는 Fig. 4와 같다. 날개끝 보오텍스가 형성되기 시작하는 $\alpha=5^\circ$ 에서 날개끝에 약간의 스펠방향 압력구배가 나타나고 있으며 받음각이 증가할수록 스펠방향 변화가 심화되고 있다. 이러한 변화는 날개끝으로 갈수록 심해지는데 날개의 양쪽면에서 공히 날개끝으로 Favorable Pressure Gradient가 작용함을 알 수 있다. 이는 날개 양쪽면 모두에서의 경계층, 혹은 박리된 유동이

강한 스펠방향 유동을 형성하며 날개끝으로 물리면서 날개끝 보오텍스의 형성 및 전개과정에 기여함을 의미한다. 이 결과는 압력면으로 부터 유입되는 유체가 날개끝 보오텍스 형성에 결정적인 역할을 하며 흡입면의 중요성은 그리 크게 생각하지 않았던 과거 Platzer & Souders(1979)나 McCormick(1962)등의 연구결과에 비추어 볼 때 그들의 연구결과를 보충하는 자료로 이용이 가능하다. 즉, 본 실험결과는 보오텍스 중앙으로 유입되는 유동이 날개의 양쪽면 모두의 기하학적 형상과 받음각에 지배되어 나타난다는 사실로서 Higuchi et al(1987)의 지적과 상통한다. 한편 흡입면의 압력이 압력면보다 낮은 관계로 보오텍스 Roll-Up이 형성되는 곳은 흡입면 쪽에 위치함을 알 수 있다.

전체적으로 본 압력계측결과는 유동가시화 결과와 상호 잘 부합되는 경향을 나타내었다. 한가지 특이한 사항으로는 $10^\circ < \alpha < 20^\circ$ 에서 압력면은 $(C_p)_{min}$ 이 날개 뒷날쪽에 생기는 반면 흡입면에서는 이 값이 앞날쪽에 주어진다는 점이다. 이는 날개의 압력면과 흡입면

