

# 유체 구조 연계 해석기법을 적용한 터보블로워 공력성능 해석에 관한 수치적 연구

## Numerical Study on the Aerodynamic Performances of the Turbo Blower Using Fluid-Structure Interaction Method

박태규 · 정희택 · 김형범 · 박준영  
T. G. Park, H. T. Chung, H. B. Kim and J. Y. Park

(접수일 : 2011년 06월 28일, 수정일 : 2011년 09월 05일, 채택확정 : 2011년 10월 06일)

**Key Words** : Fluid-Structure Interaction(유체-구조 연계 해석), Turbo Blower(터보블로워), Tip Clearance(팁 간극), Aerodynamic Performance(공력성능)

**Abstract** : The present study aims at investigating the effect of the fluid-structure interaction on the aerodynamic performances in the turbo blower. The design specifications of the reference model driven by 400kW power were given as 7.43kg/s of mass flow rate, 1.66 of pressure ratio with 12000rpm of impeller rotating speed. Numerical simulation has been performed on the three cases based on the tip clearance between the impeller blade and the shroud. The CFX-turbo for flow fields and ANSYS-mechanical for structure domain were applied to solve the present FSI problems inside the turbo blower. Through the numerical results, the performances corrected by the FSI effects were proposed for the more reliable predictions.

### 1. 서 론

산업용으로 사용되는 고마력의 원심압축기는 작동되는 환경에 따라 다양한 열·유체적인 하중을 받게 되어있다. 이런 하중은 임펠러의 회전에 의해 발생하는 원심력과 결합하여 발생한 복잡한 패턴의 구조적 변형을 야기하여 원심압축기의 구조적 안정성(structural stability)과 압력비와 효율 등의 공력성능(aerodynamic performance)에 바람직하지 않은 영향을 줄 수 있다.

터보기계 분야에서는 공력성능과 구조적 안정성 검증에 위해 현재 다양한 연구가 진행 중이다. Giovanni 등은 원심압축기의 디퓨저(diffuser)의 입구 반경(inlet radius), 현절비(solidity) 그리고 입사각(incidence angle)을 변경하면서 구동 중 발생하는 스톨(stall) 예측에 관한 연구를 수행하였다.<sup>1)</sup> 김세미

등은 원심압축기의 임펠러와 디퓨저에 반응면 기법(response surface method)과 Box-Behnken 설계법을 적용하여 최적 설계가 가능함을 보여주었다.<sup>2)</sup> 박태규 등은 CFD 시뮬레이션을 통해 최고의 공력성능을 보이는 디퓨저 최적의 깃 배치각을 제시하여 CFD를 통한 공력성능 결과가 성능시험의 기초자료로 활용할 수 있음을 보여주었다.<sup>3)</sup>

그리고 터보기계 분야에서 구조 안정성 검증을 위한 유체구조연계해석기법(fluid-structure interaction method, FSI)을 활용한 연구도 진행되고 있다. 고승호 등은 유체 구조 연계 해석기법을 이용하여 축류압축기의 로터 블레이드(rotor blade)의 내부 유동장 분석과 진동해석을 통해 축류압축기에 유체 구조 연계 기법이 적용가능 함을 보여주었다.<sup>4)</sup> Arnal 등은 가스 터빈 블레이드의 설계과정에서 FSI 기법의 적용을 소개하였고,<sup>5)</sup> 박태규 등은 FSI 기법을 터보블로워 기본설계 과정에 적용한 연구를 수행하였다.<sup>6)</sup>

하지만, 터보기계에 유체 구조 연계 해석기법을 공력 해석에 적용하는 연구는 부족한 편이다. 본 논문에서는 임펠러와 임펠러를 감싸고 있는 쉬라우드 케이스(shroud case)사이에 설정된 팁 간극(tip

