

핵연료 집합체 혼합날개형상의 수치최적설계

서준우* · 김광용 †

(2004년 2월 11일 접수, 2004년 7월 2일 심사완료)

Numerical Optimization of the Shape of Mixing Vane in Nuclear Fuel Assembly

Jun-Woo Seo and Kwang-Yong Kim

Key Words : Mixing Vane(혼합날개), Spacer Grid(지지격자), Shape Optimization(형상최적화), Response Surface Method(반응면 기법), Navier-Stokes Equation(나비에-스톡스 방정식), Fuel Assembly(핵연료집합체)

Abstract

In the present work, shape of the mixing vane in Plus7 fuel assembly has been optimized numerically using three-dimensional Reynolds-averaged Navier-Stokes analysis of flow and heat transfer. Standard k-ε model is used as a turbulence closure. The Response surface method is employed as an optimization technique. The objective function is defined as a combination of heat transfer rate and inverse of friction loss. Bend angle and base length of mixing vane are selected as design variables. Thermal-hydraulic performances for different shapes of mixing vane have been discussed, and optimum shape has been obtained as a function of weighting factor in the objective function.

기호설명

C_r	: 횡류계수
D_h	: 수력직경 (m)
f	: 마찰계수
F	: 목적함수
F_N	: 열전달 목적함수
F_f	: 마찰손실 목적함수
N_u	: 평균 Nusselt 수
S_r	: 선회계수
α	: 굽힘각 (°)
W	: 밑변길이 (mm)
ω	: 가중계수

1. 서론

가압 경수로형 원자로의 핵연료 집합체는 각 연료봉의 구조적 형태를 유지하기 위해 축 방향으로 여러 지점에 지지격자를 설치한다. 최근에는 임계열유속을 증진시키기 위해 이 지지격자에 혼합날개를 부착하는 경우가 많다. 유동혼합날개는 지지격자의 하류측 끝단에 부착되며 부수로 내 유동의 강제혼합을 통해 선회류나 횡류를 유발하여 난류생성을 촉진해 대류열전달을 증진시키는 역할을 한다. 그러므로 혼합날개의 성능은 날개의 기하학적 형상에 의해 결정된다.

혼합날개의 유동혼합성능을 향상시키고 임계열유속을 증진시키기 위한 연구가 최근 활발히 진행되고 있다. 임계열유속 실험은 많은 비용과 시간이 소요되므로, 혼합날개의 형상에 따른 단상유동의 열유동특성을 실험이나 수치적인 방법으로 분석하고 이를 바탕으로 혼합날개의 형상을 최적화하는 연구가 일반적으로 수행되어 왔다. Karoutas 등⁽¹⁾과 In 등⁽²⁾은 혼합날개가 부착된 핵연료다발내

