

원심 압축기의 CFD를 위한 대표적인 Bench Mark

오 종 식*

Representative Bench Marks for CFD of Centrifugal Compressors

JongSik Oh*

Key Words: Centrifugal Compressor(원심 압축기), CFD(Computational Fluid Dynamics, 수치유동해석)

ABSTRACT

The importance of CFD work in the process of turbomachinery development has been continuously growing. It is therefore necessary to have some bench marks for validation purposes when any CFD codes are to be developed. In the present study, some public information on centrifugal compressor test results is collected to render useful data for the developers.

1. 머리말

오늘날 컴퓨터의 계산능력과 다양한 계산방법의 발달로 인하여 터보기계(turbomachinery) 분야에서의 CFD(Computational Fluid Dynamics)는 설계를 통한 개발과정 중에서 차지하는 중요도가 점차 증가하고 있는 실정이다. 과거에는 3차원 공력설계 결과의 타당성을 최종적으로 확인하기 위해 대개 설계점만에서의 CFD를 수행하였으나, 최근에는 공력설계 단계에서의 직접적인 활용뿐만 아니라 일부에서는 구성품 시험(component test)을 대체할만한 수준까지 발전하고 있다. 국내에서도 대학, 연구소 뿐만 아니라 해당 전문 기업 연구소에서까지도 CFD에 관한 관심이 높아지고 있는 실정이다. 진정한 코드를 개발하기 위해서는 개발된 계산방법의 신뢰도와 타당성을 확인해야 하며 대개의 경우 세계적으로 자주 인용

되는 터보기계의 bench mark 시험결과와 형상 데이터등이 필요하다. 개발자의 입장에서는 이러한 자료가 절실히 요구되지만, 아직까지 국내에서는 이를 서로 공유할만한 정리된 정보가 제시되지 못하였다.

본 저자는 원심 압축기의 임펠러 해석 분야에 국한하여 지금까지 개인적으로 사용해왔던 자료를 정리하여 제시함으로써 국내 CFD 수준의 발달을 도모하여 터보기계 산업발전에 조금이나마 도움이 되었으면 한다. 참고로, 여기서는 제시된 자료의 신뢰성을 확보하기 위해 국내의 기업 혹은 연구소 등에서 자체적으로 확보한 개발자료는 배제하고 해외 유명 저널지에서 공개된 것으로만 국한하였다.

2. Eckardt 임펠러

2.1 Eckardt O형과 A형 임펠러

* 한국기계연구원 유체기계그룹 선임연구원
(ojs@mailgw.kimm.re.kr)

원심 압축기의 임펠러 내부 유동에 대한 구체적인 실험결과와 3차원 형상데이터가 공개된 자료는 그리 많지 않지만, 그 중에서도 가장 잘 알려져 있고 최초로 매우 구체적인 내부 유동결과를 제공해주었던 압축기이다. 1970년대 중반에 독일의 DFVLR(현재는 DLR)의 FVV 연구 프로그램의 일환으로 업체의 지원을 받아 수행하였던 실험연구[1][2]로서, 임펠러 O형과 A형의 2가지에 대해 L2F(laser two-focus velocimetry)와 기타 probe, transducer등을 이용해 측정하였다. 설계점에서의 총압력비(total-to-total pressure ratio)가 대략 1.9-2.0 범위에 있는 저압 압축기에 속한다. 너무 잘 알려져 있는 관계로 여기선 자세한 언급을 피하기로 한다. 대표적인 형상과 실험결과의 일부만을 Fig.1에서 Fig.5까지 제시하였으며, 설계점 사양이 Table 1에 나타나 있다

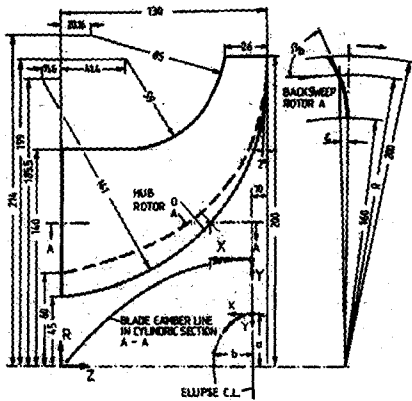


Fig.1 Geometry of Eckardt Impeller-O & -A

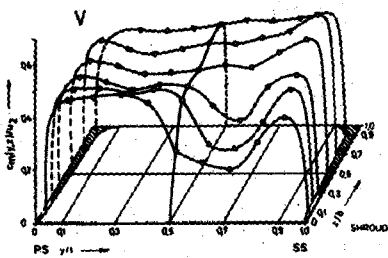


Fig.2 임펠러(A) 출구단면에서의 속도분포

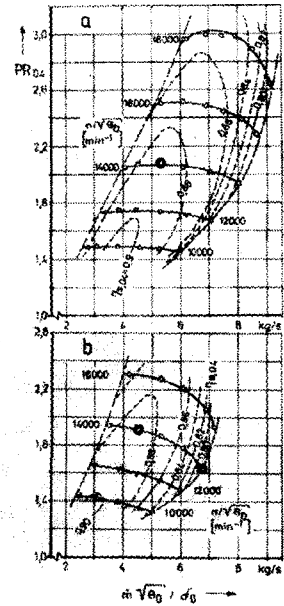


Fig.3 Compressor Maps

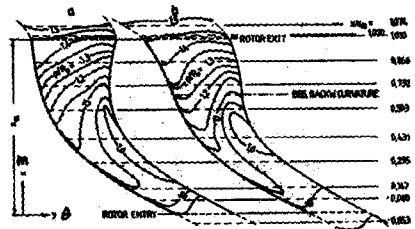


Fig.4 Shroud Pressure Contours

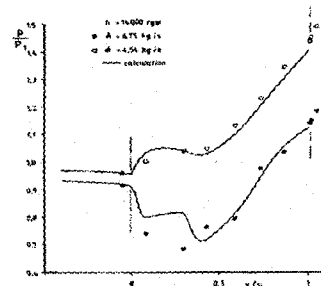


Fig.5 Shroud Pressure Rise (Impeller-A)

Table 1 Design Specification of Eckardt Compressors

Parameter	Impeller-O	Impeller-A
Blade Exit angle(deg)	90	60
Number of Blades	20	20
Rotational Speed(rpm)	14,000	14,000
Corrected Mass(kg/s)	5.31	4.54
Total Pressure Ratio	2.08	1.91
Diffuser	Vaneless	
Hot Tip Clearance(mm)	0.5	0.5

