

工學碩士 學位論文

파력발전용 웰즈터빈의 공력특성에
관한 수치해석

*Numerical Analysis on Aerodynamic Characteristics of
Wells Turbine for Wave Power Conversion*

指導教授 李 英 浩

2008年 2月

韓國海洋大學校 大學院

機 械 工 學 科

李 賢 植

本 論文을 李賢植의 工學碩士 學位論文으로 認准함.

委員長 王 之 錫 (印)

委 員 金 貞 奐 (印)

委 員 李 英 浩 (印)

2007年 12月 21日

韓國海洋大學校 大學院

機 械 工 學 科

李 賢 植

목 차

Abstract	iii
기호설명	v
제1장 서론	1
1.1 연구배경	1
1.2 연구동향	5
1.3 연구목적	7
제2장 NACA0012 익형의 성능평가	8
2.1 웰즈터빈의 이론	8
2.1.1 진동수주	8
2.1.2 웰즈터빈의 작동원리	10
2.2 실험장치 및 방법	14
2.2.1 실험조건	16
2.2.2 양력, 항력데이터 변환	17
2.3 수치해석	19
2.3.1 지배방정식	19
2.3.2 2D익형의 모델링 및 계산조건	23
2.4 결과 및 고찰	25

제3장 웰즈터빈의 성능해석	33
3.1 팁클리어런스 영향	34
3.1.1 계산조건	34
3.1.2 결과 및 고찰	45
3.2 더블플랩의 영향	85
3.3.1 계산조건	85
3.3.2 결과 및 고찰	89
제4장 결론	99
참고문헌	100

Numerical Analysis on Aerodynamic Characteristics of Wells Turbine for Wave Power Generation

Hyun-Sik Lee

*Department of Mechanical Engineering
Graduate School, Korea Maritime University*

Abstract

The objective of this paper is to adopt numerical model of a Wells turbine using the CFD code, and to evaluate the ability of the code to correctly predict the flow characteristics of air through the device.

A number of models were used to investigate the CFD codes ability to predict airflow over 2-D symmetrical airfoils, similar to those used on the Wells turbine. Predictions of local pressure coefficients are found to be in excellent agreement with experimental data.

A 3-D model of the Wells turbine was also adopted.

The model was used at four sets of boundary conditions. The results from each case showed that the CFD code could produce good quantitative predictions of the flow through a Wells turbine.

In the calculations, the tip clearance ratio has been varied between 0%(no gap) and 6% of blade span. It is shown that the numerical method is satisfactory to predict the effect of tip clearance on the performance of the turbine.

The good performance is found from 0% to 0.5% of double flap because the turbine is operated in the oscillating airflow produced with wave energy.

Nomenclature

A	:	Area[m^2]
C_t	:	Tangential Force Coefficient
C_μ	:	Turbulence Modelling Constant
D	:	Drag Force[N]
F	:	Force[N]
J	:	Diffusion Flux
L	:	Lift Force
S_t	:	Solidity
V	:	Volume[m^3]
$W(r)$	:	Relative Velocity[m/s]
W	:	Power[N]
c_l	:	Axial velocity[m/s]
e	:	Strain
h	:	Enthalpy
k	:	Kinetic Energy of Turbulence
l	:	Chord Length[m]
n	:	Number of Blades
p, p_o	:	Pressure, Total Pressure
r	:	Radius[m]

u, v, w	:	Cartesian Velocity Components
x, y, z	:	Cartesian Directions
α	:	Angle of Attack
ε	:	Dissipation Rate
κ	:	Von Karmans Constant
ψ	:	Flow Paramater
μ	:	Viscosity
ρ	:	Density
ω	:	Angular Velocity
η, ξ, ζ	:	Local Co-ordinate Directions

제 1장 서 론

1.1 연구배경

20세기 말은 역사에서 물질문명이 가장 발달한 시대였으며, 이 문명을 발전시키고 유지시켰던 것은 주로 석유, 석탄, 천연가스 등의 화석연료이었다. 그러나 지구상의 세계 각국들은 화석에너지를 충분히 사용하여 풍부한 물질 문명사회를 만들었지만 지구환경을 급속도로 악화시키는 결과를 초래하였다. 한편, 산유국은 지구상의 일부 지역에 편재해 있었기 때문에 20세기는 화석연료의 획득을 위한 전쟁이 끊이지 않았던 시대였기도 하였다. 세계 에너지 소비량은 1950년 이후부터 년 3.9%씩 급격히 증가하여 1990년에는 1950년 소비량의 4.7배로 늘었으며 그 중에서 화석에너지의 사용량은 급격히 상승하였다. 이 원인으로서는 제2차 세계대전 후의 세계적인 공업화 추세와 인구증가 때문으로 볼 수 있다. 세계의 총인구는 현재 67억명으로서 년 1.7%씩 증가하고 있으며, 현재의 증가속도라면 40년 후에는 2배로 증가할 것으로 전망된다. 차후, 에너지 기기의 효율이 향상되고, 재활용(리사이클)에 의한 에너지 절약 성과가 계속 좋아진다고 하더라도 이러한 인구증가와 개발도상국의 공업화에 의한 에너지 수요의 증대 추세는 피할 수 없을 것으로 생각된다. Holdren(1990)은 21세기에 있어서의 전 세계 에너지 수요량이

2060년에는 현재의 2배에 이를 것으로 예측하였고, 2100년에는 선진국의 에너지 절약과 개발도상국에 있어서의 인구 억제정책이 순조롭게 추진된다고 하더라도 약 30 TW/Year에 달할 것으로 예측하고 있다. 그러므로 전세계적으로나 국내적으로도 유한 자원인 화석연료에만 더 이상 의존할 수 없다는 것은 자명한 일이며, 화석연료의 대량소비가 부른 폐가스, 폐열 그리고 폐기물의 증대에 의한 환경오염이 날로 심각해지고 있다.

따라서, 21세기 전반에 예상되는 에너지와 환경의 위기를 해결하기 위해서는 화석연료의 사용량을 대폭 절감할 수 있도록 새로운 에너지가 개발되지 않으면 안 된다. 앞으로 세계를 이끌어 갈 기술·경제 대국이면서 화석에너지원 수입국으로 안주해 있는 우리나라는 총력을 기울여 새로운 에너지 개발에 몰두하지 않으면 안 된다. 최근, 지구환경 보호와 대체에너지 개발을 위한 방안으로서 자연에너지 이용기술의 연구를 시작하였고, 세계적으로 파랑, 조석, 해류, 태양열등의 자연에너지 이용방안이 연구 개발되고 있다. 특히, 공해가 없고 장래 경제성에 있어서 뛰어난 대체에너지로서의 잠재성을 가진 파력에너지를 이용한 발전 기술 연구는 파력자원이 풍부한 일본, 영국, 노르웨이 등에서 활발하게 추진되고 있다. 파력에너지 변환장치의 개발역사는 짧은 편은 아니며, 기록상 최초의 것은 1799년 제라드(프랑스)가 신청한 특허기록이다. 일본은 항만공학의 선구자인 히로이 박사가 1918년 파랑에너지 이용연구에 몰두한 바 있다. 그 후, 많은 연구자들에 의해 각종 파랑이용장치가 연구개발 되어

왔지만 현재 실용화된 장치는 항로표지용 전원으로 활용되고 있는 파력발전부표가 대표적인 것이다. 그 출력은 60W 정도로 매우 작다. 파력발전의 대출력을 목적으로 한 파력에너지 변환 장치에 대한 조직적인 연구가 시작된 것은 1973년의 제1차 오일쇼크 이후이다. 그 후 수많은 장치가 제안되었으며, 일본, 영국, 노르웨이를 중심으로 기초이론이 정립되었으며 최근에는 기초연구 단계로부터 발전되어 실물 개발이 진행되고 있다.

파력전환장치를 사용하고 있는 각국의 사례를 살펴보면 일본은 해양과학기술센터의 파력발전장치 「카이메이(海明)」 신기술 개발사업단의 위탁에 의한 후지(富士)전기 및 미쯔이(三井)조선이 개발한 연안고정식 파랑발전시스템 「미쯔세 식」 등이 있으며, 동북전력(東北電力)의 「물 밸브 집약식 파력발전시스템」과 해양과학기술센터의 「부력식 파력발전장치 마이티웨일(mighty whale)」 등이 있다.

영국은 Salter박사가 1974년 Nature지에 획기적인 파력발전장치를 제안하였으며, 이것을 계기로 영국은 막대한 연구비를 투입하게 되었다. 영국은 2 GW 출력의 파력발전장치를 목표로 하였으나 장기간의 연구 개발을 통하여 2 GW 장치는 출력 목표치가 높고 초기투자가 과도하게 소요되기 때문에 대형장치 개발에 앞서 소형장치 개발로 목적을 변경하였다. 현재, 스코틀랜드 외해에 있는 아이라 섬에서 출력 75 kW급 고정식 파력발전장치를 운전 중에 있다.

노르웨이는 개발 초기부터 1유니트당 출력을 300~500 kW를

목표로 하여 개발을 시작하였으며, 이 기술을 이용하여 개발도상국을 원조하기 위한 방안을 수립하고 있다. 현재, 출력 500 kW의 다중공진(多重共振)공기터빈식 장치(multi-resonance oscillating air turbine type)와 출력 350 kW급 월파저수식(越波貯水式)장치(overtopping-storage apparatus)를 가동 중에 있다.

그래서 에너지의 모든 자원을 수입하고 있는 우리나라에서는 대체에너지로서 태양열만을 조금 연구하고 있을 뿐 에너지 개발을 위한 연구는 아직 저조한 편이다.

그리고 우리나라와 같이 화석에너지 자원이 부족하고 많은 해안선을 가지고 있는 지형특성을 고려해 볼 때 파력에너지는 매력적인 자연에너지이며 앞으로 체계적인 연구가 필요하다.

1.2 연구동향

웰즈터빈의 날개주위 유동에 관한 연구는 로터 설계와 성능 변화의 예측을 위하여 다양하게 시도되었다. 로터주위의 유동은 유선곡률, 회전 등으로 인하여 박리, 역압력구배, 와류 등을 수반한 복잡한 유동현상이 나타난다. 이에 따라 로터 내부의 복잡한 유동현상을 파악하기 위해 수치해석의 검증과 설계자료를 제공하기 위한 실험적 연구와 몇 가지 가정조건하에서 물리적 모델링을 통해 얻어진 비선형 지배 방정식의 해를 구하는 이론적 연구로 나누어진다. 여기서 이론적 연구는 비선형 지배 방정식을 해석적으로 풀어내기는 현실적으로 불가능하므로 수치해석적으로 구하고 있다. 그리고 웰즈터빈의 성능을 향상하기 위한 다양한 시도는 활발히 이루어지고 있으며 이와 관련된 연구동향을 살펴보면 다음과 같다.

1984년 M. Suzuki 등^[2,3,4]은 유막법에 의해 익(翼)면상의 유동의 흐름을 가시화하였다. 날개는 fan-shaped와 rectangular blade를 사용하여 다양한 영각에 대한 유동가시화를 시도하였다.

1998년 A. Thakker 등^[5]은 CFD를 이용하여 로터를 일정한 각속도 하에서 다양한 축류속도에 대해서 계산을 수행하여 웰즈터빈 로터주위의 유동특성을 다양하게 해석하였다.

1996년 J. K. Watterson 등^[6]은 웰즈터빈에 사용하고 있는 날

개 중에서 NACA0012와 NACA0015의 날개를 대상으로 유량계 수 0.05, 0.1, 0.15, 0.2에서의 터빈의 유동특성과 성능을 예측하였다.

1997년 J. K. Watterson 등^[7]은 수치해석을 이용하여 날개가 6개인 웰즈터빈 로터의 NACA0012와 NACA0015에서 다양한 팁 클리어런스(tip clearance)에 대한 날개 흡입면에서의 볼텍스(tip clearance vortex)유동현상과 터빈의 성능을 다양한 각도로 연구하였다.

1998년 S. Raghunathan 등^[8]은 솔리디티(Solidity)의 영향에 대해서 연구하였다. 수치계산에 사용한 솔리디티는 0.32와 0.48, 0.64이며, 이것 중 솔리디티 0.32에서 보다 높은 효율을 보여주고 있다라는 연구내용을 발표하였다.

1999년 荒川忠一 등^[9]은 SIMPLE 알고리즘과 하이브리드(Hybrid) 스킴을 사용하여 다양한 영각을 가진 웰즈터빈 로터 주위의 유동특성을 실험 연구와 비교하였다.

1.3 연구목적

국내의 파력발전용 공기터빈의 연구는 일본이나 영국 등의 선진국에 비해서 매우 저조한 수준으로 자체기술을 확보하지 못하고 있는 실정이다. 따라서 웰즈터빈 날개 주위의 유동해석과 팁 클리어런스와 더블플랩(double flap)그리고 날개 형상의 전산설계에 대한 기술은 파력발전용 공기터빈뿐만 아니라 압축기, 송풍기 등의 터보기계설계에 중요하기 때문에 연구개발의 필요성이 매우 크다고 판단된다.

웰즈터빈의 성능을 평가하고 개선하는 방법으로는 실험과 수치해석 등의 다양한 방법이 있겠지만, 본 연구에서는 CFD(Computational Fluid Dynamics)를 이용하여 웰즈터빈의 성능에 영향을 주는 팁 클리어런스와 더블플랩에 대해서 다양한 계산을 시도하여 유동장을 정확하게 해석하고, 이러한 유동해석을 바탕으로 웰즈터빈의 성능향상을 위한 성능변수인 여러 기하학적 조건들에 대하여 Parametric study를 행하여 고성능 파력발전용 공기터빈 설계를 위한 설계데이터를 제공하고자 한다.

제2장 NACA0012 익형의 성능평가

2.1 웰즈터빈의 이론

2.1.1 진동수주

OWC(Oscillating Water Column)는 바다의 파도에서 에너지를 추출할 수 있는데, 바다의 파도에 의해서 발생하는 진동수주의 수위변화가 공기흐름을 발생시키게 하는 장치이다. 이 장치는 바다에 어느 정도 잠겨있는 상태이고 바닥은 바다에 열려있다. Fig. 2.1에서와 같이 파도가 OWC에 들어오게 되면, OWC 내부의 수위는 올라가게 되며 이것에 의해서 공기는 아래에서 위로 올라가면서 터빈을 지나게 되고, 이때의 공기는 터빈의 전연과 후연의 압력차에 의해서 터빈이 회전을 하게 된다. 그리고 반대로 파도가 OWC로부터 나가게 되면 공기는 대기 중에서 OWC내부로 들어오게 되고 이때도 공기는 터빈을 지나게 되며 터빈이 회전하는 원리는 동일하다. 이러한 방법에서 파도를 통해 터빈으로부터 주기적으로 에너지를 추출하는 것이 가능하다.

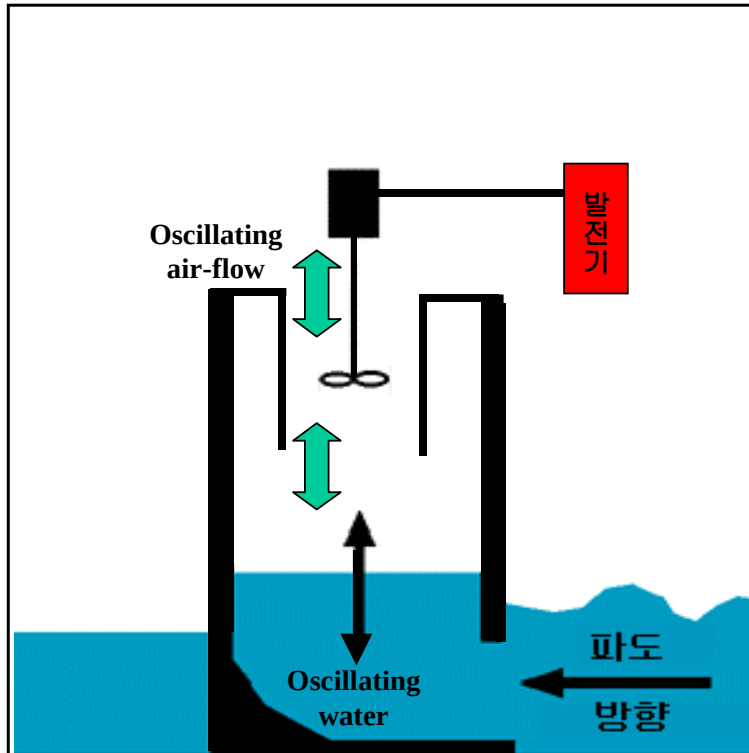


Fig. 2.1 Oscillating water column

2.1.2 웰즈터빈의 작동원리

OWC의 장치에서 진동하는 공기흐름의 에너지는 웰즈터빈을 사용하여 추출될 수 있다. 그리고 이 터빈은 한 방향으로 회전하는 터빈이고 로터 설계는 양방향의 공기흐름에 대해서 한 방향으로 회전하는 것으로만 가능하다.

그 중에서 가장 간단하고 유용한 터빈은 1970년대 중반에 영국의 벨페스트 퀸즈대학(Queens' University of Belfast)의 웰즈(Wells)의해 개발된 터빈이다. 이 터빈은 날개가 NACA00계열을 사용한 대칭적이고 공기흐름에 대해서 한 방향을 회전하는 대표적인 과력발전용 터빈이다. 그리고 웰즈터빈은 실속(stall)이 발생되지 않은 일반적인 조건에서 터빈이 작동할 때 Fig. 2.2에서와 같은 유사한 흐름 형태의 공기흐름이 생긴다. 그림에서 나타내는 공기흐름은 축과 원주방향의 벡터성분을 가지고 있으며 Fig. 2.3에서의 $U(r)$ 은 터빈로터의 각속도를 나타내고 있고, 벡터 c_1 은 챔버(chamber)에서의 공기속도의 축 성분을 나타내고 있는데, 이들 벡터의 조합에 의해서 회전하는 터빈로터의 상대속도 벡터성분 $W_1(r)$ 을 알아낼 수 있으며, Fig. 2.4에서 알 수 있듯이 날개로 들어오는 $W_1(r)$ 에 의해서 터빈로터에 작용하는 힘(force)들이 생김을 알 수 있다. 이 힘들은 수직하게 2개로 발생하게 되는데 상대속도 $W_1(r)$ 에 같은 방향을 이루는 것이 항력(drag force, D)이고, 이 벡터와 수직으로 이루는

성분이 양력(lift force, L)이다. 그리고 Fig. 2.4에서 F_x 는 터빈 로터의 축 방향으로 발생하는 축력(axial force)이고, F_t 는 접선력(tangential force)을 나타내고 있다. 접선 방향의 힘은 터빈로터가 회전을 할 때 토크(torque)를 일으키는 힘이 된다. 축력과 접선력을 성분으로 나타내면 다음과 같다.

$$F_t = L \sin(\alpha) - D \cos(\alpha) \quad (2.1)$$

$$F_x = L \cos(\alpha) + D \sin(\alpha) \quad (2.2)$$

그리고 웰즈터빈의 이론적인 예견으로의 일반적인 접근은 날개를 반지름에 따른 일정한 현(chord)을 따라 가정한다. 즉, 공기는 2차원적이고, 터빈의 공기흐름은 비압축성이며, 준정상상태로 가정할 수 있다. 로터는 일정한 회전속도 ω 이고, 환형벽의 경계층의 영향은 무시한다. 그리고, Fig. 2.3의 관계에 의해서 상대속도와 축속도와 회전속도를 나타내면, 다음과 같다.

$$W_1 = U / \cos(\alpha) \quad (2.3)$$

$$c1 = U / \tan(\alpha) \quad (2.4)$$

$$U = \omega r \quad (2.5)$$

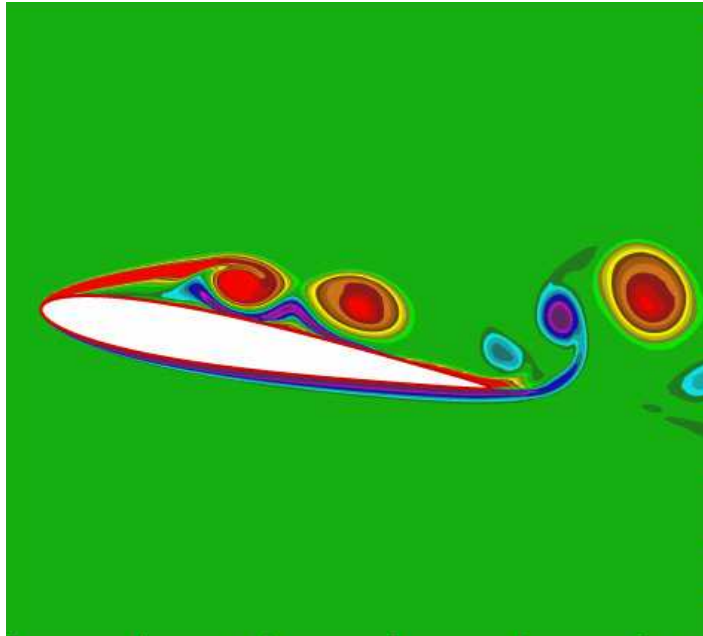


Fig. 2.2 Vortices over Wells turbine blade

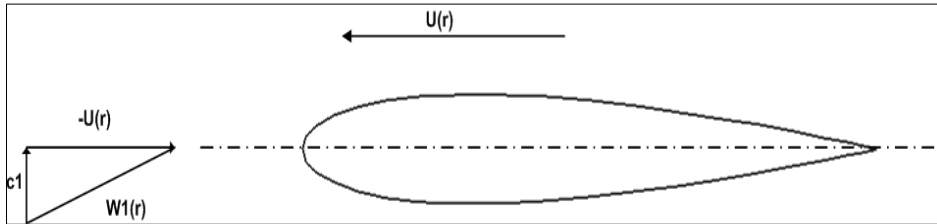


Fig. 2.3 Formation of relative velocity, $W1(r)$

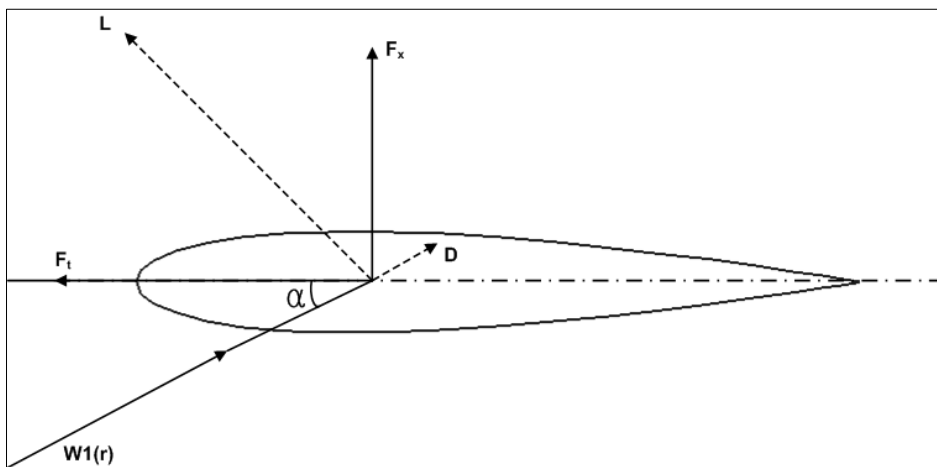


Fig. 2.4 Forces on a Wells turbine

2.2 실험장치 및 방법

NACA0012에 대해서 CFD해석결과와 익형의 성능평가를 하기 위해서 회류수조를 사용하였으며, 이 수조의 유속은 0.02m/s에서 1.0m/s까지이며, 가시화에도 사용할 수 있도록 설계되어 있다. 그리고 실험에 사용된 익형에 작용하는 유체력을 측정하기 위해 소형 6축 force센서 MINI 2/10을 사용하였다. 이 센서는 x, y, z 방향의 힘과 x, y, z 축 둘레의 모멘트 값 여섯 개의 성분 검출이 가능하다. 센서에서 얻어진 신호는 A/D 보드 PCI-3133에 의해 컴퓨터로 입력된다. 이 데이터와 지정된 캘리브레이션 매트릭스(calibration matrix)를 이용해서 행렬연산을 행하여 각각의 힘 데이터를 얻는 것이 가능하다. Fig. 2.5은 실험장치를 구성한 개략도이다.

