

실험계획법을 사용한 원심펌프 임펠러 최적설계

김 성* · 최영석** · 윤준용*** · 김덕수****

Design Optimization of Centrifugal Pump Impeller Using DOE

Sung Kim*, Young-Seok Choi**, Joon-Yong Yoon*** and Deok-Su Kim****

Key Words : Centrifugal Pump(원심펌프), Impeller(임펠러), Optimization(최적화), Design of Experiment(실험계획법)

ABSTRACT

In this paper, the performance characteristics of the impeller in a centrifugal pump were investigated using DOE(Design of Experiment) with commercial CFD software. Geometric parameters of vane plane development were defined with the meridional shape and frontal view of the impeller. The incidence angles and the exit blade angle were selected as main parameters using 2k factorial and the influences of selected design parameters were examined through the optimization process using RSM.

1. 서론

원심펌프는 외부로부터 동력을 받아 회전하는 임펠러를 통하여 기계적 에너지를 유체의 압력 및 운동에너지로 변환하는 대표적인 원심형 기계중의 하나인 유체 기계이다. 원심펌프의 성능에 많은 영향을 주는 임펠러의 형상을 나타내기 위해서는 날개의 기본형상을 표현하는 자오면(meridional view)과 날개 각도를 표현하는 전면(front view)에 대한 정보가 있어야 한다. 임펠러의 자오면과 전면에 대한 고전적 설계에 있어서 펌프의 요구시방이 주어지면 기본적인 펌프이론에 의해 경험적인 측면⁽¹⁾에서 많이 접근하여 자오면과 전면의 설계에 필요한 변수가 정해진다. 날개형상을 설계

할 때, 날개의 입구각과 출구각도는 주어진 자오면 형상에서 펌프설계이론에 의한 입/출구 유동각에 의해 주로 결정되며 날개 길이와 관련이 있는 스윙각(sweep angle)의 경우는 입/출구각도가 정해지면 이를 부드럽게 연결하는 방법^(1~2)으로 설계를 하기 때문에 임펠러 설계의 중요한 변수라기보다 결정되는 값에 주로 포함된다. 또한 임펠러 형상은 자오면과 전면의 정보를 이용하여 임펠러의 입/출구각과 날개길이를 쉽게 나타내는 날개전개도(vane plane development)로 표현이 가능하다. 날개 전개도는 임펠러 형상을 결정하게 되어 펌프 성능에 많은 영향을 미치기 때문에 날개 전개도를 구성하는 다양한 설계인자의 변화에 따른 펌프의 성능 특성을 파악하고 각 인자의 기여도 및 최적설계 조건을 찾는 것이 필수적이다.

본 논문에서는 임펠러 자오면형상을 고정한 상태에서 날개전개도의 변수를 정의하였고, 변수의 변화에 따른 성능변화를 체계적으로 분석하여 변수의 중요도를 파악하였다. 원심펌프의 성능에 영향을 미치는 날

* 한양대학교 대학원/한국생산기술연구원
** 한국생산기술연구원 열유체시스템팀 (교신저자)
*** 한양대학교 기계공학과
**** 효성에바라(주) 기술연구소
E-mail : yschoi@kitech.co.kr

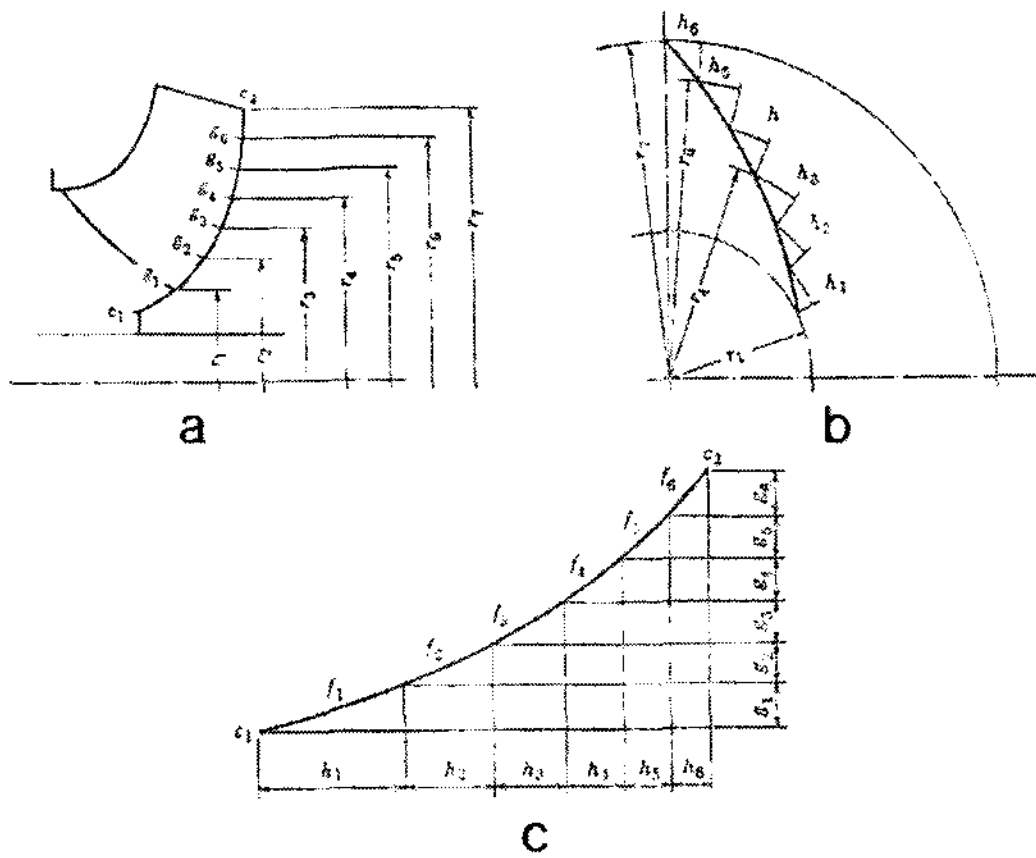


Fig. 1 Traditional impeller design method a) meridional view, b) front view, c) vane plane development⁽¹⁾