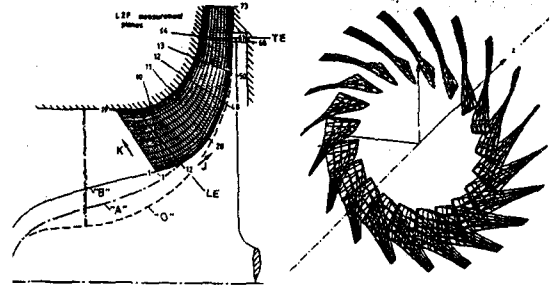


Fig.6 Geometry of Eckardt Impeller-B

2.2 Eckardt B형 임펠러

B형 임펠러는 앞서 언급한 O형과 A형에 비해 잘 알려지지 않은 임펠러로서, 케이싱 벽면의 형상과 출구 폭의 길이 그리고 날개 수는 같은 대신에 허브면의 형상이 다른 것이 특징이다. 또한 인듀서(inducer)가 없는 형태인데, 이는 1975년 Sulzer Brothers에 의해 설계된 다단(multi-stage) 산업용 원심압축기의 밀폐형(shrouded) 임펠러를 동일한 리그(rig)에서 시험하기 위해 개방형(open)으로 수정한 형태이기 때문이다. CFD코드를 검증하기 위해 B형 임펠러에 적용한 연구 사례는 Casey et al[3]의 연구가 있고, Japikse [4]는 두영역(two-zone) 모델을 이용한 일차원적인 성능해석법을 적용한 바 있다.

Fig.6은 B형 임펠러의 형상과 계산에서 사용한 격자계를 보여주고 있다. 인듀서가 없는 전형적인 다단 산업용 원심압축기용 임펠러의 모습이고 임펠러 출구각은 50도의 backsweep을 갖고 있다. 동일한 회전수인 14,000rpm에서 hot tip 간극의 길이는 0.75mm로 O형이나 A형보다는 약간 큰 편이다. 설계점에서의 total-to-static 압력비는 Fig.7에서 보는 바와 같이 유량 4.5kg/s에서 1.7의 수준이다. Fig.8은 참고로, 수치해석 결과로 얻은 성능곡선도와 실험결과를 비교한 그림으로서 3가지의 CFD 결과 모두가 실험치보다 높게 예측(over-estimation)하고 있는 모습을 보인다.

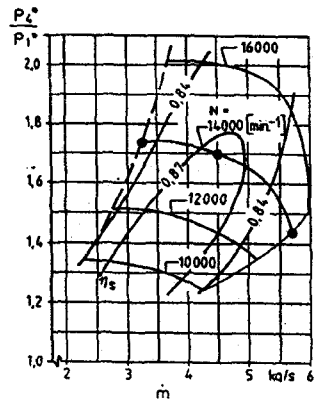


Fig.7 Compressor Map

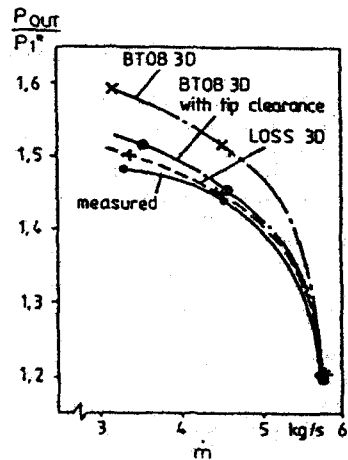


Fig.8 Total-to-static Pressure Ratio Curves

3. Krain 임펠러

3.1 Krain 반경류 임펠러

역시 독일의 DFVLR의 Eckardt O형 임펠러의 후속 임펠러로서 최근에 가장 빈번하게 인용되고 있다. Eckardt 임펠러는 임펠러 내부의 복잡한 유동현상을 규명하는 데에 목적이 있는 반면에, Krain 임펠러는 베인 디퓨저와의 matching을 통한 상호작용의 영향을 규명하고자 개발되었다[5][6]. Fig.9는 임펠러의 형상에 대한 내용과 함께 베인디퓨저와 장착된 임펠러의 모습을 보여준다. Eckardt의 O형 임펠러와 구별되는 점은 splitter를 두어 날개 수가 28개로 증가한 점이다. Fig.10은 실험으로 구한 압축기의 성능곡선으로, 설계사양은 회전수 14,000rpm에서 5.8kg/s 공기 유량에 대해 전압력비가 2.0 정도의 수준이다. Fig.11에서와 같이 임펠러 뿐만 아니라 베인 디퓨저의 공력성능에 대한 실험결과가 제시되어 있으며, Fig.12와 같은 임펠러와 베인 디퓨저간의 비정상 상호작용(unsteady interaction)에 대한 유용한 정보가 포함되어 있다. 최근에 Dawes[7]는

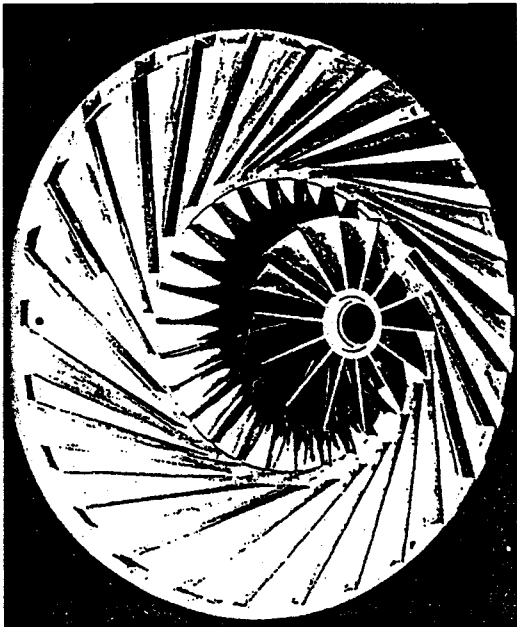
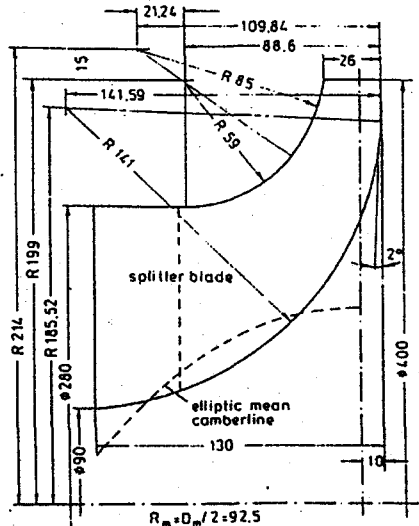


Fig.9 Geometry of Krain Radial Impeller

unstructured 격자계를 사용한 비정상 압축성 난류유동해석 코드(unNEWT)를 사용하여 상호작용에 관한 연구를 수행한 바 있다(Fig.13 참조).