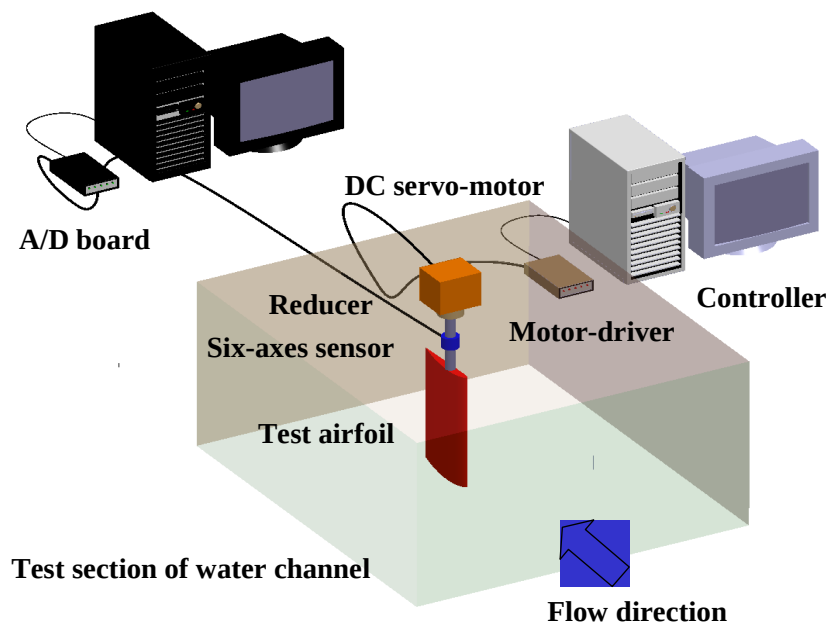


Fig. 2.5 Experimental apparatus of dynamic forces measurement system

2.2.1 실험조건

본 실험에서는 풍력발전용 공기터빈에서 사용하고 있는 NACA 0012에 대해서 익형에 작용하는 비정상 추진력을 측정하였다.

Table 2.1은 유체력 측정실험을 수행한 각각의 파라미터를 보여주고 있다. 유체력 측정실험의 익형 기준레이놀즈 수는 $Re=4\times 10^4$ 이다.

Table 2.1 Dynamic forces measurement parameters

Test airfoil	NACA0012
Chord Reynolds number	$Re=4\times 10^4$
Angle of attack [°]	-14 ~ 14
Center of airfoil	1/4

2.2.2 양력, 항력데이터 변환

NACA0012 익형에 설치된 6축 force센서는 Fig. 2.6에 보는 것과 같이 익형에 대해서 수직한 힘(수직력) F_Y 와 평행한 힘(수평력) F_X 를 얻기 위해 주류방향에 수직한 양력방향과 주류 방향에 평행한 항력방향으로 변환하지 않으면 안된다. 또한 얻어진 수직력과 수평력은 식 (2.6)과 식 (2.7)에 의해 양력 L 과 항력 D 로 변환한다.

본 실험에서는 2차원 익형에 작용하는 양력계수 C_L 과 항력계수 C_D 를 구하기 위해서 식 (2.8)과 식 (2.9)를 이용해서 각각의 무차원화를 행하였다.

$$L = -F_{X^*} \sin \alpha + F_{Y^*} \cos \alpha \quad (2.6)$$

$$D = F_{X^*} \cos \alpha + F_{Y^*} \sin \alpha \quad (2.7)$$

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V_0^2 S} \quad (2.8)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho V_0^2 S} \quad (2.9)$$

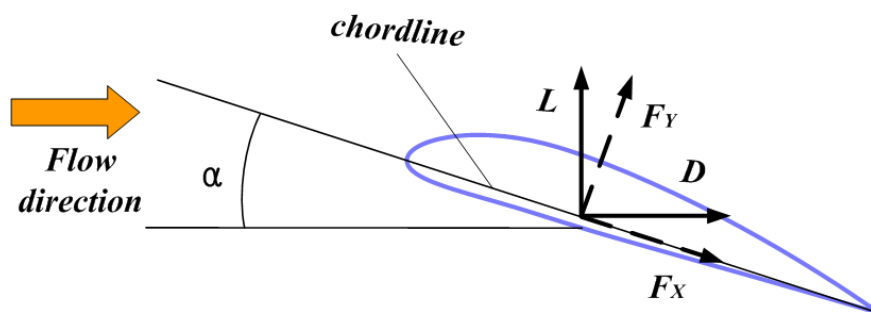


Fig. 2.6 Definition of dynamic forces

2.3 수치해석

2.3.1 지배방정식

Navier-Stokes방정식은 연속체 유동 중 어느 한 점을 중심으로 질량보존 및 운동량을 표현하는 편미분형태의 지배방정식이다. 비압축성, 정상상태, 점성흐름에 대하여 Euler좌표계로 연속방정식과 운동방정식을 보존형으로 나타내면 다음식과 같다.

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_j} = 0 \quad (2.10)$$

$$\frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p_i}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} [\mu (\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i})] \quad (2.11)$$

식 (2.10)과 식 (2.11)를 레이놀즈 평균을 사용하면 식 (2.12)과 같이 된다.

$$\frac{\partial U_i}{\partial x_j} = 0 \quad (2.12)$$

$$\frac{\partial \rho U_i U_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) - \rho \overline{u'_i u'_j} \right] \quad (2.13)$$

여기서, $-\rho \overline{u'_i u'_j}$ 는 레이놀즈 응력이다. 이것을 분자점성에 의한 응력과 같은 구배확산형으로 나타내면 다음식과 같이 된다.

$$-\rho \overline{u'_i u'_j} = \mu \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho \kappa \delta_{ij} \quad (2.14)$$

여기에서, μ 는 난류점성계수이다.

여기서 반복되는 하첨자는 모든 방향의 합을 나타낸다. 그리고 와점성계수 μ 는 난류에너지와 난류운동에너지 소산율로 구해진다.

$$\mu = \frac{\rho C_\mu \kappa^2}{\varepsilon} = \frac{\rho \kappa}{\omega} \quad (2.15)$$

여기서, C_μ 는 모델상수이고, κ 는 난류 운동에너지(kinetic energy)이며, ε 와 ω 은 에너지에 대한 소산율을 나타내고 있다. 그리고, κ - ε 모델과 κ - ω 모델은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \kappa) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j \kappa) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_\kappa} \right) \frac{\partial \kappa}{\partial x_j} \right] + S_\kappa \quad (2.16)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\Phi) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j\Phi) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_\Phi} \right) \frac{\partial \Phi}{\partial x_j} \right] + S_\Phi \quad (2.17)$$

여기서 Φ 는 모형에 따라 ε 또는 ω 가 될 수 있으며 $\varepsilon = C_\mu \omega k$ 의 관계를 갖는다. S_k 와 S_Φ 는 아래와 같은 난류 원천항이다.

$$\begin{aligned} S_k &= P_k - \rho \varepsilon \\ S_\varepsilon &= C_{\varepsilon 1} P_k \frac{\varepsilon}{k} - C_{\varepsilon 2} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \\ S_\omega &= \alpha P_k \frac{\omega}{k} - \beta \rho \omega^2 \end{aligned} \quad (2.18)$$

그리고 생성항 P_k 는 다음과 같이 정의한다.

$$P_k = \mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (2.19)$$

표준 k - ε 모델의 계수들은 다음과 같이 정의하였다^[10].

$$C_\mu = 0.09, \quad \sigma_k = 1.0, \quad \sigma_\varepsilon = 1.3, \quad C_{\varepsilon 1} = 1.44, \quad C_{\varepsilon 2} = 1.92 \quad (2.20)$$

그리고 k - ω 모델의 계수는 다음과 같다^[11].

$$C_{\mu}=0.09, \quad \sigma_k=2.0, \quad \sigma_{\omega}=2.0, \quad \alpha=5/9, \quad \beta=3/40 \quad (2.21)$$

그러나 난류점성계수 ν_t 를 구하는데 있어서 표준 $k-\varepsilon$ 모델에서는 난류운동에너지 k 와 난류운동에너지 소산율 ε 에서 생기는 계수들을 전부 상수처리 하였지만 RNG $k-\varepsilon$ 모델에서는 다음과 같이 정의하였다.

$$\begin{aligned} C_{\mu} &= 0.085, \quad \sigma_k = 0.72, \quad \sigma_{\varepsilon} = 0.72, \quad C_{\varepsilon 2} = 1.68, \\ C_{\varepsilon 1} &= 1.42 - \eta(1 - \eta/\eta_o)/(1 + \beta\eta^3) \end{aligned} \quad (2.22)$$

여기서,

$$\beta = 0.012, \quad \eta_o = 4.38, \quad \eta = \frac{Sk}{\varepsilon}, \quad S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}} \quad (2.23)$$

여기서, S_{ij} 는 다음과 같이 정의되는 변형률이다.

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (2.24)$$

2.3.2 2-D 익형의 모델링 및 계산조건

2-D NACA0012 익형의 형상은 익형표면을 지나는 수 많은 점들을 넘스 곡선(non uniform rational b-spline curve)으로 정의된다. NACA 시리즈 단면 익형^[12]의 두께 분포에 대해서 다음과 같은 방정식을 사용함으로써 익형 표면의 점들을 구할 수 있다.

$$y_d = \frac{d}{0.20} (0.29690\sqrt{x} - 0.12600x - 0.3560x^2 + 0.28430x^3 - 0.10150x^4) \quad (2.25)$$

$$y = (y_d)(c) \quad (2.26)$$

여기서, y_d = 무차원 두께 (Non-dimensional thickness)

d = 최대두께

(Expressed as a fraction of the chord length)

x = 무차원 현 ($0 \leq x \leq 1$)

c = 캠버두께

NACA0012 익형에서 d 는 0.12 (두께 : 12%)로 두고 각각의 x 값을 식 (2.25)에 대입하면 다양한 y_d 값을 얻을 수 있고 이 값을 식 (2.26)에서 최종적인 y 를 얻을 수 있다.

그리고 본 계산에서의 레이놀즈 수는 실험에서와 동일한 4×10^4 이고 유동은 비압축성으로 가정하였으며, 2-D 익형에 사용된 격자는 C형^[13]으로 구성을 하였고 총 170×60 의 격자점들로 이루어져 있으며 익형의 현(chord)의 방향으로 100개가 분포되어 있고, 난류모델은 표준 $k-\varepsilon$ 모델과 RNG $k-\varepsilon$ 모델 그리고 $k-\omega$ 를 사용하였다.

그리고 레이놀즈 수는 4×10^4 이며 식 (2.27)에 의해서 입구측 절대속도를 구하면 $V_0 = 0.604 \text{ m/s}$ 이다.

$$V_0 = \frac{Re \cdot \nu}{L} \quad (2.27)$$

그러나 익형의 영각에 의해서 절대속도를 쓸 수 없고 다양한 영각에 따른 상대속도를 사용해야하고, 영각에 따른 상대속도를 계산해서 입구속도로 사용하였다.

2.4 결과 및 고찰

NACA0012 익형에 대한 주위 흐름을 대한 실험과 수치해석 결과는 다음과 같다.

Fig. 2.7~Fig. 2.9은 영각 $-14^{\circ} \sim 14^{\circ}$ 까지의 실험과 수치해석한 결과를 양력계수(lift coefficient)와 항력계수(drag coefficient) 그리고 양항비(lift/drag)를 가지고 비교하였다. 실험과 수치계산 결과를 비교해 볼 때 전체적으로 정확하게 일치하고 있지만 실속(stall)이 발생하기 전 영각 10° 부근에서부터 약간의 오차가 발생하고 있음을 관찰할 수가 있으며 그 오차는 영각이 증가할수록 비례적으로 오차도 증가함을 알 수 있다.

Fig. 2.10~Fig. 2.12는 NACA0012익형을 영각 1.86° 과 5.86° 그리고 10.86° 에서의 Harris의 실험데이터와 수치계산을 압력계수(pressure coefficient)로써 비교한 것이다.

영각 1.86° 와 5.86° 에서는 실험데이터와 수치계산에서 표준 $k-\varepsilon$ 모델과 RNG $k-\varepsilon$ 모델 그리고 $k-\omega$ 모델은 실험데이터와 정량적으로 일치함을 보여주고 있다. 하지만 영각 10.86° 에서는 $k-\omega$ 모델이 RNG $k-\varepsilon$ 모델과 Standard $k-\varepsilon$ 모델보다 보다 높은 정확도를 보여주고 있다.

Fig. 2.13에서의 속도벡터를 보면 날개 후연의 윗면에서 영각이 커질수록 속도벡터의 크기가 작아짐을 관찰할 수 있다. 2-D 익형계산은 영각이 최고 10.86° 에서 계산을 수행하였기 때문에

높은 영각에서의 나타나는 역압력구배에 의한 박리현상은 나타나고 있지는 않지만 영각이 높아질수록 속도벡터의 크기가 작아지는 것으로 보아 영각이 10.86° 이상에서 박리가 일어남을 예측할 수 있다.

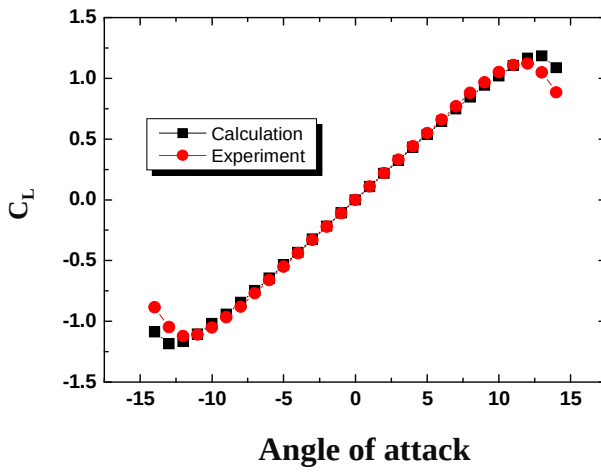


Fig. 2.7 Comparison of lift coefficient for NACA0012

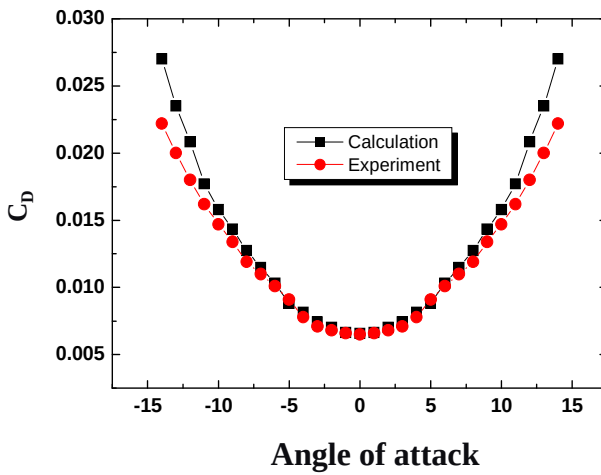


Fig. 2.8 Comparison of drag coefficient for NACA0012

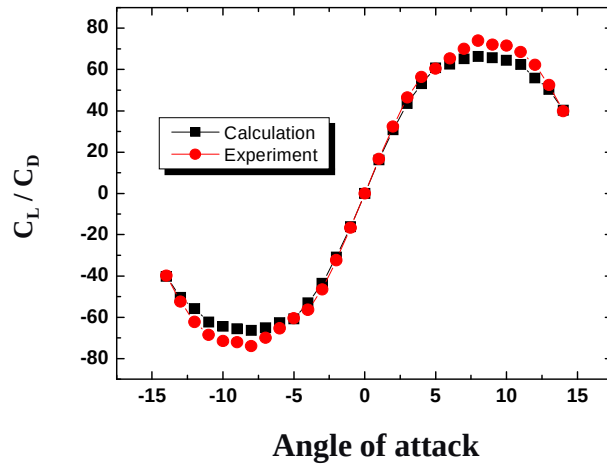


Fig. 2.9 Comparison of lift/drag coefficient for NACA0012

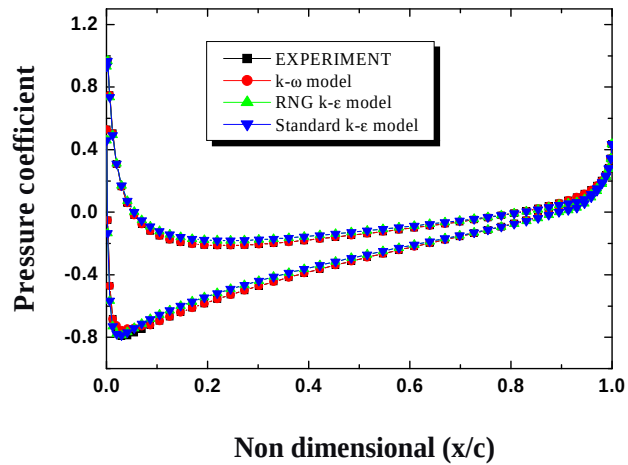


Fig. 2.10 Pressure coefficient distribution at $\alpha=1.86^\circ$

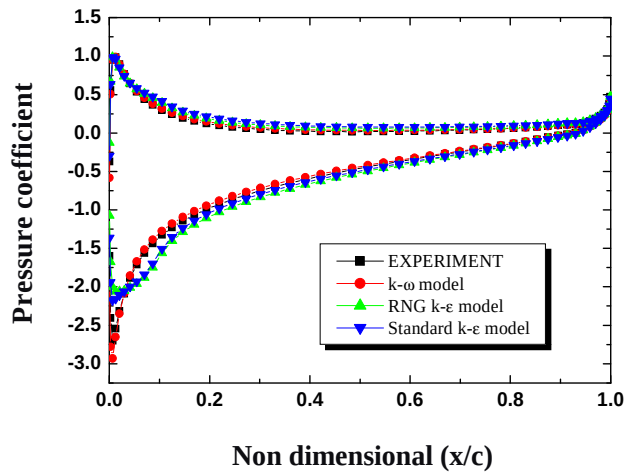


Fig. 2.11 Pressure coefficient distribution at $\alpha=5.86^\circ$

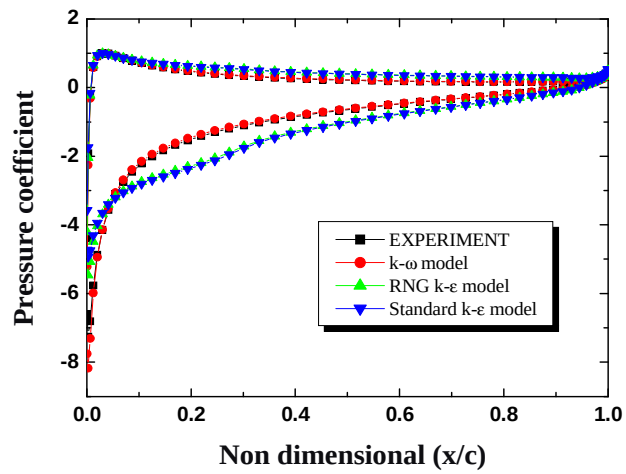


Fig. 2.12 Pressure coefficient distribution at $\alpha=10.86^\circ$

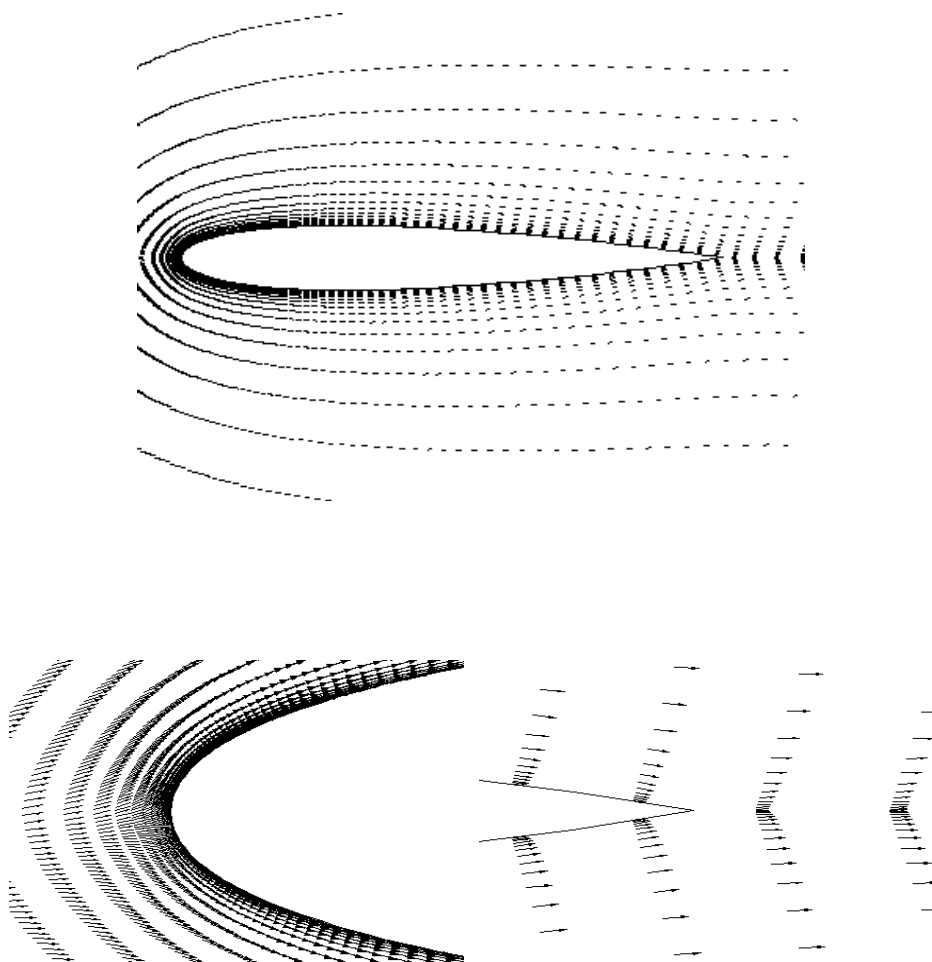


Fig. 2.13 Velocity distribution at $\alpha=1.86^\circ$
($k-\omega$ model)