* 인하대학교 대학원 기계공학과

† 책임저자, 회원, 인하대학교 기계공학부

E-mail : kykim@inha.ac.kr

TEL : (032)860-7317 FAX : (032)868-1716

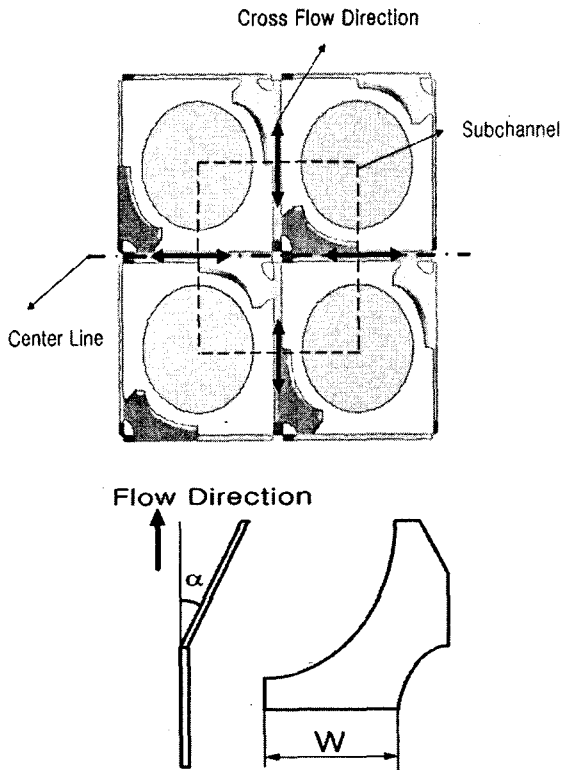


Fig. 1 Geometry and design variables of mixing vane

난류유동의 구조를 실험과 수치해석을 통해 분석하였으며, In 등⁽³⁾은 수치적 해석을 통해 몇 가지 혼합날개에 대한 최적 굽힘각을 제시하였다. Imaizumi 등⁽⁴⁾은 혼합날개에 의한 삼차원 유동 특성을 평가하기 위한 유동해석 방법을 제시하였다. Cui 와 Kim⁽⁵⁾은 혼합날개의 비틀림각이 열전달에 미치는 영향을 해석하였다. 그러나, 이상과 같은 연구에서는 수치해석이 단순히 현상을 해석하는 데에만 사용되었을 뿐 직접적인 설계의 수단이 되지 못하였다.

Kim 과 Kim⁽⁶⁾은 PLUS7 연료집합체의 열수력학적 성능시험을 수행하였다. PLUS7 연료 집합체의 경우 상단 인코넬 지지격자, 중간 지로 지지격자, 하단 인코넬 지지격자, 그리고, 보호 지지격자로 구성되어 있는데, 본 연구에서는 중간 지로 지지격자에 부착된 혼합날개의 형상 최적화를 연구하였다. 본 연구에서는 삼차원 RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes Equations) 해석을 통해 난류 열전달현상을 분석하였으며, 수리통계적 최적화기법인 반응면기법을 이용하여 혼합날개의 형상을 체계적으로 최적화하였다.

2. 유동해석 방법

최적화 하고자 하는 Plus7 혼합날개의 형상과 지지격자에 부착된 혼합날개의 배열은 Fig. 1에 나타난바와 같다. 혼합날개는 지지격자의 상단, 즉 하류측에 부착되어 있다. 계산영역은 그림에 나타난바와 같은 혼합날개 배열을 고려하여 경계조건의 설정이 용이한 최소 단위인 인접한 두 개의 부수로 영역으로 설정하였다. 봉의 직경은 9.53mm 이고 봉과 봉 중심 사이의 거리는 12.7mm 이며, 지지격자의 높이는 40mm 이다. 전체 계산영역은 지지격자 40mm 상류에서부터 지지격자 후류 520mm 까지 이고, 전체 계산영역의 길이는 축방향으로 600mm 이다. 앞선 연구⁽⁵⁾에서 두께를 무시했던 것과 달리 본 연구에서는 날개와 지지격자의 두께, 0.4 mm 를 고려해 계산격자를 구성하였다. 그러나, 지지격자에 부착되어 핵연료봉을 지지하는 스프링 및 덤플형상은 구조를 단순화하기 위해 생략하였다.

본 연구에서는 비정렬 격자계를 사용하는 상용 CFD 코드인 CFX-5.6 를 사용하여 계산을 수행하였으며, 난류모델은 계산시간을 줄이기 위해 선행연구⁽⁵⁾에서 추천한 Launder 와 Spalding⁽⁷⁾의 표준 $k-\epsilon$ 모델을 사용하였다. 경계조건으로 입구경계에서 균일유동 조건을 주고 출구경계에서는 일정압력 조건을 주었다. 혼합날개와 지지격자의 표면에는 단열 조건을 적용하였고 연료봉 벽면에는 일정 열 유속($30000 W/m^2$) 조건을 주었다. 부수로 측면경계에는 혼합날개로 인한 횡류 혼합을 고려해 주기경계조건(periodic condition)을 적용하였다. 주기경계조건에서는 혼합날개의 위치와 횡류 방향을 고려하여 측면경계가 각각 연결된 조건으로 한쪽에서 나온 유체는 다른 한쪽으로 들어가게 된다. 작동유체는 상온의 물이며 부수로 평균유속은 원자로 정상운전 조건과 비슷한 $6.79 m/s$ 이다.