3.2 Krain backswept 임펠러

앞서 언급한 Krain의 반경류 임펠러는 베인디퓨저와의 matching을 위하여 Eckardt의 O형 임펠러를 수정한 형태인 반면에, Krain의 backswept 임펠러는 나름대로의 3차원 형상설계법[8]을 이용하여 설계한 순압력비가 약 4.7인 고압 임펠러이다. 임펠러의 기하학적 형상이 Fig.14에 나타나 있다. 날개 수는 24개이고 임펠러의 출구 날개각은 접선방향으로부터 60도이며, 저비속도(low specific speed)인 80 수준에서 임펠러의 단열 최대효율이 약 95%까지 측정되었다(Fig.15). 역시 L2F 측정법을 이용하여 임펠러의 내부유동에 대한 3차원 상세정보를 제시하고 있는데, 특이할 점은 Fig.16에서 보는 바와 같이, Krain의 backswept 임펠러에서는 Eckardt 임펠러에서 보았던 전형적이고 뚜렷한 제트/후류(jet/wake) 영역이 확인되지 않는 점이 흥미롭다.



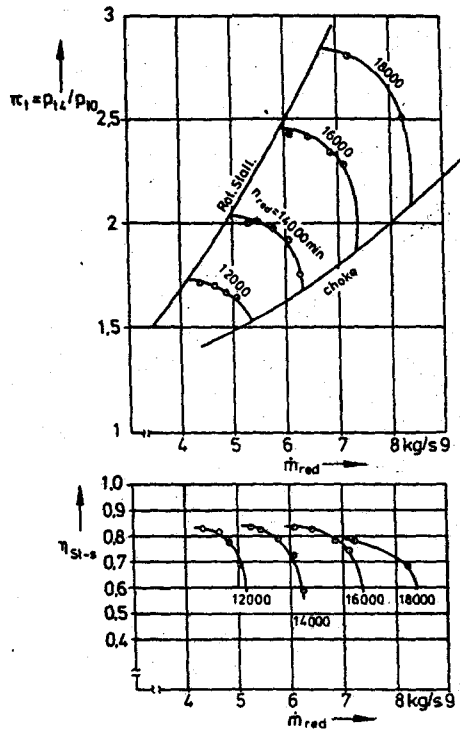


Fig.10 Compressor Maps

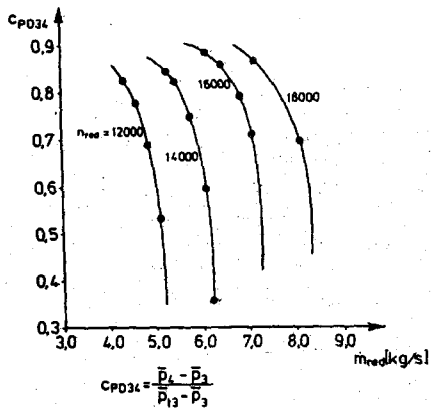


Fig.11 Overall Diffuser Recovery

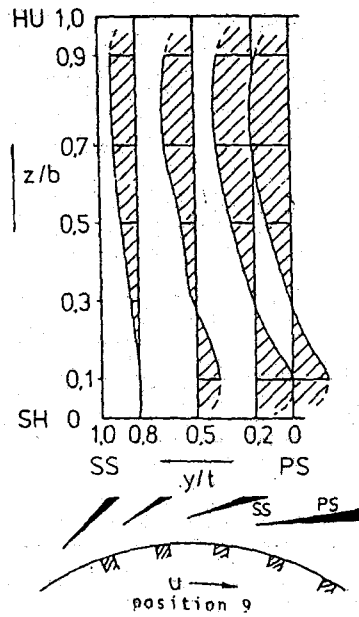


Fig.12 Unsteady Flow Direction

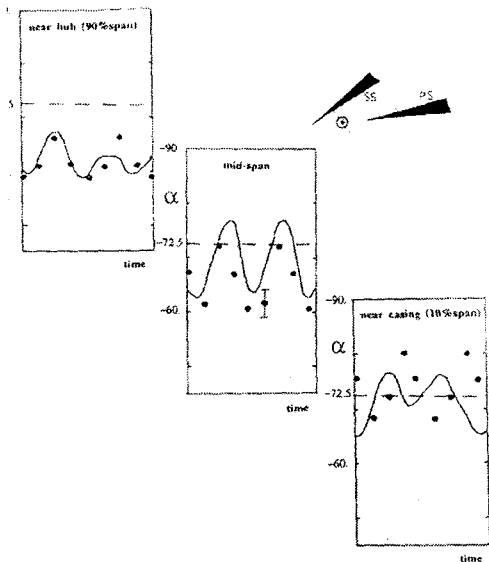


Fig.13 Unsteady Swirl Angles

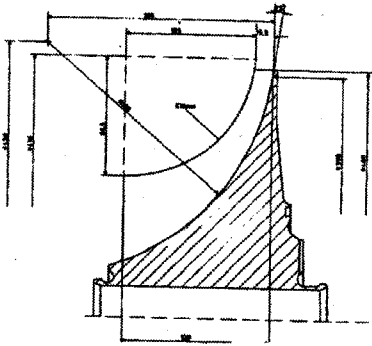
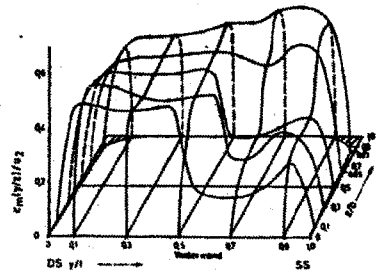
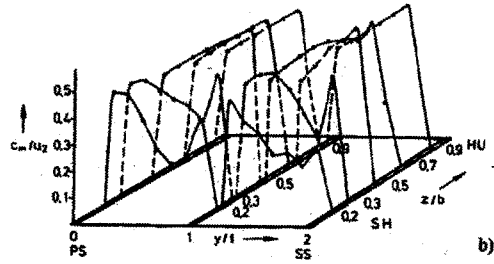