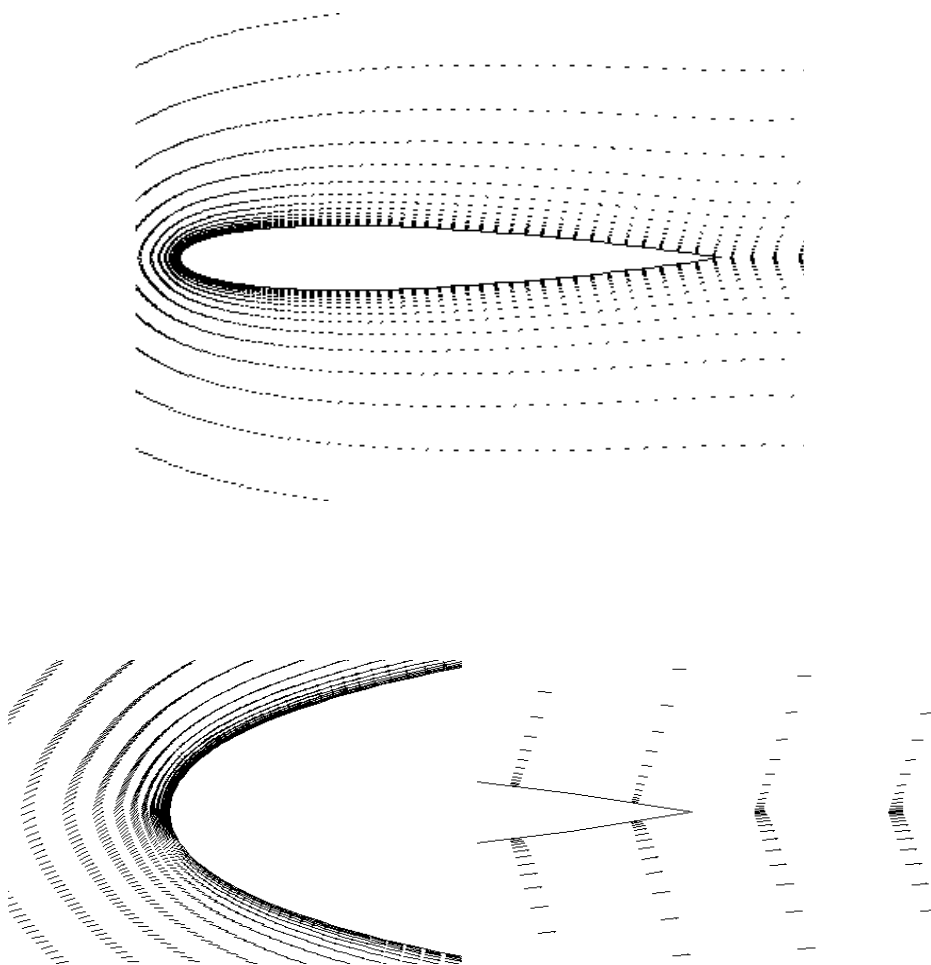


Fig. 2.13 Velocity distribution at $\alpha=5.86^\circ$
($k-\omega$ model)

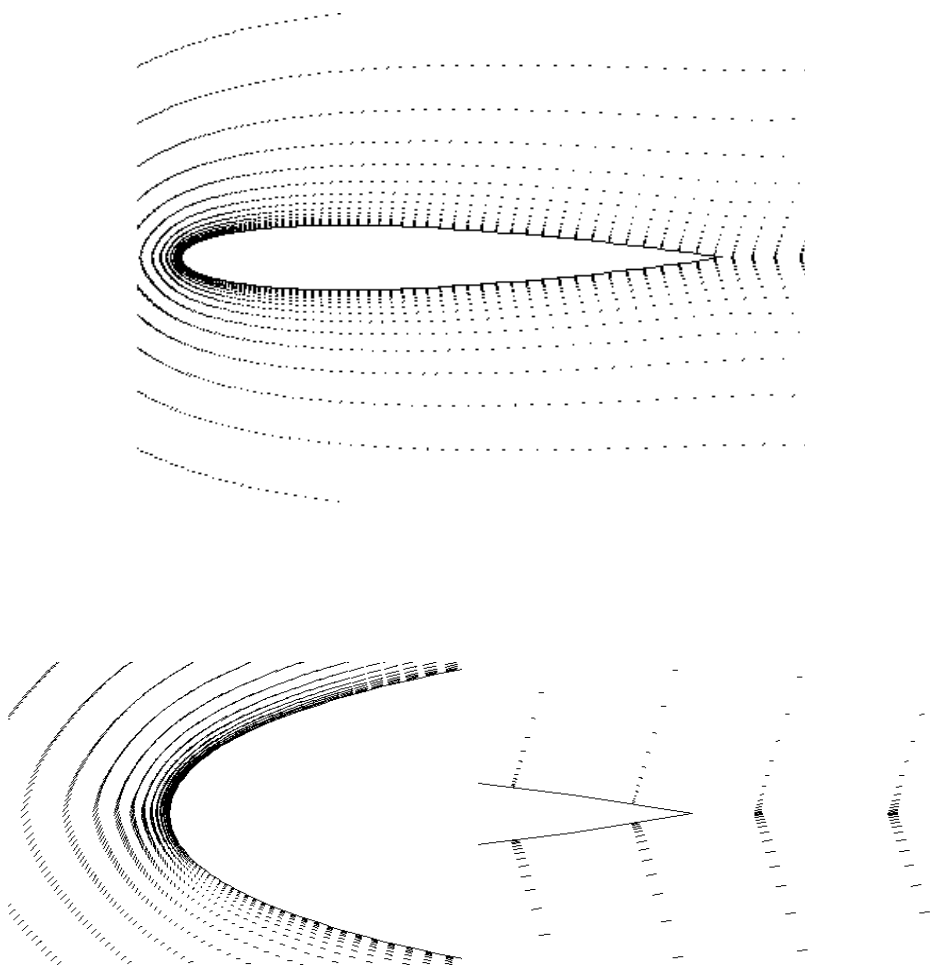


Fig. 2.13 Velocity distribution at $\alpha=10.86^\circ$
($k-\omega$ model)

제3장 웰즈터빈의 성능해석

수 많은 CFD code들이 익형(airfoil)주위의 흐름의 문제를 수치 시뮬레이션기법으로 사용되어왔다. 최근 대부분의 연구들은 아음속(subsonic)에 대한 시뮬레이션이 주류를 이루고 있으며, 초음속(supersonic)에 대한 수치계산 결과들도 점차 증가하고 있다. 그리고 이러한 계산결과들도 아주 정확한 해를 보여주고 있다.

본 논문에서는 수치해석 코드로서는 CFX^[14]를 사용하였는데 CFX는 널리 사용되어 왔고 형상이 복잡한 공간에서의 유동해석능력이 뛰어나기 때문에 웰즈터빈을 모델테스트하기 위해서 선택하였으며, 2-D Airfoil계산 결과에서 얻은 난류모델과 스킴을 적용하였다. 그리고 본 계산에서는 팁 클리어런스가 웰즈터빈 성능에 미치는 영향과 웰즈터빈 성능향상을 도모하기 위하여 기존의 웰즈터빈 끝단부에 더블플랩(double flap)을 고안하여 장착한 다음 성능을 측정하였다. 또한, 본 연구에서는 팁 클리어런스(tip clearance) 간격을 0%, 1%, 2%, 4%, 6%의 5가지 경우에 대하여 다양한 축류속도로 계산을 수행하여 웰즈터빈의 성능을 예측하였으며, 더블플랩 크기는 0.5%에서 2.0%까지 변화 시켜 계산을 수행하여 최적의 더블플랩 크기를 찾고, 팁 클리어런스 및 더블플랩의 변화에 따른 유동특성과 성능에 미치는 영향을 규명하는데 그 목적을 두고 있다.

3.2 팁 클리어런스의 영향

3.2.1 계산조건

웰즈터빈(Wells turbine)의 3-D 격자생성은 Fig. 3.5에서와 같이 터빈의 형상과 유동형태의 회전적 순환 성질로 인하여, 한 개의 날개 주위부분만을 모델링하였다. 그리고 Periodic경계조건을 사용함으로써 8개에 대한 계산조건을 단순화하였다. 그리고 팁 클리어런스 간격은 0%(no gap), 1%, 2%, 4%, 6%의 각각 5가지의 팁 클리어런스와 더블플랩 크기는 0.5%에서 2.0%까지 변화 시켜 웰즈터빈을 모델링하여 다양한 축류속도로 계산을 수행하여 웰즈터빈의 성능을 예측하였다. 그리고 수치해석 결과의 신뢰성에 가장 큰 영향을 미치는 요소 중의 하나가 계산 격자의 품질 문제라고 할 수 있다.

본 연구에서는 복잡한 형상의 3차원 정렬 다중 블록 격자계(Structured multi-block grid system)를 상당히 우수한 품질로 생성할 수 있는 ICEM-CFD Hexa^[15] 모듈을 이용하여 생성하였다. 계산 격자를 생성함에 있어, 신뢰성 있는 해석결과를 확보하기 위해선 벽 근처 격자의 밀집도에 상당한 주의를 요한다. 따라서 본 연구에 사용된 격자계에서 로터 블레이드 표면에 집중된 첫 번째 격자 점은 $y^+ \leq 2$ 로 하였다. 격자를 생성하는 과정에서 블레이드 주위의 격자 품질도를 높게 유지하기 위하여, 전체 도메인을 총 32 블록으로 구획

하였으며, 블레이드를 감싸는 블록은 O-grid로 처리 하였고, 다른 부분의 격자는 H-type 격자계로 구성하였다.

계산 PC의 계산 용량 문제로 반드시 생성 가능한 격자점 수의 한계가 발생한다. 블레이드 표면에 보다 조밀한 격자를 생성하기 위하여 전체 도메인을 기준으로 격자점을 제어 하다보면 상당히 많은 격자점을 필요로 하나, 본 연구에서는 블레이드를 감싸는 O-grid 주변 격자점의 정보를 바탕으로, 격자 리파인먼트(mesh-refinement) 과정을 거쳐, 블레이드 주변 블록에만 초기에 생성된 격자보다 3배 더 조밀한 격자를 생성하였으며, 격자점은 Solver에서 제공하는 노드매칭(node matching) 기능인 arbitrary(GGI)를 이용하여 매칭시켰다. 전체 격자수는 400,000 개이다.

CFD 코드인 CFX는 3차원 레이놀즈 평균 나비에 스톱스 (Raynolds Averaged Navier-Stokes) 방정식을 적용하며, 지배방정식은 유한체적법에 (Finite Volume Method) 의하여 이산화 된다. 본 수치계산은 3차원 비압축성 정상상태 유동조건 하에서 수행되었다. 상용 CFD 코드에서 기본적으로 제공되는 표준 $k-\varepsilon$ 모델은, 유동의 표면박리 현상을 정확하게 예측할 수 없는 단점을 가지고 있다고 보고되고 있다. 따라서 본 연구에서는 로터 블레이드 표면에서 발생하는 3차원적 유동 박리 현상에 대한 영향을 반영하여, 표준 $k-\varepsilon$ 모델, 표준 $k-w$ 모델에 비하여 비교적 정확한 예측이 가능하다고 알려져 있는 SST (Shear Stress Transport) $k-w$ 모델을 적용하였다. 대류항의 이산화 기법으로는 2차정도의 정확도를 가지는 MLPS (Modified Linear

Profile Skew)를 적용하였다.

입구조건으로써 균일 속도유입조건을 주었으며, 출구 조건은 출구영역으로 정의된 부분에 대기압력 조건을 부여하였으며, 전체 격자계는 블레이드와 허브를 포함하는 부분에 대해 회전하는 상대 좌표계로 설정하였다. 효율적인 계산을 위하여, 하나의 블레이드를 포함하는 영역에 대해서만 계산을 수행하였으며, 분할된 경계면은 주기조건으로 처리하였다.

본 논문에서 모든 계산은 Iteration이 약 200번 정도 내에서 원활히 수렴하였다. 계산에 앞서 원활한 해의 수렴성과 안정성을 위하여, 초기에 약 20,000개의 격자 수를 가지는 격자 계에 대한 기초계산을 수행한 후 U, V, W 방향의 속도 성분과 대략적인 유동장의 기본정보를 획득하여 본 계산의 초기 조건으로 이용하였다.

Table 3.1 Computational conditions

Item	Conditions				
Airfoil section	NACA0015				
Number of planes	1				
Number of blades N	8				
Tip clearance	0%	1%	2%	4%	6%
Solidity	0.79	0.79	0.79	0.79	0.79
Hub to tip ratio	0.6667	0.6689	0.6711	0.6757	0.6803
Tip Diameter	0.3m	0.299m	0.298m	0.296m	0.294m
Reynolds Number	3,000,000				
Axial Velocity	Case (a)=2.68 m/s Case (b)=4.29 m/s Case (c)=5.86 m/s Case (d)=8.60 m/s				

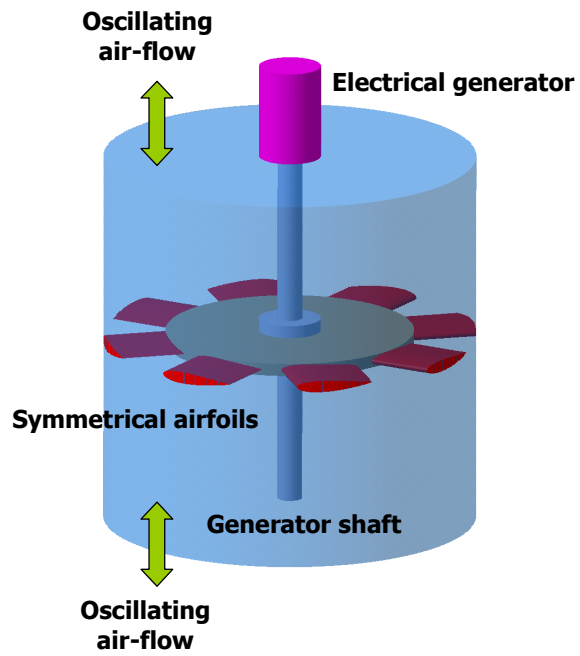


Fig. 3.1 Schematic of Wells turbine

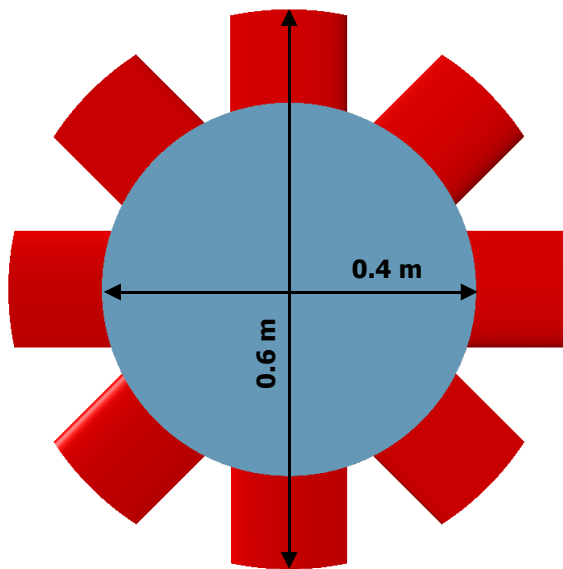


Fig. 3.2 Blades of Wells turbine rotor

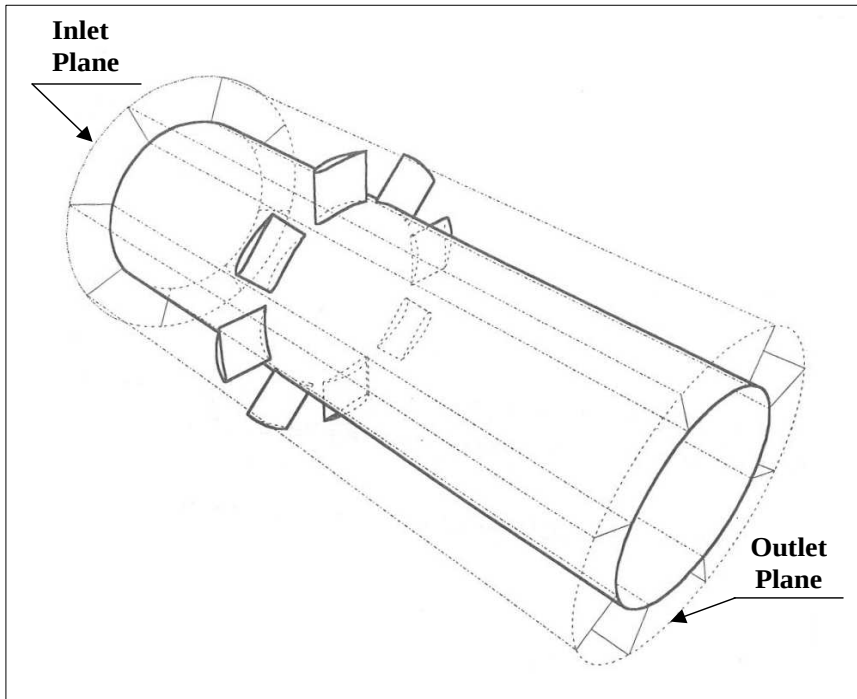


Fig. 3.3 Periodically repeated Wells turbine geometry

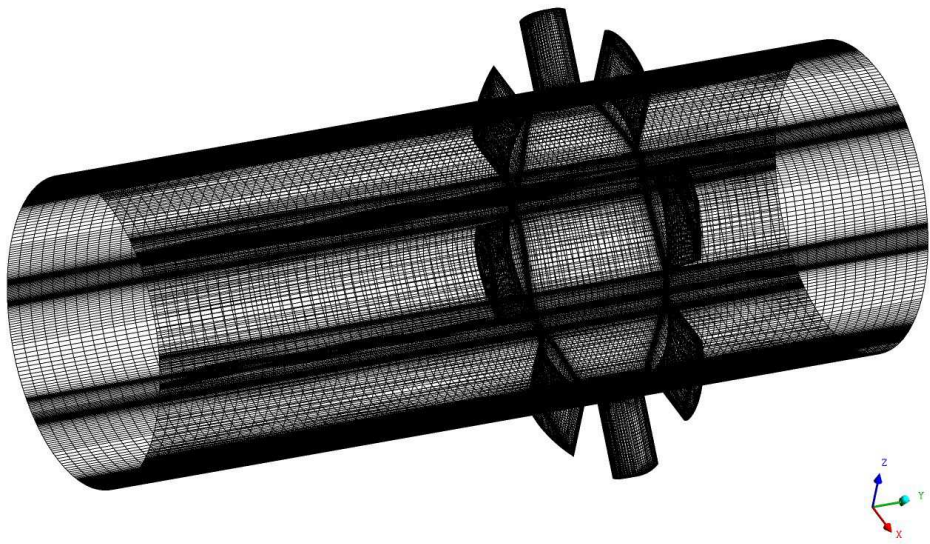


Fig. 3.4 Complete grid (periodically repeated)

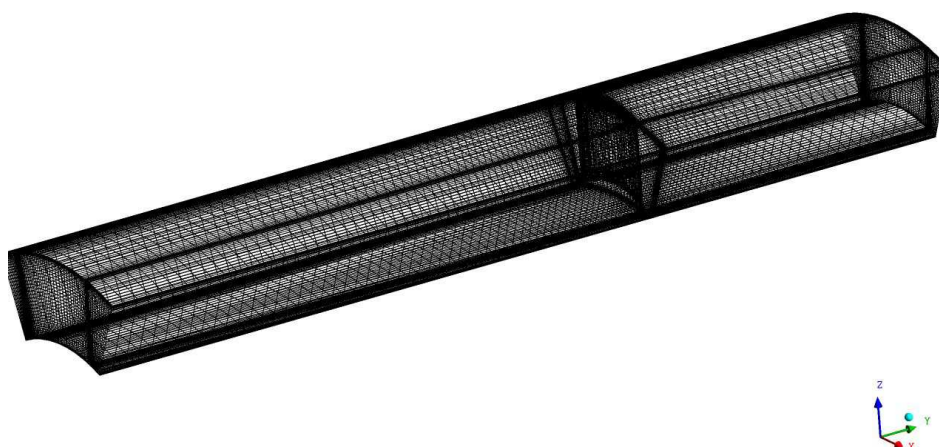


Fig. 3.5 Surface grid distribution on prototype model

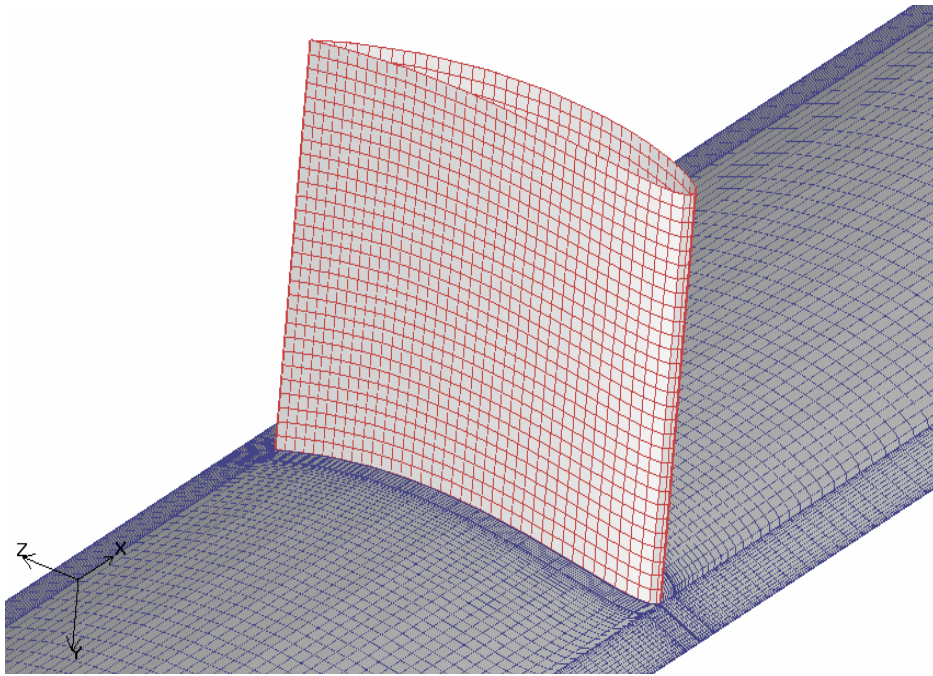


Fig. 3.6 Grid distribution on blade surface

Table 3.2 Boundary Conditions

Conditions	Case(a)	Case(b)	Case(c)	Case(d)
Axial Flow Rate	0.421 m ³ /s	0.674 m ³ /s	0.917 m ³ /s	1.351 m ³ /s
Corresponding Axial Velocity	2.68 m/s	4.29 m/s	5.86 m/s	8.6 m/s
Angular Velocity	2000 RPM	2000 RPM	2000 RPM	2000 RPM
Outlet Static Pressure	0 Pa			
Inlet Turbulence Intensity	3 %	3 %	3 %	3 %

3.2.2 결과 및 고찰

Fig. 3.7~21은 웰즈터빈이 2000rpm으로 회전하고 있고, 유량이 $0.421\text{m}^3/\text{s}$, $0.674\text{m}^3/\text{s}$, $0.917\text{m}^3/\text{s}$, $1.351\text{m}^3/\text{s}$ 에서 축방향속도가 일정할 때 여러 종류의 팁 클리어런스의 경우에 대한 터빈의 흡입면(suction side)에서의 속도벡터, 유선, 정압분포를 보여주고 있다. 그리고 Fig. 3.22~3.26은 mid-chord에서의 축방향의 속도벡터와 등속도분포를 보여주고 있으며, Fig. 3.7~3.21의 결과를 보면 유량이 $0.421\text{m}^3/\text{s}$, $0.674\text{m}^3/\text{s}$ 에서는 팁 클리어런스가 증가에 관계없이 일정한 유선형태를 나타내고 있지만 유량이 $0.917\text{m}^3/\text{s}$, $1.351\text{m}^3/\text{s}$ 에서는 팁 클리어런스 0%를 제외하고는 팁 클리어런스가 증가할수록 날개의 후연부분 근처에서 광범위하게 박리영역이 나타나며, 또한 회전에 의한 원심력의 영향으로 날개의 후연으로 갈수록 반경방향으로의 흐름이 강하게 나타난다.

