

## 덕트 로터의 날개끝 보오텍스 캐비테이션 초기발생특성

김기섭\*, 김경열\*, 안종우\*, 이진태\*  
 박의동\*\*, 채한복\*\*, 이한성\*\*

### Inception of Tip Vortex Cavitation on Ducted Rotors

by

K.-S. Kim\*, K.-Y. Kim\*, J.-W. Ahn\*, J.-T. Lee\*  
 E.-D. Park\*\*, H.-B. Chae\*\* and H.-S. Lee\*\*

#### 요 약

덕트 로터 추진장치에서 덕트와 로터 날개끝 사이의 간극변화가 날개끝 보오텍스 캐비테이션 초기발생 특성에 미치는 영향을 실험적으로 연구하였다.

허브 보오텍스 캐비테이션과 날개끝 보오텍스 캐비테이션 초기발생특성의 상관관계를 살펴보기 위해서 추진장치 하류에서 축방향과 원주방향유속을 L.D.V.로 측정하였다. 날개끝 및 허브 보오텍스 캐비테이션 초기발생 관찰결과와 유속분포로부터 해석된 유동변화가 정성적으로 잘 일치하고 있으며, 날개끝 보오텍스 캐비테이션 초기발생 지연을 최대화할 수 있는 최적의 간극량을 도출하였다.

#### Abstract

The influence of the tip clearance upon the cavitation inception were investigated by experiments for ducted rotors having different tip clearances.

The axial and tangential mean velocities around the ducted rotors were measured using an L.D.V. system to investigate the correlation between tip vortex cavitation inception and hub vortex cavitation. Observation results for tip vortex cavitation and hub vortex cavitation show good agreement in trend with the analysis results of velocity measurement. An optimum tip clearance for ducted rotor was selected to delay the tip vortex cavitation.

접수일자: 1998년 12월 14일, 재접수일자: 1999년 2월 9일

\* 정회원, 선박해양공학연구센터 선박성능연구부

\*\* 정회원, 국방과학연구소 제2연구개발본부

## 1. 서 언

날개끝 보오텍스 캐비테이션 성능추정은 추진장치 성능, 선체진동, 침식 및 수중소음 해석에 매우 중요하다. 본 연구에서는 일반 프로펠러(open propeller)와 다른 복합추진장치중의 하나인 덕트 로터(ducted rotor) 시스템에 대하여 날개끝 보오텍스 캐비테이션(T.V.C.) 초기발생 특성을 살펴 보았다. 덕트 로터 추진시스템은 정지된 덕트속에서 로터가 고속 회전하기 때문에 덕트 안쪽면과 로터의 날개끝 사이에는 일정한 간극(gap)을 유지해야 한다.

간극유동과 날개끝 근처 유동특성을 살펴보면 우선 날개끝 간극유동(tip clearance flow)은 압력면과 흡입면의 압력차이에 의한 것과 덕트 내면에 형성된 경계층 유동속에서 로터 날개끝의 상대회전운동에 의해서 형성된다[1]. 이러한 유동은 펌프 유동의 경우와 매우 유사하며 벽면에서 형성된 경계층유동은 날개끝 부근에서 입사각을 증가시켜서 날개 양쪽면의 압력차이를 더욱 크게 한다. 간극유동은 Fig.1에서 보는 바와 같이 압력면에서 날개끝을 지나 흡입면 쪽으로 진행하게 되는데, 이때 간극의 존재로 인해서 날개 코오드(chord)에 수직한 속도성분을 유발시켜 일종의 제트유동(jet flow)을 생성하게 된다[2, 3]. 간극을 통과한 유동은 흡입면에서 크기와 방향이 다른 유동과 교차하면서 하나의 보오텍스로 roll-up된다. 이렇게 형성된 날개끝 보오텍스 내부압력이 증기압(vapor pressure) 이하로 되면 T.V.C.가 발생하게 된다. 이와 같이 매우 복잡한 유동현상을 아직 수치해석으로는 어려운 점이 많아 대부분 실험적 방법으로 자료를 축적하고 연구개발에 임하고 있다[4]. Souders와 Platzer[5]는 T.V.C. 발생을 지연시키기 위해서 날개끝의 코오드 길이가 0인 3차원 날개끝부분의 형상과 표면거칠기 변화에 따른 영향을 체계적으로 조사하였다. 캐비테이션 성능향상을 위한 날개끝 두께 방향의 형상(tip shape) 변화에 대한 특성연구를 위해서 Gearhart[6]는 정지된 3차원 날개끝에 일정한 간극을 주고 바깥 벽면을 움직여 날개끝 주위의 유동을 관찰하였다. 두께

의 압력면 부분이 둥근 원호형상이고 흡입면쪽은 divergent gap을 갖는 형상을 제안하였다. 본 연구에서 사용된 로터의 날개끝도 그와 유사한 형상을 채택하였다. 그후 Gearhart[1]는 수력펌프 로터(hydraulic pump rotor)에서 보오텍스 캐비테이션 특성파악을 위해 간극을 변화시키면서 레이놀즈 수 영향을 실험적 연구결과를 발표한 바 있다.

20차 ITTC[7](1993년) 캐비테이션 분과위원회에서도 이러한 T.V.C. 발생 지연을 위한 노력의 일환으로 날개끝(blade tip) 형상처리 등 여러가지 방법들을 정리하였다. Bindon[8]는 터빈 캐스케이드의 날개끝 부분에서 간극유동의 손실과 날개끝 보오텍스의 형성과정을 개념적으로 잘 보여주고 있다. Farrell[4]은 높은 레이놀즈 수 축류펌프(high Reynolds number axial-flow pump)의 간극유동 및 보오텍스 캐비테이션 초기발생 등에 대해서 많은 연구를 수행하였다. 간극 및 레이놀즈 수 변화에 따른 T.V.C. 초기발생특성을 조사하였으며 실험자료를 바탕으로 캐비테이션 초기발생 추정 모형을 도출하였다.