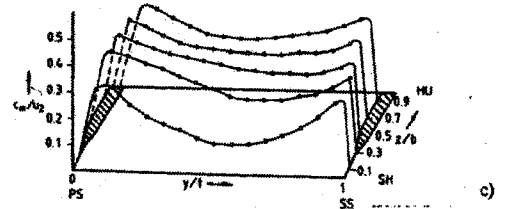
Fig.14 Geometry of Krain Backswept Impeller



a)



b)



c)

Fig.16 Comparison of Velocity Profiles

(a) Eckardt O-Impeller

(b) Krain Radial Impeller

(c) Krain Backswept Impeller

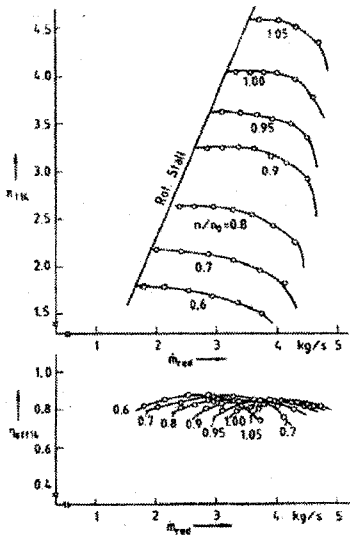
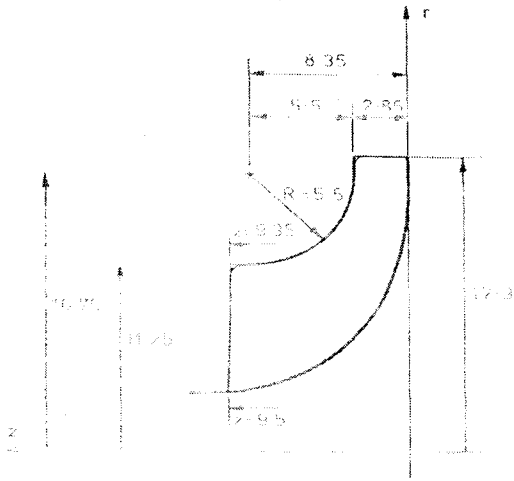


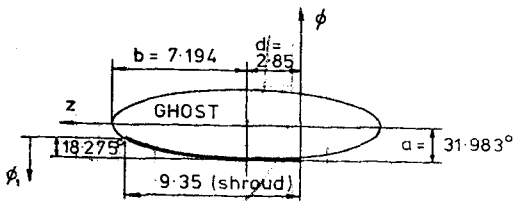
Fig.15 Compressor Maps of Krain backswept Impeller

4. Ghost 임펠러

1970년대의 De Havilland Ghost Engine용으로 설계된 원심 임펠러로서 독일의 Eckardt O형 임펠러와 같은 패밀리에 속하지만 지금까지 널리 인용되지 못한 임펠러이다. 주로 Moore[12, 13]에 의해 수치해석법의 검증용으로 활용되었는데, 임펠러의 출구각이 90도인 반경류형이고 날개 수는 19개이다. Fig.17은 Ghost 임펠러[11]의 자오면 형상과 타원으로 설계된 블레이드 캠버곡선의 모습을 보여주는데, Eckardt의 O형 임펠러와 매우 흡사함을 알 수 있다. 그러나 O형 임펠러에 비하여 출구직경이 약 2배 이상 크고 회전수 또한



(a) Meridional Profile (unit : inch)



(b) Blade Camber Curves

Fig.17 Ghost Impeller

$$\left(\frac{\phi}{a}\right)^2 + \left(\frac{z-d}{b}\right)^2 = 1$$

500rpm (설계유량 0.14 kg/s)으로 매우 저속이어서 비압축성(incompressible) 임펠러에 해당하기 때문에, 압축성 코드에 대한 검증 대상으로는 적합하지 않다. Fig.18은 Moore의 연구결과 중의 하나로서 날개면에서의 정압분포에 대하여 비점성 계산과 점성 계산결과를 실험치와 비교하고 있다.

5. Mizuki 임펠러

일본에서 공개된 대표적인 저압 임펠러 중의 하나로서 자세한 형상정보와 시험결과가 제공[14, 15]된 이유로 인해 비압축성 CFD의 1차적인 검증대상으로 많이 활용되어 왔다. Fig.19에서 보는 바와 같이 인듀서(날개수 3개)와 반경류형 임펠러(날개수 12개)가 서로 분리된 형태로서 회전수는 6,000rpm이며, 3가지 형상의 케이싱면에 따라 A와 B 그리고 C형의 3가지 임펠러로 구분된다. 하나의 예로서, Fig.20은 Hajek[16]의 비압축성 준3차원 유동해석법의 적용 결과 중의 일부를 보여주고 있다.

6. NASA LSCC 임펠러

비압축성 CFD 코드의 검증과 임펠러 및 디퓨저의 내부유동에 대한 매우 상세한 조사를 위해 NASA에서 수행한 저속 원심형 임펠러(LSCC : Low Speed Centrifugal Compressor)가 있다. 임펠러의 직경이 1,524mm이고 회전수는 1,920rpm, 그리고 공기유량 30kg/s에 대해 소압력비가 1.17

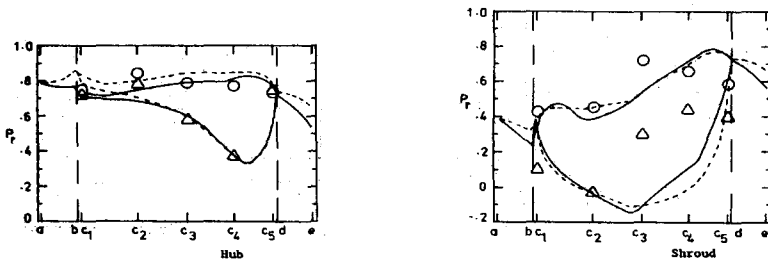
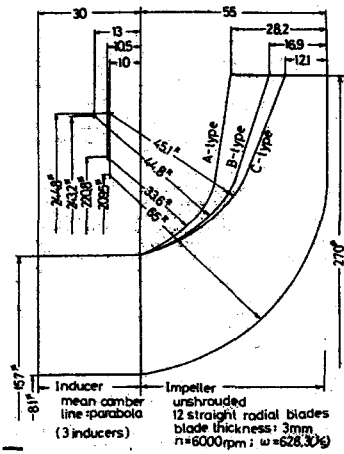