그리고 유량이 $0.917\text{m}^3/\text{s}$, $1.351\text{m}^3/\text{s}$ 에서와 같이 팁 클리어런스가 증가할수록 가장 큰 회전방향속도가 날개 팁(tip)에서 존재할 수 있으므로, 이로 인하여 날개 팁 면의 증대된 운동량이 박리를 보다 후연쪽으로 보내게 됨을 알 수 있다. 또한 이러한 팁 흐름의 영향으로 팁에서의 압력분포도 영향을 받아서 Fig. 3.17~3.21과 같이 된다.

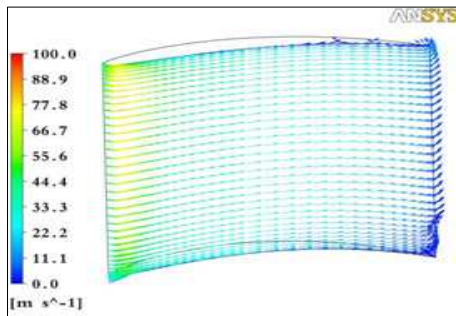
Fig. 3.22~3.26은 5가지의 팁 클리어런스에 대해서 날개 현의 중간 평면에서의 축방향의 속도벡터와 등속도분포를 나타내고 있

다. 여기서 왼쪽은 입구측이고 오른쪽은 출구측이다. 축방향의 속도벡터와 등속도분포를 보면 입구측의 축방향속도는 팁 클리어런스가 커질수록 속도구배가 커지고 있으며, 출구측의 케이싱부근에서도 속도구배가 커지고 있음을 알 수 있다. 그리고 하류측의 축방향속도는 바깥 환형벽에서 가장 높게 나타나고 있으며, 팁 클리어런스가 커질수록 날개의 하류방향에서 재순환영역이 폭넓게 나타나고 있음을 관찰할 수 있다. 또한 팁 클리어런스 1%~6%에서 보면 팁 극간에서 고속분출에 따른 팁 모서리에서의 팁 볼텍스(tip vortex)가 형성됨을 알 수 있다.

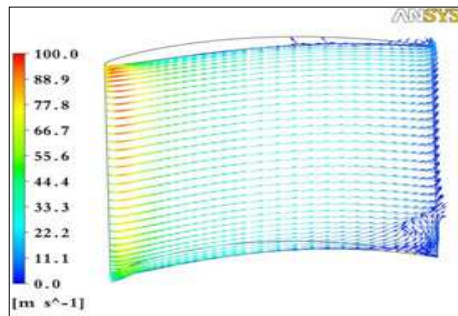
Fig. 3.27은 다양한 유량에 대한 압력강하계수를 나타내고 있다. 이 그래프는 [Warifield 1994]에서 팁 클리어런스 1%일 때의 실험적 데이터와 수치계산에 의한 무차원 압력강하 값들을 비교한 것이다. 팁 클리어런스 1%일 때의 수치계산 결과와 실험데이터와는 각각의 유량에 대해서 상당히 정확한 값들을 보여주고 있다.

Fig. 3.28과 Fig. 3.29는 각각 팁 클리어런스 0%~6% 변화에 따른 웰즈터빈의 효율과 torque coefficient의 변화를 나타낸 것이다. Fig. 3.28에서는 팁 클리어런스 0%인 경우를 기준점으로 하여 효율이 100%라고 가정 하였으며, 팁 클리어런스 0%~1% 사이에서의 효율의 감소는 2%~3% 정도로 낮은 편이지만 1%를 넘어서면 효율의 감소량은 6%~9% 정도로 증가하여 1% 이내에서의 효율의 감소량보다 3배 정도 더 크게 감소함을 볼 수 있다. 한편 torque coefficient는 0~1%일때 가장 많이 감소함을

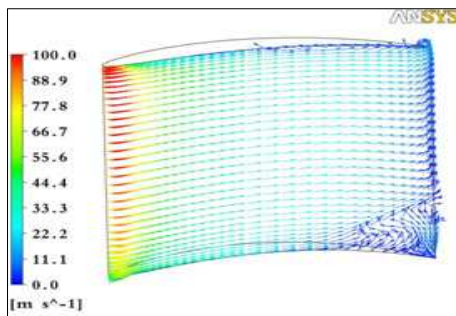
알 수 있다. 실질적으로 터빈의 날개와 케이싱과의 틈 클리어런스는 0%가 될 수 없으므로 설계 시에는 틈 클리어런스를 1% 이내로 하는 것이 바람직함을 알 수 있다.



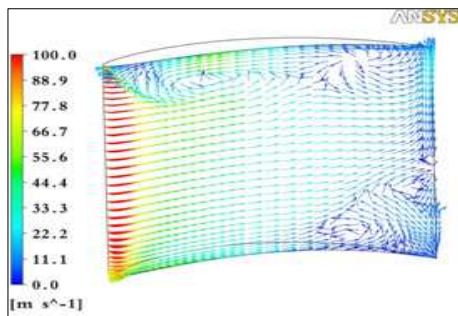
(a) Flow rate ($\phi=0.421$)



(b) Flow rate ($\phi=0.674$)

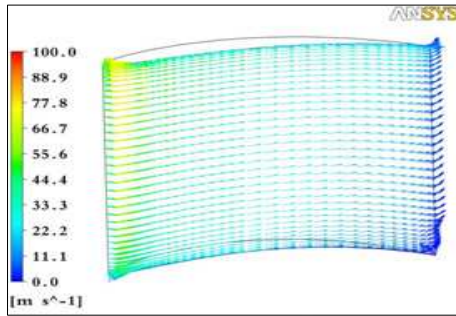


(c) Flow rate ($\phi=0.917$)

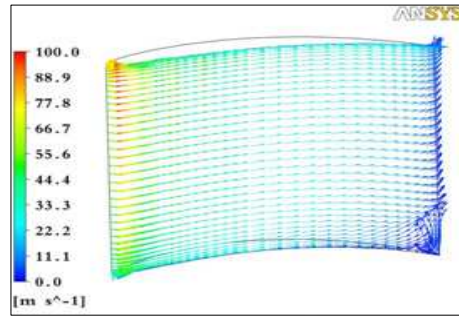


(d) Flow rate ($\phi=1.351$)

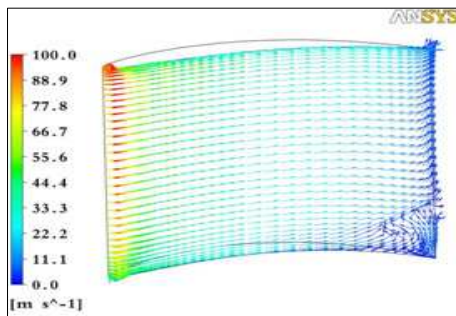
Fig. 3.7 Velocity vectors flowing over suction side
(Tip clearance=0%)



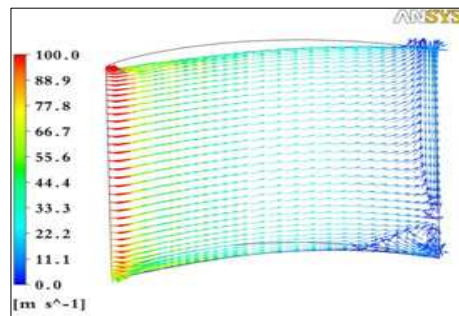
(a) Flow rate ($\phi=0.421$)



(b) Flow rate ($\phi=0.674$)

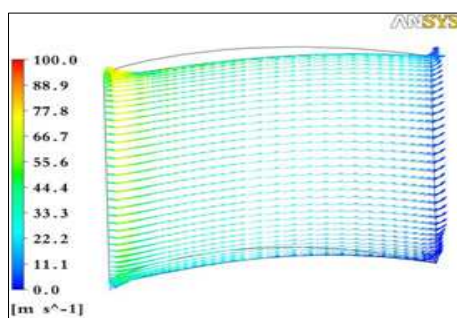


(c) Flow rate ($\phi=0.917$)

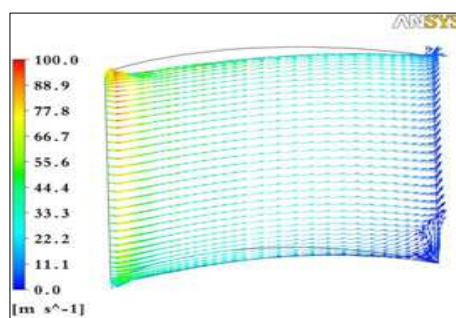


(d) Flow rate ($\phi=1.351$)

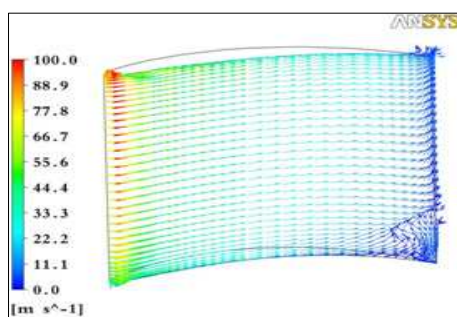
Fig. 3.8 Velocity vectors flowing over suction side
(Tip clearance=1%)



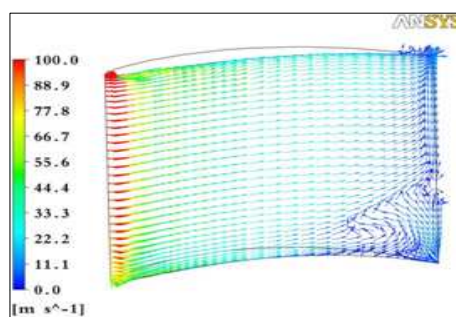
(a) Flow rate ($\phi=0.421$)



(b) Flow rate ($\phi=0.674$)

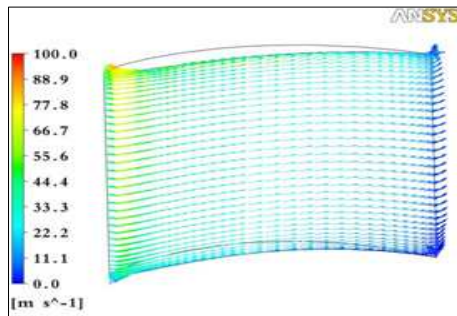


(c) Flow rate ($\phi=0.917$)

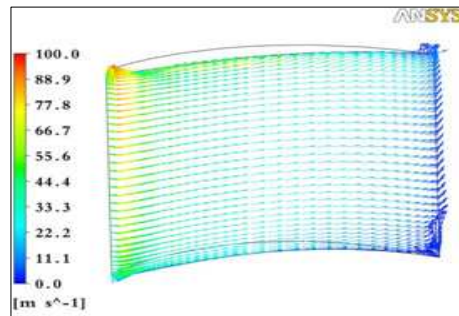


(d) Flow rate ($\phi=1.351$)

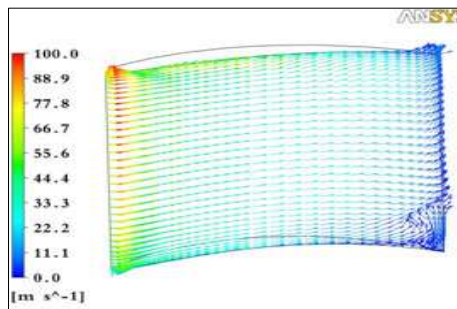
Fig. 3.9 Velocity vectors flowing over suction side
(Tip clearance=2%)



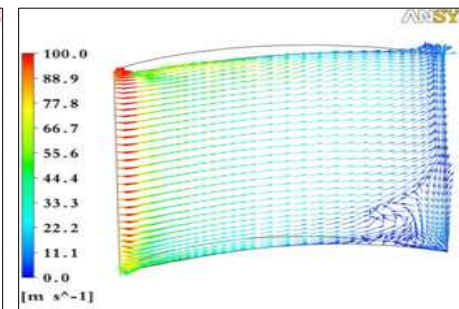
(a) Flow rate ($\phi=0.421$)



(b) Flow rate ($\phi=0.674$)

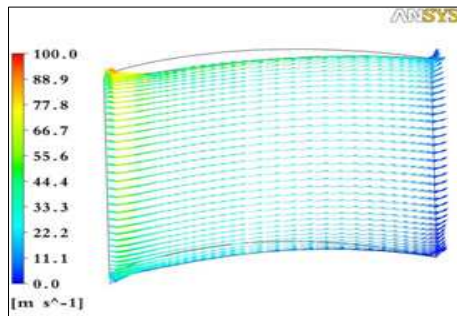


(c) Flow rate ($\phi=0.917$)

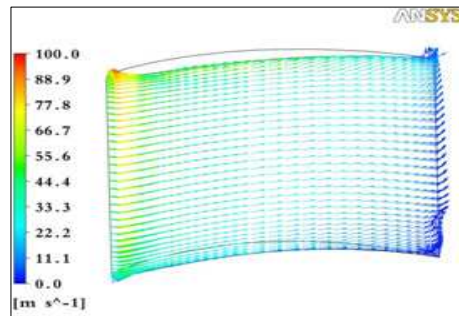


(d) Flow rate ($\phi=1.351$)

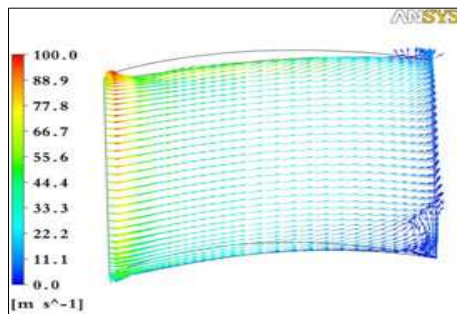
Fig. 3.10 Velocity vectors flowing over suction side
(Tip clearance=4%)



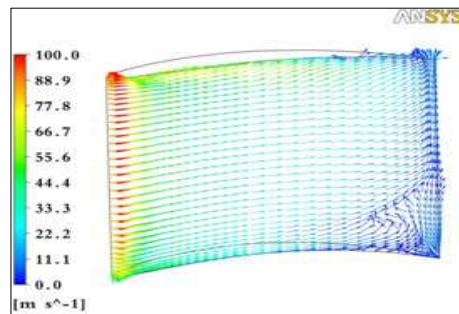
(a) Flow rate ($\phi=0.421$)



(b) Flow rate ($\phi=0.674$)

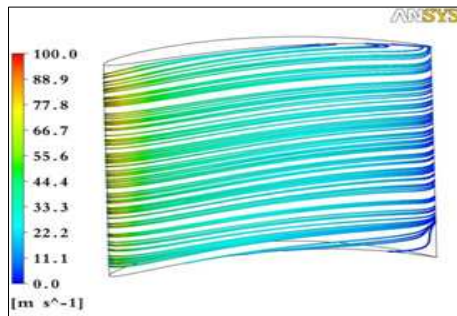


(c) Flow rate ($\phi=0.917$)

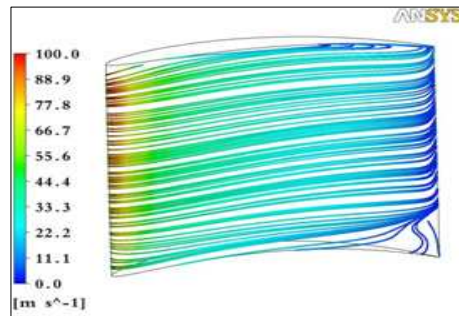


(d) Flow rate ($\phi=1.351$)

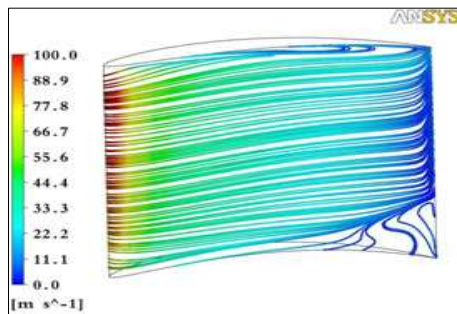
Fig. 3.11 Velocity vectors flowing over suction side
(Tip clearance=6%)



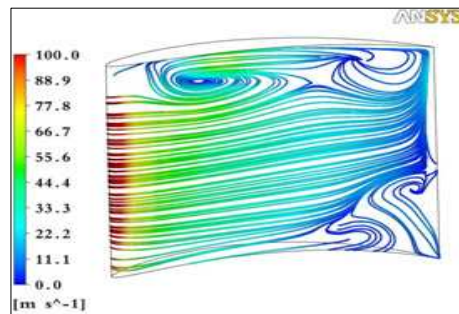
(a) Flow rate ($\phi=0.421$)



(b) Flow rate ($\phi=0.674$)

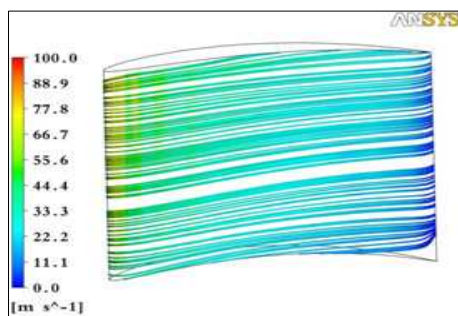


(c) Flow rate ($\phi=0.917$)

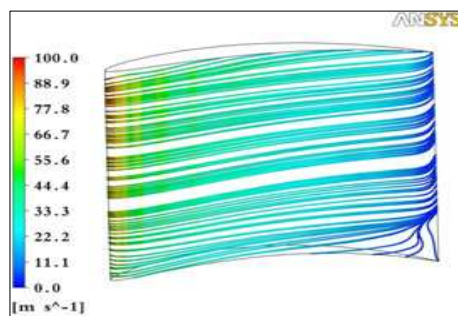


(d) Flow rate ($\phi=1.351$)

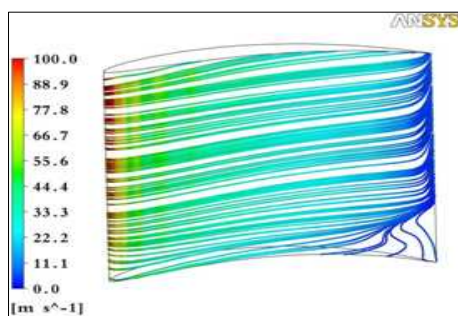
Fig. 3.12 Streamlines flowing over suction side
(Tip clearance=0%)



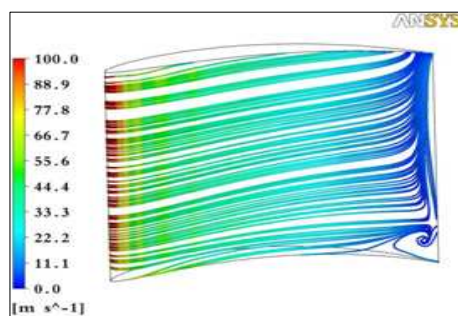
(a) Flow rate ($\phi=0.421$)



(b) Flow rate ($\phi=0.674$)

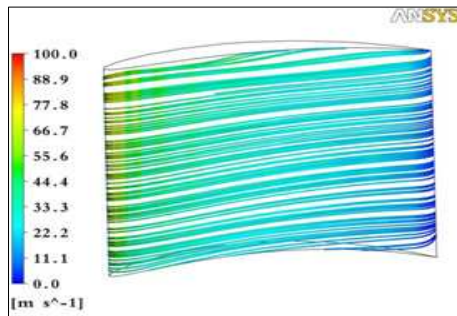


(c) Flow rate ($\phi=0.917$)

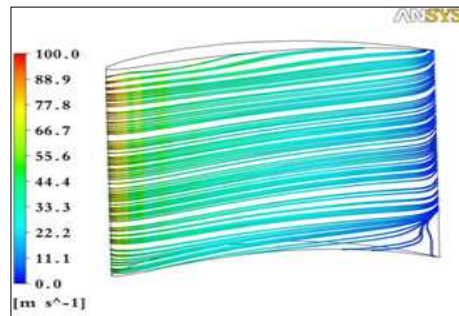


(d) Flow rate ($\phi=1.351$)