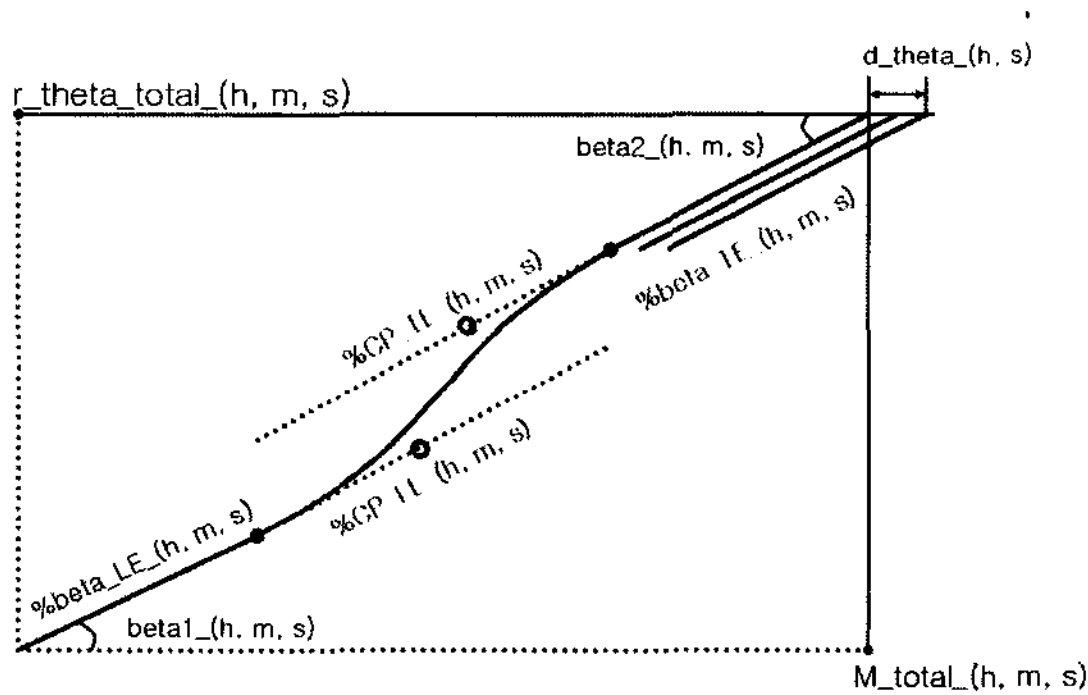


Fig. 2 New vane plane development method⁽³⁾

개전개도 변수를 효과적으로 분석하기 위해 2^k 요인실험을 이용하였으며, 각 형상 변화에 의한 성능변화 경향은 실제 제작하여 실험하는 대신에 수치해석 결과를 통해 알아보았다. 2^k 요인실험을 통하여 도출된 주요 날개 전개도 변수에 대하여 반응표면기법을 이용하여 임펠러 성능 최적화 연구를 수행하였다.

2. 해석대상 및 수치해석 방법

2.1 임펠러 형상

임펠러의 형상은 자오면과 전면으로 나타낼 수 있다. Fig. 1에서 a)는 임펠러의 날개 형상을 나타내는 자오면으로써 임펠러의 축 방향 및 반경방향(z, r)의 정보를 나타낸다. b)는 임펠러의 날개 각도를 나타내는 전면으로 반경 및 회전방향(r, θ)을 나타낸다. 또한 c)는

Table 1 Design specifications of the pump

Design Point	Specification
Flow rate(m ³ /min)	135.8
Head rise(m)	70
Rotational Speed(rpm)	593
No. of blade	6
Specific Speed(rpm, m ³ /min, m)	285

임펠러의 자오면과 전면을 수평과 수직선상에서 전개한 날개전개도이며 임펠러 날개의 입/출구각도 및 날개길이를 쉽게 표현한 것이다.

날개전개도 변수에 의한 임펠러의 성능을 알아보기 위해 Fig. 2와 같이 변수를 결정하였고 다음과 같이 정의 하였다. 날개전개도상에서 임펠러 날개를 표현하는데 있어 적어도 허브, 중간면 및 쉬라우드의 날개 정보가 필요하므로 각 각에 대해 변수를 정의하였다. 임펠러 스윙각도와 관련이 있는 $r_{\theta_total}(h, m, s)$ 은 임펠러 전면에서 각 반경에서 원호길이의 합을 모두 더해준 값이며 Fig. 1c)의 횡축에 해당한다. $M_{total}(h, m, s)$ 은 자오면에서의 날개길이를 모두 더해준 값이며 Fig. 1c)의 종축에 해당한다. $\beta_1(h, m, s)$ 는 임펠러 날개의 입구 각도를 나타내며 $\beta_2(h, m, s)$ 는 임펠러 날개의 출구 각도를 나타낸다. $d_{\theta}(h, s)$ 는 임펠러 출구부의 허브와 쉬라우드에서의 원주방향으로 기울어진 정도를 나타낸다. $\% \beta_{LE}(h, m, s)$ 와 $\% \beta_{TE}(h, m, s)$ 는 날개전개도상의 입/출구부 날개각이 입/출구날개각과 동일한 값을 유지하는 정도를 나타내며 날개전개도에서는 선형적인 특징을 보인다⁽³⁾. 표기에서 h 는 허브를 m 은 미드스팬을 s 는 쉬라우드를 의미한다.

고전적인 임펠러 설계방법에서 날개전개도는 임펠러의 입/출구각도에 따라 날개 길이와 스윙각도가 달라진다. 일반적으로 입/출구각도를 부드럽게 연결해주는 곡선으로 정의하였기 때문에 주어진 임펠러 입/출구각도에 의해서 날개형상이 결정되고 날개 길이 및 스윙각도도 정해지게 된다. 만약 주어진 입/출구각도에서 날개 스윙각도가 고정된 경우의 설계라면 고전적인 설계 방법에서는 임펠러의 날개각도를 부드럽게 연결할 수 없는 모순이 있게 된다. 이런 경우에도 부드러운 날개전개도를 얻기 위해서, 본 연구에서는 변형된 고전적설계방법을 제시하였다. 베지어 곡선 bezier curve)을 이용하여 입/출구각도가 주어지고, 날개 스윙각이 주어진