3. 최적설계 기법

3.1 반응면 기법

최적설계의 기법으로서 구배법(gradient - based method)은 가장 보편적으로 이용되는 방법^(8,9)이지만, 최적값이 국부적인 영역에 갇혀 버릴 수 있다는 큰 단점을 갖고있다. 이에 비해 전역적인 최적값을 찾는 반응면 기법(response surface method)^(10,11)은 구배법에 비해 많은 장점을 갖고 있다. 반응면 기법은 목적함수를 매끄러운 다항 함수로 모델링하기 위해 물리적 또는 수치적 실험을 통하여 도

출된 결과들을 이용하는 일련의 수리통계적 기법이다. 반응면을 구성하는 반응면 함수는 일반적으로 다항식의 형태를 갖고 있으며, 각 항의 미지 상수는 회귀분석(regression analysis)을 통하여 구하게 된다. 본 연구에서는 이차 다항식으로 반응면 모델을 형성하였다. 이 경우 n 을 설계변수의 수라고 하면, 다항식 계수의 개수는 $(n+1)(n+2)/2$ 이다. 일반적으로 다항식의 계수는 실험 데이터로부터 최소자승법을 사용하여 결정한다. 주어진 설계공간 상에서 반응면을 구성하는데 필요한 정보를 얻기 위해 정해진 실험점을 대상으로 수치실험이 수행되어야 한다. 이 수치실험을 위해 본 연구에서는 삼차원 RANS 해석을 사용하였다.

3.2 설계변수 및 목적함수

수치최적화를 위해서는 기본적으로 설계변수와 목적함수의 선정이 우선되어야 한다. 혼합날개의 형상은 지지격자와 연료봉의 구조에 의해 구속되기 때문에 자유로운 형상변경이 곤란하여, 설계변수는 Fig. 1에 나타난 굽힘각 (α)과 혼합날개의 밀변길이(W)로 선정하였다. 설계변수들은 3^k -완전 계승법(3^k -full factorial method)을 이용하여 Table 1과 같이 무차원화 하였다. 혼합날개의 끝단이 외부 충격이나 원자로 노심내를 흐르는 냉각수(약 6-7 m/s)에 의하여 핵연료봉 표면과 접촉하는 것을 방지하기 위하여 굽힘각의 변화와 관계없이 최소 0.76mm의 간극을 유지하도록 하였다. 날개의 길이는 7 mm로 유지하되 굽힘각이 최대인 40°의 경우에는 기하학적 구속조건을 고려하여 4.2 mm로 줄였다. 아울러, 밀변의 길이는 지지격자 교차부의 용접공간을 확보하기 위해 최대 4.4mm로 제한하였으며, Fig. 1에서 혼합날개 밀변 좌측 끝이 지지격자의 중간점과 일치하도록 위치를 고정하였다.

목적함수는 열전달과 압력강하를 동시에 고려하기 위해 다음과 같이 정의되며, 목적함수의 값이 최대가 되는 점이 최적 설계점이 되도록 하였다.

$$F = F_N + \omega (1/F_f) \tag{1}$$

여기서,

$$F_N = \frac{1}{L} \int_0^L \frac{Nu_l}{Nu_o} dl = \frac{1}{L} \int_0^L \frac{(T_{wo} - T_{bo})}{(T_w - T_b)} dl \tag{2}$$

$$F_f = \frac{1}{L} \int_0^L \left(\frac{f}{f_o} \right)^{1/3} dl \tag{3}$$

여기서, f 와 Nu 는 각각 마찰계수와 국부 Nusselt 수를 나타내고, 하첨자 o 는 혼합날개가 없는 상태를 나타낸다. 그리고, 벽면온도(T_w)와 냉각수 온도(T_b)의 차이와 국부 Nusselt 수는 연료봉 표면을 따라 평균된 값을 사용하였고 이 평균치를 바(bar)로 나타내었다. L 은 축방향 전체길이이며, l 은 축방향 좌표를 나타낸다. 위 식에서 ω 는 설계자의 의도에 따라 조절이 가능한 가중계수이다.