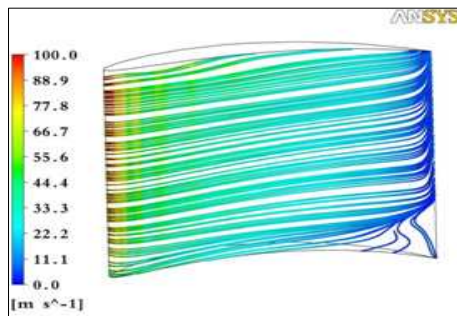
Fig. 3.13 Streamlines flowing over suction side
(Tip clearance=1%)



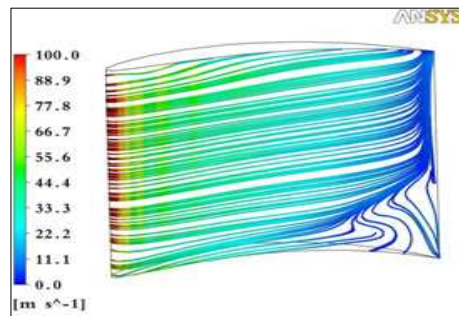
(a) Flow rate ($\phi=0.421$)



(b) Flow rate ($\phi=0.674$)

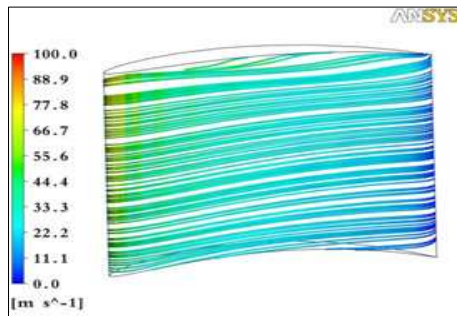


(c) Flow rate ($\phi=0.917$)

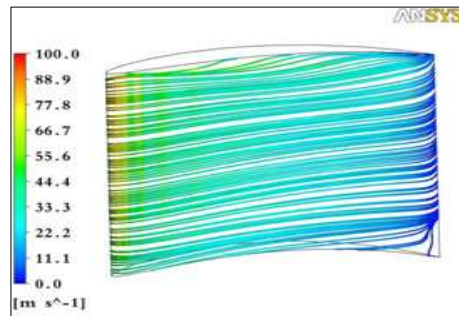


(d) Flow rate ($\phi=1.351$)

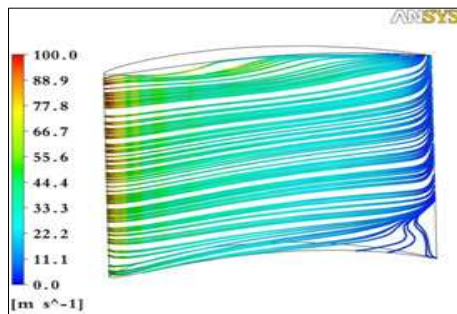
Fig. 3.14 Streamlines flowing over suction side
(Tip clearance=2%)



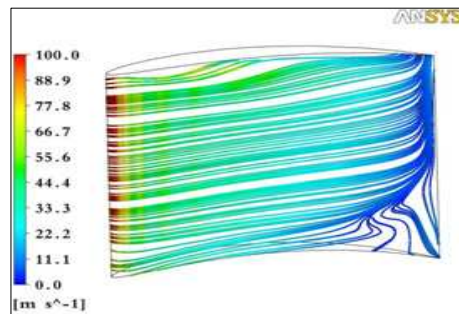
(a) Flow rate ($\phi=0.421$)



(b) Flow rate ($\phi=0.674$)

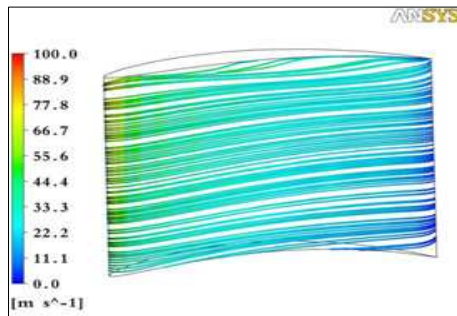


(c) Flow rate ($\phi=0.917$)

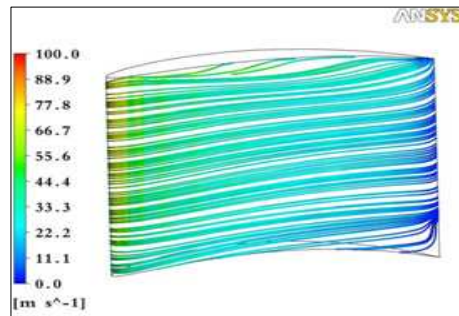


(d) Flow rate ($\phi=1.351$)

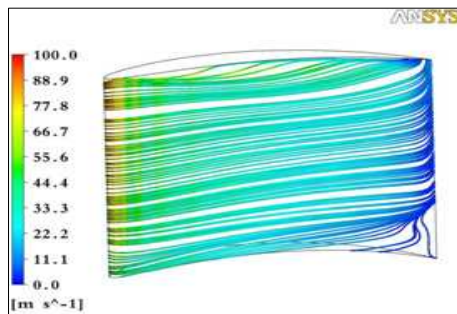
Fig. 3.15 Streamlines flowing over suction side
(Tip clearance=4%)



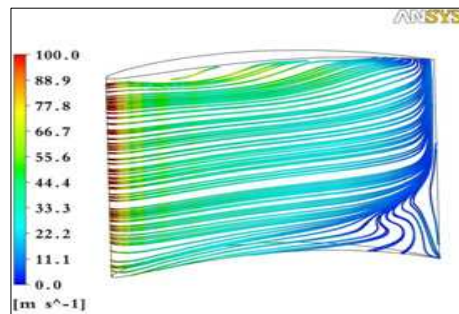
(a) Flow rate ($\phi=0.421$)



(b) Flow rate ($\phi=0.674$)

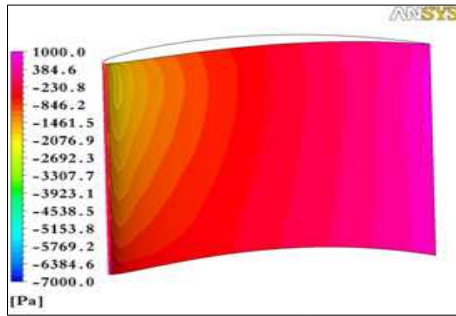


(c) Flow rate ($\phi=0.917$)

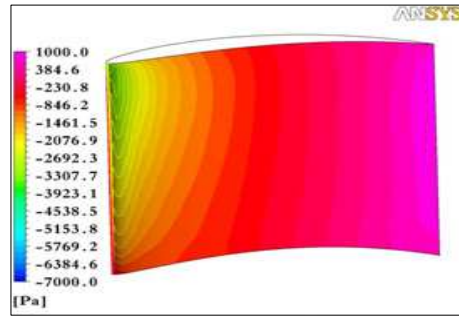


(d) Flow rate ($\phi=1.351$)

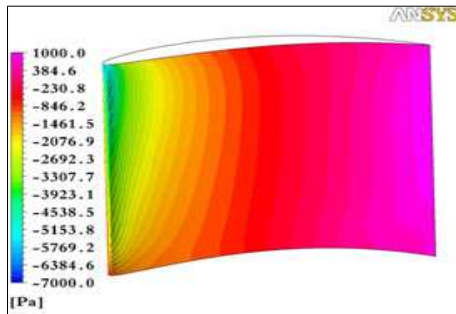
Fig. 3.16 Streamlines flowing over suction side
(Tip clearance=6%)



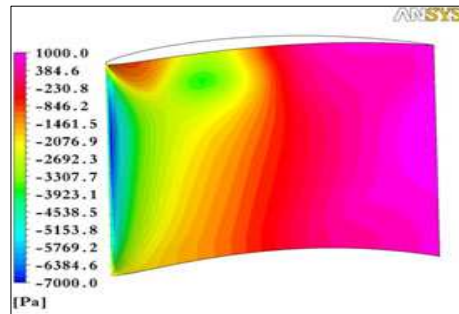
(a) Flow rate ($\phi=0.421$)



(b) Flow rate ($\phi=0.674$)

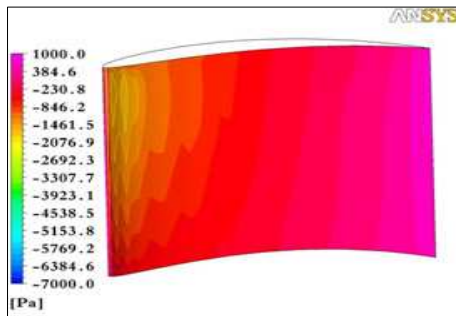


(c) Flow rate ($\phi=0.917$)

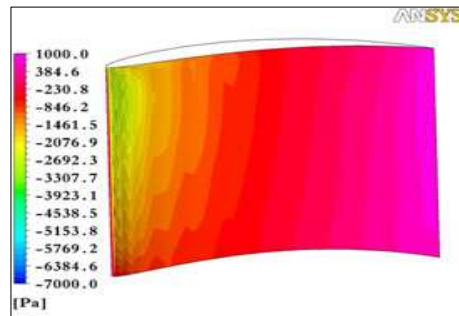


(d) Flow rate ($\phi=1.351$)

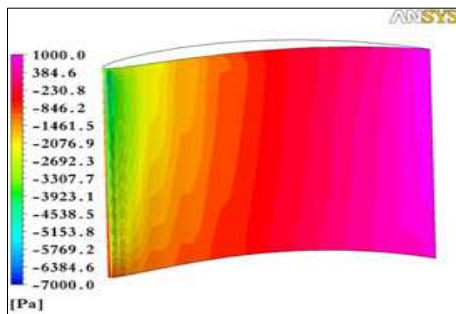
Fig. 3.17 Static pressure distributions on suction side
(Tip clearance=0%)



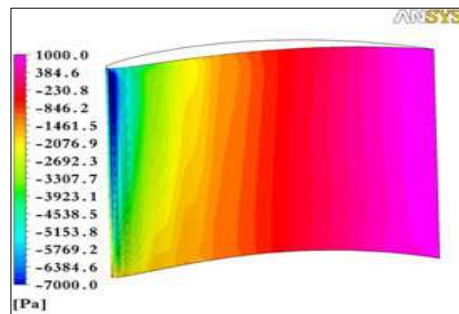
(a) Flow rate ($\phi=0.421$)



(b) Flow rate ($\phi=0.674$)

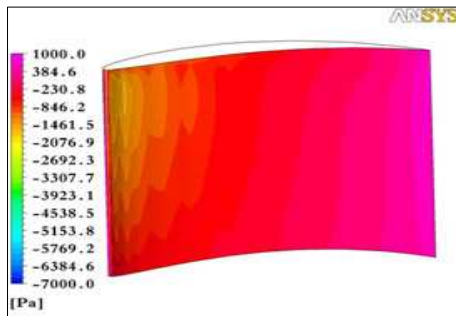


(c) Flow rate ($\phi=0.917$)

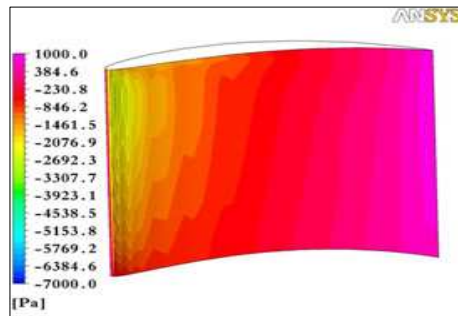


(d) Flow rate ($\phi=1.351$)

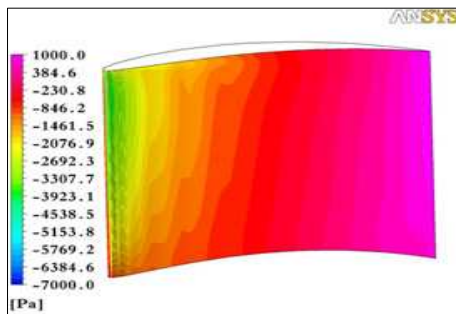
Fig. 3.18 Static pressure distributions on suction side
(Tip clearance=1%)



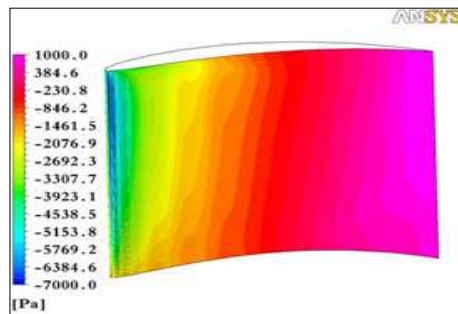
(a) Flow rate ($\phi=0.421$)



(b) Flow rate ($\phi=0.674$)

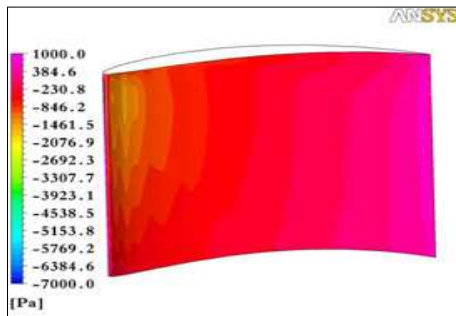


(c) Flow rate ($\phi=0.917$)

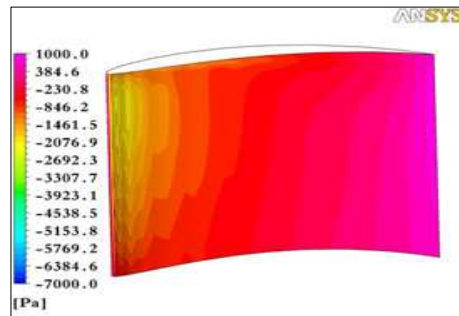


(d) Flow rate ($\phi=1.351$)

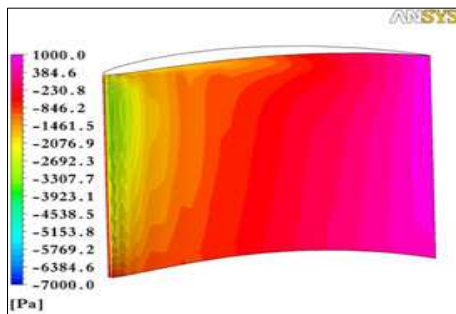
Fig. 3.19 Static pressure distributions on suction side
(Tip clearance=2%)



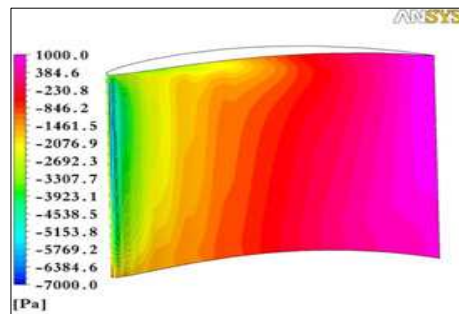
(a) Flow rate ($\phi=0.421$)



(b) Flow rate ($\phi=0.674$)

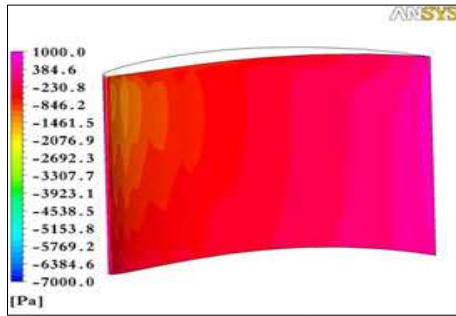


(c) Flow rate ($\phi=0.917$)

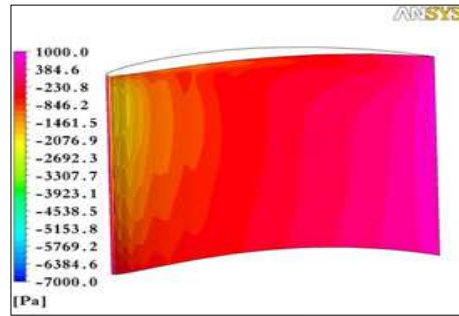


(d) Flow rate ($\phi=1.351$)

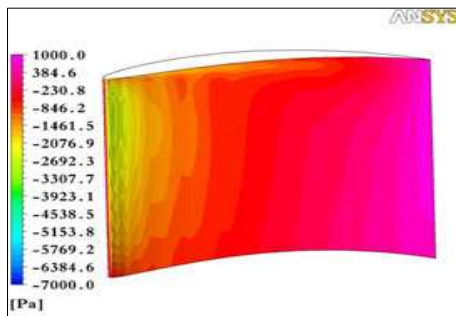
Fig. 3.20 Static pressure distributions on suction side
(Tip clearance=4%)



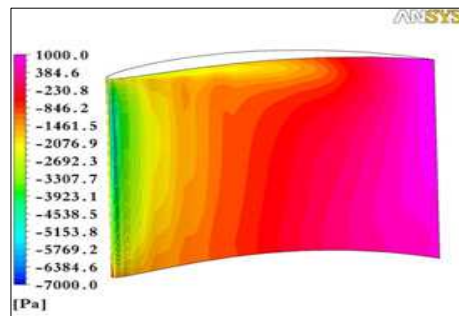
(a) Flow rate ($\phi=0.421$)



(b) Flow rate ($\phi=0.674$)

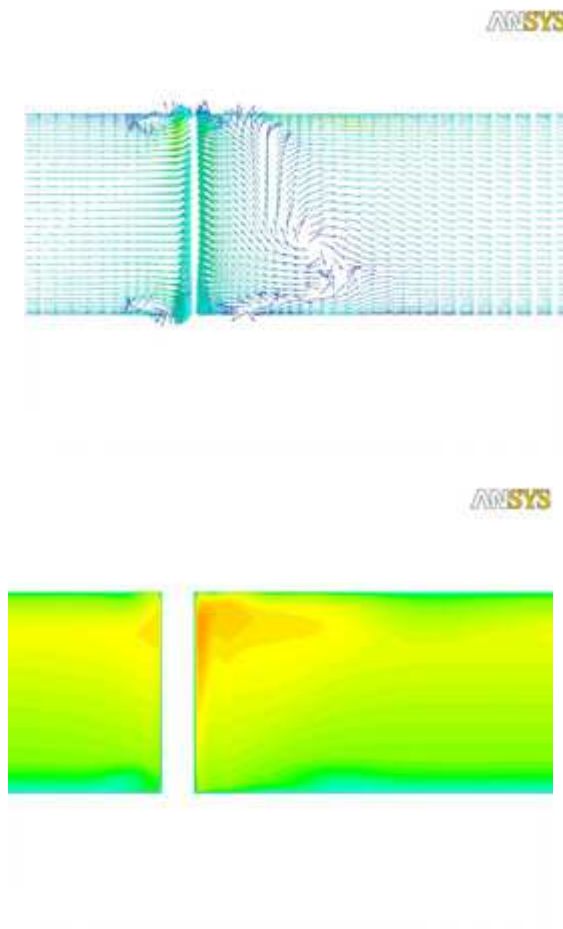


(c) Flow rate ($\phi=0.917$)



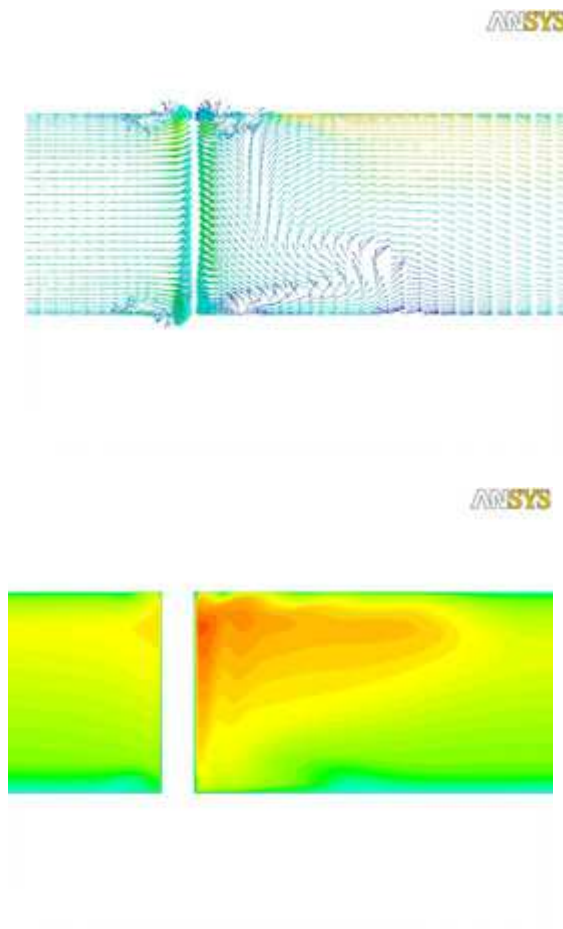
(d) Flow rate ($\phi=1.351$)

Fig. 3.21 Static pressure distributions on suction side
(Tip clearance=6%)



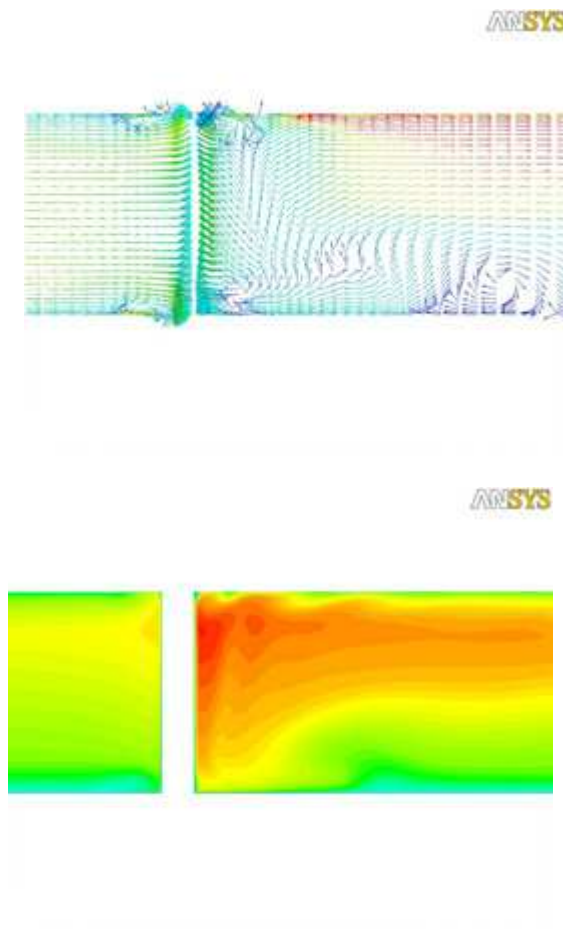
(a) Flow rate ($\phi=0.421$)