---

정희택(교신저자) : 경상대학교 기계공학부  
E-mail : htchung@gnu.ac.kr, Tel : 055-772-1626  
박태규 : 경상대학교 기계공학부 대학원  
김형범 : 경상대학교 기계공학부  
박준영 : 한국기계연구원 에너지플랜트연구본부

clearance) 값과 공력성능의 관계를 분석하였다. 임펠러의 변형에 따른 틱 간극의 변화, 그리고 틱 간극의 변화에 따른 공력성능의 변화를 분석하기 위해 터보블로워에 유체 구조 연계 해석기법을 적용하였다. 내부 유동장의 유동특성해석을 위해 범용 유동 해석 소프트웨어인 CFX를 사용하였다.<sup>7)</sup> CFD 해석 결과는 성능시험 결과와 비교하여 공력해석기법의 타당성을 검토하였다.

그리고 CFD 결과 값을 구조해석에 연결시키기 위해 ANSYS-Mechanical을 사용하여 유체 구조 연계 해석을 수행하였다.<sup>8)</sup> 연구에서는 틱 간극을 세 가지 조건(Case)로 분류하였다. 각각의 조건별로 유동특성과 틱 간극의 변화를 예측하고 이를 바탕으로 틱 간극이 공력성능에 미치는 영향에 대해 분석하여, 최종적으로 설계에 반영하기 위한 최적의 틱 간극을 도출하였다.

## 2. 수치해석

### 2.1 적용모델

본 연구에서 사용된 터보블로워는 입력파워가 400kW로서 하수처리장에서 폭기용으로 사용되고 있다. Fig. 1과 같은 형상으로 입구안내베인(IGV), 임펠러 그리고 디퓨저로 구성되고,<sup>9)</sup> 수치해석을 위해 3개의 파트로 시뮬레이션 모델을 생성하였다. 설계조건은 유량이 7.43kg/s, 12,000 rpm의 회전속도로 운전될 때 입출구의 전압력비는 1.66이다. 그 외의 설계조건은 Table 1에 표기되었다.

### 2.2 수치해석 변수

터보블로워가 구동되면, 원심력과 유체 유동에 의한 하중의 결합으로 임펠러의 블레이드에는 Fig. 2와 같은 변형이 발생한다. 본 논문에서 초기모드(initial mode)는 IM으로 나타내며, 이는 기계가 구동되기 전의 형상을 뜻한다. 그리고 구동모드(run mode)는 RM으로 나타내며, 기계가 구동되어 변형이 발생한 상태를 뜻한다. 간극의 변화량  $\delta$ 는 초기모드(IM)과 구동모드(RM)사이의 틱 간극의 차이를 나타낸다.

틱 간극을 수치해석의 변수로 Table 2와 같은 형상 조건으로 세 가지 Case에 대해 수치해석을 수행하였다. 자세한 값은 Table 2에 정리하였다. Case 1의 경우 초기 설계과정에서 설정된 틱 간극 0.75mm로 유로를 따라서 일정한 틱 간극을 가지는 경우이다.

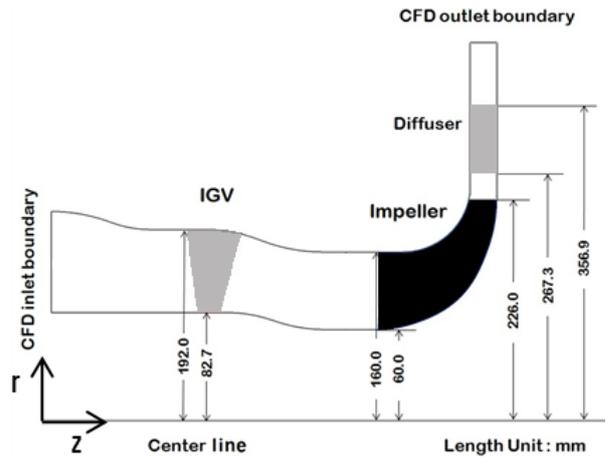


Fig. 1 The sectional view along the flow path

Table 1 Design specifications of the turbo blower

Number of blades	IGV	15 ea
	Impeller	20 ea
	Diffuser	19ea
Inlet conditions	Total pressure	101.325 kPa
	Total temperature	293 K
Outlet conditions	Mass flow rate	7.43 kg/s
Tip clearance		0.75 mm
Rotational speed of impeller		12,000 rpm