상기 로터의 축은 로터 바로 뒤에 끝나지 않고 하류까지 유한하게 있기 때문에 허브 보오텍스의 형성이 날개끝 보오텍스 캐비테이션 초기발생에 주는 영향은 살펴볼 수가 없다. 상기의 펌프 등 유체기계 분야쪽에서 사용한 덕트는 코오드 길이가 비교적 긴데 반해서 추진장치용 덕트는 코오드 길이가 비교적 짧다. 따라서 본 연구에서는 추진장치용 덕트 로터 복합추진장치에서 레이놀즈 수와 간극변화가 T.V.C. 초기발생에 미치는 영향을 조사하고 T.V.C. 초기발생을 지연할 수 있는 최적의 간극을 도출하였다. 그리고 로터 후류에서 유속분포계측을 통하여 T.V.C.와 허브 보오텍스 형성에 상호작용을 조사한다.

## 2. 실험모형 및 실험방법

실험은 당 연구소의 캐비테이션 터널에서 단면이 60cm×60cm인 관측부에서 수행하였다. 실험 모형은 Fig.2에서 보는 바와 같이 터널 관측부 단면의 중앙에 축대칭 덕트를 위치하고, 프로펠러

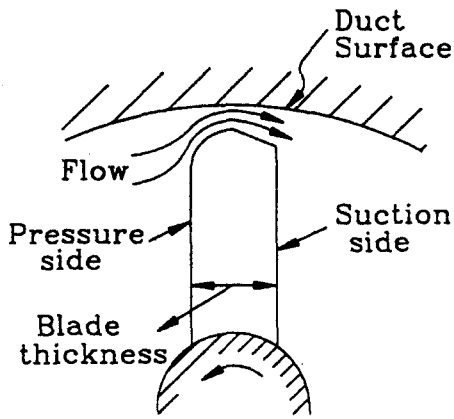


Fig.1 Blade with tip clearance

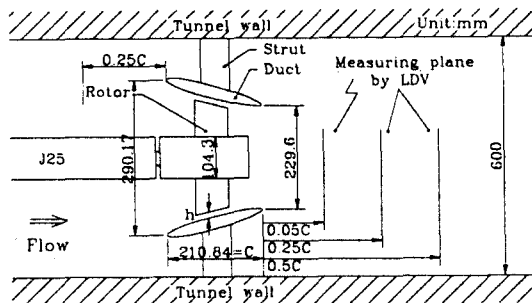


Fig.2 Schematic of test apparatus

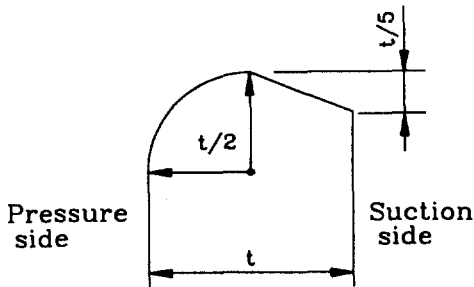


Fig.3 Shape of blade tip

동력계는 Kempf & Remmers사의 J25형을 사용하였다. 이때 덕트는 관측부 창과 연결되는 3개의 strut로 지지되며, 터널 내부압력 변화 및 로터의 고속회전에 의한 터널 관측부 측면의 변형과 덕트 자체의 변형을 최소화하였다. 관측부 관측창의

변형 방지를 위해서 3개의 plexiglass 창을 50mm 두께의 알미늄 창으로 교체하고, 관측부 자체의 변형을 방지하기 위하여 별도의 장치로 상호 고정시켰다. 그리고 덕트 변형을 최소화하기 위해서 알미늄으로 제작한 덕트에 관측창을 만들어 날개 끝 보오텍스 캐비테이션 관찰이 가능토록 하였다. 일정한 간극을 유지시키기 위한 이러한 작업은 많은 시행착오를 겪었으며 실험준비 단계에서 가장 힘든 부분이었다.

간극(h)는 로터의 날개끝과 덕트 내면까지의 거리를 나타내며 모형에서 2mm, 2.5mm, 3mm 및 4mm로 4가지 경우로 변화시켰으며, 날개끝 최대 두께( $t_m$ )로 무차원하면 각각  $h/t_m=0.37, 0.47, 0.56, 0.75$ 에 해당한다. 로터의 날개끝 부분에서 두께방향으로 단면형상은 Fig.3에서 보는 바와 같이 코오드 방향 각각의 위치에서 압력면 쪽은 두께의 50%가 round형이며 흡입면 쪽은 divergent형을 채택하였다. 이것은 앞날 근처의 날개끝 부분에서 gap 캐비테이션을 피할 수 있으며 uniform gap, divergent gap, convergent gap 등에 비해서 캐비테이션 성능이 우수하다[6].