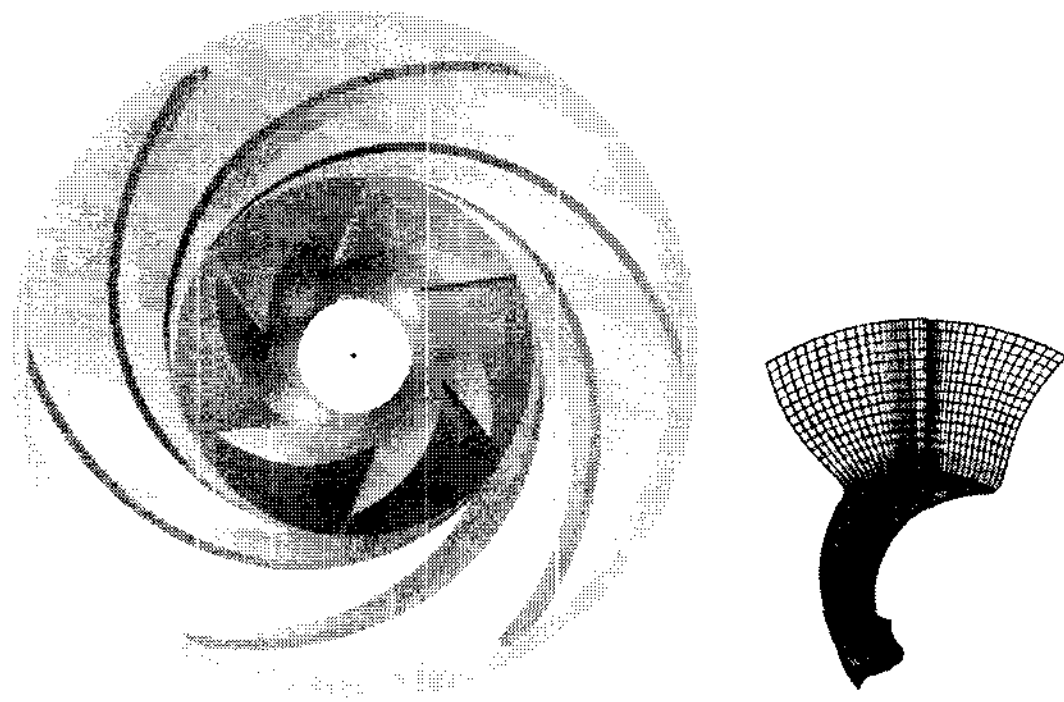


Fig. 3 3D geometry and grid system of the impeller⁽³⁾

경우(이 경우 Fig. 2의 r_{θ_total} 이 고정됨)에도 부드럽게 연결되는 날개전개도를 제시하였다. Fig. 2의 중간에 부드럽게 연결된 형태의 베지어 곡선은 기울기가 정해진 두 기준점(시작 및 끝점)에서 조정점(control point)을 이용하여 부드럽게 연결하는 곡선인데 조정점의 위치에 따라 곡선의 형태도 달라진다. Fig. 2와 같이 조정점이 결정되면 주어진 입/출구각도에 따라 날개 곡선을 부드럽게 연결할 수 있게 된다. 베지어 곡선의 입구부와 출구부의 조정점을 %CP_LE_(h, m, s)와 %CP_TE_(h, m, s)로 정의 하였다.

본 논문에서 적용된 자오면 고정형상은 날개수가 6개인 비속도(rpm, m^3/min , m) 280급 원심펌프로써 Table 1에 펌프시방을 나타내었다. 펌프 회전수는 593 rpm, 설계점 유량은 8145 CMH, 헤드는 70 m이다.

2.2 수치해석 형상 및 기법

임펠러 3D 형상은 ANSYS CFX-BladeGen 프로그램을 사용하여 생성하였으며, 생성된 날개형상에 대하여 유체기계 격자생성 프로그램인 ANSYS CFX-TurboGrid를 사용하여 정렬 격자계(structured grid)를 생성하였다. 이 과정에서 임펠러만의 성능을 확인하기 위해 임펠러 입구부의 벨마우스 및 출구부 이후의 벌류트를 제외하고 입구부는 축방향으로 일정한 면적을 갖는 파이프 형상으로 근사화 하였으며 출구부는 반경 방향으로 폭이 감소하는 베인리스 디퓨저(vaneless diffuser)로 단순화 하였다^(3~4). 임펠러의 날개 수는 6개이나 수치해석에 사용된 임펠러의 날개 형상이 동일하므로 해석시간을 고려하여 주기 조건(Periodic condition)을 사용하여 임펠러 1개의 날개 영역에 대해서만 수치해석을 수행하였고, 임펠러의 3D형상과

Table 2 Numerical analysis set of 2^k factorial

	theta_h	theta_s	ibetal_h	ibetal_m	ibetal_s	beta2	%beta_LE_h	%beta_LE_s
case1	-10	-10	0	0	0	-5	10	10
case2	10	-10	0	0	0	5	30	30
case3	-10	10	0	0	6	-5	30	30
case4	10	10	0	0	6	5	10	10
case5	-10	-10	6	0	6	-5	30	10
case6	10	-10	6	0	6	5	10	30
case7	-10	10	6	0	0	-5	10	30
case8	10	10	6	0	0	5	30	10
case9	-10	-10	0	6	6	-5	10	30
case10	10	-10	0	6	6	5	30	10
case11	-10	10	0	6	0	-5	30	10
case12	10	10	0	6	0	5	10	30
case13	-10	-10	6	6	0	-5	30	30
case14	10	-10	6	6	0	5	10	10
case15	-10	10	6	6	6	-5	10	10
case16	10	10	6	6	6	5	30	30
center	0	0	3	3	3	0	20	20

격자계는 Fig. 3에 나타내었다. 생성된 격자계의 개수는 약 8만 개이다.

수치해석은 상용 3차원 점성유체 해석 프로그램인 ANSYS CFX-10을 사용하였다. 임펠러 내부의 비압축성 난류유동해석을 위하여 3차원 레이놀즈 평균 Navier-Stokes 방정식을 사용하였다. 수치해석 계산에 사용한 지배방정식은 유한체적법으로 이산화 되었으며, 이산화 기법으로는 2차 이상의 정확도를 가지는 고해상도기법(high resolution scheme)을 사용하였다. 난류 유동의 해석을 위해 사용한 난류모델로는 유동박리 등의 예측에 적절한 전단이송(shear stress transport) $k-\omega$ 모델을 사용하였다^(3~4). 경계조건으로는 임펠러의 입구부에 균일한 상태의 대기압을 주었고 출구부에는 질량유량을 주어 해석을 하였으며 임펠러의 회전속도는 593 rpm을 주었다. 작동유체는 물을 사용하였다.

3. 실험계획법을 이용한 최적설계

3.1 2^k 요인실험

실험계획법은 근대적 통계해석법을 기반으로 이상 변동을 가져오는 많은 원인 중에서 중요한 원인을 적은 비용으로 선정하고 그 효과를 수량적으로 측정하는 방법이다^(5~7). 그리고 동시에 두 종류 이상의 인자를 대상으로 하여 그들의 효과를 개별적으로 측정할 수 있다. 본 연구에서는 최적설계를 위한 수치최적화기법