4. 결과 및 검토

수치계산의 결과를 실험치와 비교해 검증하기 위해서 Karoutas 등⁽¹⁾의 실험 결과를 사용하였다. 지지격자의 스프링형상은 무시하였다. Karoutas 등⁽¹⁾의 실험에서 사용한 ABB사의 혼합날개인 Split Vane의 경우 길이를 7mm, 굽힘각을 25°로 가정하였고 밀변의 길이는 4mm로 하였다. 수력직경은 약 $D_h = 12\text{mm}$ 이다. 이 Split Vane과 Plus7 핵연료 집합체에서 사용한 혼합날개 형상의 두드러진 차이점은 Plus7의 경우 지지격자의 제작시 레이저용접의 용이성을 위해서 두 혼합날개의 엇갈림 접합부분을 절단했다는 것이다.

Fig. 2에서는 혼합날개 하류 $z/D_h = 1.1$ 인 지점에서의 속도분포에 대해 Karoutas 등⁽¹⁾의 실험 data와 수치 계산한 값을 비교하였다. 여기서, P 는 연료봉들의 피치(pitch)이고 x 는 부수로단면의 중심을 지나는 수평선을 따른 좌표이다. 그림에 나타난 바와 같이, 계산치는 실험치의 속도분포와 정량적으로는 다소의 차이를 보이고 있으나 정성적으로 매우 만족할 만한 일치를 나타내고 있다.

Fig. 3에서는 Split Vane과 Plus7의 혼합날개에 의한 부수로 내 속도장의 특징을 비교할 수 있다. Plus7 표준형 혼합날개의 굽힘각과 밀변길이는 각각 29°와 4.4 mm이고 날개의 길이는 Split Vane과 같은 7mm이다. Split Vane에 의한 속도장에서는 부수로 중앙에 큰 타원형의 회전유동이 발생함과 아울러, Fig. 3(a)에 점선으로 표시된 바와 같이 연료봉 표면에 박리로 인한 재순환영역이 발생함을 알 수 있다. 이 재순환영역은 Smith 등⁽¹²⁾의 실험에 의해서도 관찰된 바가 있다. 그러나, 이러한 재순환영역이 Fig. 3(b)에 나타난 바와 같이 Plus7의 혼합날개 부수로 내에서는 발생하지 않는다는 점이 주목할 만하다. 이 재순환영역은 부가적인 에너지 손실을 초래할 뿐 아니라 열전달증진에 기여하는 것으로 알려진 부수로 사이의 횡류를 방해하여 핵연료 집합체의 열수력학적 성능을 저하시킨다. 이에 따라, Plus7의 혼합날개는 이런 측

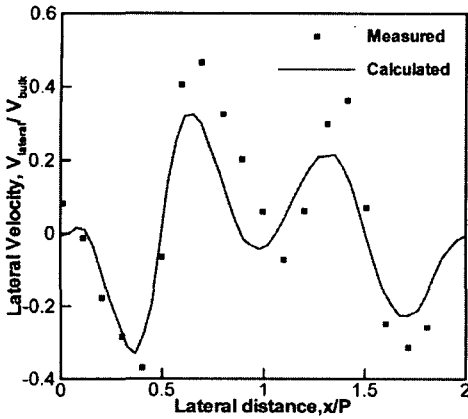


Fig. 2 Comparison of computational results with experimental data at $z/D_h = 1.1$

Table 1 Dimensionless design variables

$\alpha \backslash W$	3.0(mm)	3.7(mm)	4.4(mm)
10°	(-1,-1)	(-1,0)	(-1,1)
25°	(0,-1)	(0,0)	(0,1)
40°	(1,-1)	(1,0)	(1,1)

면에서 Split Vane 에 비해 개선된 특징을 보인다는 것을 알 수 있다. 혼합날개의 성능을 결정하는 주요 요소인 열전달과 압력강하에 가장 큰 영향을 미치는 유동특성은 부수로 내의 선회류(swirl flow)와 인접 부수로 간의 횡류(cross flow)라고 알려져 있다.⁽⁶⁾ 부수로 내의 선회강도를 측정하기 위한 변수로 본 연구에서는 Karoutas 등⁽¹⁾에 의해 사용된 다음과 같은 선회계수를 사용하였다.