사용된 모형 로터의 제원은 직경이 243.85mm, 평균피치비는 1.651(허브쪽 1.179, 날개끝쪽 1.420), 허브비는 0.428이며 날개수는 6개이다. 날개의 형상은 날개끝에서 코오드 길이는 유한한 값을 가지며, 덕트 내면을 따라 평행하게 된다. 덕트와 로터의 간극 변화에 따른 추진장치의 성능 및 T.V.C. 초기발생에 미치는 영향을 조사하기 위하여 우선 균일류에서 단독특성시험을 하였다. 이때 덕트 내면과 날개끝면에 형성되는 경계층 유동과 날개성능에 대한 레이놀즈 수 영향을 조사하였다. 그리고 T.V.C.의 초기발생에 미치는 영향을 조사하고 유동특성이 상당히 수렴된 상태에서 T.V.C. 초기발생시험은 기준날개를 대상으로 육안 관찰로 수행하였다.

본 연구에서는 날개끝 보오텍스 핵심부(core)의 유속분포 및 반경 등은 계측할 수 없었으며, 덕트 로터 상하류에서 축방향 및 접선방향의 평균유속을 계측하고, 그로부터 허브와 날개끝 반경 근처에서 축방향 보오텍스의 강도변화를 살펴보았다.

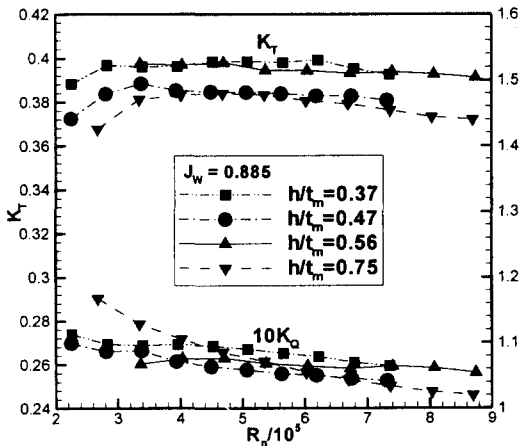


Fig.4 Reynolds effects on the thrust and torque

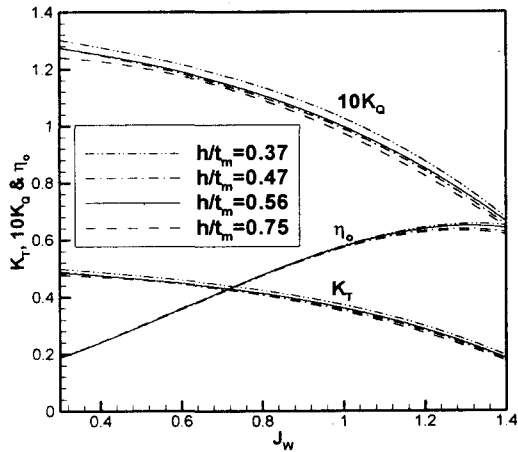


Fig.5 Open-water characteristics of ducted propellers

3. 덕트 로터의 단독특성

덕트의 내면에 형성되는 경계층유동과 로터의 날개끝 주위에 발생하는 날개끝 보오텍스(blade tip vortex)형성은 레이놀즈 수(Reynolds number)에 따라서 큰 영향을 받는다. Fig.4는 덕트와 로터의 간극변화 4개에 대해서  $J_w=0.885$ 인 경우에 레이놀즈 수 변화가 추력과 토크에 미치는 영향을 보여준다. 여기서  $J_w = V_w/(n \cdot D)$ 이며,  $D$ 는 로터의 직경,  $n$ 은 로터의 회전수,  $V_w$ 은 터널상류

에서 측정된 유속이다.

레이놀즈 수 변화에 따라 추력의 변화는 비교적 적으나 토크의 변화는  $h/t_m=0.75$ 일때, 즉 간극이 제일 클때 심하며,  $h/t_m=0.56$ 일때 제일 적다. 전반적으로 레이놀즈 수가 큰 영역에서는 추력과 토크의 계측치가 수렴하므로 단독특성 실험조건 선정의 자료로 삼았다.  $J_w$ 이 0.688 및 1.082인 경우에도 매우 유사한 경향을 보인다.

Fig.5는 덕트 로터의 단독특성 실험결과이며 간극이 제일 작을때 ( $h/t_m=0.37$ ) 추력, 토크 및 단독효율이 제일 높고, 간극이 제일 클때 ( $h/t_m=0.75$ )가 효율이 제일 낮다. 간극변화에 따른 추진 효율( $\eta_o$ )을  $K_T/J_w^2$ 를 기준으로 보면 Fig.6에서 보는 바와 같이 효율 측면에서 설계점 근처 ( $K_T/J_w^2 \approx 0.36$ )에서 간극비가 0.37일때 효율이 가장 좋고, 0.47일때 가장 낮다.

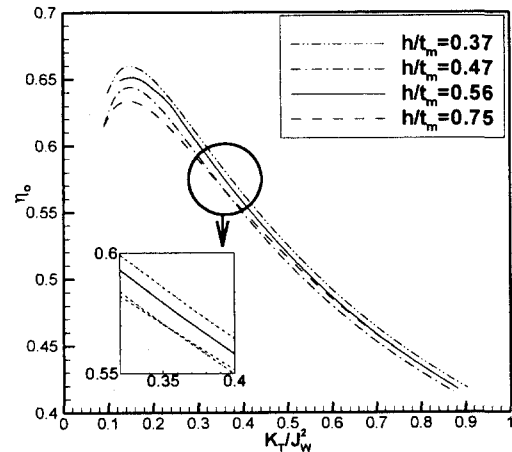


Fig.6 Propulsion efficiencies based on the  $K_T/J_w^2$

4. 날개끝 보오텍스 캐비테이션 초기발생

캐비테이션 초기발생은 기준 날개를 선정하여 Fig.7에서 보듯 덕트의 관측창을 통하여 날개끝 하류에 T.V.C.가 일정한 위치에 발생할 때를 기준으로 육안으로 관찰하였다. 그리고 캐비테이션 초

