

# NACA 65-810 반경류 에어포일 임펠러의 성능특성

강신형\* · 호생리\*\*

## Performance of NACA 65-810 Radial Airfoil Impellers

Shin-Hyoung Kang\*, Shengli Hu\*\*

*Key Words:* Fan(팬), NACA65, Airfoil Impeller(에어포일 임펠러)

### ABSTRACT

Aerodynamic performance tests and flow measurement were carried out for several radial impellers of NACA 65-810 airfoil. The data base obtained are to be used for verifying the methods of flow analysis and CFD codes. The effects of numbers and span of blades on the performances, efficiency and impeller exit flow are investigated in the present study.

The flow rate on the performance curve is proportional to the span of the blade for the same value of fan pressure rise. The magnitude of radial velocity component at the impeller exit gradually decreases from the hub to shroud side. The magnitude of tangential velocity component gradually increases from the hub to shroud side. The way of variations of velocity is the same at the diffuser exit, however, becomes more uniform.

The pressure rise performance increases with blade number at the small flow coefficients, however, decreases with the number of blade at the large flow coefficients. This shows that flow guidance is important at the low flow rate and the friction becomes significant at the high flow rate.

### 1. 서 론

산업용 송풍기나 공조 급기용 송풍기의 경우 비속도가 비교적 높으며 에어포일형 임펠러가 보편적으로 사용된다. 지금까지 다양한 형태의 에어포일 송풍기가 개발되어 제품화되었으나, 최근에 와서 보다 고효율 저소음 에어포일 임펠러의

개발이 요구되고 있다. 임펠러의 개발은 주로 2차원 익렬이론을 이용한 이론적인 방법으로 설계된 후 성능실험을 통해서 개발된다. 이러한 과정에서 시행 오차적인 다양한 실험을 통해서 개발된 제품의 성능이 평가되어야 하기 때문에 많은 경비와 시간이 소요된다. 이에 3차원 점성 유동 해석 기술은 최근에 와서 많이 활용되고 있다. 이때 연구자가 이용하는 자신의 해석 방법이 어느 정도의 신뢰성이 있는가에 대한 평가가 선행되어야 하지만 이러한 목적에 이용될 수 있는 실

\* 서울대학교 기계공학부

\*\* 중국과학원

험 데이터 베이스가 매우 귀한 실정이다. 본 연구에서는 기하학적 형상이 잘 알려져 있는 몇가지 NACA 65-810 반경류 에어포일에 대하여 성능 및 유동실험을 수행하고<sup>(1)</sup> 그 결과를 유동해석에 활용되도록 데이터 베이스화 하였으며, 동시에 성능특성을 연구하였다.

## 2. 환의 형상 및 실험방법

### 2.1. 임펠러의 형상과 환의 구조

에어포일형 환은 현재까지 세계적으로 유명한 몇 회사에서 독자적인 제품을 보유하고 있기 때문에 몇가지 고유한 형상이 있다. 그러나 여기서는 특정한 형상을 선택하지 않고 NACA계열의 형상을 선택하였다.

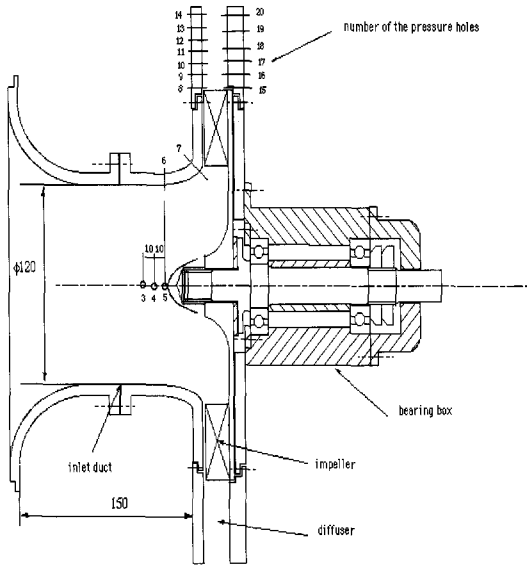


Fig. 1 Configuration of the radial cascade impeller

선형 캐스케이드 익렬이 주어진 후 등각사상을 이용하여 반경류 익렬을 설계하는 경우도 있으나 여기서는 반경류 임펠러에 직접 선형 익형을 부착하여 Fig. 1에 나타난 반경류 익렬을 구

성하였다.