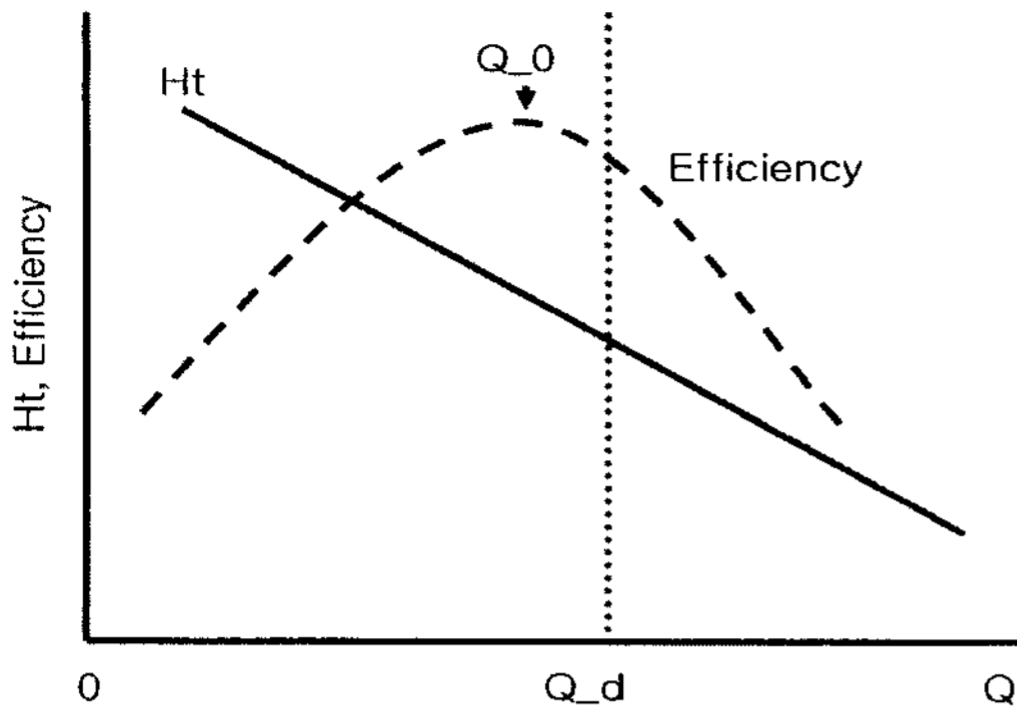


Fig. 4 Total head curve and Efficiency curve

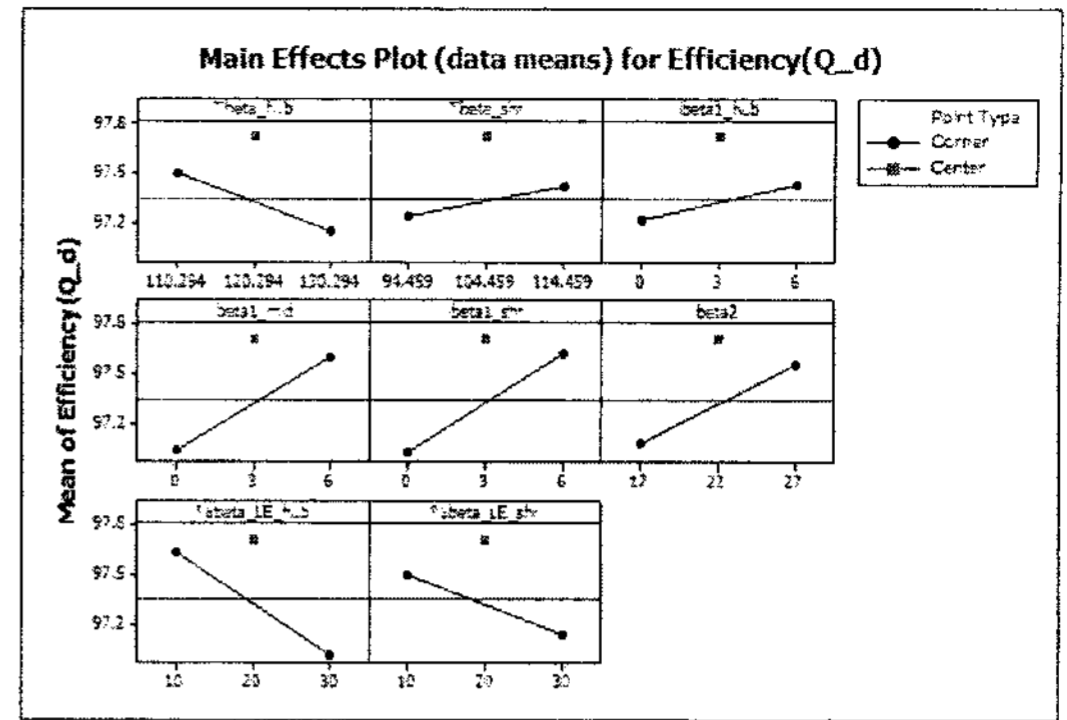


Fig. 6 Main effects plot for Efficiency(Q_d)

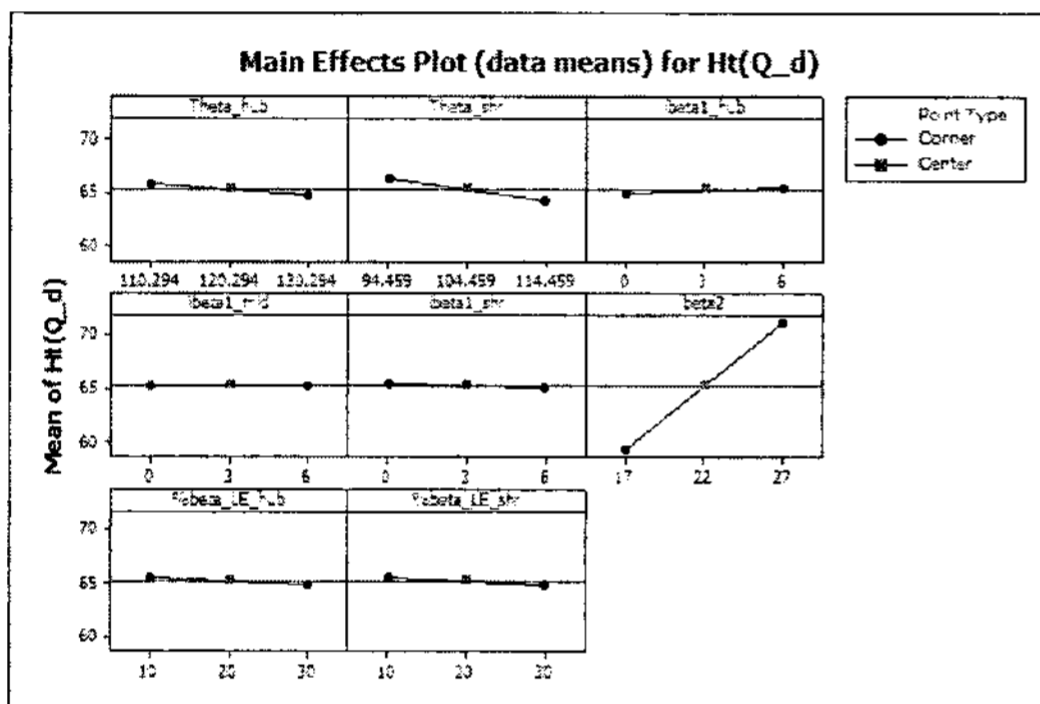


Fig. 5 Main effects plot for Ht(Q_d)