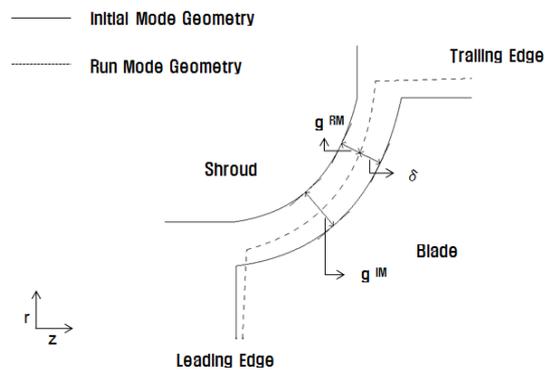


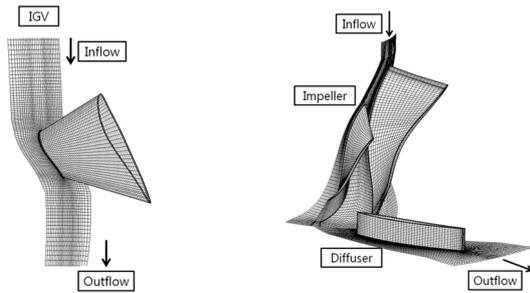
Fig. 2 Definition sketch of structural deformation around the tip region

Case 2의 경우 구동모드에서의 틱 간극이 Case 1의 초기모드 값과 비슷한 값을 가지게 설정한 경우이다.

마지막으로 Case 3의 경우, 구조 안정성을 위한 최소 틱 간극을 0.2mm로 설정되었는데, 구동모드에서 0.2mm가 되도록 초기 틱 간극을 설정하였다.

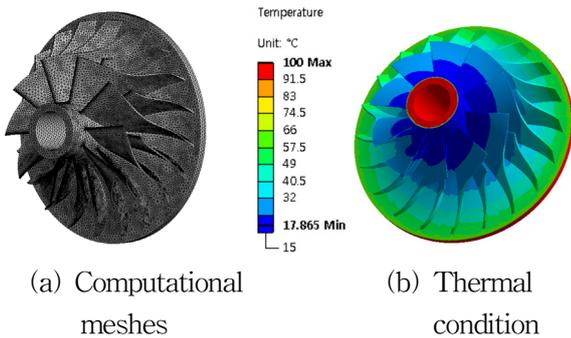
Table 2 Simulation parameters

	Tip clearance		
	Leading edge [mm]	Trailing edge [mm]	Average [mm]
Case 1	0.750	0.750	0.750
Case 2	0.810	1.336	1.073
Case 3	0.254	0.747	0.500



(a) Around the IGV (b) Inside the impeller and diffuser

Fig. 3 Computational meshes for flow analysis



(a) Computational meshes (b) Thermal condition

Fig. 4 Pre-processing results for the structural analysis

각각의 Case에 따른 팁 간극을 이용하여 수치해석을 수행하였다.

### 2.3 수치해석 기법

유체 구조 연계 해석은 CFD와 FEM을 1-way FSI 해석을 수행하였다.<sup>6)</sup> 본 연구에서는 CFD 솔버로 CFX Ver. 12.1<sup>7)</sup>를 사용하였고, FEM 솔버로는 ANSYS-Mechanical Ver. 12.1<sup>8)</sup>을 사용하였다.