임펠러의 외경이  $D_2$ , 내경이  $D_1$  이다. 날개의 개수가  $Z$  이고 설치각도가  $\theta$ 이며 에어포일의 높이, 즉 스펠은  $B$  이며, 입·출구 각도가 각각  $\beta_1, \beta_2$ 이다. 본 연구에서는 NACA 65-810 에어포일을 선택하였으며 임펠러의 제원은 다음과 같다.

$$D_2 = 200\text{mm}, D_1 = 140\text{mm}, c = 58.3\text{mm},$$

$$\theta = 12^\circ, \beta_2 = 36.2^\circ$$

Fig. 2 에 나타난 환은 흡입 챔버에서 벨마우스를 통해 연결된 직경 120 mm인 흡입구와 평행벽으로 구성된 반경 165 mm인 베인레스 디퓨저로 구성되었다. 모든 환의 구성품은 정밀한 치수와 표면정도를 유지하기 위해서 알루미늄을 기계가공하여 제작하였다. 임펠러와 슈라우드의 간격은 0.3 mm로 유지하였다. 구동용 베어링은 볼베어링을 이용하여 제작하였고 마찰토크를 줄이도록 하였다.

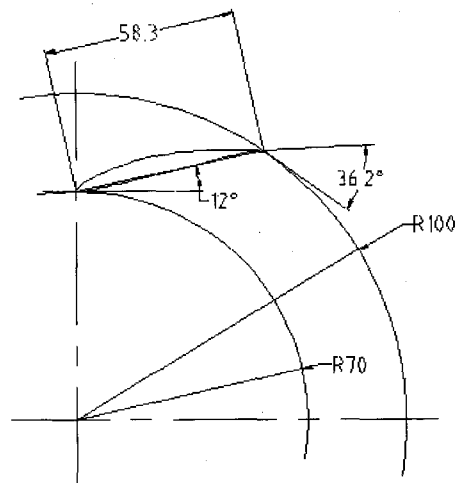


Fig. 2 Schematic drawing of the radial airfoil impeller

흡입구와 임펠러 입구 슈라우드 및 디퓨저의 정압을 측정하기 위해서 직경 1 mm의 압력구멍을 Fig. 3에 나타난 위치에 설치하였다.

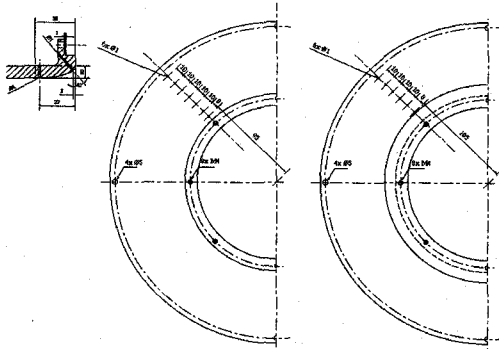


Fig. 3 The locations of pressure measuring holes

흡입구는 직경이 120 mm 이며 흡입구의 슈라우드는 Fig. 1 및 3에 나타내었듯이 장축 30mm, 단축 10mm 인 4분 타원으로 설계되었다. 허브의 형상은 Table 1에 따로 나타내었다.