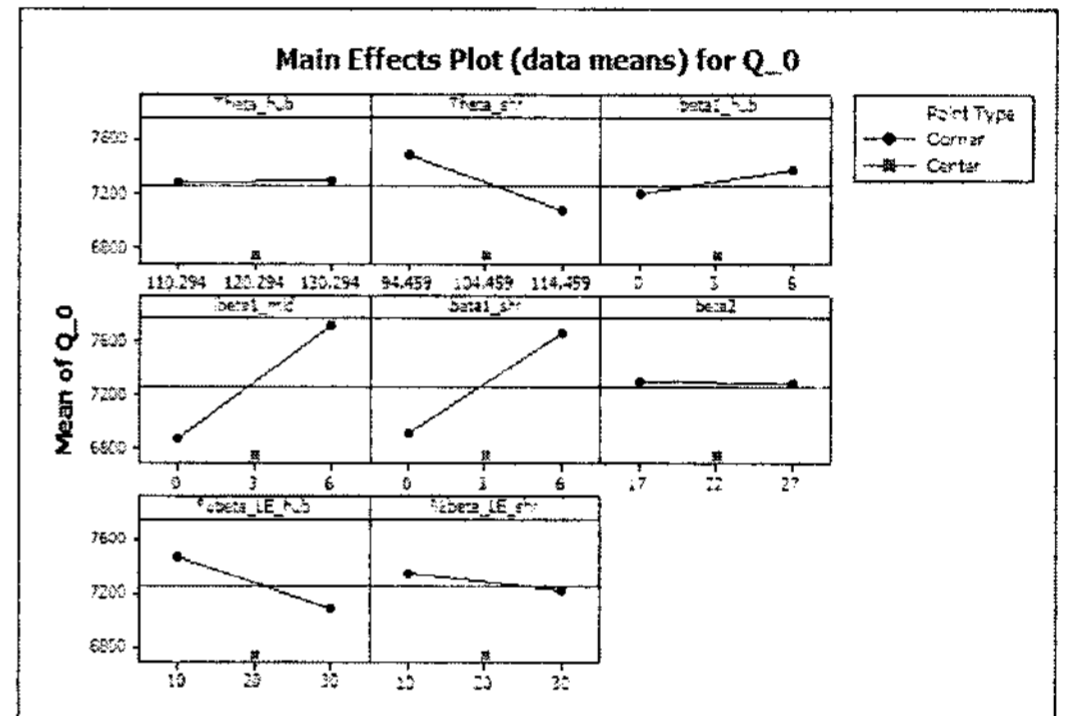


Fig. 7 Main effects plot for Q_d

으로 실험계획법의 2^k 요인실험(factorial designs)과 반응표면기법(response surface method) 사용하였고, 분석은 상용프로그램인 Minitab14를 이용하였다. 본 논문에서는 관심 있는 인자의 수, 실행할 수 있는 실험의 수, 비용, 시간 등을 고려하여 의미가 적은 고차의 상호작용을 교락 시켜서 실험의 횟수를 적게 하는 일부실시설계(fractional factorial designs)로 2^k 요인실험을 수행하였다. 일부실시설계의 해상도는 IV수준으로 주 효과가 2차 상호작용과 교락되지 않으나, 2차 상호작용 간에는 교락된 형태로 인자수 8개로 16개의 수치 해석 실험조건을 생성하였다. 2^k 요인실험에서 선택한 변수들은 날개전개도의 변수 중에서 성능에 영향을 미칠 것이라 인식되는 변수들 즉, 날개의 길이와 스윙각도에 관련이 있는 Θ_h , Θ_s , $\%beta_LE_h$, $\%beta_LE_s$ 와 날개의 입구각과 출구각에 관련 있는 $ibeta1_h$, $ibeta1_m$, $ibeta1_s$, $\beta2$ 로 정하였다.

여기서 Θ_h 는 임펠러날개의 허브부분의 회전방

향으로 날개 스윙각도이고 Θ_s 는 쉬라우드부분이다. Θ_h , Θ_s 는 $r_theta_total(h, m, s)$ 와 관련이 있으며 Θ_h , Θ_s 가 클수록 날개전개도 횡축 길이는 길어진다. $ibeta1_h$, $ibeta1_m$, $ibeta1_s$ 는 입구부의 허브, 중간면, 쉬라우드의 입사각(incidence angle)으로써 유동각과 날개각의 차이를 나타내는 변수이고 $\beta2$ 는 날개의 출구부 각도이다. $\%beta_LE_h$, $\%beta_LE_s$ 는 날개전개도상의 입구부의 허브와 쉬라우드에서 날개각이 입구날개각과 동일한 값을 유지하는 정도를 나타내며 Fig. 2의 전개도에서 입구부의 직선 형태가 x축 전체길이에 대비하여 차지하는 길이 비율(%)로 나타낸 변수이다.

변수들의 변화범위는 각각의 설계 기준값에서 Θ_h , Θ_s 는 $\pm 10^\circ$ 를 $ibeta1_h$, $ibeta1_m$, $ibeta1_s$ 는 설계 기준값에서 $\pm 3^\circ$ 를 $\beta2$ 는 $\pm 5^\circ$ 도로 정하였다. 또한 임펠러 날개 입구의 직선부인 $\%beta_LE_h$, $\%beta_LE_s$ 는 기준 값에서 $\pm 10\%$ 를 주었다. Table 2는 2^k 요인실험이 적용된 실험조건을 보

Table 3 Numerical analysis set of RSM

RSM No	ibetal_h(°)	ibetal_s(°)	beta2 (°)	Ht(m)	Eff (%)
1	13	4	21	61.59	97.79
2	19	4	21	61.88	97.90
3	13	10	21	61.88	97.55
4	19	10	21	62.01	97.36
5	13	4	27	71.21	98.03
6	19	4	27	71.40	98.07
7	13	10	27	71.40	97.87
8	19	10	27	71.39	97.54
9	10.95	7	24	67.05	97.92
10	21.05	7	24	67.31	97.81
11	16	1.95	24	66.98	98.10
12	16	12.05	24	67.14	97.23
13	16	7	18.95	57.14	97.67
14	16	7	29.05	73.75	98.05
15	16	7	24	67.21	98.02

여주고 있다.

2^k 요인실험에서 설계 변수에 따른 임펠러의 성능을 분석하기 위해서는 설계 목적값(response variable)을 정의해야 한다. 설계 목적값은 펌프 헤드곡선과 효율곡선을 기준으로 정의하였으며 Fig. 4에 나타내었다. 펌프 성능곡선에서 이상적인 설계점은 유량과 효율곡선 상에서 효율이 최고가 되는 유량점이 설계점과 일치할 때 이상적인 설계점으로 정의한다. 설계기준이 되는 임펠러의 설계시방점에서 날개전개도의 설계 변수에 대한 효율의 영향을 살펴보기 위해 펌프의 설계 유량점에서의 헤드와 효율을 Ht(Q_d), Efficiency(Q_d)로 정의하였으며 효율곡선에서 최고효율지점에서의 유량을 Q₀로 정의하였다.

날개전개도의 변수가 임펠러의 성능에 미치는 영향을 주효과도표(Main effects plot)를 이용하여 8개 인자의 주 영향력을 분석하여 Figs. 5~7에 제시하였다. Fig. 5와 Fig. 6에서는 설계기준 임펠러의 설계시방점에서의 헤드와 효율인 Ht(Q_d), Efficiency(Q_d)대한 인자의 영향력을 나타내었고 Fig. 7에서는 최고효율지점에서의 유량인 Q₀에 대한 설계 인자의 영향력을 나타내었다.