기발생시험은 물속의 공기함유량의 영향을 크게 받기 때문에 모든 실험에 대하여  $\alpha/\alpha_s=0.35$  ( $\alpha$ : 공기함유량,  $\alpha_s$ : 포화공기함유량)를 유지하였다. 날개끝에서 형성된 보오텍스가 하류로 진행하면서 생성된 보오텍스 강도 및 보오텍스의 중심부의 압력강하 정도에 따라서 T.V.C. 초기발생이 일어난다. 이런 초기발생은 날개끝의 부하, 레이놀즈 수 및 간극 등에 의한 주위유동 변화에 큰 영향을 받게 된다. 따라서 본 연구에서는 로터는 동일한 것을 사용하고, 간극변화를 위하여 직경이 다른 4개의 덕트를 정밀 제작하였으며 레이놀즈 수 변화는 유속과 로터의 회전수 조절로 이루어졌다.

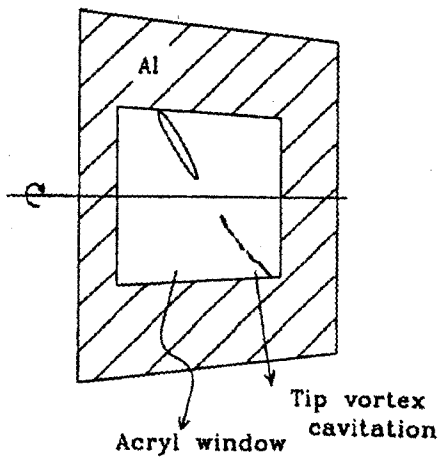


Fig.7 Observation of tip vortex cavitation

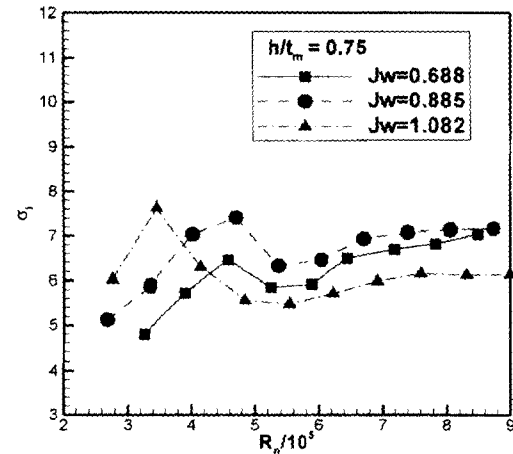
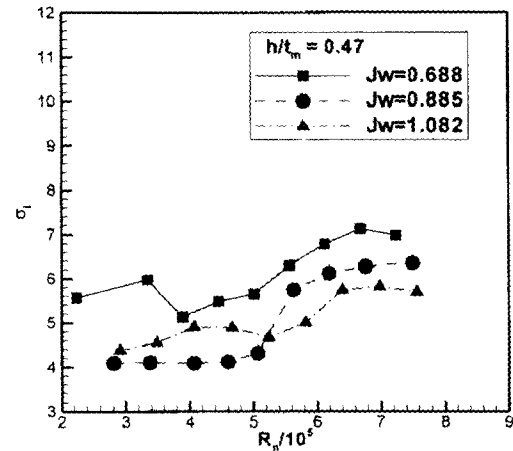
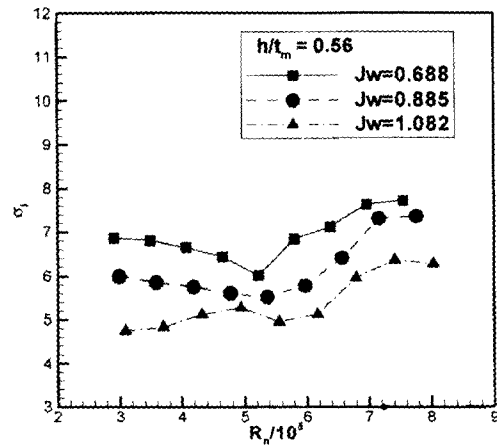
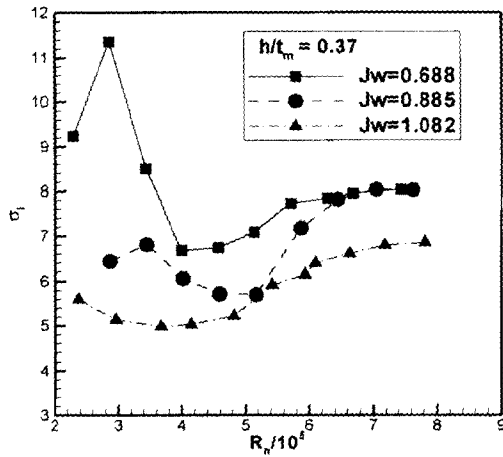


Fig.8 Reynolds number effects on tip vortex cavitation for various tip clearances

Fig.8은  $h/t_m$ 이 각각 0.37, 0.47, 0.56, 0.75일 때 레이놀즈 수 변화에 따른 캐비테이션 초생 캐비테이션 수 ( $\sigma_i$ )의 변화를 보여준다. 여기서  $\sigma_i = (P - P_v) / (0.5 \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D^2)$ 이며, P는 터널 관측부 중심에서 압력,  $P_v$ 는 증기압, n은 로터의 회전수이다. 전반적으로 낮은 레이놀즈 수 영역에서는  $\sigma_i$ 의 변화가 심하고 레이놀즈 수가 큰 영역에서는 상대적으로 큰값에 수렴하여 안정된 값을 보인다. 이것은 덕트 내면과 날개끝 단면에서의 경계층 유동으로 형성되는 간극유동 특성, 날개끝 보오텍스 형성과 강도가 레이놀즈 수에 크게 영향을 받고 있음을 알 수 있다. 따라서 복합 추진장치의 캐비테이션 초기발생특성 시험조건 선정은 이러한 예비실험을 통하여 매우 주의깊게 선정해야 한다.