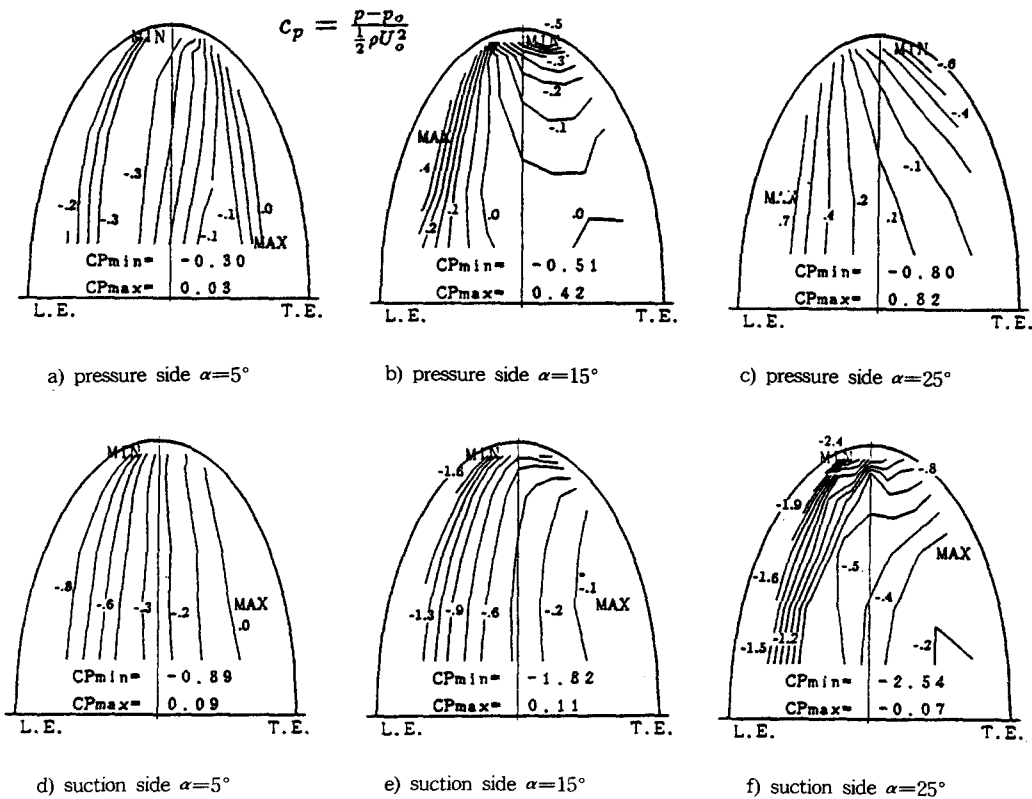


Fig.4 Surface pressure distributions on the both sides of a wing ($Re=0.93 \times 10^6$)

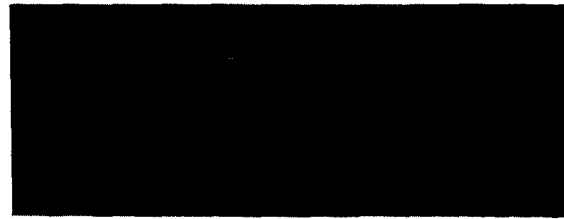
에서 각각 날개끝 보오텍스로 제공되는 유체간에 위상차가 존재할 수 있음을 의미하며, 따라서 어느 특정한 유속과 받음각에서 날개끝 보오텍스가 파배기의 형태(Braided Structure)로 전개되는 현상과 관계가 있을 것으로 여겨진다. Arndt et al(1991) 역시 이 현상을 두개의 Corotating Vortex간에 상호작용에 기인한다고 발표하면서 캐비티 표면의 불안정성에 기인한 현상이라는 종래의 주장을 반박하였다. 끝으로 Stall이 발생하는 $\alpha=25^\circ$ 를 보면, 압력면에서 스펠방향 압력구배가 앞의 경우에 비하여 많이 둔화되었음을 볼 수 있는데 이로부터 날개끝 보오텍스 형성이 원활치 않을 것임을 추측할 수 있다.

4. 날개끝 보오텍스(Tip Vortex)

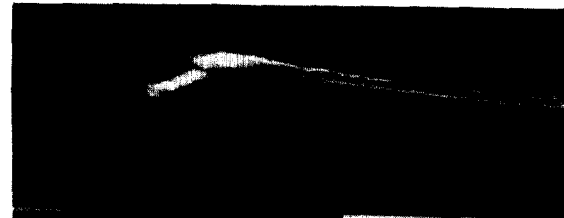
날개면상의 스펠방향 압력구배에 의하여 날개끝에서 형성된 보오텍스는 하류로 이동해 가면서 계속적인 Roll-Up 과정을 거친후 충분히 후류에서 최종적으로 대칭형 보오텍스로 된다. 물론 이 과정중에는 점성 및 난류에 의한 유동의 확산, 소멸과정이 복합적으로 일어나기 때문에 정확한 날개끝 보오텍스 전개과정을 조사하는 것은 어려운 일이다. 본 장에서는 유동가시화 기법들을 사용하여 받음각변화에 따른 날개끝 보오텍스의 전개과정을 추적한다.

4.1 유동가시화 결과

날개에서 떨어져 나와서 후류로 전개되는 날개끝 보오텍스 패턴은 Fig. 5의 캐비테이션 발생사진에 잘 나타나 있다. 또한, Fig. 6에는 받음각의 변화에 따른 날개끝 보오텍스 궤적의 변화가 나타나 있다. 날개끝 보오텍스가 진행되는 경로는 받음각에 따라 다르게 되는데 Fig. 6.a) 에서와 같이 받음각이 커질수록 아래쪽으로 수축하고 있다. 이는 통상의 프로펠러 Slipstream이 날개의 부하정도에 의존하여 수축하는 것과 유사한 패턴을 보여준다. 한편, 최근 Arndt et al(1991)은 그들의 Aspect Ratio가 3인 NACA 66₂-415 단면의 타원형 날개에 대한 $\alpha=5.5^\circ-15.5^\circ$ 사이의 캐비테이션 관찰로부터 날개끝 보오텍스가 받음각의 변화에 무관하다는 다소 의외의 결과를 발표한 바 있다. 자세한 사항은 알 수 없으나 그들의 경우 날개끝 보오텍스와 날개후류에 발생하는 Trailing Vortex Sheet의 상호관계가 본 실험의 경우와 비교하여 상대적으로 작게 나타난 것이 아닌가 여겨진다. 그밖에도 Reynolds 수, Aspect Ratio, 날개