## 2.2. 실험장치 및 방법

사용된 실험장치를 Fig. 4에 나타내었다. 가변 회전수 보조송풍기를 통해서 흡입된 공기는 흡입 파이프에 설치된 정류격자를 거치고 사전에 검증된 유량계측용 노즐을 통과한 후 0.6×0.6m 크기의 흡입 챔버로 유입된다. 유량은 흡입 파이프에 설치된 밸브로 조절된다. 시험되는 팬은 흡입 챔버에 설치되고 외부로 공기를 방출한다. 팬의 흡입 압력은 흡입 챔버에서 계측한다. 모든 압력은 스캐니밸브를 통해서 다이아프램 형 압력변환기

Table 1 Off-set of the hub configuration

z(mm)	r(mm)
34.00	0.000
33.58	1.743
32.10	4.253
28.68	7.088
24.17	9.260
18.81	11.17
11.85	13.22
8.569	14.81
5.831	16.88
3.480	19.35
0.752	24.95
0.000	30.00

(Furness Control사 FCO-14 모델)를 사용하여 계측하였다. 팬은 인버터로 제어되는 가변속도 AC모터로 구동한다. 모터와 팬의 사이에 5g-cm의 Kyowa TP-5KCE 토크메터를 설치하여 구동 토크를 계측하였다. 토크메터는 정지하중에서 검증곡선을 구하였다. 또 임펠러가 없는 상태의 토크를 계측하여 베어링 토크를 구하였다. 모든 아날로그 신호는 A/D 변환기(Data Translation사 DT-2831-G)를 이용하여 디지털화하고 이를 PC를 이용하여 처리하였다. 한편 임펠러 출구와 디퓨저 출구에 3공 피토투브를 설치하여 속도분포를 계측하였다.

실험은 1200 및 1800 rpm, 두가지 회전속도에 대하여 수행하여 무차원 변수의 상사성과 속도성

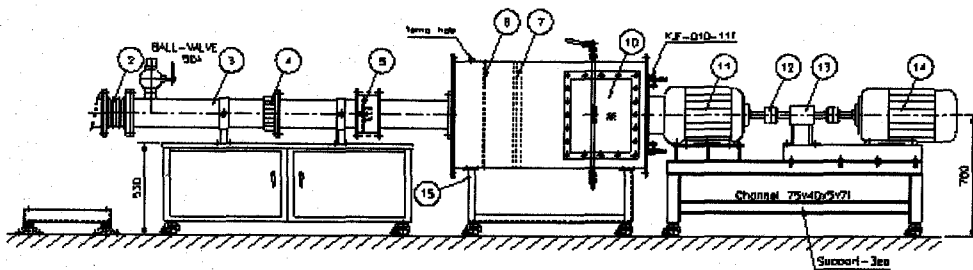


Fig. 4 Layout of the fans test rig

분의 상사성을 확인하였다.

### 3. 팬의 성능

팬의 디퓨저 출구에서 전압을 정확히 평가하기가 쉽지 않기 때문에 팬의 전압과 정압은 다음과 같이 정의하였다.

$$\Delta P_t = (P_a + \rho V_{r3}^2/2) - P_o \quad (1)$$

$$\Delta P_s = P_a - P_o \quad (2)$$

여기서  $P_o$ 는 흡입 챔버의 전압이다. 디퓨저 출구에서 정압은 대기압과 거의 동일하며, 디퓨저 출구에서 유동각도는 정확하게 파악하기가 어렵다. 그래서 유량에 따라서 구한 평균 반경방향 속도 성분,  $V_{r3}$ 에 대한 동압을 고려하여 전압으로 하였다. 여기에 대한 토의는 뒤에서 한다. 여기서 무차원 변수인 유량계수, 압력계수, 동력계수 및 효율을 다음과 같이 정의한다.

$$\phi = Q/(\pi D_2 B U_2) \quad (3)$$

$$\psi = \Delta P_t / (\rho U_2^2/2) \quad (4)$$

$$\eta = \Delta P_t Q / (T - T_s) \omega \quad (5)$$

여기서 변수는 모두 SI단위이고 하첨자 2는 임펠러 출구에서의 값을 나타낸다. 측정된 속도 분포를 이용하여 임펠러 출구와 디퓨저 출구에서 평균된 속도의 방향과 크기를 구할 수 있다. 이때 평가된 디퓨저 출구 전압이 디퓨저를 떠나 대기로 방출되면서 어느 정도 유동손실을 보이느냐를 보기 위해서 다음과 같이 손실계수를 정의한다.