#### 2.3.1 유동해석 영역

유동해석의 범위는 IGV의 입구에서 디퓨저의 출구까지이다. IGV와 임펠러, 임펠러와 디퓨저와 같이 회전하는 영역과 정지해 있는 영역의 경계면은 원주 방향의 평균값을 적용하는 혼합면기법을 이용하였다.

난류모델은 유체박리의 양과 시작 시점의 정확한 예측을 위하여  $k-\omega$  기반의 SST(shear stress transport)모델을 사용하였다.<sup>7)</sup>

적용모델의 형상은 BladeGen을 이용하여 생성하였고, TurboGrid를 통해 격자를 생성하였다. Fig. 3는 유동해석을 위한 격자로서, 파트별로 표면에서의 격자를 나타내고 있다. IGV는 약 200,000개, 임펠러는 약 260,000개 그리고 디퓨저는 약 150,000개의 요소로 전체 유동영역을 구성하였다.

경계조건으로 IGV의 입구에 대기의 전압력(total pressure)과 전온도(total temperature)를 입력하였고, 디퓨저의 출구에 질량유량(mass flow rate) 조건을 적용하였다. 그 외의 벽면에는 점착조건(no-slip)을 적용시킨 후 정상상태의 계산을 수행하였다.

#### 2.3.2 구조해석 영역

구조해석 영역은 임펠러 파트 하나로 구성하였다. 임펠러는 A7075 알루미늄 합금으로 제작되었다.<sup>9)</sup> 경계조건으로 임펠러 허브와 블레이드의 표면에는 유동해석에서 구해진 온도와 압력이 적용되었으며, 임펠러의 회전속도는 유동해석과 같은 12,000rpm으로 적용하였다. 구조해석을 위한 전처리 조건의 예는 Fig. 4와 같다. Fig. 4 (a)는 구조해석을 위한 격자로서, 비정렬 형태로 약 370,000개의 요소로 구성되었다. Fig. 4 (b)는 유동해석 결과 중 온도 값이 경계조건으로 적용되고 있음을 보여주고 있다.

## 3. 결과 및 고찰

### 3.1 초기형상

초기형상에 대한 유동해석 결과를 성능시험 결과<sup>9)</sup>와 비교하면 Fig. 5와 같다. 설계유량 부근에서는 성능시험과 잘 일치하나 고유량 부근에서는 차이를 나타낸다. 실제 성능 시험에서는 입구안내베인을 유량별로 조절하여 성능의 급격한 저하를 방지하였다. Fig. 5의 CFD결과는 입구안내익을 조절하지 않은 경우이므로 시험결과보다 성능이 낮게 예측되었다. 입구안내의 조절에 의한 공력특성에 대한 CFD해석과 성능시험결과의 비교는 본 저자의 기존 논문<sup>에</sup> 상술되어 있으므로 참조하길 바란다.<sup>10)</sup> Fig. 6은 설계점에서의 유동특성을 유로면을 따라 나타낸 것이다. 유입된 공기는 터보블로워를 지나면서 압력이 상승함을 확인할 수 있다.

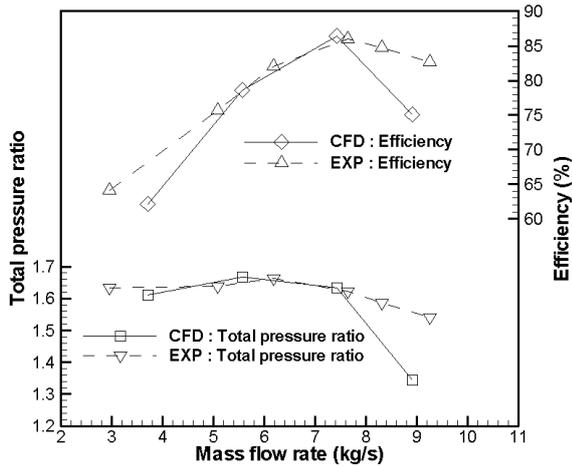


Fig. 5 Aerodynamic performances predicted by CFD compared with experimental results