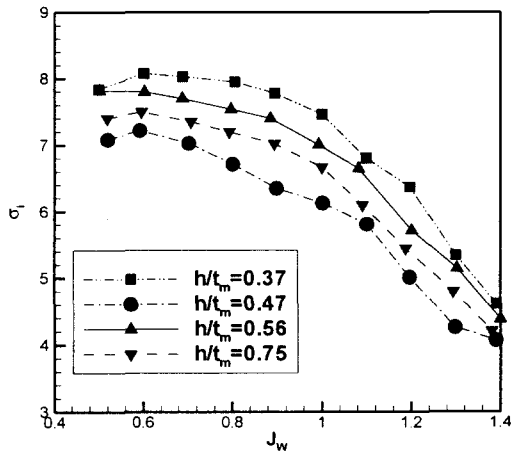


Fig.9 Tip vortex cavitation inception for various tip clearances

Fig.9는 전진계수 변화에 대한 캐비테이션 초기 발생특성을 보여준다. 여기서 각 계측점은 앞선 실험으로부터 적합한 실험조건을 택하였다. 일반적으로 낮은 전진계수에서는 로터의 하중이 증가하므로  $\sigma_i$ 가 크게 되며, 높은 전진계수에서는 반대로  $\sigma_i$ 가 낮게 된다. 간극의 영향은  $h/t_m=0.47$ 을 제외하고는 간극이 작을수록  $\sigma_i$ 가 높게 되는

데 이것은 간극이 작을수록 날개끝 보오텍스의 강도가 크기 때문인 것으로 사료된다. 캐비테이션 초기발생이 가장 지연되는 간극은  $h/t_m=0.47$ 일 때로 나타났다. 이것은 간극변화와  $\sigma_i$ 가 선형적 관계가 아님을 보여준다.

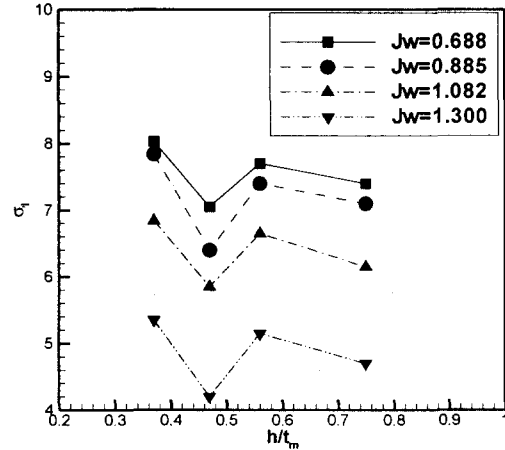


Fig.10 Tip vortex cavitation inception for various advance coefficients

Fig.10은 각각의 전진계수별로 간극의 변화에 따른 캐비테이션 초기발생의 특성을 보여주며, 간극비가  $h/t_m=0.47$ 일 때 넓은 범위의 전진계수 영역에서 캐비테이션 발생이 늦어지고 있음을 알 수 있다. Fig.9와 Fig.10에서  $h/t_m=0.47$ 에서  $\sigma_i$ 가 작은 것은 Farrell[4]이 축류펌프의 로터 간극 실험 결과와 정성적으로 매우 유사한 특성을 보이는 결과이다.

5. 유속분포

덕트 로터 주위의 평균유속분포는 L.D.V. 시스템(2 colors 3 beams 6W, back scatter형, Ar-ion laser)을 사용하였다. 속도계측면은 Fig.2에서 보는 바와 같으며, 덕트의 뒷날(T.E)로부터 하류방향 계측 면까지의 거리를 덕트 코오드 길이에 대한 백분율로 나타낸다.

Fig.11은  $J_w=0.885$ 일때 간극변화에 대하여 덕

트 하류에서의 축방향 유속분포를 보여준다. 계측된 유속은 관측부 상류에서 계측한 유속( $V_{ref}$ )으로 무차원화하였다. 간극의 변화에 대해서는 속도에 큰 차이를 주고 있지는 않으나 하류쪽 5% 위치에 허브 반경내에서는 박리현상이 보이며, 하류로 갈수록 속도를 회복하여 50% 하류에서 프로펠러 축 중심부 유속은 거의 유입속도( $V_{ref}$ )에 도달하게 된다. 그리고 5% 하류의 덕트 날개끝 반경 근처는 덕트 표면에서 형성된 경계층 유동과 간극 유동 등의 영향으로 속도감소가 나타나고, 50% 하류 위치에서는 그 영향이 거의 없다. 이와 같은 현상은 낮은 전진계수  $J_w=0.688$ 에서는 영향이 적으나, 높은 전진계수  $J_w=1.082$ 에는 더욱 심하다.