$$K_1 = (P_{a3} - P_a) / (\rho C_{r3}^2/2) \quad (6)$$

$$K_2 = (P_{a3} - P_a) / (\rho C_3^2/2) \quad (7)$$

$$\Delta \phi_e = (P_{a3} - P_a) / (\rho U_2^2/2) \quad (8)$$

여기서 압력과 속도의 하첨자 2는 임펠러의 출구, 3은 디퓨저의 출구에서의 값이다. 디퓨저의 손실계수는 다음과 같이 정의한다.

$$\Delta \phi_d = (P_{a2} - P_{a3}) / (\rho U_2^2/2) \quad (9)$$

## 4. 결과 및 검토

### 4.1. 날개폭의 변화

임펠러 내부의 유동이 완전한 2차원 반경류라면 무차원 성능곡선은 식 (3)에서와 같이 날개의 스펠,  $B$ 로 무차원화 되었기 때문에 스펠에 관계없이 동일할 것이다. 그러나 실제로는 허브와 슈라우드 면에서 형성되는 경계층과 그 사이 유동의 비균일성 때문에 이러한 2차원성은 유지되지 않는다. 만약 2차원성이 유지된다면 유량계수에서 스펠에 관계없이 동일한 유량계수가 구해진다. 이러한 개념이 어느 정도 성립하는가도 흥미로운 자료이다. 본 연구에서는 날개 스펠이 성능과 유동에 미치는 효과를 보기 위해서 세가지 스펠 21, 30, 39 mm에 대하여 시험을 수행하였다. 이때 날개의 수효는 모두 12개로 하였다.

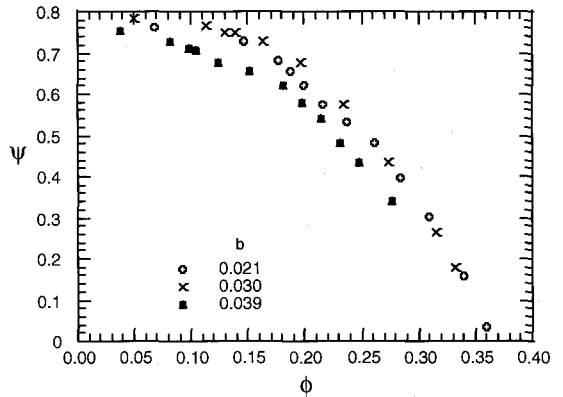


Fig. 5 Variations of performance curve with span of the blades

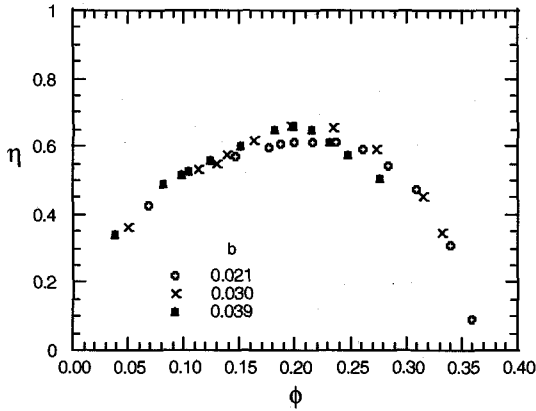


Fig. 6 Variations of impeller aerodynamic efficiency with span of the blades

1800 rpm에서의 무차원 성능곡선을 Fig. 5에 나타내었다. 설계 유량계수를 최고 효율을 보이는 0.20~0.25로 볼 때 동일한 압력계수에서 유량이 정확하게 스펠에 비례하지는 않으나 거의 비례하는 관계를 보이고 있다. Fig. 6에 나타낸 효율은 60~65%를 보인다. 이는 다소 낮은 값이나 소형의 임펠러에 대한 실험임을 감안해야 한다. 1200 rpm인 경우에도 동일한 결과를 보인다.