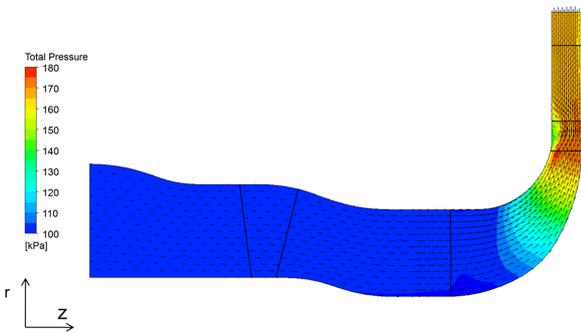
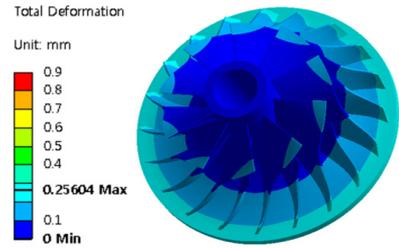


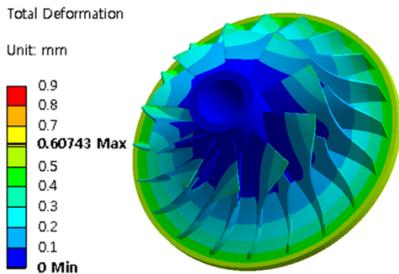
Fig. 6 Distribution of total pressure and velocity vector along the flow path at Case 1 at initial mode

임펠러의 표면에 유동해석 결과를 적용하여, 구조 해석을 수행한 후의 전체 변형량이 Fig. 7에 나타나 있다. 그리고 수치해석 결과를 요약한 것을 Table 3에 표시하였다. Fig. 7과 Table 4로부터 열·유체 유동에 의해 생성된 하중으로부터 더 큰 변형량이 생기는 것을 확인할 수 있다. 특히, 변형량은 블레이드의 후연(trailing edge)으로 갈수록 커짐을 확인할 수 있는데, 후연에서 블레이드의 반경이 커지고, 온도와 압력이 크게 상승하기 때문이다.

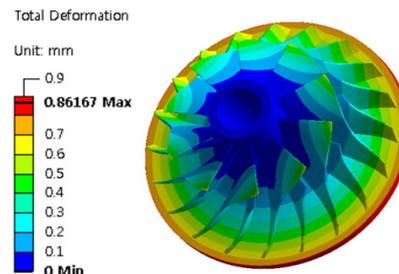
초기모드와 구동모드에서의 유량의 변화에 따른 성능 곡선의 변화가 Fig. 8에 나타나 있다. 전체 구간에서 구동모드에서의 전압력비와 효율 모두가 초기모드 보다 높게 예측되었다. 이는 Table 4에 나타난 바와 같이 구동모드에서는 변형으로 팁 간극이 줄어들고, 공력 성능은 팁 간극이 줄어들수록 향상된다. 구동모드와 초기모드의 성능 예측 차이는 약 1.1%이다.



(a) Rotating force



(b) Thermal-fluidic effect



(c) Combination

Fig. 7 Comparisons of deformation factors for Case 1 at run mode

Table 3 Summaries of numerical results for Case 1

		Condition	Initial mode	Run mode
Tip clearance [mm]	Leading edge		0.750	0.696
	Trailing edge		0.750	0.203
	Average		0.750	0.490
Aerodynamic performance	Total pressure ratio		1.648	1.667
	Efficiency [%]		87.51	88.48

Table 4 Analysis of structural deformation for Case 1

Condition Deformation	Rotating force	Thermal - fluidic	Combination
Leading edge [mm]	0.036	0.018	0.054
Trailing edge [mm]	0.154	0.393	0.547
Average [mm]	0.095	0.205	0.300