목적값 Ht(Q_d)에 영향을 미치는 인자는 beta2, Theta_s, Theta_h 순으로 영향을 주고 있으나 beta2에 대한 효과가 다른 변수에 비해 월등하게 영향을 줌을 알 수 있다. 즉 같은 임펠러외경에서는 beta2를 제어함으로써 원하는 양정을 가장 효과적으로 맞출 수 있다는 것이다. beta2를 제외하면 Theta_s, Theta_h가 설계유량점에서의 헤드에 영향을 줌을 알 수 있다.

목적값 Efficiency(Q_d)에 영향을 미치는 인자는 %beta_{LE_h}, ibetal_s, ibetal_m 순으로 영향을 주고 있고 목적값 Q₀에 영향을 미치는 인자는 ibetal_m, ibetal_s, Theta_s 순으로 영향을 주고 있다. ibetal_s, ibetal_m는 임펠러 입구각과 관련이 있기 때문에 Efficiency(Q_d)와 Q₀는 입구각에 영향을 많이 받는다. 허브에서의 입사각에 비하여 쉬라우드와 중간스팬에서의 입사각이 더욱 큰 영향을 주고 있으며, 입사각이 증가함에 따라 Efficiency(Q_d)와 Q₀가 증가하는 경향을 보이고 있다. 스윙각의 경우는 쉬라우드의 스윙각 Theta_s가 Q₀에 영향을 주고 있으며, 허브에서의 입구부 날개각 직선부 길이가 쉬라우드에서의 입구부 날개각 직선부 길이에 비해 Efficiency(Q_d)에 큰 영향을 주고 있음을 알 수 있다.

위의 주효과도표의 분석결과를 종합하면, 2^k 요인실험을 통하여 날개전개도 변수가 임펠러 성능에 영향을 주는 정도를 알 수 있으며, 특히 입구각과 관련 있는 ibetal_h, ibetal_m, ibetal_s는 펌프 최고효율점에서의 유량에 영향을 주어서 최고효율점에서의 유량을 이동시키는 역할을 하고 있으며, 결과적으로 설계유량점에서의 효율에 영향을 미치고 있고, 출구각인 beta2는 헤드와 효율에 영향을 주고 있지만, 상대적으로 헤드에 더 큰 영향을 미치고 있다는 것을 알 수 있다.

3.2 반응표면기법

반응표면기법이란 하나 또는 그 이상의 반응변수와 정량적인 실험변수 또는 인자 집합과의 관계를 규명하는데 사용하는 실험 설계방법으로 반응변수를 최적화할 수 있는 인자의 조건을 찾는 데 목적이 있다^(8~9). 본 논문에서는 전 절에서 수행한 2^k요인실험을 통하여 임펠러의 헤드와 효율에 많은 영향을 미치는 3가지 주요 인자를 ibetal_h, ibetal_s, beta2로 추렸으며 (screening), 이 세 가지 변수로 반응표면기법 중 중심합성법(central composite)을 사용하여 20개의 수치해석 실험조건을 생성하였다. 주요인자 3개를 제외한 나머지 변수들은 2^k 요인실험을 통해서 나온 결과값 중에서 성능이 좋게 나온 설계기준값으로 선정하여 고정시킨 후 반응표면기법을 적용하였다. 고정된 임펠러 설계형상 값으로는 %beta_{LE_h}는 20%, %beta_{LE_s}는 20%, ibetal_m은 ibetal_h, ibetal_s의 합의 중간값으로 고정하였고 Theta_h와 Theta_s는 변수로 도입하

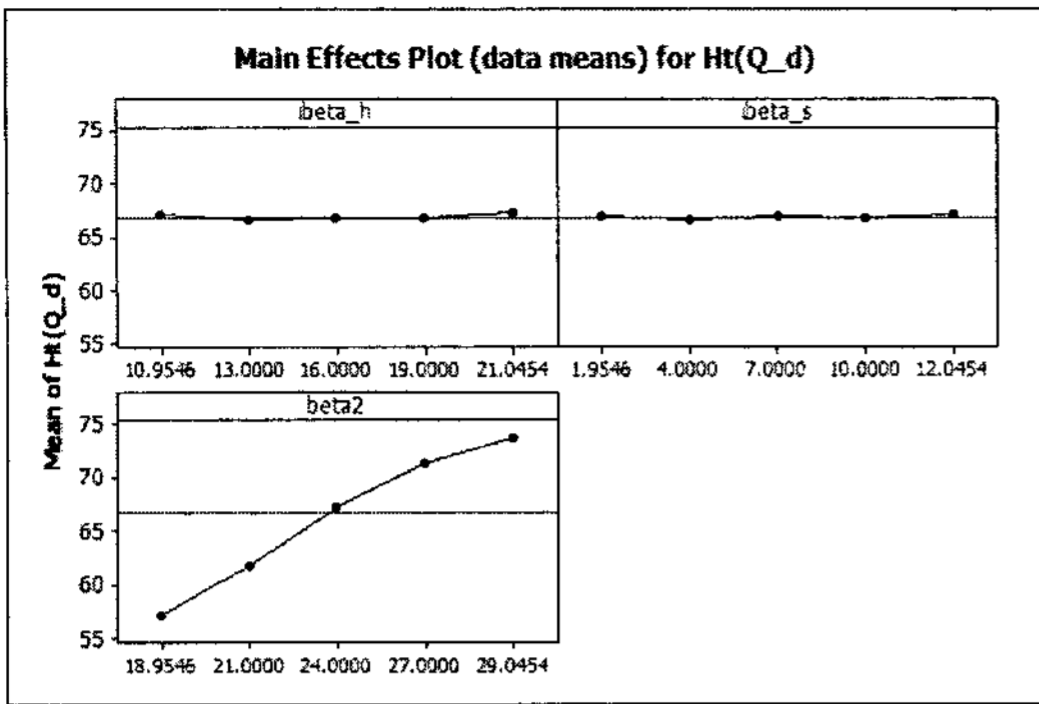


Fig. 8 Main effects plot for Ht(Q_d)