Fig. 3.22(a) Velocity vectors and x-direction velocity projected onto a mid-chord (tip clearance=0%)



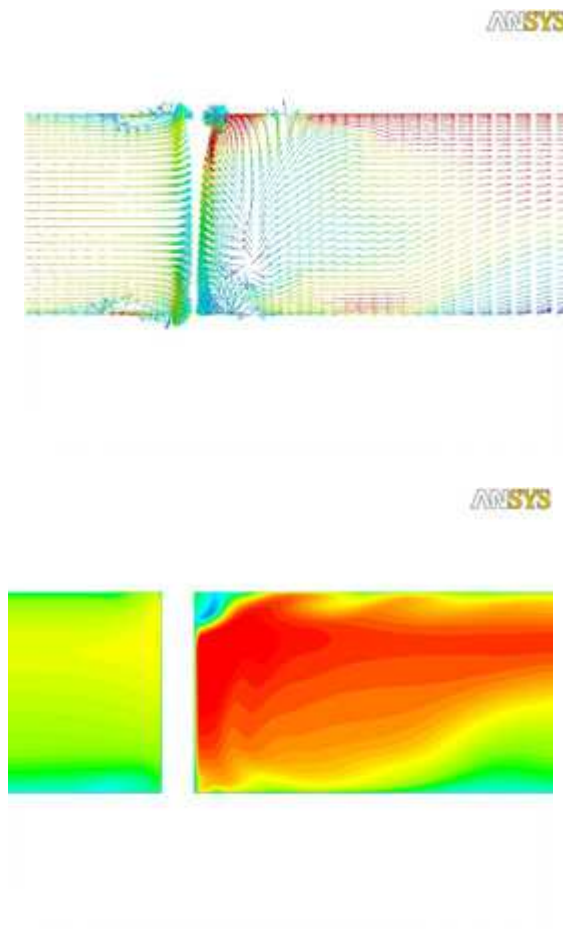
(b) Flow rate ($\phi=0.674$)

Fig. 3.22(b) Velocity vectors and x-direction velocity projected onto a mid-chord (tip clearance=0%)



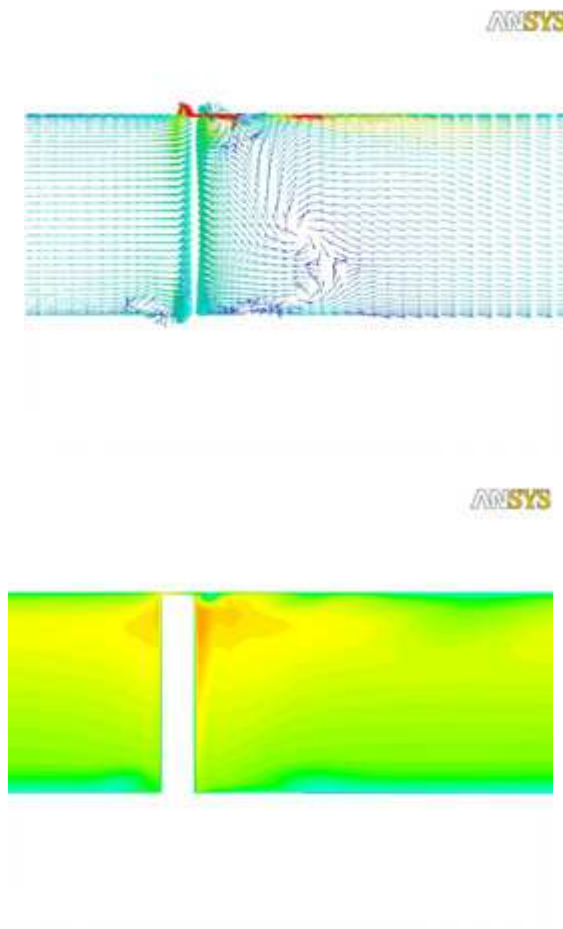
(c) Flow rate ($\phi=0.917$)

Fig. 3.22(c) Velocity vectors and x-direction velocity projected onto a mid-chord (tip clearance=0%)



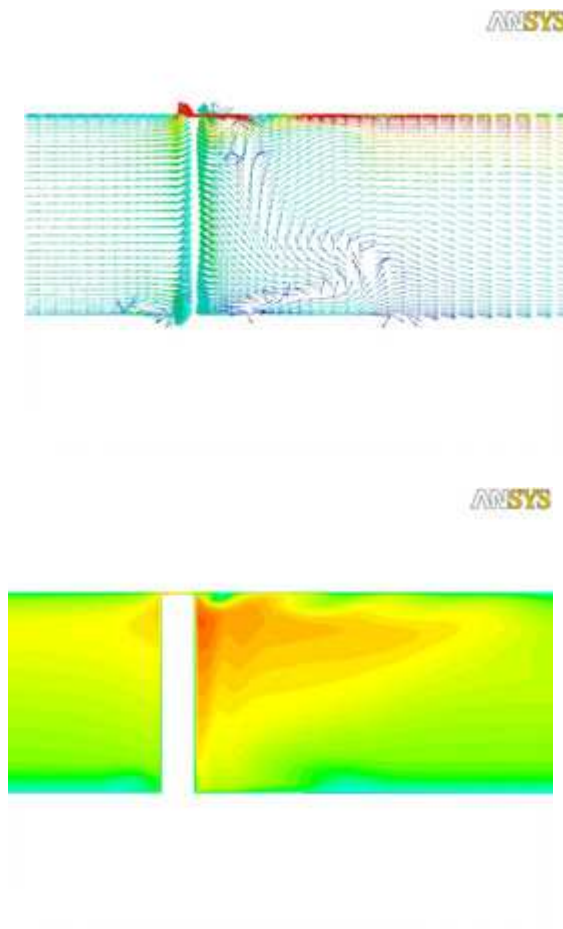
(d) Flow rate ($\phi=1.351$)

Fig. 3.22(d) Velocity vectors and x-direction velocity projected onto a mid-chord (tip clearance=0%)



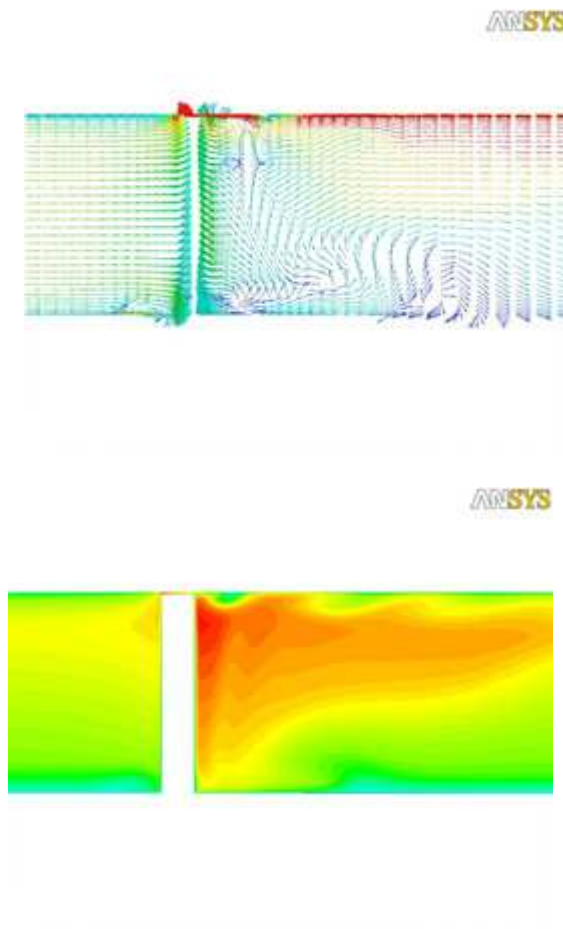
(a) Flow rate ($\phi=0.421$)

Fig. 3.23(a) Velocity vectors and x-direction velocity projected onto a mid-chord (tip clearance=1%)



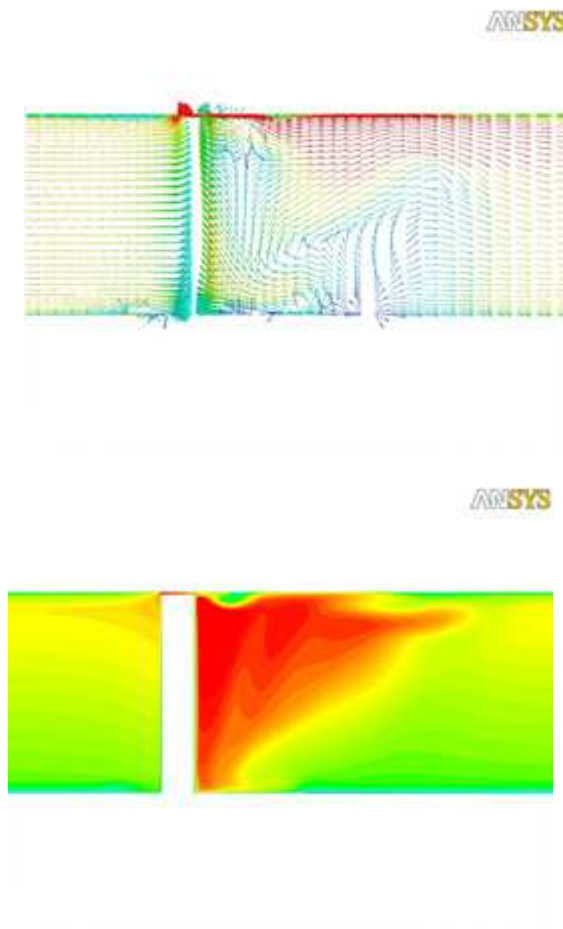
(b) Flow rate ($\phi=0.674$)

Fig. 3.23(b) Velocity vectors and x-direction velocity projected onto a mid-chord (tip clearance=1%)



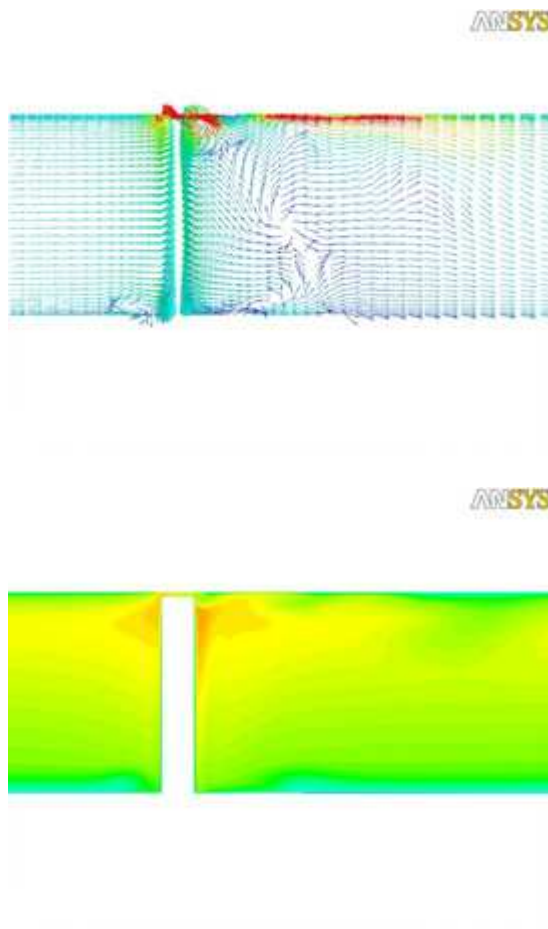
(c) Flow rate ($\phi=0.917$)

Fig. 3.23(c) Velocity vectors and x-direction velocity projected onto a mid-chord (tip clearance=1%)



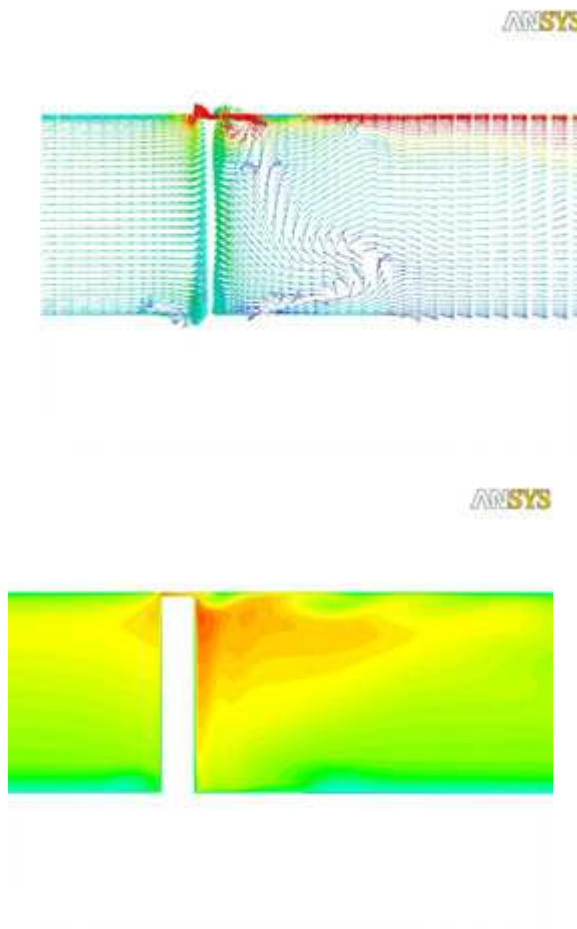
(d) Flow rate ($\phi=1.351$)

Fig. 3.23(d) Velocity vectors and x-direction velocity projected onto a mid-chord (tip clearance=1%)



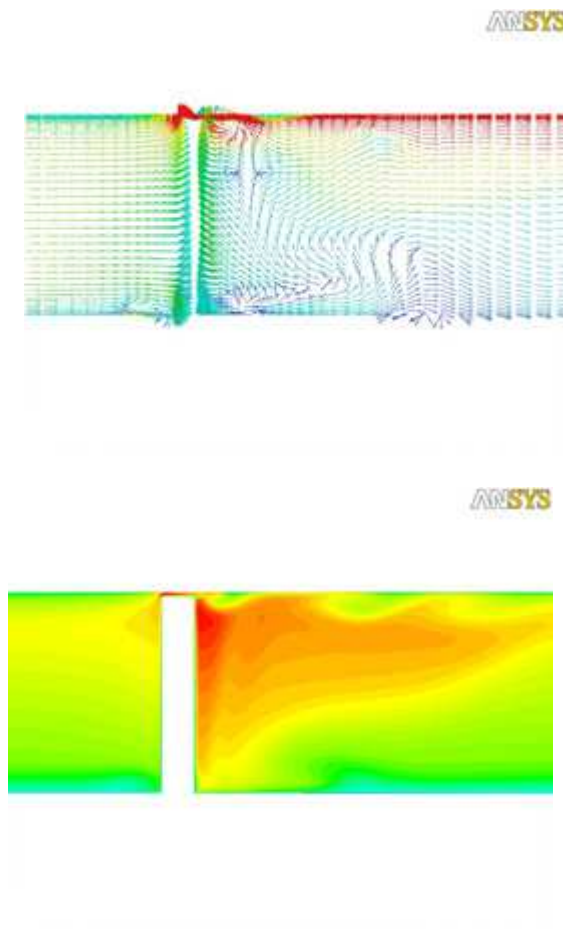
(a) Flow rate ($\phi=0.421$)

Fig. 3.24(a) Velocity vectors and x-direction velocity projected onto a mid-chord (tip clearance=2%)



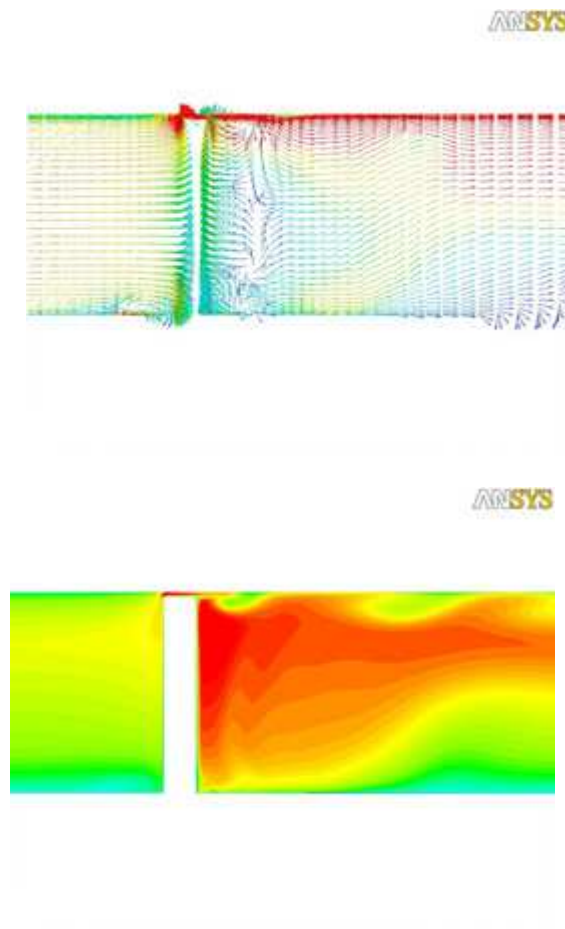
(b) Flow rate ($\phi=0.674$)

Fig. 3.24(b) Velocity vectors and x-direction velocity projected onto a mid-chord (tip clearance=2%)



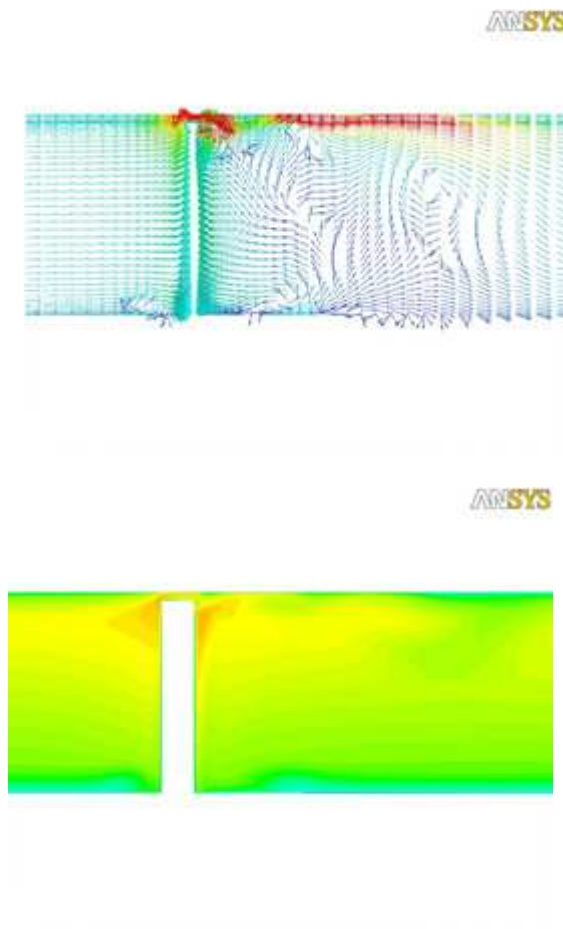
(c) Flow rate ($\phi=0.917$)

Fig. 3.24(c) Velocity vectors and x-direction velocity projected onto a mid-chord (tip clearance=2%)



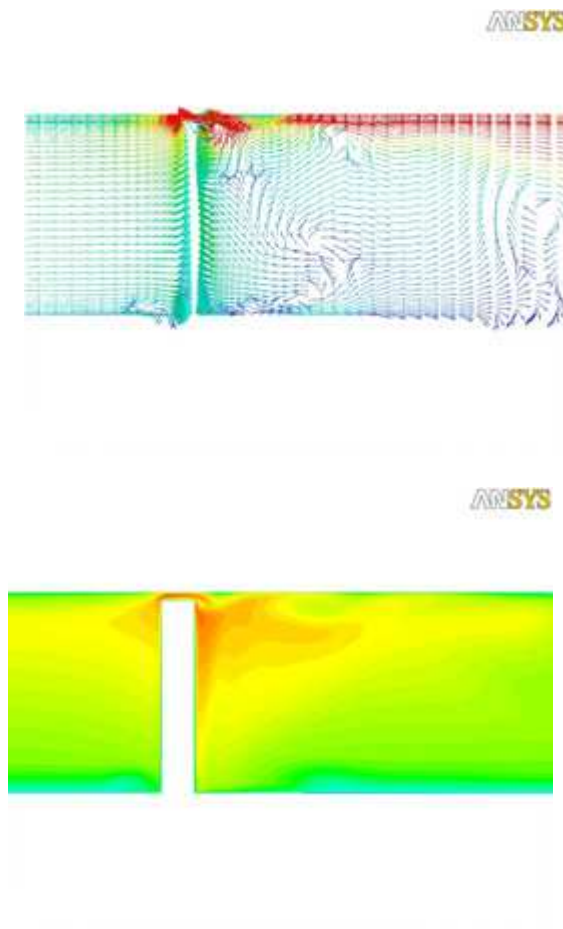
(a) Flow rate ($\phi=1.351$)

Fig. 3.24(d) Velocity vectors and x-direction velocity projected onto a mid-chord (tip clearance=2%)



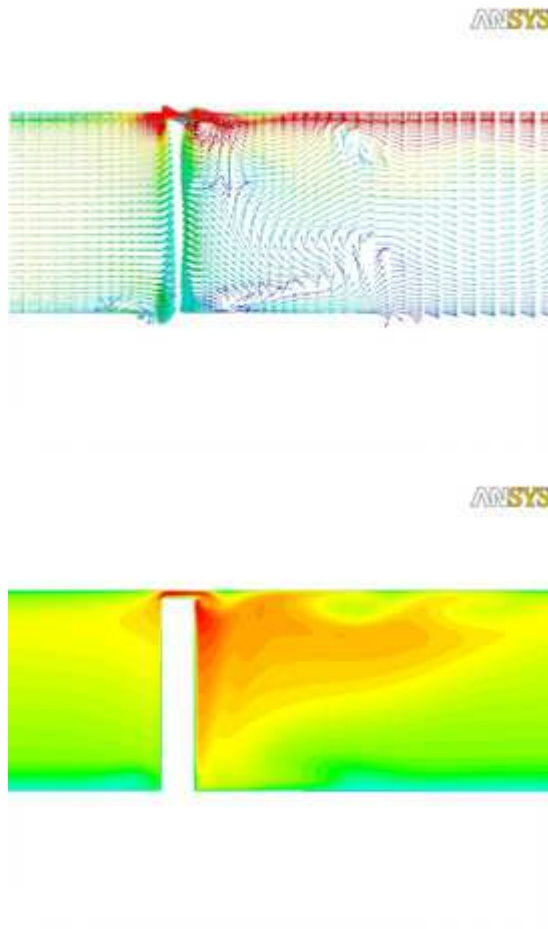
(a) Flow rate ($\phi=0.421$)