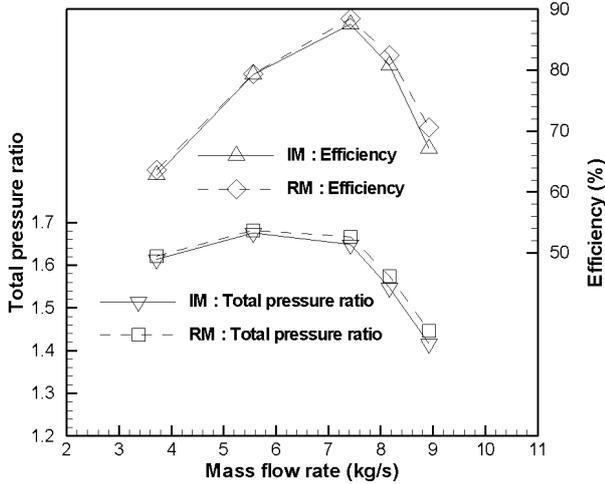


Fig. 8 Comparisons of aerodynamic performances curves at Case 1

### 3.2 설계수정

앞선 Case 1의 결과를 바탕으로 팁 간극의 설계수정에 관한 결과를 예측하였다.

먼저, Table 5는 Case 2에 대한 수치해석 결과이다. Case 2의 구동모드에서의 팁 간극은 Case 1의 초기모드의 팁 간극과 유사하다. 임펠러의 변형을 고려하여 설계에서 결정한 팁 간극 0.75mm로 구동하고 싶으면, Case 2의 초기 값으로 팁 간극을 변형해야 한다.

다음으로 구조 안정성을 위한 최소 팁 간극을 구동 조건에서 최소허용치로 0.2mm로 설정하였다.<sup>9)</sup> 구동모드의 최소값을 기준으로 초기모드의 설계값이 산출된다. 이 값에 근사치로 해석을 수행한 것이 Case 3이며, 결과는 Table 6에 정리하였다. 그 결과는 최소 팁 간극 0.2mm를 만족하며, 앞서 계산된 공력성능 값과 비교하여 가장 높은 공력성능 값을 가진다. 팁 간극이 줄어들수록 공력성능이 상승하는 것을 확인할 수 있다.

Table 5 Summaries of numerical results for Case 2

Property	Condition	Initial mode	Run mode
Tip clearance [mm]	Leading edge	0.810	0.753
	Trailing edge	1.336	0.771
	Average	1.073	0.762
Aerodynamic performance	Total pressure ratio	1.635	1.643
	Efficiency [%]	87.41	87.48

Table 6 Summaries of numerical results for Case 3

Property	Condition	Initial mode	Run mode
Tip clearance [mm]	Leading edge	0.254	0.202
	Trailing edge	0.747	0.204
	Average	0.500	0.203
Aerodynamic performance	Total pressure ratio	1.660	1.676
	Efficiency [%]	88.20	88.86