(a) $\alpha=5$ Deg.($U_o=4m/s, P_t=0.45$ atm)



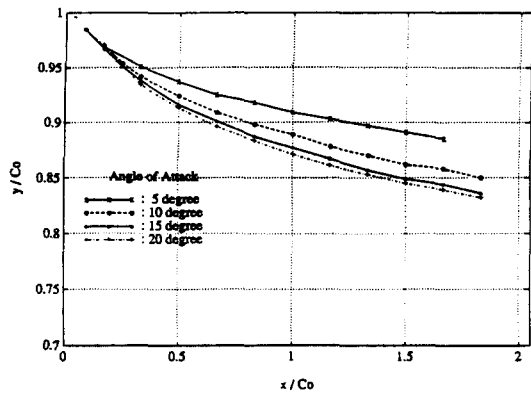
(b) $\alpha=15$ Deg.($U_o=4m/s, P_t=0.60$ atm)



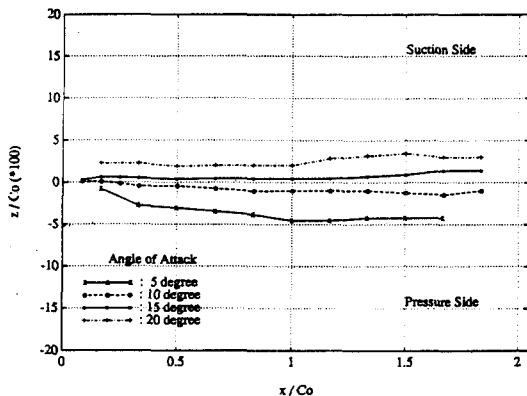
(c) $\alpha=25$ Deg.($U_o=4m/s, P_t=0.45$ atm)

Fig.5 Tip-vortex cavitation pattern

두개의 영향 및 국부적인 날개끝 형상의 차이등이 있을 수 있겠으나 명확한 답을 얻기는 어려운 실정이다. 날개끝 보오텍스가 발생하여 전개되는 Z 방향 위치도 Fig. 6.b) 에서 보듯이 받음각에 따라 변하고 있다. $\alpha=5^\circ$ 에서는 그 위치가 Z 축의 음의 방향으로 나타나 있는데 이는 타원형 날개를 설치한 회전판의 축이 X=0에 있음을 감안할 때 날개끝 보오텍스가 날개 끝날근처에서 발생하여 Trailing Vortex Sheet를 가까이 따라감을 의미한다. 받음각이 커질수록 보오텍스 형성 및 전개되는 위치가 Z 축의 양의 방향으로 옮겨져 가는데 이로부터 날개끝 보오텍스 발생위치가 날개 앞날쪽으로 옮겨져 감과 보오텍스의 전개경로가 점차 흡입면 쪽으로(Inboard) 치우침을 알 수 있다. 추후 Fig. 7에 보여질 Laser Sheet를 이용한 보오텍스 가시화에서 볼 수 있듯이 이러한 경향은 보오텍스의 형상 및 크기에 받음각이 미치는 영향을 간접적으로 보여주고 있다. 즉, 보오텍스 중심과 Kutta 조건을 만족하며 전개되는



(a) Spanwise variation (Y-Direction)



(b) Variation in Z-Direction

Fig.6 Tip-vortex cavity trajectory ($Re=0.93 \times 10^6$)

Trailing Vortex Sheet와의 거리가 받음각이 커질수록 점차로 멀어져서 날개끝 보오텍스의 형상이 변하게 된다. 실제로 정확히는 보이지 않지만 Fig. 5에 주어진 캐비테이션 발생사진에서도 큰 받음각에서 날개끝 보오텍스가 흡입면쪽으로 많이 치우쳐서 발생됨을 확인할 수 있다.