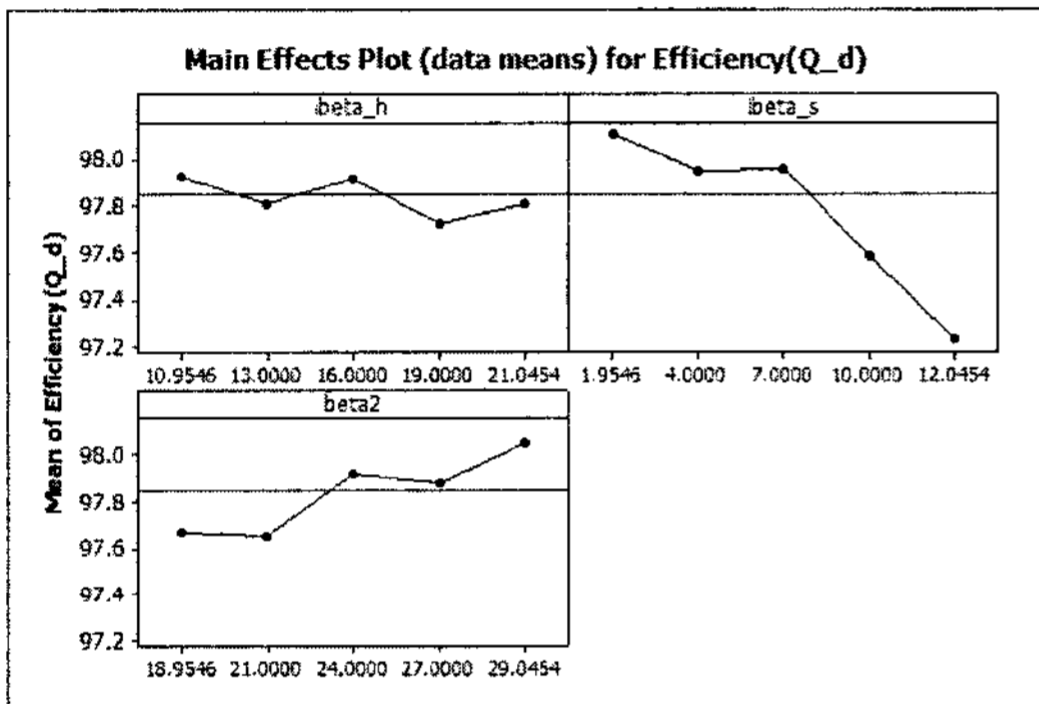


Fig. 9 Main effects plot for Efficiency(Q_d)

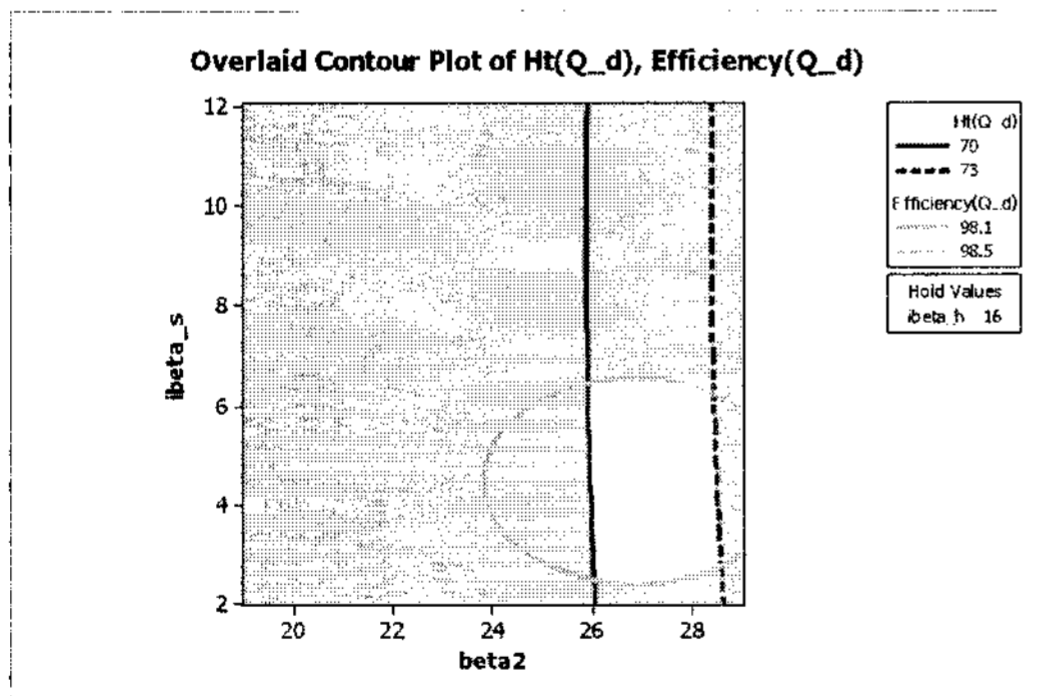


Fig. 10 Overlaid contour plot at ibeta1_h 16°

지 않고 입/출구각을 부드럽게 연결하는 고전적 설계 방법을 사용하여 다른 변수에 의해 결정되어지는 값으로 고정하였다.

Table 3은 반응표면기법을 적용한 구체적인 실험조건을 보여주고 있다. 3개의 인자로 구성되는 반응면기법의 실험횟수는 20회인데, 그 중 6개 항목은 실험오차를 측정하기위해 같은 실험조건으로 구성 되어있다.

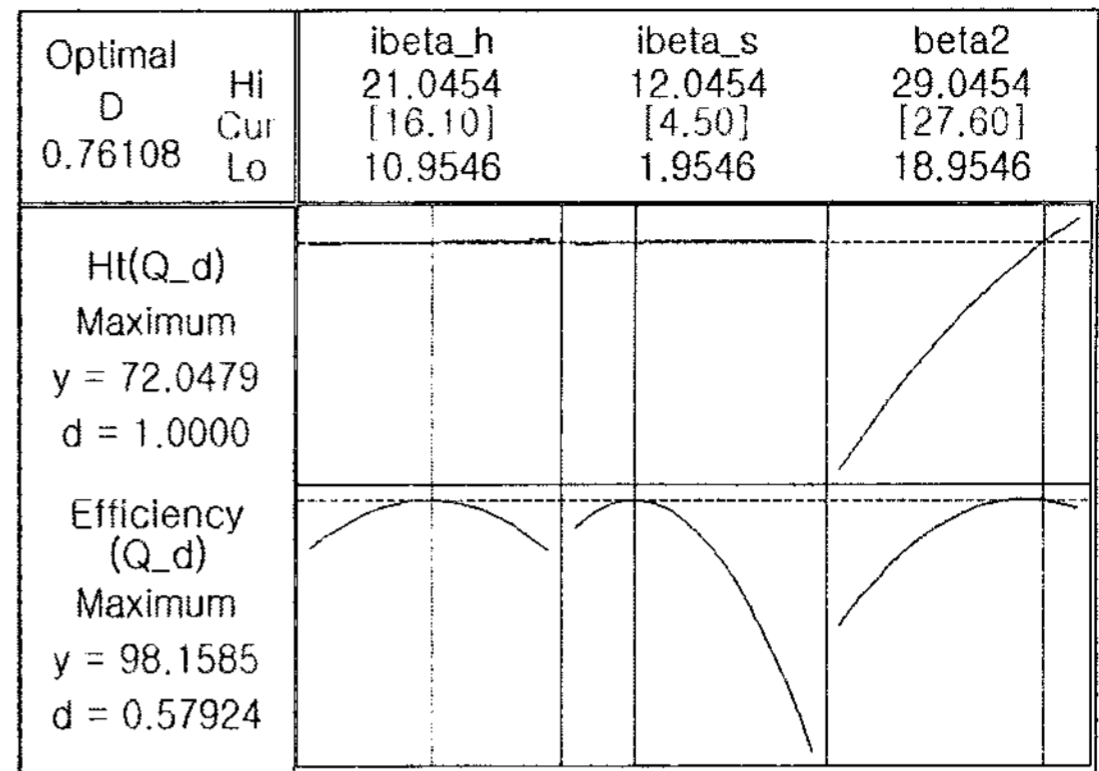


Fig. 11 Plot for response optimization

Table 4 Comparison of optimization results with design base

	ibeta1_h(°)	ibeta1_s(°)	beta2(°)	Ht(m)	Efficiency(%)
Optimization model (CFD)	16.1	4.5	27.6	72.04	98.09
RSM estimated value	16.1	4.5	27.6	72.05	98.16
Base design model (CFD)	3.0	3.0	22.0	65.47	97.72