Fig.12에서 보는 바와 같이 50% 하류에서도 덕트 끝의 반경 부근에 유속감소가 매우 크게 나타난다. 그리고 하류방향으로 갈수록 축방향 유동 모멘텀이 날개끝 근처에서 허브쪽으로 전달되는 것을 볼 수 있다. Fig.13은  $h/t_m=0.47$ ,  $J_w=0.885$ 일 때 계측면 위치 변화에 따라  $V_x$ 의 분포를 보여준다. 앞서 설명한 바와 같이 허브 반경 내부 영역에서는 하류로 갈수록 속도가 회복되고 날개끝 반경 근처는 덕트에 가까운 곳에서는 유속이 크다가 하류로 갈수록 감소된다. 또한 덕트의 앞날의 상류 방향으로 25% 위치에서는 이미 로터의 영향이 거의 없음을 알 수 있다

Fig.14는  $h/t_m=0.47$ 일 때 25%하류에서 전진계수 변화에 대하여  $V_x$ 분포를 보여준다. 전진계수가 낮을수록 로터의 하중이 크므로 최대유속이 증가하고 허브반경 내부유속은 상대적으로 증가한다. 그리고 전진계수가 커질수록 최대유속은 감소하고 덕트 끝날 근처의 유속감속이 현저히 나타난다.

Fig.15는  $J_w=0.885$ 일때 덕트 간극변화에 대해서 25% 하류면에서 원주방향 유속( $V_T$ )를 보여준다. 덕트 날개끝 반경 바깥영역에서는  $V_T$ 가 거의 0이 되고 있으며, 로터 허브 근처에서는 비교적 큰  $V_T$ 가 존재하므로 허브 보오텍스의 강

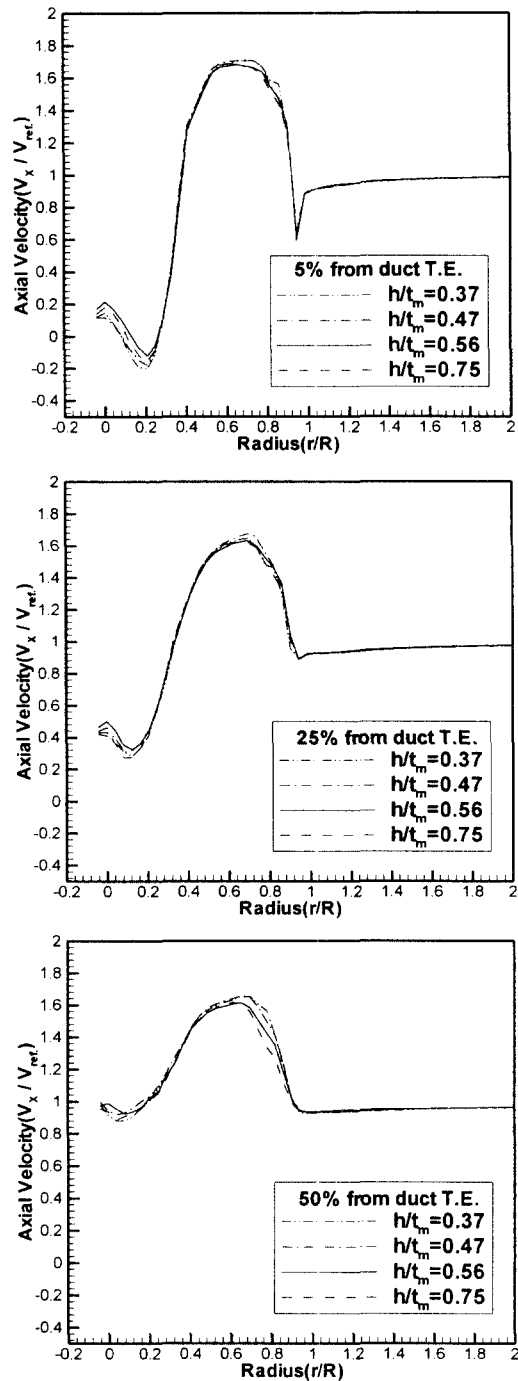


Fig.11 Axial velocity distribution for various tip clearances

도가 매우 큰 것을 알 수 있다. 간극변화에 대해서 로터 날개끝 근처에서  $V_T$ 분포의 기울기의 크기 즉, 날개끝에서 떨어져 나온 보오텍스의 강도를 살펴보면  $h/t_m=0.47$ 이 상대적으로 적으므로 날개끝 보오텍스 캐비테이션 초기발생이 지연되리라 사료된다. 감속 덕트를 사용하였으므로 날개끝 근처  $V_T$ 가 비교적 작게 나타난다.