Dye Injection/Laser Sheet 기법을 사용하여 날개끝 보오텍스의 단면구조를 가시화한 결과는 Fig. 7과 같다. 본 실험은 여러 위치에서 수행되었으나 그림에 나타난 것은 $X/C_o=1$ 에서의 결과이다. 사진에서 좌측은 날개의 압력면 쪽이고 우측은 흡입면 쪽이다. 날개의 반류유동과 연합된 Trailing Vortex Sheet 가 날개면의 흡입면 쪽에 나타나 있는데 날개 끝 보오텍스에 비하여 매우 불안정한 유동임을 알 수 있다. 받음각이 증가할수록 날개끝 보오텍스 중심과 Trailing Vortex Sheet가 멀어지게 되고 날개끝 보오텍스의 크기가 커지는등 그 형상에 차이가 나타나는데, 이로부터 보오텍스의 기하학적 형태는 보오텍스 중심과 Trailing Vortex Sheet간의 거리변화에 따라 민감하게 변화함을 알 수 있다. 보오텍스의 형태는 받음각에 따라 차이가 있지만 중심축에 대해서 비대칭성이 됨을 보여준다. 이 비대칭성은 Stinebring et al(1991)에 의하면 약 $2.5 C_o$ 정도 후류에 가면 축대칭이 이루어 진다고 되어 있으나 본 실험의 경우 보오텍스 Roll-Up이 얼마만큼 하류까지 진행되는 지는 자세히 밝힐 수 없었다. 참고로 육안관찰 결과 날개끝 보오텍스의 크기는 하류로 갈수록 커지고 있으며 Reynolds 수가 증가할수록 작아짐을 알 수 있었다. 추후 이에대한 보다 정량적인 관찰 및 기록이 실시될 예정이다. 한편, 본 실험이 유속 0.5m/s 정도의 낮은 속도 영역에서만 가능한 관계로 다른 실험에 비하여 Reynolds 수가 10배 정도 낮은 조건에서 수행되어 졌기 때문에, 다른 실험결과와 정량적으로 비교할 시에는 이 점을 유의해야 한다.

4.2 유속계측결과

본 절에서는 날개끝 보오텍스 주위의 원주방향 유속계측 결과의 일부를 소개한다. 날개끝 보오텍스 중심 위치는 터널내부 압력조절을 통한 캐비테이션

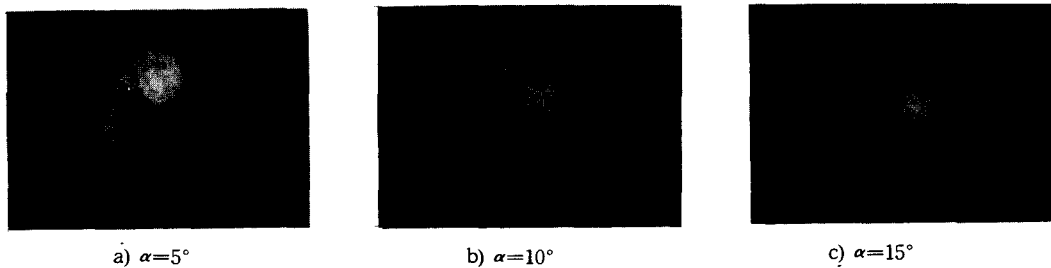
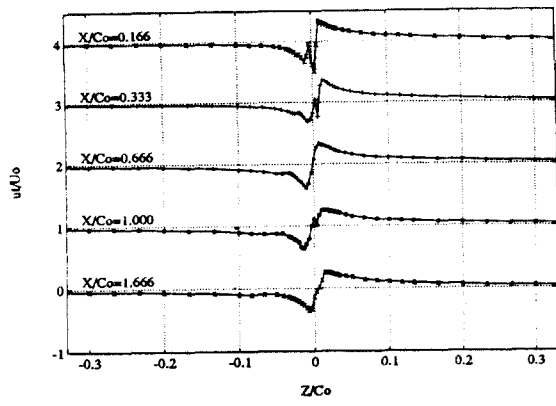
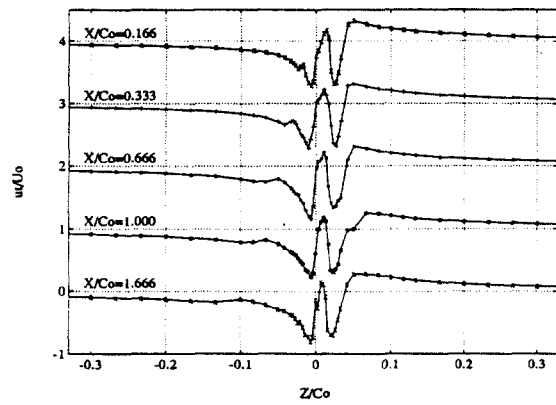