Fig.18 Static Pressure Distributions (Measured & Calculated) of Ghost Impeller



(a) Meridional Profiles

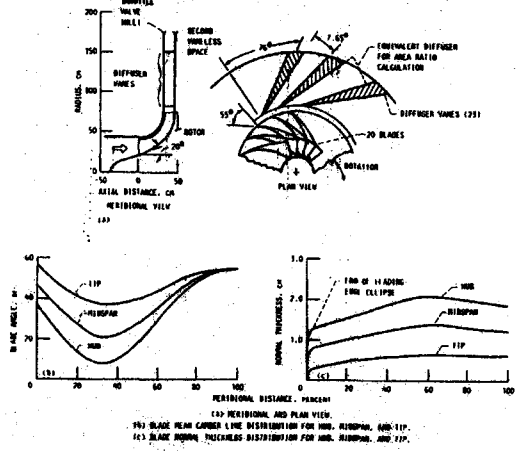
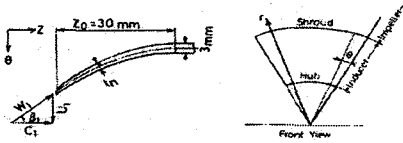


Fig.21 Geometry of NASA LSCC Impeller



(b) Blade Camber Lines

Fig.19 Geometry of Mizuki Impeller

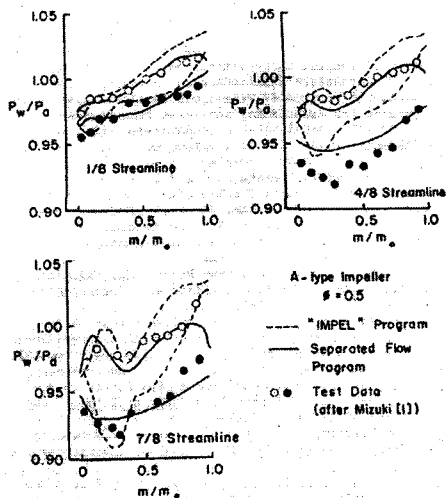


Fig.20 Blade Pressures for Mizuki Impeller-A at Off-Design Point

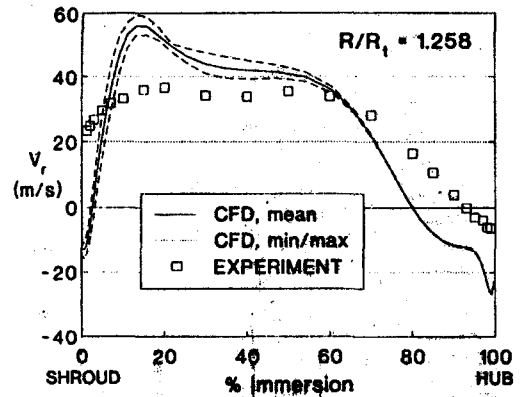


Fig.22 Radial Velocity at Impeller Exit

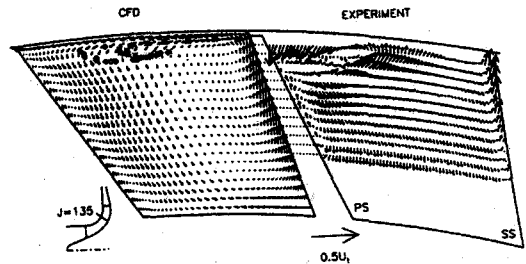


Fig.23 Secondary Flows at 64.4% Section

Hub Pressure Side 3D Blade Coordinates of 17DK Impeller						
X	R	Y	Z	θ	β	Thick-ness
-5.060	1.897	0.088	1.895	2.644	34.000	0.3111
-4.567	2.003	0.420	1.959	12.111	31.113	0.3406
-4.099	2.143	0.715	2.021	19.475	26.115	0.3420
-3.656	2.316	0.967	2.105	24.674	19.999	0.3382
-3.238	2.522	1.184	2.227	27.993	13.504	0.3342
-2.846	2.762	1.373	2.397	29.812	7.183	0.3295
-2.479	3.035	1.540	2.615	30.494	1.451	0.3243
-2.138	3.341	1.689	2.883	30.356	-3.367	0.3209
-1.822	3.681	1.822	3.198	29.669	-7.007	0.3184
-1.531	4.053	1.944	3.556	28.668	-9.252	0.3167
-1.265	4.459	2.064	3.953	27.565	-9.932	0.3160
-1.025	4.899	2.189	4.382	26.546	-8.934	0.3160
-0.810	5.371	2.336	4.837	25.775	-6.230	0.3160
-0.620	5.877	2.519	5.310	25.383	-1.914	0.3160
-0.455	6.416	2.759	5.793	25.468	3.763	0.3160
-0.316	6.989	3.074	6.276	26.091	10.357	0.3160
-0.202	7.594	3.481	6.750	27.280	17.219	0.3160
-0.114	8.233	3.993	7.200	29.015	23.535	0.3160
-0.051	8.906	4.615	7.616	31.215	28.437	0.3160
-0.013	9.611	5.336	7.994	33.725	31.261	0.3160
0.000	10.380	6.133	8.337	36.337	32.000	0.3160

Leading edge contour is a half circle with diameter equal to the normal blade thickness.
Trailing edge contour is sharp due to impeller tip diameter machining.
Fillet radii at pressure and suction side surfaces are 0.1 and 0.2 inches, respectively.
rms surface roughness is 200 microinches.
Impeller clearance is 0.040 inches.

Shroud Pressure Side 3D Blade Coordinates of 17DK Impeller						
X	R	Y	Z	θ	β	Thick-ness
-4.774	6.094	0.000	6.094	0.000	57.900	0.0472
-4.456	6.105	0.456	6.088	4.285	52.394	0.0678
-4.153	6.137	0.817	6.082	7.654	47.038	0.0884
-3.864	6.190	1.111	6.089	10.339	41.936	0.1165
-3.589	6.264	1.356	6.116	12.505	37.194	0.1307
-3.328	6.360	1.568	6.164	14.274	32.902	0.1446
-3.082	6.477	1.757	6.234	15.739	29.130	0.1568
-2.849	6.615	1.931	6.327	16.973	25.932	0.1630
-2.631	6.775	2.097	6.442	18.035	23.354	0.1632
-2.427	6.956	2.261	6.578	18.972	21.432	0.1579
-2.237	7.158	2.428	6.734	19.839	20.195	0.1483
-2.061	7.381	2.602	6.908	20.641	19.661	0.1385
-1.899	7.626	2.788	7.098	21.445	19.826	0.1301
-1.752	7.892	2.991	7.303	22.273	20.650	0.1232
-1.619	8.179	3.216	7.521	23.155	22.043	0.1180
-1.500	8.488	3.468	7.747	24.118	23.845	0.1143
-1.395	8.818	3.751	7.980	25.178	25.823	0.1121
-1.304	9.169	4.069	8.217	26.343	27.681	0.1104
-1.228	9.541	4.421	8.455	27.601	29.101	0.1095
-1.165	9.935	4.806	8.696	28.927	29.854	0.1092
-1.117	10.350	5.220	8.937	30.285	30.000	0.1090

Symbols:
X - axial coordinate
R - radial coordinate, inches.
Z, Y - impeller front view rectangular coordinates.
 θ - wrap angle (degrees, decreasing in direction of rotation)
 β - blade angle (degrees from meridional, - = direction of rotation)
thickness is normal blade thickness, inches.