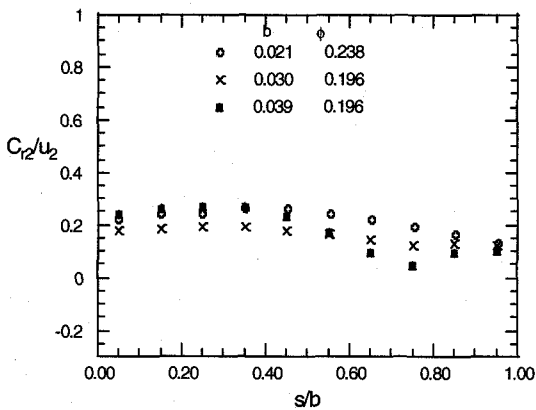


Fig. 7 Spanwise velocity distributions of radial velocity at the impeller exit

임펠러 출구에서 반경방향 및 접선방향 속도성분의 분포를 Fig. 7과 Fig. 8에 나타내었다. 반경방향의 속도는 허브쪽에서 약간 크고 슈라우드 쪽으로 감소한다. 한편 접선방향 속도성분은 슈라우드 쪽으로 약간 증가한다. 따라서 Fig. 9에 나타낸 유동각도는 허브에서 크고 슈라우드에서 작다. 이러한 경향은 Fig. 10, 11, 12에 나타낸 디퓨저 출구에서 반경방향 및 접선방향 속도성분 및 유동각도의 분포에도 동일하나 그 변화는 더욱 적다.

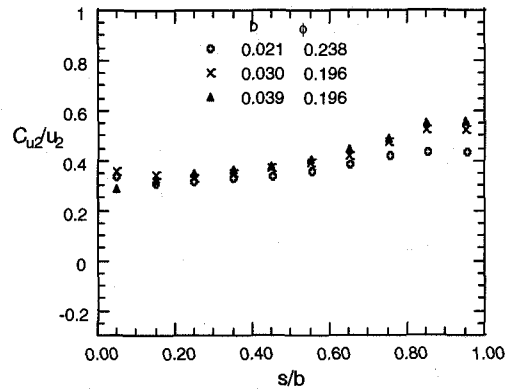


Fig. 8 Spanwise velocity distributions of tangential velocity component at the impeller exit

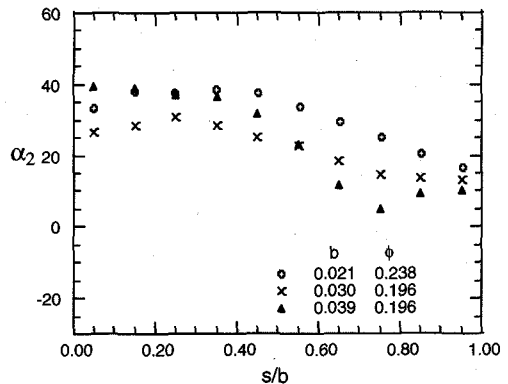


Fig. 9 Spanwise distributions of absolute velocity angle at the impeller exit

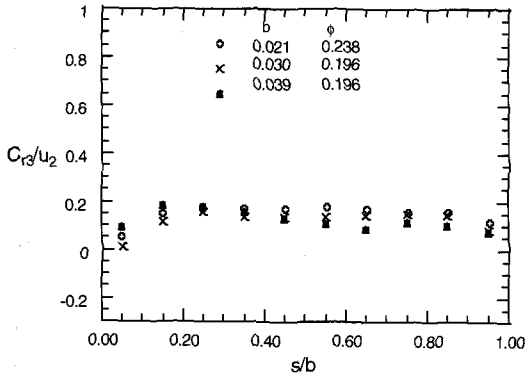


Fig. 10 Spanwise velocity distributions of radial velocity component at the diffuser exit