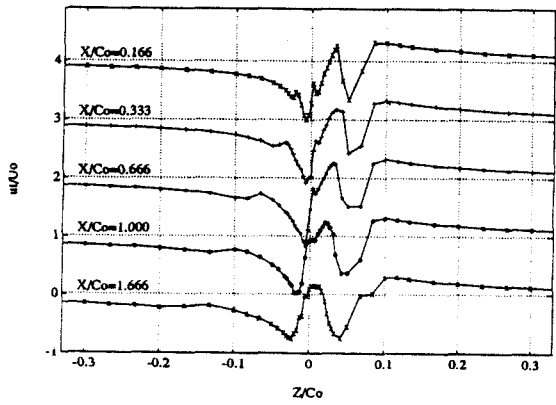
Fig.7 Cross sectional views of tip vortex($Re=1.16 \times 10^5$)



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

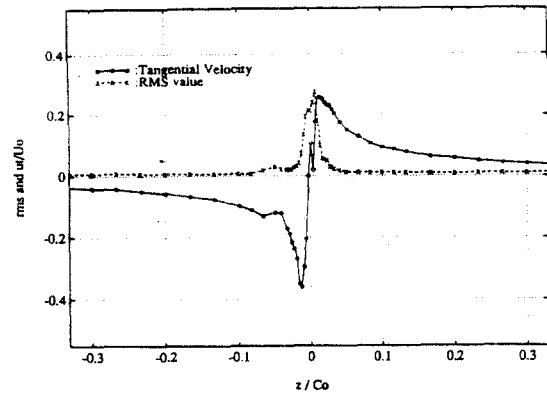


(b) $\alpha=10^\circ$

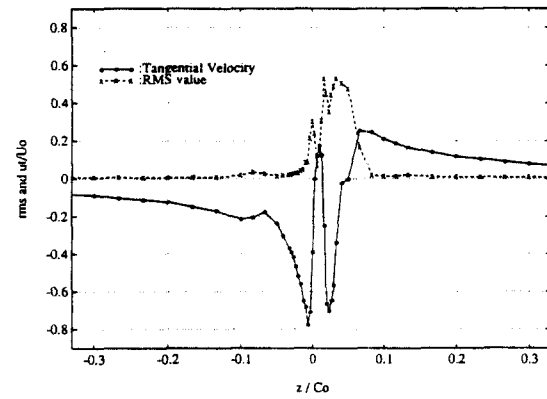


(c) $\alpha=15^\circ$

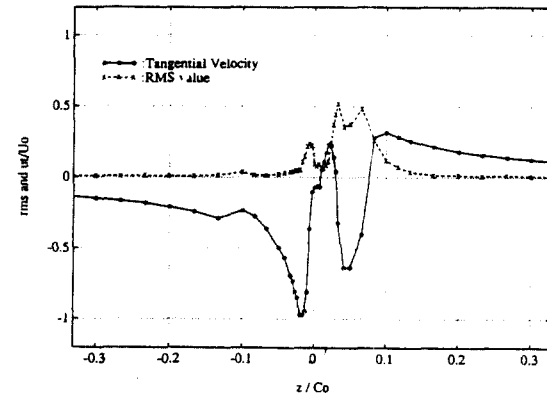
Fig.8 Tangential velocities at different axial downstream locations ($Re=0.93 \times 10^6$)



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



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



(c) $\alpha=15^\circ$

Fig.9 Tangential velocity and Rms values at $X/C_0=1.0$

관찰로 부터 구하여 그 위치를 계속시 원점($Z=0$)으로 정하였다. 다른 실험과 마찬가지로 계속속도는 4m/s, 터널내 압력은 정수시 대기압이었다.