Table 2 Geometry of 17DK Impeller

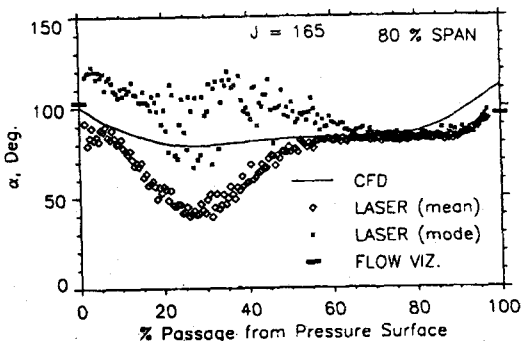


Fig.24 Pitch Angles at 80% Span

인 저압 임펠러에 해당한다. Fig.21은 Hathaway et al[17, 18]의 연구에서 제시된 압축기의 형상을 보여주고 있으며, Fig.22에서 Fig.24까지는 실험 결과와 해석결과간의 비교 예를 보여주고 있다.

7. 17DK 임펠러

Carrier사의 터보냉동기(Centrifugal Chiller)용 원심압축기 임펠러 중의 하나인 17DK(365)를 냉매(R-11)를 사용하지 않고 공기로 시험하기 위해 임펠러의 출구 폭을 증가시켜 수정 설계한 임펠러이다(Fig.25 참조). Joslyn et al[19]은 특이하게

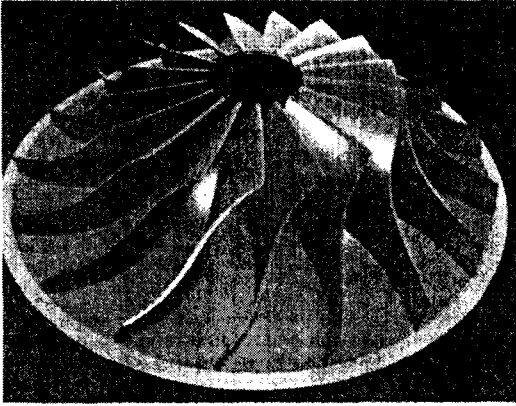


Fig.25 17DK Impeller

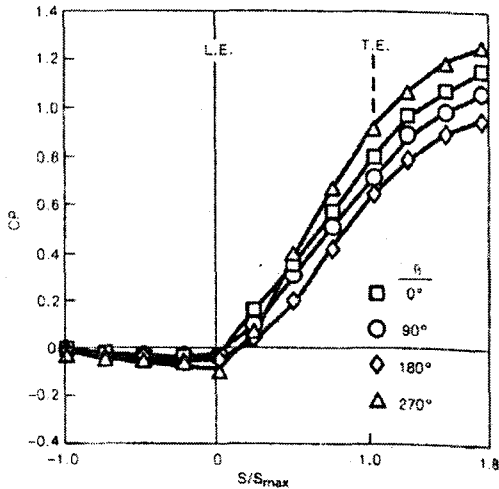


Fig.26 Shroud Static Pressure Rise

도 연구내용에서 임펠러의 3차원 형상좌표를 다음의 Table 2와 같이 제시하고 있어서 CFD 개발자가 손쉽게 접근할 수 있다. R-11을 사용하는 원래의 임펠러 경우, 소압력비가 4.0이지만 공기를 사용하는 수정된 임펠러는 소압력비가 1.22에 해당한다. 회전수는 7,700rpm이고 날개 수는 17개이며 임펠러의 출구각은 60도이다. 베인없는 디퓨저와 스크롤로 이루어져 있으며 Fig.26과 Fig.27은 여러 실험결과 중의 한 예를 보여주고 있다.

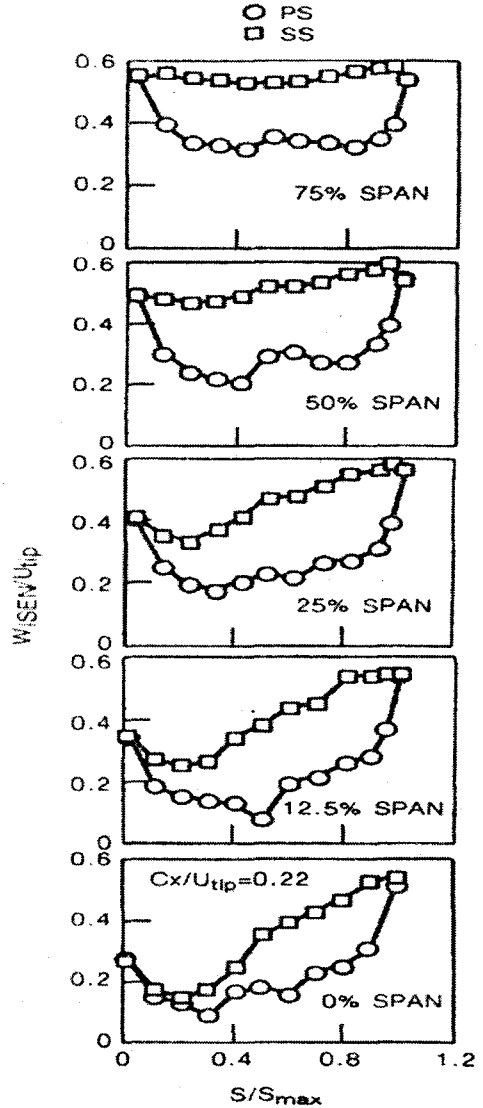


Fig.27 Isentropic Relative Velocities

8. NGTE 임펠러

유명 저널지에 공개된 몇 안되는 고압 압축기 (High Pressure Ratio Compressor) 중의 하나라고 생각되는 임펠러로서, 1970년대 후반에 영국의 NGTE(National Gas Turbine Establishment)에서 가스터빈용 원심압축기의 용도로 개발하여 시험하였다. 임펠러의 출구직경은 약 275mm이고