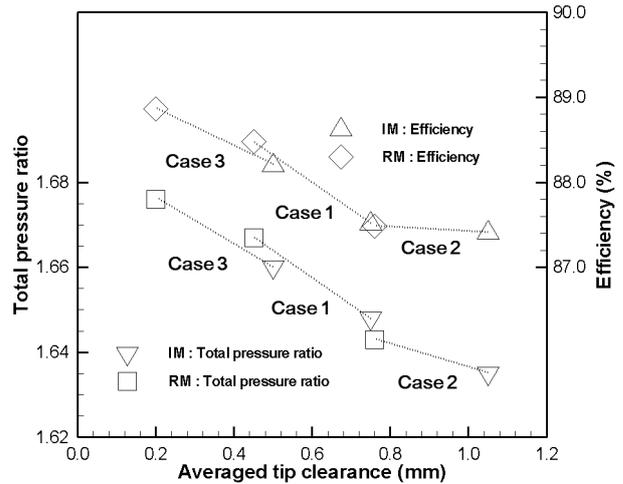


Fig. 9 Aerodynamic performances curves with variations of tip clearance

수치해석을 통해 총 여섯 가지의 경우에 관한 공력 성능 값을 예측하였다. Fig. 9는 평균 간극에 대한 공력 성능 결과를 나타낸 성능 곡선이다. 평균 간극이 적을수록, 전압력비와 효율이 상승하고 있다. Case 1과 Case 3를 비교하면 블레이드의 선연(leading edge)과 후연에서의 변형량이 다르기 때문에 이를 고려하여 일정한 팁 간극이 아니라 유로에 따라 다른 팁 간극을 적용한 Case 3의 경우가 더 좋은 공력성능을 가짐을 확인할 수 있다.

## 4. 결론

본 연구에서는 유체 구조 연계 해석기법을 터보블로워에 적용하여 팁 간극의 변화에 따른 구조 안정성과 공력성능을 분석하여 다음과 같은 결과를 얻을 수 있었다.

(1) 블레이드 선연에서는 원심력에 의한 변형이 열유체 하중보다 약 2배 크나, 후연에서는 열유체 하중이 원심력보다 약 2.5배 큰 변형을 주었다.

(2) 팁 유로 평균값은 열유체 하중에 의한 변형이 원심력보다 약 2배 크며 총 변형량은 후연이 선연보다 약 10배 크게 나타났다.

(3) 구동모드에서는 구조변형으로 팁 간극이 줄어들어 초기모드보다 공력성능이 약 1% 높게 예측되었다.

(4) 설계형상인 초기모드에서 선연보다 후연의 팁 간극을 3배로 유지하면 구동 모드에서 일정한 팁간극을 확보할 수 있다.

위의 결과를 토대로 구동모드에서 구조 안정성을 만족하며 공력성능이 최대인 초기모드의 팁 간극을 제시하였다.

8. ANSYS Workbench User's Guide. Ver. 12.1, 2009. ANSYS, Inc.
9. 성병일 외, 2010, "1,200kW급 고마력 터보블로워 개발", 지방기술혁신사업 중간보고서.
10. T. Park, H. Chung and B. Sung, 2010, "Numerical Investigation of the Effect of the Stagger Angles on the Aerodynamic Performances in the High-Power Turbo Blower", Proc. 21st Int. Symposium on Transport Phenomena.

## 후 기

본 연구는 지식경제부 지방기술혁신사업 [RTI04-01-03] 지원으로 수행되었습니다.

## 참고 문헌

1. F. Giovanni et al., 2004, "Low Solidity Vaned Diffuser for Rotating Stall Prevention: Experimental Analysis of Some Design Parameters", ASME Paper GT2004-54146.
2. 김세미, 박준영, 안국영, 백제현, 2007, "반응면기법을 이용한 원심압축기 최적설계", 한국전산유체공학회 추계학술대회논문집, pp. 92-99.
3. 박태규 외 5인, 2010, "디퓨저 깃배치각의 변화에 따른 원심압축기의 공력성능 특성에 관한 수치연구", 한국전산유체공학회지, 제15권, 3호, pp. 60-65.
4. 고성호, 광영균, 한승열, 김연태, 2010, "축류압축기의 유로 수에 따른 FSI 수치 해석", 제6회 한국유체공학 학술대회 논문집, 제1권, pp. 123-126.
5. M. Arnal et al., 2007, "Fluid Structure Interaction Makes for Coll Gas Turbine Blades", ANSYS Advantage, Vol. 1, No. 1, pp. 6-8
6. 박태규, 정희택, 박준영, 성병일, 2010, "터보블로어의 기본설계에서의 열유체 구조 연계성 기법 적용", 유체기계 연구개발 발표회 논문집.
7. ANSYS CFX-Solver Modeling Guide. Ver. 12.1, 2009. ANSYS, Inc.