Fig. 8에는 각각의 받음각에 대하여 날개후류에서 X 방향으로의 거리에 따른 유속분포가 도시되어 있다. 유속계측이 Z 축을 따라서 수행되었기 때문에 그림에서 횡축의 좌측은 흡입면 쪽(음의 Z 방향)이며 우측은 압력면 쪽, 즉 날개에서 발생하는 Trailing Vortex Sheet가 위치해 있는 양의 Z 방향이다. 후류로 진행될수록 다소 완만한 유속분포가 눈에 띄나 그 변화는 그리 크지않다.

이를 보다 명확히 보기 위하여 Fig. 9에는 한 계측 조건에서 유속과 그 RMS 값이 함께 도시되어 있다. 원주방향 RMS 값을 보면 $\alpha=5^\circ$ 에서 보오텍스 중심부근에서 가장 큰 값을 나타내며 받음각이 커질수록 그 최대값이 중심에서 우측에 있는 두번째 골(Hollow)에 일치되어 있음을 보여준다. 이 현상은 그 골짜기가 Trailing Vortex Sheet와 관계가 있다는 가정으로 설명이 될 수 있다. 그 곳에서 RMS 값이 크다는 것은 유동이 매우 불안정하거나 난류강도가 높음을 의미하므로 날개면상에서 전개된 난류유동이 그 근원이 된다고 생각할 수 있다. 즉, 날개 뒷날(Trailing Edge)에서 떨어져나온 유체가 높은 난류강도를 가지면서 Training Vortex Sheet를 가로질러 유속의 점프를 야기할 수 있다. 이는 날개끝 보오텍스가 강한 비대칭성을 보여주는 것과도 관계된다. Laser Sheet를 이용한 가시화 결과도 그 근처에서 매우 불안정한 유동특성을 나타내었기 때문에 RMS 값이 크게 계측될 수 있으며, Hsu(1991)가 두꺼운 NACA 4-Digit 단면의 경우 날개 뒷날에서 유동박리가 일어날 수 있다고 경고한 사실과의 연관성도 생각해 볼 수 있다. 한편 보오텍스 중심근처에서 RMS 값이 다른 영역에 비하여 그다지 크지 않은 점으로부터 Primary Tip Vortex는 근원적으로 비점성유동특성을 갖는다고 생각할 수 있다.

유속계측 결과를 종합할 때 본 실험결과는 받음각이 큰 경우, 일반적으로 보오텍스 중심의 위치 및 그 크기가 선명하게 드러나는 기존의 날개끝 보오텍스 관련 실험 결과들과 매우 상이한 특성을 가지고 있다. 다른 실험에 비하여 본 실험의 차이점은 날개의 두께비가 두껍다는 것과 코오드-스팬비가 작다는 점이다. 이러한 코오드-스팬비는 Delta Wing의 경우와 다소 비슷한 점이 있으나 Delta Wing은 날개두께가 얇기 때문에 직접적인 유사성은 생각하

기 어렵다. 이의 진위여부는 추후 날개후류에서 전체 계측단면의 유속을 측정하면 밝힐 수 있을 것이다. 따라서 추후 본 날개주위 여러 계측단면에서 3방향 유속을 계측하고, 이러한 경향이 발견되지 않았던 기존의 얇은 두께의 날개나 Aspect Ratio가 큰 타원형 날개등을 사용하여 실험장치의 신뢰도를 확인하는 것이 중요하다. 이를 위하여 NACA 0012 단면의 Rectangular Wing과 타원형 날개를 사용한 실험을 수행할 예정이다.

5. 결론 및 제언

본 연구를 통하여 각종 추진장치의 날개 끝부분 유동연구에 직접 응용이 가능한 타원형 날개를 제작하여 실험적으로 유동현상을 파악하였다. 그 결론과 제안사항을 간추려 보면 다음과 같다.

1) 전체적인 유동장의 이해를 도모하기 위하여 실험의 주안점을 날개주위유동의 가시화에 두었다. 여러 종류의 가시화 결과 서로 보완적인 역할을 함을 알 수 있었고 특히 Dye Injection/Laser Sheet 방법에 의한 날개끝 보오텍스 구조의 가시화 결과는 매우 고무적이었다.