날개 수는 splitter를 포함하여 24개이며 임펠러의 출구각은 60도이다. 40,000rpm의 높은 회전수와 설계유량 1.81 kg/s에서 요구되는 설계 쏠압력비는 베인 디퓨저를 포함한 전체 압축기에 대해 6.5이기 때문에, 임펠러만의 쏠압력비는 8.0에 해당하는 상당히 높은 수준이다. Came[20, 21]은 설계에서 시험까지 개발과정 전체에 대해 요약하여 소개하고 있는데, 임펠러만의 성능시험 뿐만 아니라 디퓨저 베인의 형상과 베인의 갯수를 3가지로 변경하면서 시험한 성능곡선을 제시하고 있다. Fig.28은 임펠러의 형상에 대한 정보를 보여주고 있고 Fig.29는 임펠러만의 성능곡선도를, 그리고 Fig.30에서 Fig.32는 베인 디퓨저의 종류에 따른 압축기 전체의 성능곡선도를 보여준다.

9. 맺음말

지금까지 CFD를 위한 대표적인 Bench Mark로서 총 7가지 종류의 원심 압축기 임펠러에 대해 소개하였다. 개발하는 CFD 방법이 압축성 유동해석인지 아니면 비압축성 유동해석에 근간을 두고 있는가에 따라 적용하는 검증대상도 달리 선택해야 할 것이다. 압축성 유동해석법의 경우, Krain 임펠러와 17DK 임펠러 그리고 NGTE 임펠러가 Bench Mark로서 가장 적당할 것이며, 특히 실험조건을 면밀히 검토하여 가장 근접한 환경으로 계산하는 일을 잊어서는 안될 것이다. 빠른 시일내에 국내에서도 모두가 인용할 수 있는 원심 압축기의 Bench Mark 데이터가 탄생하기를 기대하면서 이 글을 맺을까 한다.

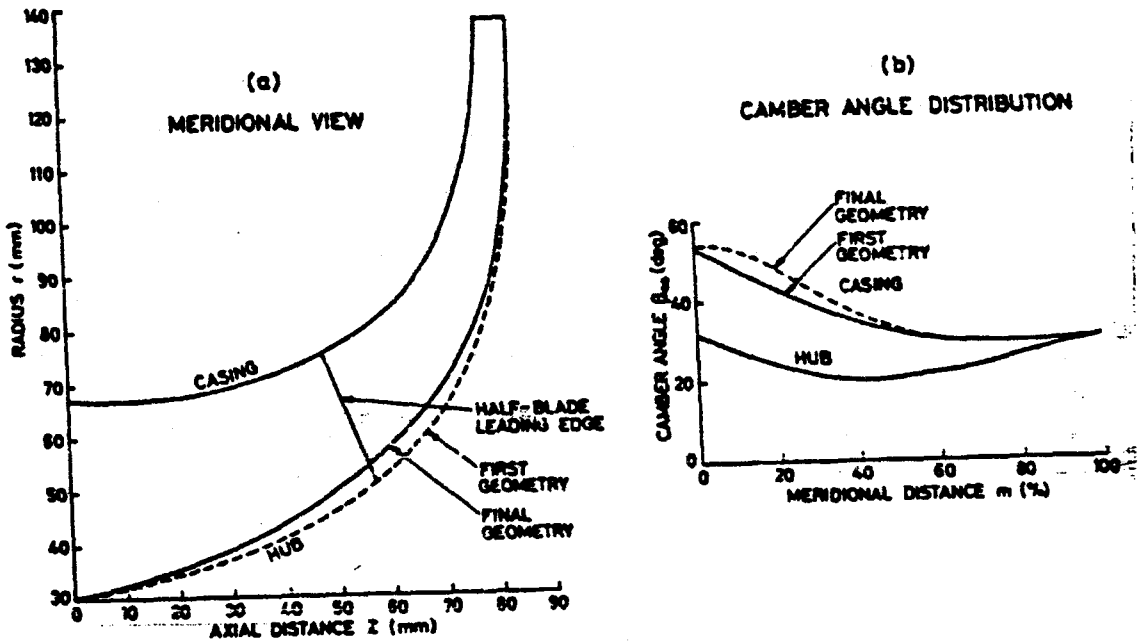


Fig.28 Geometry of NGTE Impeller

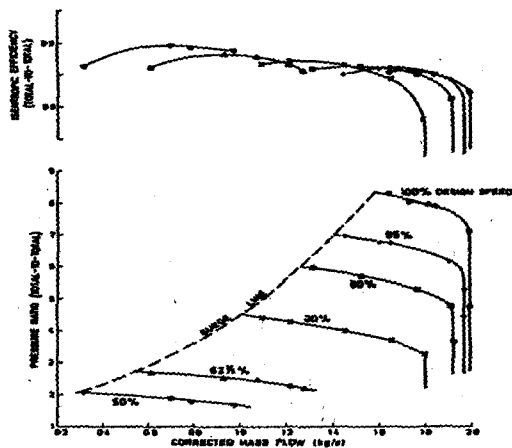


Fig.29 NGTE Impeller Maps

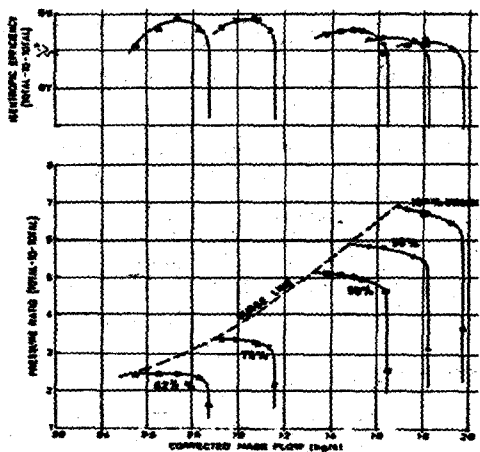
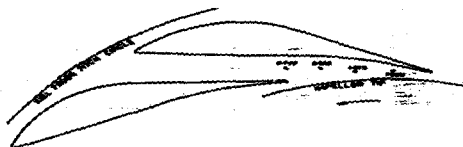
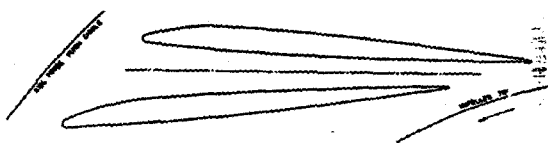