Fig. 3.25(a) Velocity vectors and x-direction velocity projected onto a mid-chord (tip clearance=4%)



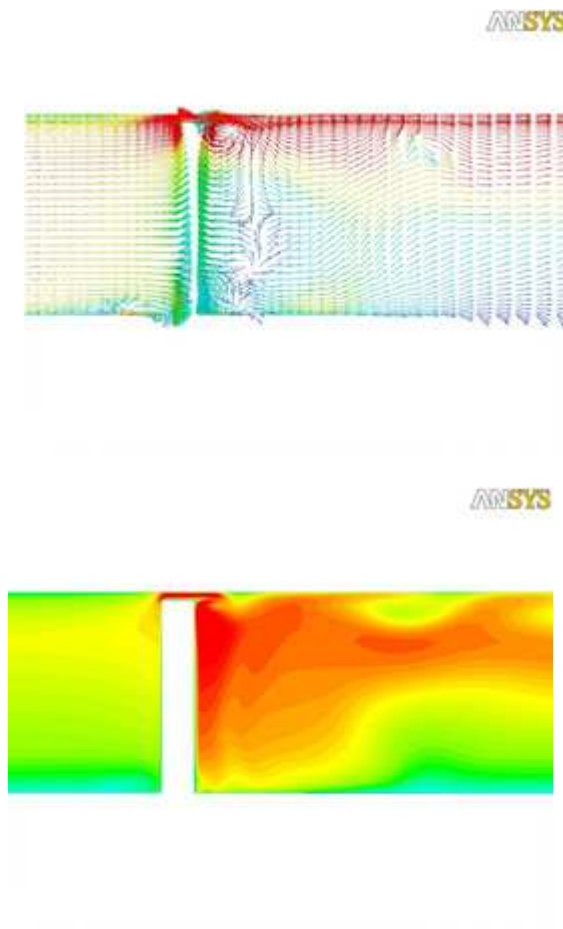
(b) Flow rate ($\phi=0.674$)

Fig. 3.25(b) Velocity vectors and x-direction velocity projected onto a mid-chord (tip clearance=4%)



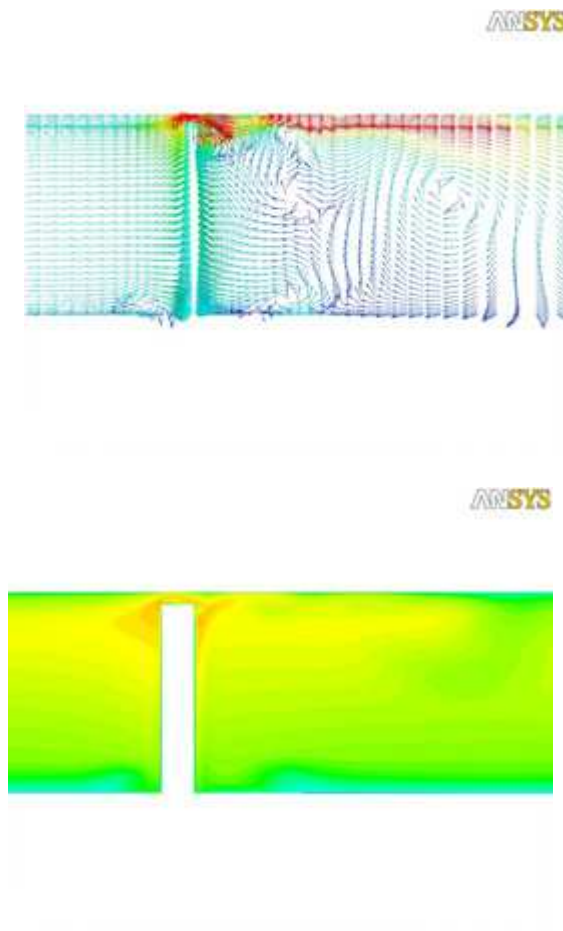
(c) Flow rate ($\phi=0.917$)

Fig. 3.25(c) Velocity vectors and x-direction velocity projected onto a mid-chord (tip clearance=4%)



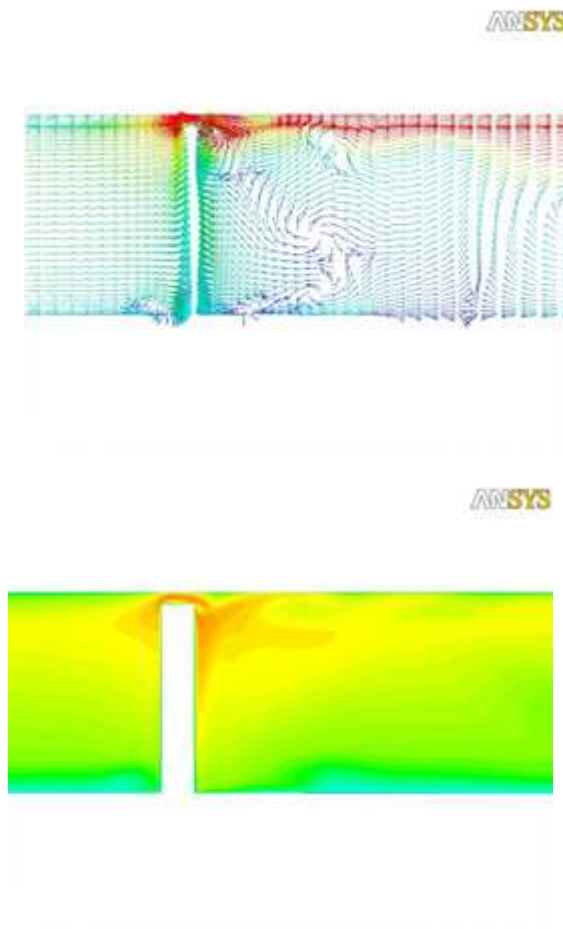
(d) Flow rate ($\phi=1.351$)

Fig. 3.25(d) Velocity vectors and x-direction velocity projected onto a mid-chord (tip clearance=4%)



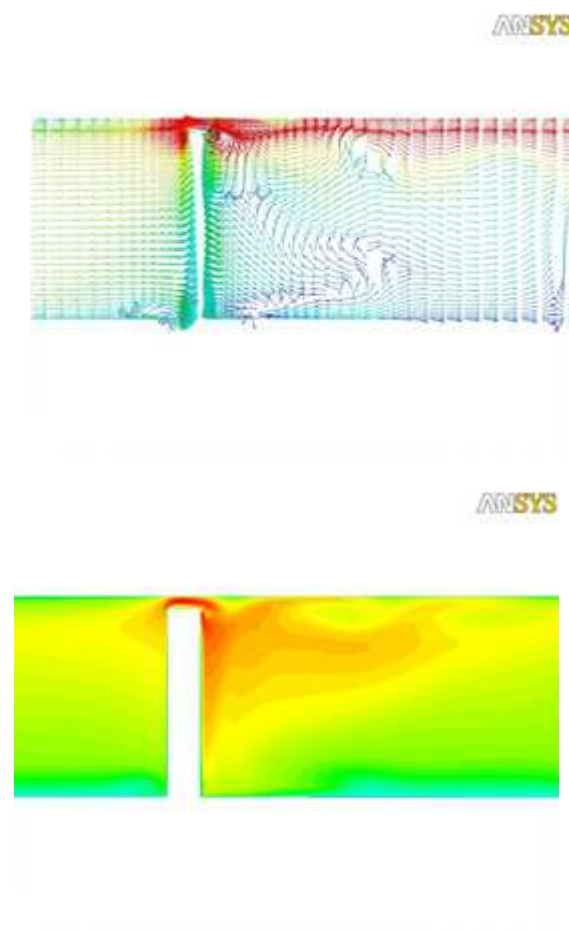
(a) Flow rate ($\phi=0.421$)

Fig. 3.26(a) Velocity vectors and x-direction velocity projected onto a mid-chord (tip clearance=6%)



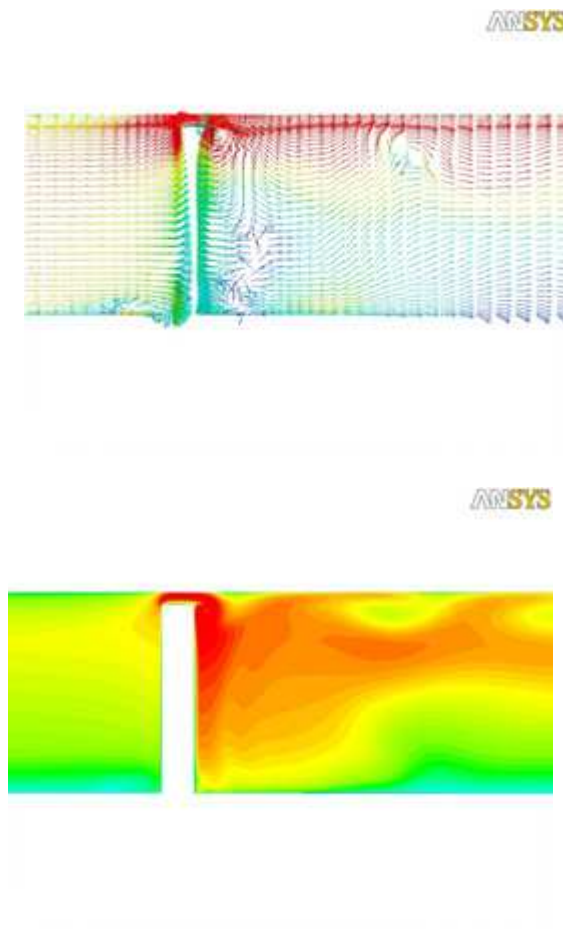
(a) Flow rate ($\phi=0.674$)

Fig. 3.26(b) Velocity vectors and x-direction velocity projected onto a mid-chord (tip clearance=6%)



(c) Flow rate ($\phi=0.917$)

Fig. 3.26(c) Velocity vectors and x-direction velocity projected onto a mid-chord (tip clearance=6%)



(d) Flow rate ($\phi=1.351$)

Fig. 3.26(d) Velocity vectors and x-direction velocity projected onto a mid-chord (tip clearance=6%)

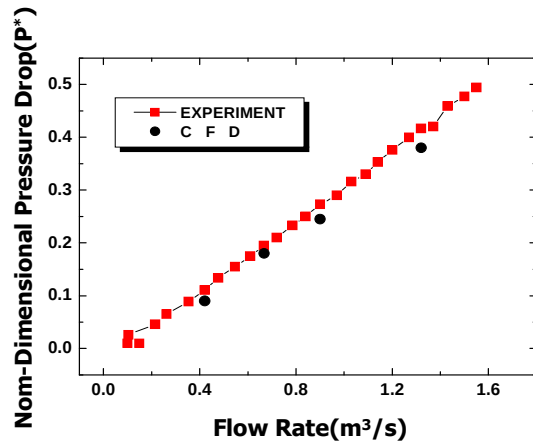


Fig. 3.27 Comparison of experimental and numerical pressure drops across the turbine

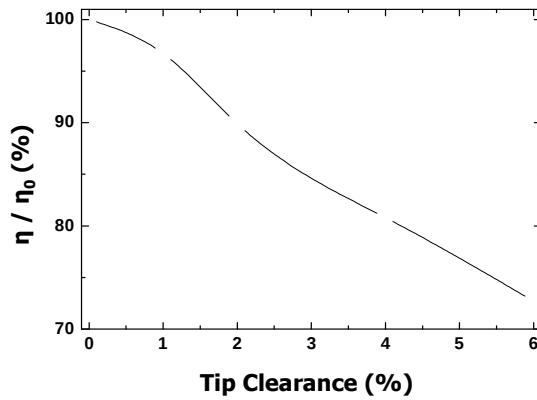


Fig. 3.28 Variation of efficiency with tip clearance ratio

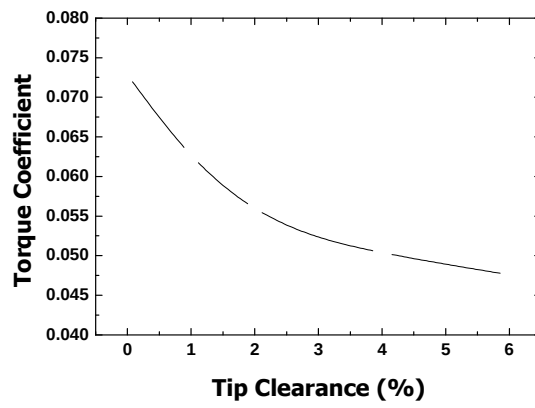


Fig. 3.29 Variation of torque coefficient with tip clearance ratio

3.3 더블플랩의 영향

3.2.1 계산조건

더블플랩은 과거 포물러 윈 드라이버였던 Dan Gurney가 고안해낸 거니플랩(Gurney flap)을 응용한 것으로서 웰즈터빈에 적용하여 Fig. 3.30에서와 같이 더블플랩(Double flap)을 고안하여 웰즈터빈의 성능을 수치해석적 방법을 이용하여 분석하였다. 웰즈터빈은 더블플랩에 따라 유동특성이 크게 달라지며 웰즈터빈 성능에 대단히 큰 영향을 주고 있는데, 일정한 더블플랩 크기 이하에서의 더블플랩은 로터의 높은 양력을 발생시켜 효율적인 과정이 되지만, 일정한 더블플랩 이상에서는 비효율적인 과정으로 유동의 박리로 인한 유동의 불안정, 와류생성과 에너지손실을 촉진하는 역압력구배를 수반한다. 특히 웰즈터빈 날개에서 박리가 발생하면 효율저하, 압력변동, 소음 등을 발생시키는 경우가 있다. 따라서 웰즈터빈의 성능을 향상하기 위해서 다양한 더블플랩에 따른 박리제어를 할 필요가 있다. 더블플랩에 따른 웰즈터빈의 수치계산에 있어서 지배방정식은 3차원 비압축성 Navier-Stokes방정식이고, SIMPLE 알고리즘^[16]을 사용하였다. 그리고 본 계산에서도 웰즈터빈의 3-D 격자생성은 터빈의 형상과 유동형태의 회전적 순환 성질로 인하여, 한 개의 날개 주위부분만을 모델링하였다. 그리고 Periodic경계조건을 사

용함으로써 8개에 대한 계산조건을 단순화하였다 그리고 더블 플랩은 날개 길이를 기준으로 0.0%, 0.5%, 1.0%, 1.5%, 2.0%의 각각 5가지의 조건으로 계산을 수행하였고, 계산조건은 Table. 3.3에서 나타내고 있다.

그리고 계산에 사용한 격자 수는 약 380,000개의 격자로 이루어져있으며, 날개표면에서 유동이 급변하기 때문에 날개표면에는 보다 조밀한 격자를 생성시켰으며 격자 수는 20,000개이다. 난류모델로서는 2-D 익형계산에서 검증된 SST (Shear Stress Transport) $k-w$ 모델을 적용하였다.

Table 3.3 Computational conditions

Item	Conditions					
Airfoil section	NACA0015					
Number of planes	1					
Number of blades N	8					
Solidity	0.72					
Hub to tip ratio	0.706					
Tip clearance	2mm					
Chord	73.5mm					
Tip Diameter	304.4mm					
Hub diameter	215mm					
Length of double flap	0.0%	0.5%	1.0%	1.5%	2.0%	

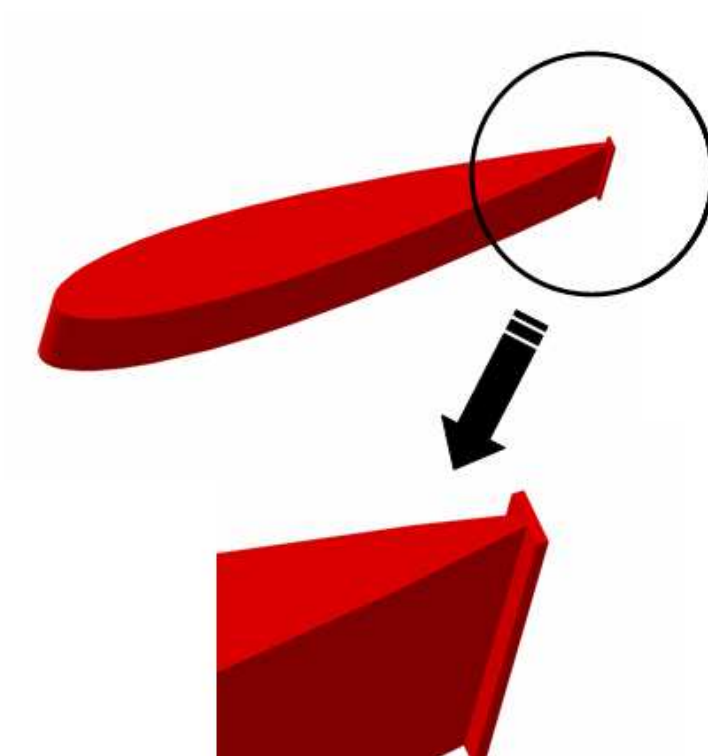


Fig. 3.30 Shape of double flap

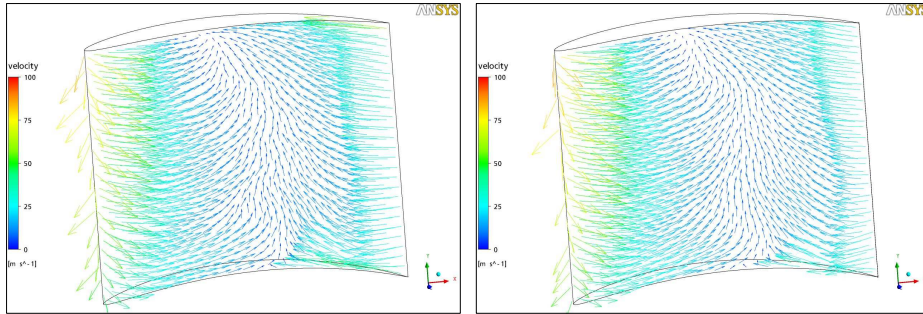
3.2.2 결과 및 고찰

Fig. 3.31과 Fig. 3.31은 4가지의 더블플랩의 길이 변화에 대하여 날개 현의 중간 평면에서의 축방향의 속도벡터와 유선을 나타내고 있다. 여기서 왼쪽은 입구측이고 오른쪽은 출구측이다. 더블 플랩의 길이가 늘어나면 입구부와 출구부에 유입되는 유속의 차이가 점점 커지게 되어 Fig. 3.32(d)에서 보여지듯이 출구부의 유속이 입구측 유속을 압도하여 유동이 입구부로 치우쳐서 흐르는 것을 볼 수 있다. Fig. 3.33은 더블 플랩의 길이 변화에 대하여 압력의 변화를 나타내고 있다. 아래 그림에서 전체적으로 동일하게 나타나는 것은 팁부근의 상류(입구)부에서 압력이 상대적으로 낮게 나타남을 볼 수 있다. 이는 회전하는 날개에서 팁의 상류측의 이동 거리가 가장 크게 나타나고 이에 따라 유속 또한 크게 되고 이에 따라서 압력이 낮게 나타남을 의미한다. 같은 회전각으로 회전할 때 회전 중심에서의 거리가 긴 지점과 짧은 지점에서의 각 속도가 일정하다고 가정한다면 회전 반경이 긴 지점에서의 유속이 반경이 작은 유속보다 빠른 것과 같은 원리이다. 팁 부분의 유속이 높고 허브(hub) 부분의 유속이 늦어서 압력의 차이 또한 이와 같이 나타나게 된다. 또한 Fig. 3.33(d)에서 나타난 허브 입구부에서의 압력이 높게 나타남은 앞에서 살펴본 유동의 유속과 같이 후류에서 유입되는 유체가 입구부로 쏠리는 현상에 발생하는 경우와 같이 압력의 변화도 아래 그림과

같이 발생한다.

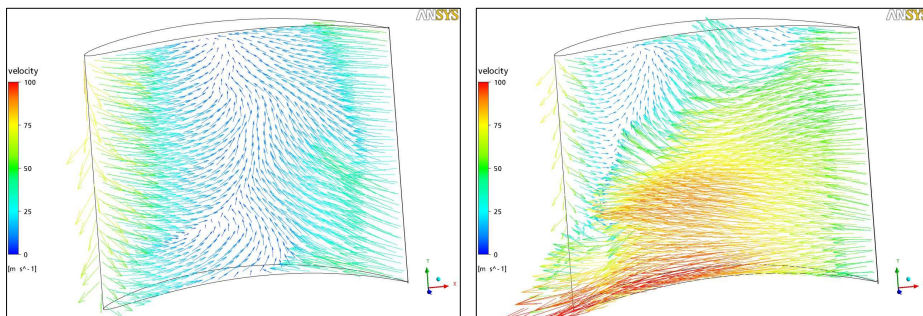
Fig. 3.34는 더블 플랩의 길이에 따른 유동 방향과 수직인 방향으로의 익형 절단면에서의 속도 벡터와 압력을 나타낸 것이다. 전체적으로 허브 아래 부분에서의 와가 형성됨을 볼 수 있다. 플랩의 길이에 변화에 따라 와구조가 발달을 하게 되고 Fig. 3.34(d)에서 보여지는 것과 같이 더블플랩이 2.0%인 지점에서 압력의 변화가 크게 나타나고 이에 따라 유속의 변화 또한 크게 나타남을 볼 수 있다.

Fig. 3.35과 Fig. 3.36는 더블 플랩이 0.0%, 0.5%, 1.0%, 1.5%, 2.0%에서의 토크계수와 효율을 그래프로 나타낸 것이다. 터빈의 날개에 더블플랩을 설치하였을 경우 토크계수와 효율은 0.0~0.5%까지는 증가하다가 0.5%부터 감소함을 알 수 있다. 따라서 터빈 날개에 0.5%이내에서 더블 플랩을 설치하는 것이 효율이 가장 좋음을 알 수 있다.