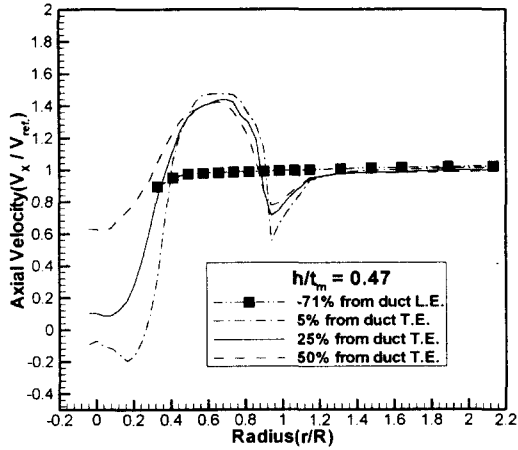


Fig.12 Axial velocity distribution at  $J_w = 1.082$

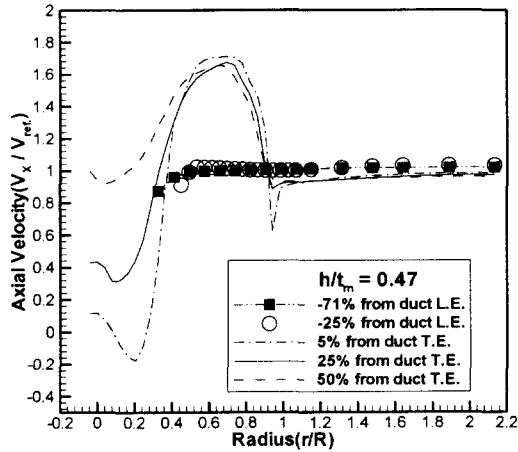


Fig.13 Axial velocity distribution at  $J_w = 0.885$

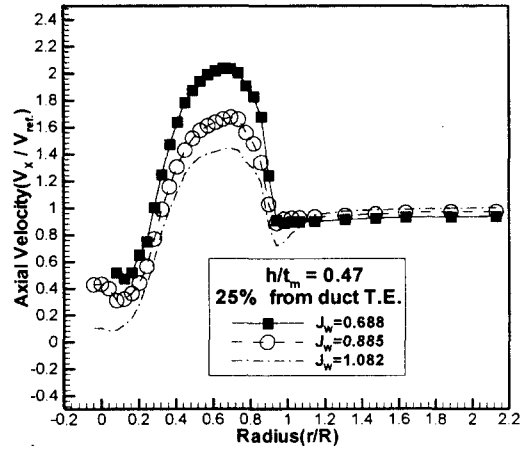


Fig.14 Axial velocity distribution for various advance coefficients

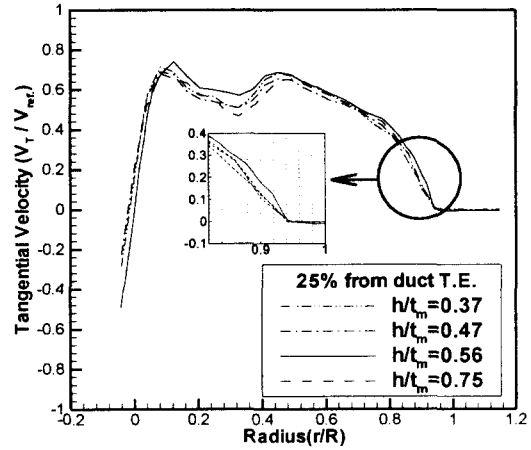


Fig.15 Tangential velocity distribution for various tip clearances

Fig.16은  $J_w=0.885$ 일때 간극변화에 대해서 유속계측면 위치에 따른 원주방향 유속분포를 나타낸다. 우선 날개끝 부분 근처를 살펴보면 덕트에 가까울수록 반경 방향으로  $V_T$ 분포의 기울기와  $V_T$ 가 크고 하류로 갈수록 기울기와 값이 작아진다. 이것은 날개끝 캐비테이션 초기발생은 실험에서도 관찰된 바와 같이 T.V.C. 발생이 10%보다 더 하류영역에서는 발생치 않고 로터의 날개끝



으로부터 10% 하류이내 영역에서 발생하는 관찰 결과와 잘 일치하고 있음을 알 수 있다. 허브 근처에서는 로터의 허브비가 크기 때문에 로터 바로 하류에서는 유동박리가 발생하여 보오텍스 강도가 작으나 하류로 갈수록 강하게 발달하게 된다. 따라서 허브 보오텍스 캐비테이션 발생은 먼 하류에서 시작되어 상류쪽으로 발전한다. 이것은 날개끝 보오텍스 세기를 하류로 갈수록 감소시키는 영향을 주게 되어 결국 날개끝 보오텍스 캐비테이션이 허브 보오텍스 캐비테이션처럼 하류에서부터 시작하지 않고 덕트 매우 가까이에서 발생토록 하게 된다. 이러한 현상은 실험에서 관측되는 바와 같다. 따라서 허브 직경이 로터의 직경에 비하여 상대적으로 큰 덕트 로터 시스템의 경우에는 T.V.C.의 초기발생 특성은 허브에서 발달하는 보오텍스의 강도에 매우 크게 영향을 받고 있음을 보이는 것이다. 또한 허브 보오텍스 캐비테이션 초기발생 관찰에 의하면 덕트 로터의 하류에서 발생하여 상류로 발전하는데 원주방향 유속분포를 살펴볼때 현상이 서로 잘 일치하고 있다. 따라서 허브 보오텍스 캐비테이션으로 인해 수반되는 문제점을 제거하기 위해서는 날개의 안쪽 반경 영역(inner radius)에서 원주방향 속도에 기인하는 회전에너지를 흡수해서 성능을 향상시킬 수 있는 추가적 장치 개발이 필요하다.