Fig.30 Compressor Maps
with 41 Vane Diffuser

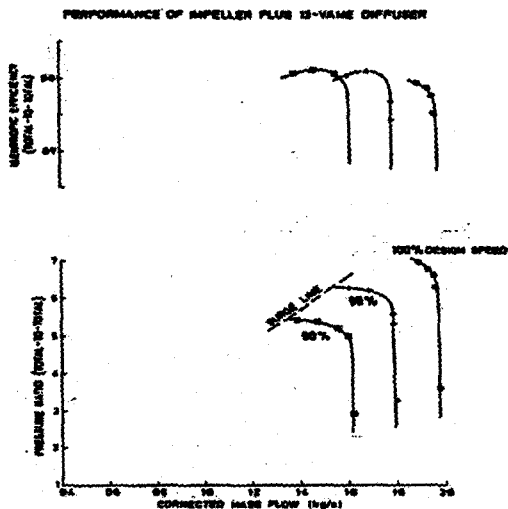


Fig.31 Compressor Maps
with 13 Vane Diffuser

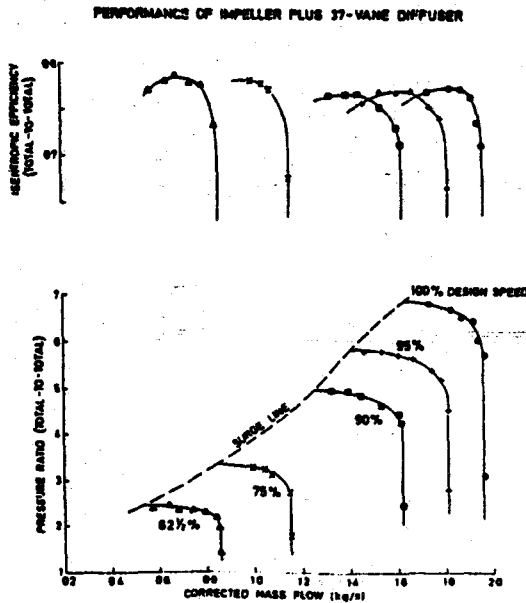
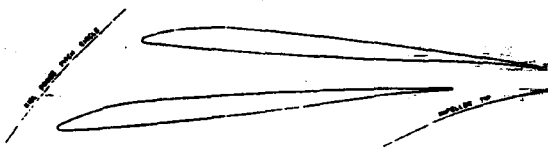


Fig.32 Compressor Maps
with 37 Vane Diffuser

참고 문헌

- [1] D. Eckardt, "Flow Field Analysis of Radial and Backswept Centrifugal Compressor Impellers", *Performance Prediction of Centrifugal Pumps and Compressors*, ASME, pp.77-95, 1980
- [2] D. Eckardt, "Detailed Flow Investigations Within a High-Speed Centrifugal Compressor Impeller", *ASME Journal of Fluids Engineering*, Vol.98, pp.390-402, 1976
- [3] M.V. Casey, P. Dalbert and P. Roth, "The Use of 3D Viscous Flow Calculations in the Design and Analysis of Industrial Centrifugal Compressors", ASME Paper 90-GT-2, 1990
- [4] D. Japikse, "A Critical Evaluation of Three Centrifugal Compressors with Pedigree Data Sets : Part 5 - Studies in Component Performance", *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol.109, pp.1-9, 1987
- [5] H. Krain, "A Study on Centrifugal Impeller and Diffuser Flow", ASME Paper 81-GT-9, 1981
- [6] H. Krain, "Experimental and Theoretical Investigations on the Internal Flow in a Centrifugal Compressor Diffuser", AGARD-CP 282, pp.1/1-1/17, 1980
- [7] W.N. Dawes, "A Simulation of the Unsteady Interaction of a Centrifugal Impeller with its Vaned Diffuser : Flow Analysis", ASME Paper 94-GT-105, 1994
- [8] H. Krain, "A CAD-Method for Centrifugal Compressor Impellers", *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol.106, pp.482-488, 1984
- [9] C. Hah and H. Krain, "Secondary Flows and Vortex Motion in a High-Efficiency Backswept Impeller at Design and Off-Design Conditions", *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol.112, pp.7-13, 1990
- [10] H. Krain, "Swirling Impeller Flow", *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol.110, pp.122-128, 1988
- [11] J. Moore, "Eckardt's Impeller - A Ghost from Ages Past", CUED/A-Turbo/TR83/1976
- [12] M.W. Johnson and J. Moore, "The Development of Wake Flow in a Centrifugal Impeller", ASME Paper 79-GT-152, 1979
- [13] J. Moore and J.G. Moore, "Calculations of Three-Dimensional Viscous Flow and Wake Development in a Centrifugal Impeller", *Performance Prediction of Centrifugal Pumps and Compressors*, ASME, pp.61-67, 1980

- [14] S. Mizuki, "Description of Compressor Geometries", *Performance Prediction of Centrifugal Pumps and Compressors*, ASME, pp.13-18, 1980
- [15] S. Mizuki, I. Ariga and I. Watanabe, "Investigation concerning the Blade Loading of Centrifugal Impellers", ASME Paper 74-GT-143, 1974
- [16] T. Hajek and S. Gopalakrishnan, "Prediction of Flow in Centrifugal Impellers", *Performance Prediction of Centrifugal Pumps and Compressors*, ASME, pp.27-31, 1980
- [17] M.D. Hathaway, J.R. Wood and C.A. Wasserbauer, "NASA Low-Speed Centrifugal Compressor for Three-Dimensional Viscous Code Assessment and Fundamental Flow Physics Research", *ASME Journal of Turbo-machinery*, Vol.114, pp.295-303, 1992
- [18] M.D. Hathaway, R.M. Chriss, J.R. Wood and A.J. Strazisar, "Experimental and Computational Investigation of the NASA Low-Speed Centrifugal Compressor Flow Field", *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol.115, pp.527-542, 1993
- [19] H.D. Joslyn, J.J. Brasz and R.P. Dring, "Centrifugal Compressor Impeller Aero-dynamics : An Experimental Investigation", *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol.113, pp.660-669, 1991
- [20] P.M. Came, "The Development, Application and Experimental Evaluation of a Design Procedure for Centrifugal Compressors", *Proc. Instn. Mech. Engrs.*, Vol.192, pp.49-67, 1980
- [21] P.M. Came and M.V. Herbert, "Design and Experimental Performance of Some High Pressure Ratio Centrifugal Compressors", *AGARD-CP 282*, pp.15/1-15/31, 1980