2) 사용한 타원형날개는 날개끝 보오텍스 생성을 명확히 보여주었고 그 근원은 날개면상에서의 스핀 방향 압력구배이며 날개 앞날끝 부근의 기하학적 형상에 지배되어 전개되어 감을 확인하였다. 보다 확실한 결론을 위하여는 유한 길이의 2차원 날개단면과 같은 단순화된 날개를 택하여 보충실험을 수행할 필요가 있다.

3) 받음각의 변화에 따른 날개끝 보오텍스의 전개 과정을 조사하여 비교적 만족할만한 결과를 얻었으나 추후 계속적인 연구로서 보오텍스의 성장 및 소멸과정을 명확히 밝혀야 할 것이다. 또한 유동의 가속 및 감속시에 날개끝 보오텍스의 전개과정을 조사하는 것도 필요하겠다.

4) 유속계측 결과 문헌조사를 통해 조사한 경우들과 다른 매우 흥미로운 양상을 볼 수 있었다. 추후 본 날개의 전체 계측단면에서 자세한 3방향 유속을 계측하고, 여러 유속범위에 대하여 유속계측을 실시하면 그 이유는 밝혀질 수 있을 것이다.

5) 본 연구에서 수행한 조사방법과 아울러 날개면에서의 유속 및 난류강도 계측, 보오텍스 중심에서의 압력계측 및 보다 발전된 유동가시화 방법의 개발등이 필요하다. 또한 날개주위유동에 미치는 조도의

영향(Roughness Effect), 날개끝 보오텍스의 감소를 위한 연구등을 수행하므로써 캐비테이션 성능이 우수한 날개단면 개발에 직접 응용이 가능하게 될 것이다.

후 기

본 연구는 해사기술연구소에서 수행한 1991년도 기본연구사업의 연구결과를 일부 발췌한 것이다.

참 고 문 헌

- [1] 현범수 외, "타원형날개 주위유동의 실험적 연구", 해사기술연구소 연구보고서 UCE485-155 9.D., 1991.
- [2] Arndt, R.E.A., Arakeri, V.H. and Higuchi, H., "Some Observations on of Tip-Vortex Cavitation", *J. Fluid Mech.*, Vol.229, pp.269-289, 1991.
- [3] Chigier, N.A. and Corsiglia, V.R., "Tip Vortices-Velocity Distributions", *The 27th Annual V/STOL Forum of the American Helicopter Society*, Washington, D.C., pp.1-13, May, 1971.
- [4] Higuchi, H., Quadrelli, J.C. and Farell, C., "Vortex Roll-Up from an Elliptic Wing at Moderately Low Reynolds Numbers", *AIAA Journal*, Vol.25, No.12, pp.1537-1542, Dec, 1987.
- [5] Hsu, C.C., "Studies of Scaling of Tip Vortex Cavitation Inception on Marine Lifting Surfaces", *J. Fluids Engineering*, Vol.113, pp.504-508, 1991.
- [6] McCormick, Jr., B.W., "On Cavitation Produced by a Vortex Trailing from a Lifting Surface", *J. Basic Engineering*, Vol.84, pp.369-379, Sept, 1962.
- [7] Platzter, G.P. and Souders, W.G., "Tip Vortex Cavitation Delay with Application to Marine Lifting Surfaces: A Literature Survey", Ship Performance Dept. R & D Report, *DTNSRDC-79/051*, August, 1979.
- [8] Scheiman, J. et al, "Exploratory Investigation of Factors Affecting the Wing Tip Vortex", *NASA-TM-X-2516*, April, 1972.
- [9] Souders, W.G. and Platzter, G.P., "Tip Vortex Cavitation Characteristics and Delay of Inception on a Three-Dimensional Hydrofoil", Ship Performance Dept. R & D Report, *DTNSRDC-81/007*, April, 1981.
- [10] Stinebring, D.R., Farrell, K.J. and Billet, M.L., "The Structure of a Three-Dimensional Tip Vortex at High Reynolds Numbers", *J. Fluids Engineering*, Vol.113, pp.496-503, 1991.