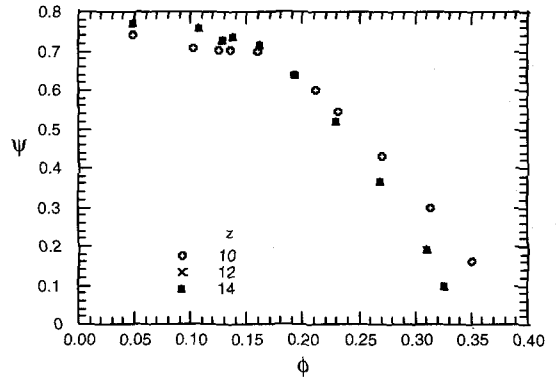


Fig. 13 Variations of performance curve with number of the blades

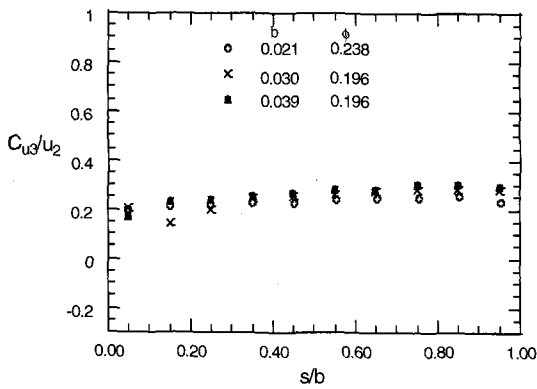


Fig. 11 Span-wise velocity distributions of tangential velocity component at the diffuser exit

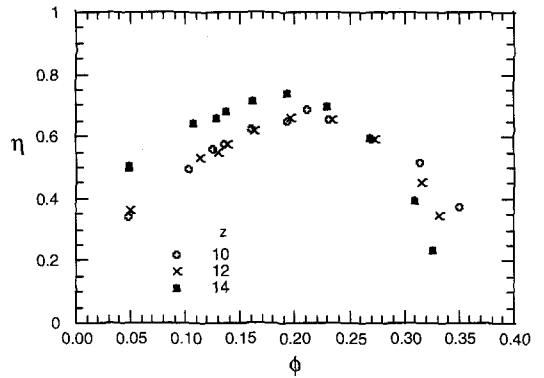


Fig. 14 Variations of efficiency with the number of blade

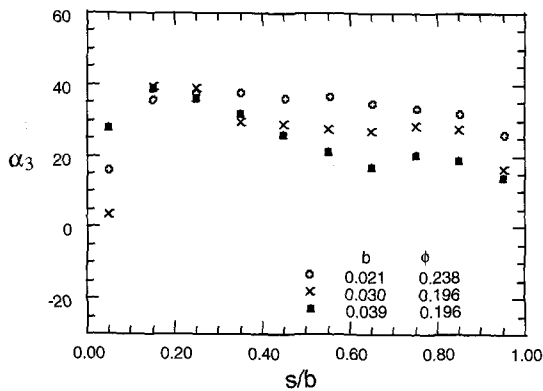


Fig. 12 Spanwise distributions of absolute velocity angle at the diffuser exit

한편 대표적으로 스펠이 30 mm인 경우 1800 rpm,  $\phi = 0.196$ 에서 분석된 임펠러의 출구와 디퓨저에서 평균된 값들은 다음과 같다.

$$C_{r2} = 3.003, C_{r3} = 2.306$$

$$C_{u2} = 7.697, C_{u3} = 4.555 \text{ m/s}$$

$$\alpha_2 = 22.13^\circ, \alpha_3 = 26.71^\circ, K_1 = 5.28, \Delta\phi_e = 0.0847$$

이다. 디퓨저 출구에서 동압손실은 압력계수 0.0847에 해당하는 양을 보인다.  $K_1$ 가 5.28 임은 위 동압손실이 반경 속도성분에 대한 동압의 5.28배임을 나타낸다.  $K_2 = 1.06$  이다. 참고로 유량계수가 0.139 및 0.257인 경우에는  $K_2$ 는 각각 0.967 및 0.963이다. 이는 디퓨저 출구의 동압 자

체가 거의 전량 손실됨을 말한다. 이러한 사실은 실제로 디퓨저 출구에서 유동각도를 측정해야 전속도 크기를 알 수 있다. 디퓨저의 손실계수는  $\Delta\phi_a = 0.012$ 로서 설계점 근처에서 최소값을 보이고 미끄럼 계수는  $\mu = 0.658$ 이었다. 흡입구와 디퓨저에서 측정된 정압분포는 몇가지 유량에 대하여 Table 2에 나타내었다. 이는 실제로 수치계산의 결과와 비교할 때 참고자료가 된다.