(a) Double flap (0.0%)

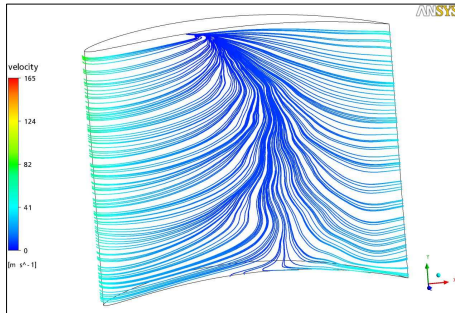
(b) Double flap (0.5%)



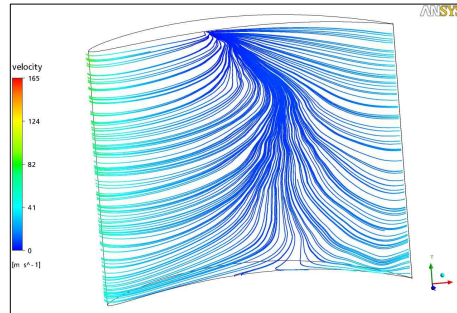
(c) Double flap (1.0%)

(d) Double flap (2.0%)

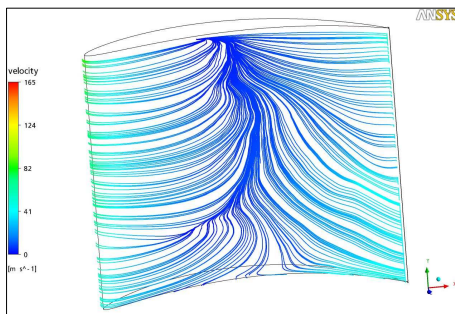
Fig. 3.31 Velocity vectors flowing over suction side



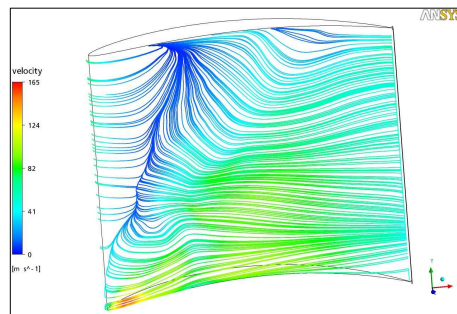
(a) Double flap (0.0%)



(b) Double flap (0.5%)

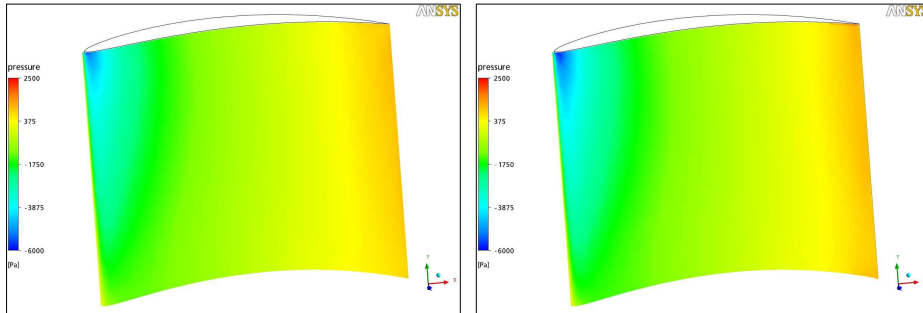


(c) Double flap (1.0%)



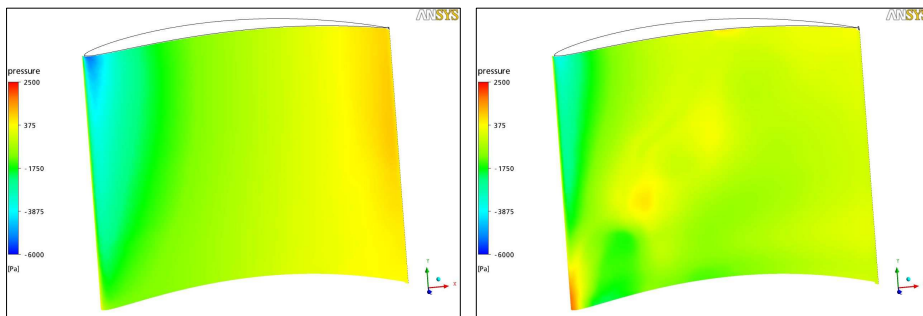
(d) Double flap (2.0%)

Fig. 3.32 Streamlines flowing over suction side



(a) Double flap (0.0%)

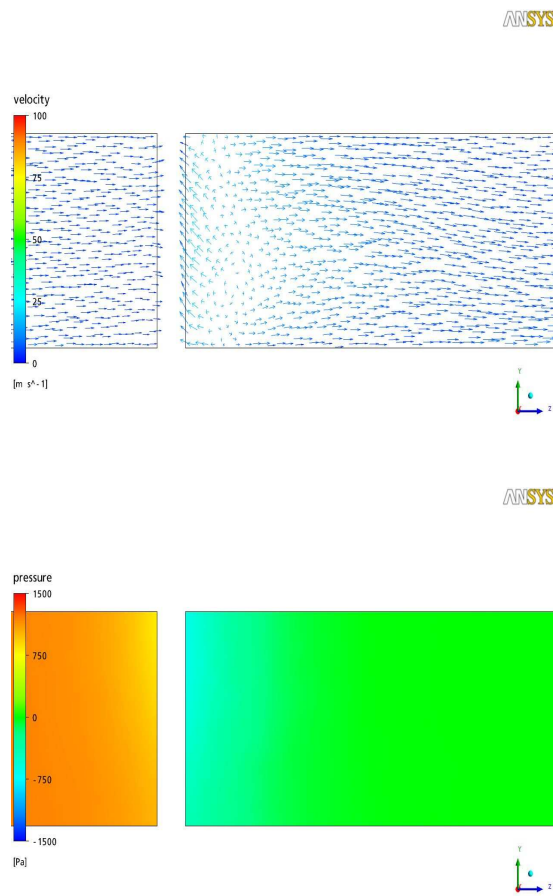
(b) Double flap (0.5%)



(c) Double flap (1.0%)

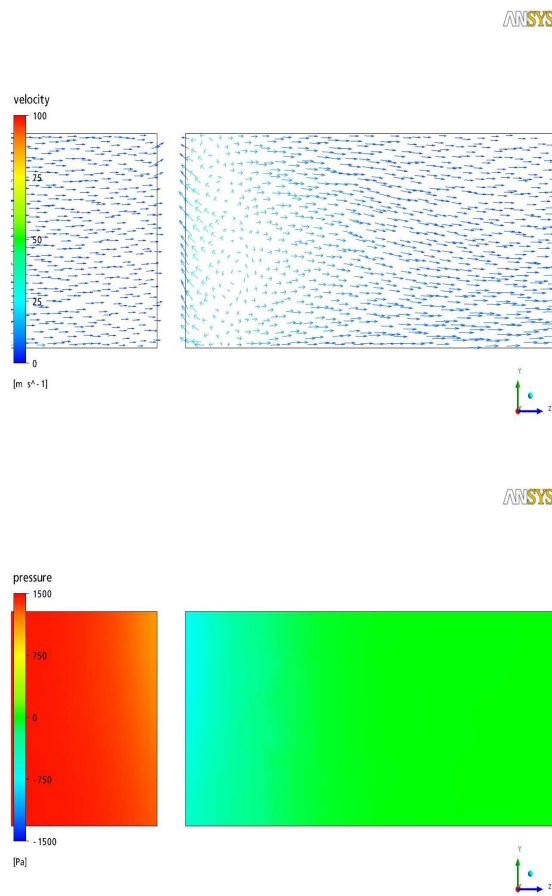
(d) Double flap (2.0%)

Fig. 3.33 Static pressure distributions on suction side



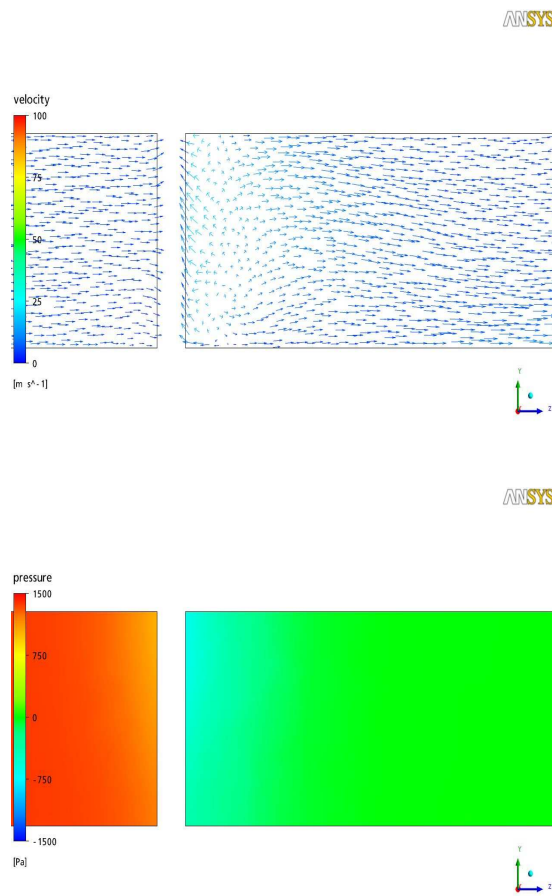
(a) Double flap length (0.0%)

Fig. 3.34 (a) Velocity vectors and pressure projected onto a mid-chord



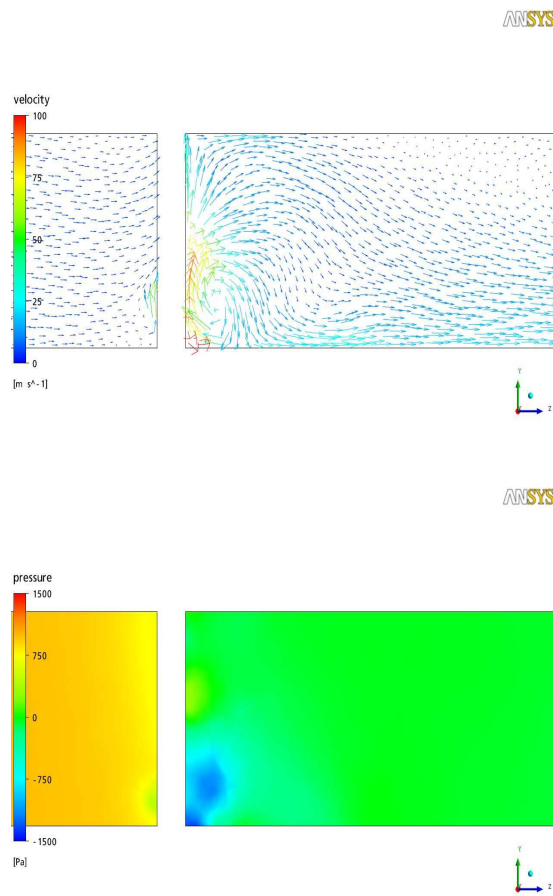
(b) Double flap length (0.5%)

Fig. 3.34 (b) Velocity vectors and pressure projected onto a mid-chord



(c) Double flap length (1.0%)

Fig. 3.34 (c) Velocity vectors and pressure projected onto a mid-chord



(d) Double flap length (2.0%)

Fig. 3.34 (d) Velocity vectors and pressure projected onto a mid-chord

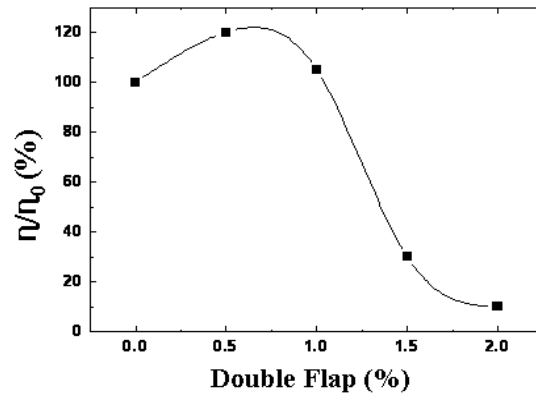


Fig. 3.35 Variation of efficiency with tip clearance ratio

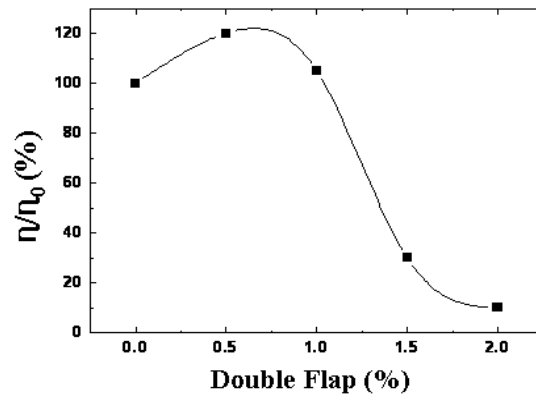


Fig. 3.36 Variation of torque coefficient with tip clearance ratio

제4장 결론

본 연구는 파력발전용 웰즈터빈을 대상으로 팁 클리어런스, 더블플랩, 축류속도를 변수로 계산을 수행하여 최적의 조건을 도출하였으며, 유동특성과 성능에 미치는 영향을 조사하여 다음과 같은 결과를 알 수 있었다.

- 1) 수치계산에 의해서 NACA0012익형의 2차원 비압축성 유동을 정확하게 예측하였고, NACA0012익형계산에 있어서 SST (Shear Stress Transport) $k-\omega$ 모델이 다른 모델에 비해서 높은 정확도를 보였다.
- 2) 팁 클리어런스가 증가할수록 회전방향의 유동에 의해서 운동량이 증가하여 흡입면에서의 박리가 날개 후연쪽으로 이동한다.
- 3) 팁 클리어런스를 고려했을 때, 이 부분에서 축방향으로 고속 분출되는 현상이 나타난다. 이로 인해 팁 모서리 부분에서 팁 보텍스(tip vortex)가 형성되고 있으며, 팁 클리어런스가 증가할수록 날개 뒤에서의 와류가 점점 더 커진다.
- 4) 웰즈터빈의 수치계산에 의하면 터빈의 효율적인 면에서 적절한 팁 클리어런스는 $0\% < \text{tip clearance} < 1\%$ 의 범위이다.
- 5) 더블플랩이 크면 클수록 웰즈터빈의 날개주위의 흐름은 복잡하였으며, 효율 역시 낮아진다. 웰즈터빈 설계 시 더블플랩은 $0\% < \text{double flap} < 0.5\%$ 인 경우가 효율이 가장 좋다.

참고문헌

1. 류청로, “해양에너지공학” 신기술출판사, pp. 75~123, 1997.
2. 鈴木正己, 荒川忠一, 田古里哲夫, “波力發電用ウエルズタービンにおける動翼面上の流れ”, 流れの可視化, Vol. 4 Suppl, 1985.
3. 鈴木正己, 荒川忠一, 田古里哲夫, “波力發電用ウエルズタービン性能に及ぼす諸因子の影響”, 第2回波浪エネルギー利用シンポジウム, 1987.
4. 鈴木正己, 荒川忠一, 田古里哲夫, “波力發電用ウエルズタービンの動翼面上の流れ”, 流れの可視化, Vol. 5 No. 18, 1985.
5. A. Thakker, S. Slater, “A Study of CFD Airflow Predictions in a Wells Turbine”, International Offshore and Polar Engineering Conference May 24~29 1998.
6. J. K. Waterson, S. Raghunathan, “Investigation of Wells Turbine Performance Using 3-D CFD”, IEEE, 1996.
7. J. K. Watterson, S. Raghunathan, “Computed Effects of Tip Clearance on Wells Turbine Performance”, AIAA, January 6-10, 1997.
8. J. K. Watterson, S. Raghunathan, “Computed Effects of Solidity on Wells Turbine Performance”, JSME International Journal, Series B, Vol. 41, No. 1, 1998.
9. 鈴木正己, 荒川忠一, “數値解析による波力發電用ウエルズタービンまわりの流れ”, 日本機械學會年次大會, 1999.

10. Johns, W. P. and Launder, B. E., "The prediction of Laminarization with a Two-Equation Model of Turbulence," Int J. of Heat Mass Transfer, Vol. 15, 1972.
11. Wilcox, D. C., "Reassessment of the Scale Determining Equation for Advanced Turbulence Models, "AIAA J., 26~11, 1989.
12. 이봉준, *날개(에어포일)이론* 한국항공대학교 출판부, 1998.
13. Thompson. Joe. F., Warsi, Z. U. A Warsi, C. Wayne Mastin, "Numerical Grid Generation" Elsevier Science Publishing Co., 1985.
14. CFX Users Manuals, Fluent Inc.
15. ICEM-CFD Users Manuals, Fluent Inc.
16. Patankar, S. V., "Numerical Heat Transfer and Fluid Flow" Hemisphere, Washington, D.C. 1980.
17. 이영호, 이연원, 윤정인, "유체기계", 태훈출판사, 1999.
18. 김정환, "CFD에 의한 파력발전용 웰즈터빈의 3차원 유동특성에 관한 연구", 부경대학교, 2000.

감사의 글

논문을 쓰고 나서 주위의 도움을 주신 많은 분들께 감사의 글을 써야 하는데 어떻게 써야할지 펜을 들었다 놓았다 첫 문장을 썼다 지웠다 여러 번 망설임 끝에 글을 시작합니다.

그동안 공무원 생활을 하면서 나에게는 크게 절실하지 않다고 생각하고 그저 하루하루 닥치는 일에만 몰두하고 차일피일 미루어 두었던 공부를 조선기자재연구원에 와서야 학문적 욕구도 생겨났고 또한 여러 상황으로 보아 필요하다고 생각하여 막상 시작했는데 늦게 시작한 공부는 역시 쉽지 않았고 주위 분들만 고생시키지 않았나 생각합니다. 매스컴이나 주변에서 만학도한테 보내는 찬사가 나에게도 가능할까?! 하면서 어설피고 가당치도 않은 일을 시작한 것을 여러 번 후회하기도 하였습니다. 그러나 이왕 시작한 것, 저한테 주어진 시간 안에서 많은 노력을 하여 나를 믿고 격려해 주시는 모든 분들께 노력하는 모습을 보여드리고 싶었습니다. 그리고 사람으로 태어나서 끝까지 노력하는 모습을 우리 집 아이들한테도 보여 주고 싶었습니다.

사실 늦은 공부의 시작은 2년 전 명절에 처가에 가서 처남들과 한 약속이 시발점이 되었습니다. 둘째 처남은 책 한권을 쓰기로 하였고 나는 대학원에 진학해 학위를 받기로 하였던 것입니다. 이렇게 나는 아직은 젊다고 생각하지만 사회에서 일할 수 있는 시간이 얼마 남지 않아 서서히 마무리를 시작해야하는 시점에서 하겠다는 저의 공부를 주위에서는 걱정을 하시면서 많은 격려와 기대를 가져 주셨기에 가능했다고 생각합니다.

우선 제일 먼저 저의 지도 교수이신 한국해양대학교 이영호 교수님을 찾아뵙고 대학원에 진학하여 공부하고 싶다고 하니깐 흔쾌히 허락하시면서 아직 늦지 않았으니 걱정하지 말고 열심히 하라고 격려하시며 좋아하셨던 모습이 생각납니다. 논문이 완성될 때까지 꼼꼼히 하나하나 챙겨 주신 이영호 교수님께 깊은 감사의 말씀을 전합니다.

“교수님 감사합니다!”

두 번째로는 제가 공부하겠다고 하니깐 옆에서 도와줄테니 걱정하지 말라며 시작부터 끝까지 밀착 과외지도를 자임하였던 대학원 유동정보연구

실 선배이면서 조선기자재연구원의 직장 동료인 김정환 박사께 가슴 깊은 감사의 말씀을 드립니다.

“김정환 박사, 저 때문에 고생 많았죠? 앞으로도 많은 지도 편달 부탁드립니다.”

그리고 학기 때마다 저의 공부에 많은 관심을 가지고 지도를 해주셨던 한국해양대학교의 정재현 교수님, 조종래 교수님, 정형호 교수님, 김정렬 교수님, 김유택 교수님께도 감사의 말씀을 드리고 싶습니다. 또한 논문 심사에서 심사위원장으로서 이것저것 세심히 살펴 주셨던 왕지석 교수님께도 감사의 말씀을 올립니다.

또, 대학원 유동정보연구실의 석사과정 동기들과 선, 후배님들께도 항상 많은 도움을 주셨기에 감사의 마음을 전합니다. 유동해석에 도움을 주신 태성엔스트의 강만호 사장님과 (주)DNDE 최경호 사장님께도 감사함을 전합니다.

그리고 이 논문을 위해 많은 이해와 격려를 해 주셨던 우리 연구원의 김기정 원장님, 김정렬, 배정철 본부장님께도 감사의 말씀을 드립니다.

또한, 공부를 다시 시작하겠다고 할 때 많은 박수와 성원을 아끼지 않았던 차지협, 정인, 김태형, 김정식, 박정호, 고지원, 김두룡 팀장에게도 고맙다는 말을 전하고 싶습니다.

마치 자기 공부를 하는 것 같이 좋아하고 반겨 주었던 지금은 연구원을 떠나 다른 곳에서 근무하고 있는 광민석 전 팀장도 생각이 나는군요. 같은 마음으로 좋아하였던 우리 연구원의 모든 식구들께도 감사의 마음을 표하고 싶습니다.

마지막으로 우리 집에 대학생인 아들 형석과 고3인 딸 하영의 학비에 다 내 뭇까지 나의 월급으로는 감당하기가 힘들지만 대학생 3명 뭇을 뒷바라지 하느라 고생한 우리 집 안사람 장순옥 여사에게도 고마운 마음입니다.

그리고 늦게 공부하는 것에 걱정이 많으셨던 저의 어머니 조정렬 여사께도 이렇게 좋은 아들의 모습을 보여 주게 되어 가슴이 뿌듯합니다.

또, 공부를 시작했다는 이야기를 듣고 잘했다고 칭찬을 아끼지 않으셨던 제가 존경하는 시인이신 우리 큰 이모님 택의 김순일 큰형님께도 깊은 감사의 마음을 드립니다.

그리고 만날 때마다 공부가 잘되는지 궁금해 하며 격려해 주신 장인,
장모님을 비롯한 처가 식구들에게도 감사함을 전하고 싶습니다.

감사의 글을 쓰면서 이런 생각이 드는군요.

연말에 TV등에서 각종 문화예술상 시상식때 수상자들의 소감을 물으면 주위의 많은 고마운 분들 생각이 나서 그저 이름만 부르다가 정작 마음에서 우러나오는 진솔한 마음을 전하지 못하고 소감을 끝내는 사람들 처럼 저도 이 글을 쓰면서 고마운 분들의 이름만 나열하고 솟구치는 깊은 마음을 제대로 전달하지 못한 것 같아 죄송할 따름입니다.

끝으로 저를 지켜 봐 주시는 모든 분들께 앞으로도 항상 모든 일에 최선을 다해 노력하는 모습을 보여드리도록 하겠습니다.

감사합니다.

또다른 도전을 시작하면서...

2008년 2월 이현식 드림