전산수치해석에서는 실제실험에서 발생하는 실험오차가 없다고 가정하여 16~20번까지의 반복 실험조건을 생략하였다. Figs. 8과 9는 임펠러 변수가 헤드와 효율에 미치는 영향을 도식적으로 보여주고 있다. 헤드와 효율에 영향을 미치는 인자를 분석해 보면, beta2의 변수가 클수록 헤드와 효율의 값이 증가하는 것을 볼 수 있고, 효율에 대해서는 ibeta_s의 변수는 증가할수록 효율이 감소하는 경향이 있어 효율에서는 beta2의 변수와 반대의 경향을 보이고 있다. 그리고 ibeta_h의 변수는 헤드와 효율의 변화가 ibeta_s와 beta2의 변수에 비해 상대적으로 작아서 성능변화에 많은 영향을 미치지 않는 것을 확인 할 수 있다. ibeta1_h를 16°로 고정하고 여러 개의 반응변수를 동시에 살펴볼 수 있는 겹쳐진 등고선 플롯(overlaid contour plot)을 이용하여 여러 반응변수들의 중첩영역을 시각적으로 도시하여 Fig. 10에 나타내었다. ibeta1_h를 16°로 고정된 상태에서의 겹쳐진 등고선 플롯을 나타내면, 헤드범위가 70-73 m, 효율범위가 98.1-98.5%를 만족하는 ibeta1_s는 약 2.5-6.5°, beta2는 26-28.5°에서 값이 존재함을 확인할 수 있다. 이는 설계 목표값을 만족하는 설계조건이 주요인자 3개의 변화로 찾을 수 있음을 확인할 수 있었다.

본 연구에서는 헤드가 70m 이상을 만족하고 동시에 최대 효율점을 갖는 모형을 설계 목표값(target of design)으로 설정하였다. 두 가지 목표값을 동시에 만족하는 형상을 결정하기 위하여 반응최적화(response optimization)기법을 이용하여 Fig. 11과 같은 반응최적화 도표를 도식하였다. 반응최적화 결과 ibetal_h 는 16.1° , ibetal_s 는 4.5° , $\text{beta}2$ 는 27.6° 에서 헤드는 72.05m, 효율은 98.16%로 예측되었다. 이 결과는 설계 목표값을 만족하여 최적화형상(optimization design)으로 선택하였다. 선택된 최적화 형상을 수치해석 하였고 수치해석 결과는 Table. 4에서 설계기준 형상의 수치해석결과와 반응표면기법의 예측결과와 함께 비교 제시하였다. 임펠러의 설계형상 변화는 ibetal_h 는 13.1° 증가, ibetal_s 는 1.5° 증가, $\text{beta}2$ 는 5.6° 증가 하였다. 그 결과 헤드는 10.08%, 효율은 0.4% 증가 하였다. 반응표면기법의 성능예측 결과와 최적화 형상의 수치해석 결과를 비교해 보면 헤드에서는 0.01%의 오차를, 효율에서는 0.07%의 오차를 보이고 있어 반응표면기법을 이용한 성능예측이 매우 정확함을 알 수 있었다.

4. 결론

자오면이 고정된 상태에서 날개 전개도의 변수를 정의하여 임펠러 성능에 미치는 영향을 알아보았고 임펠러 성능에 영향을 주는 날개전개도의 변수를 이용하여 최적의 임펠러 형상을 도출할 수 있었다. 본 연구에서 얻은 결론은 다음과 같다.

- (1) 고정된 자오면 형상에서 날개 입/출구각이 주어졌을 때 부드러운 날개 형상을 도출할 수 있는 변수를 도입하여 날개를 생성하였다.
- (2) 2^k 요인실험 활용하여 8개 인자의 경우 해상도 IV에서 16가지의 수치해석 실험만으로 주요한 형상변수를 도출할 수 있었다.
- (3) 2^k 요인실험의 수치해석결과, 날개전개도 변수 Theta_h , Theta_s , ibatal_h , ibetal_m , ibetal_s , $\text{beta}2$, $\% \text{beta}_{LE}_h$, $\% \text{beta}_{LE}_s$ 중에서 헤드와 효율에 많은 영향을 주는 변수는 ibetal_h , ibetal_s , $\text{beta}2$ 이다.

- (4) 펌프 성능에 큰 영향을 미치는 3가지 변수에 대하여 반응표면기법을 이용하여 최적화 과정을 수행하였으며, 최적형상에 대한 수치해석 결과로서 초기 설계 기준값에 비하여 헤드는 10.08%, 효율은 0.4% 향상된 결과를 얻을 수 있었다.

후 기

본 연구는 효성에바라(주)와의 수탁연구 결과의 일부를 수록한 것입니다. 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- (1) A. J. Stepanoff., 1957, "Centrifugal and Axial Flow Pumps."
- (2) Imaichi, K. and Murakami, Y. and Tsurusaki, H. and Cho, K. R., 2002, "The Basis of Pump Design."
- (3) 김 성, 최영석, 이경용, 윤준용, 2007, "자오면 고정형상에서 날개각 분포가 원심펌프성능에 미치는 영향," 대한설비공학회 하계학술대회 발표논문집, pp. 21~26 .
- (4) 김덕수, 최영석, 전상규, 윤준용, 2005, "벌루트 형상이 원심펌프의 성능에 미치는 영향에 대한 수치해석적 연구," 2005 유체기계연구개발발표회 논문집 pp. 497~502.
- (5) Myers, R. H. and Montgomery, D.C., 2001, "Response Surface Methodology," Wiley Interscience Publication.
- (6) 이상복, 2001, "NINITAB을 활용한 예제 중심의 실험계획법," 이레이크
- (7) 박성현, 2003, "현대실험계획법," 민영사
- (8) 최영석, 김 성, 김선창, 2006, "반응표면기법을 이용한 자동세차기 노즐시스템의 최적설계," 제4회 한국유체공학학술대회 논문집 pp. 357~360.
- (9) 정옥희, 최영석, 권오명, 이경용, 2007, "CFD 및 DOE를 활용한 자동세차기 노즐시스템의 최적설계," 유체기계저널, 제10권 제5호, pp. 34~40.