Table 2 Raw data of measured static pressure along the shroud.

$$Q = 4.16 m^2/min, \phi = 0.195, N = 1800 rpm$$

hole no.	pressure(mmAq)
3	-16.85
4	-17.02
5	-17.44
6	-17.34
7	-20.39
8	-6.69
9	-3.01
10	-1.928
11	-1.374
12	-0.942
13	-0.622
14	-0.332
15	-2.689
16	-1.995
17	-1.292
18	-0.854
19	-0.499
20	-0.265

#### 4.2. 날개 수의 변화

임펠러의 날개 수는 중요한 설계 변수이다. 일반적으로 날개의 수가 많으면 유동이 충분히 가이드가 되어 미끄럼이 작게 되어 운동량의 전달이 용이하고 날개의 부하가 줄어든다. 그러나 유체와 접하는 면적이 날개의 수에 비례하여 증가하기 때문에 손실이 증가하게 된다. 그러나 날개

의 수효가 부족하면 날개의 부하가 증가하게 되고 내부 유동이 정상적으로 이루어지지 못하게 된다. 여기서는 동일한 날개에 대하여 날개의 수효를 10, 12, 14로 변화시켜서 날개의 수가 성능과 효율에 미치는 효과를 검토하였다.

1800 rpm인 경우 무차원 성능곡선과 효율의 변화를 Fig. 13과 Fig. 14에 나타내었다. 설계 유량계수에서는 날개 수가 성능과 효율에 민감한 변화를 보이지 않으나 설계점에서 벗어난 경우에 큰 영향을 보이고 있다. 날개수가 12 개인 기준 수효의 경우를 중심으로 하여 낮은 유량에서는 날개의 수가 감소할수록 심한 성능 저하가 발생하였고, 반대로 높은 유량에서는 날개의 수가 적을수록 성능과 효율이 증가하였다. 1200 rpm인 경우에도 동일한 결과를 보인다. 이는 유량이 적은 경우에는 날개 사이에서 유동의 가이드 자체가 민감한 사안이 되어 날개의 수효가 충분치 못하면 유동 손실이 급격히 증가하게 되나, 유량이 충분히 큰 경우에는 그러하지 않기 때문에 날개의 증가가 표면적의 증가로 인하여 바로 손실의 증가로 뒀을 말한다. 따라서 적절한 날개의 수를 결정함은 날개의 형상설계와 관련하여 신중히 연구 개발되어야 할 사항이다.

#### 5. 결론

본 연구에서는 몇 가지 NACA 65-810 에어포일 임펠러에 대하여 성능 및 유동실험을 수행하고 그 결과를 유동해석에 활용되도록 데이터 베이스화하였으며, 동시에 성능특성을 조사하였다. 연구과정을 통해서 임펠러의 스펠과 날개의 수가 성능에 미치는 효과를 연구하였다.

동일한 압력계수에서 유량이 스펠에 거의 비례하는 관계를 보이고 있다. 반경방향의 속도는 허브쪽에서 약간 크고 슈라우드 쪽으로 감소한다. 한편 접선방향 속도성분은 슈라우드 쪽으로 약간 증가한다. 유동각도는 허브에서 크고 슈라우드에서 작다. 이러한 경향은 디퓨저 출구에서도 동일하나 그 변화는 더욱 적다.

날개수가 12개인 경우를 중심으로 하여 낮은 유량에서는 날개의 수가 감소할수록 심한 성능 저하가 발생하였고, 반대로 높은 유량에서는 날개의 수가 적을수록 성능과 효율이 증가하였다.

### 참고문헌

- (1) 강신형, 1997, “에어포일 송풍기의 설계 및 성능향상을 위한 연구”, 서울대학교 터보기계 실험실 연구보고서, TML TR-11.