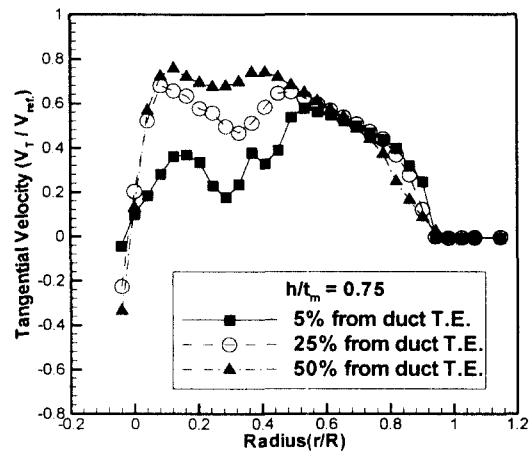
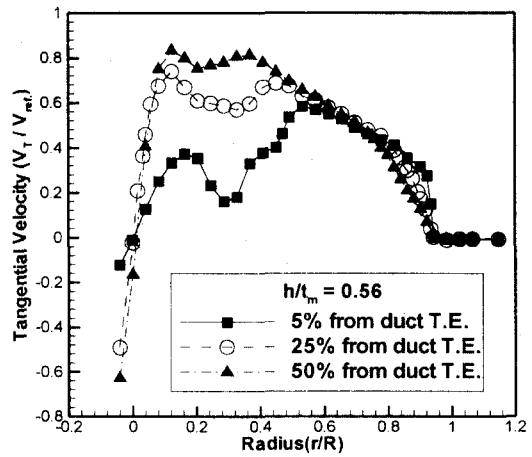
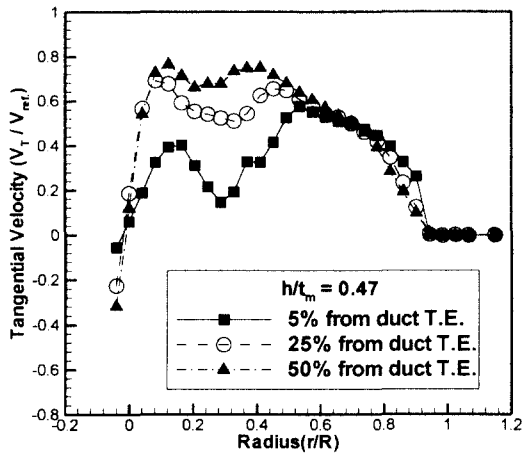


Fig.16 Tangential velocity distribution for various tip clearances(  $J_w = 0.885$ )

Fig.17은  $h/t_m = 0.47$ 일때 전진계수 변화에 따라 25% 하류면에서 원주방향 평균유속분포를 보여준다. 전진계수가 작을수록 로터의 부하가 커지므로  $V_T$ 는 전반적으로 크며 특히, 허브근처에서 허브 보오텍스 강도가 매우 크게 된다. 전진계수가 클수록 부하는 작아지므로  $V_T$ 는 비교적 적은 값을 갖게 된다. 또한 날개끝 근처에서 원주방향 속도구배가 전진계수가 클수록 T.V.C.의 초기발생이 빨리 일어남을 알 수 있다.

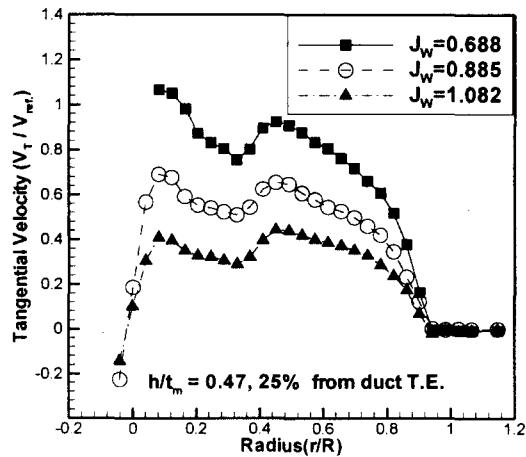


Fig.17 Tangential velocity distribution for various advance coefficients

## 6. 결 언

덕트내에서 회전하는 로터의 날개끝에서 간극과 레이놀즈 수 변화에 대해서 날개끝 보오텍스 캐비테이션 초기발생 특성과 단독성능에 미치는 영향을 조사하였다. 간격 변화가 T.V.C.발생에 미치는 영향을 조사하였으며, T.V.C. 초기발생을 지연하기 위한 최적의 간극  $h/t_m=0.47$ 을 도출하였으며 추후 활용이 기대된다.

추진장치의 축이 로터 하류에서 끝나며 허브비가 클 때는 허브 보오텍스의 성장에 따라 T.V.C.의 생성에는 매우 큰 영향을 주고 있음을 확인하였다. 따라서 허브 보오텍스 캐비테이션 발생으로 인한 문제점을 해결하기 위해서는 날개 안쪽 반경에서의 회전에너지를 흡수하여 허브 보오텍스 캐비테이션 발생을 지연시키기 위한 별도의 장치 개발이 필요하다고 생각된다.

## 참 고 문 헌

- [1] W. S. Gearhart and J. R. Ross, "Tip Leakage Effects", FED-Vol.109, Cavitation and Multiphase Flow Fourm, ASME, 1991.
- [2] M. I. Yaras, S. A. Sjolander, "Effects of Simulated Rotation on Tip Leakage in a Planar Cascade of Turbine Blades : Part I - Tip Gap Flow", J. of Turbomachinery, Vol.114, 1992.
- [3] M. Yaras, Z. Yingkang and S. A. Sjolander, "Flow Field in the Tip Gap of a Planar Cascade of Turbine Blades", J. of Turbomachinery, Vol.111, 1989.
- [4] K. J. Farrell, "An Investigation of End-Wall Vortex Cavitation in a High Reynolds Number Axial-Flow Pump", Thesis of Master, Pennsylvania State University, 1989.
- [5] G. Souders and P. Platzer, "Tip Vortex Cavitation Characteristics and Delay of Inception on a Three-Dimensional Hydrofoil", DTNSRDC Report, April, 1981.
- [6] W. S. Gearhart, "Tip Clearance Cavitation in Shrouded Underwater Propulsors", J. Aircraft, Vol.3, No.2, 1966.
- [7] "20th ITTC Report of the Cavitation Committee", April, 1993.
- [8] J. P. Bindon, "The Measurement and Formation of Tip Clearance Loss", J. of Turbomachinery, Vol.111, 1989.