$$S_r = \frac{1}{R} \int \frac{V_{tan}}{V_a} dr \quad (4)$$

여기서, r 은 부수로 중앙에서의 반경방향 좌표이고 R 은 부수로 중앙에서 핵연료봉 표면까지의 최소 길이, V_{tan} 는 단면내 반경방향에 수직한 속도 성분이고 V_a 은 주 유동방향(축방향) 속도 성분이다. 부수로 사이의 횡류의 강도를 나타내는 횡류계수는 다음과 같이 정의된다.

$$C_r = \frac{1}{G} \int \frac{|V_{lat}|}{V_b} dg \quad (5)$$

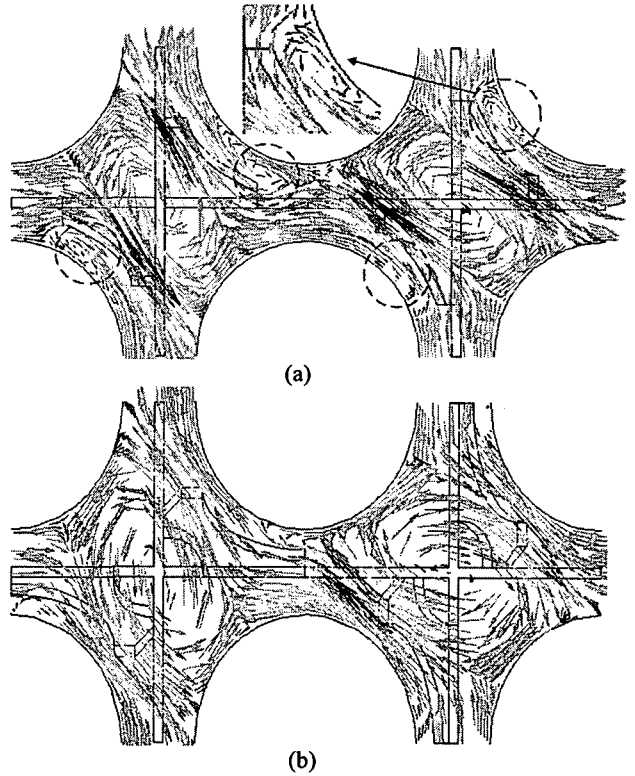


Fig. 3 Velocity vectors at $z/D_h = 1$; (a) Split Vane, (b) Plus7

여기서 G 는 핵연료봉 표면 사이의 최소 길이이고, g 는 이 방향의 좌표이다. V_{lat} 는 단면내에서 g 방향에 수직한 속도 성분이며 V_b 축방향 평균속도이다.

Figs. 4 와 5 에서는 Plus7 혼합날개와 Split Vane 에 의한 횡류 및 선회 특성을 각각 비교하고 있다. 이 그림들에 의하면 Plus7 혼합날개는 Split Vane 에 비해 보다 강한 횡류와 선회류를 유발한다는 것을 알 수 있다. 이는 앞에서 검토한 바와 같이 Fig. 3(a)에 나타난 재순환영역의 존재에 의해 횡류와 선회가 방해받기 때문인 것으로 사료된다. 앞 선 연구⁽⁵⁾에서 검토된 바와 같이 이러한 횡류와 선회의 증진은 난류열전달의 촉진과 직접적으로 관련되어 Fig. 6에 나타난 바와 같이 혼합날개 하류에서 Plus7 혼합날개가 Split Vane 에 비해 월등히 우수한 열전달 특성을 나타내고 있다. 그러나, Fig. 7에 나타난 축방향 압력분포에서는 Plus7 혼합날개가 Split Vane 에 비해 다소 큰 압력강하를 나타내고 있음을 알 수 있다. 이 그림에서 p_0 는 지지격자 입구에서의 압력을 나타낸다.

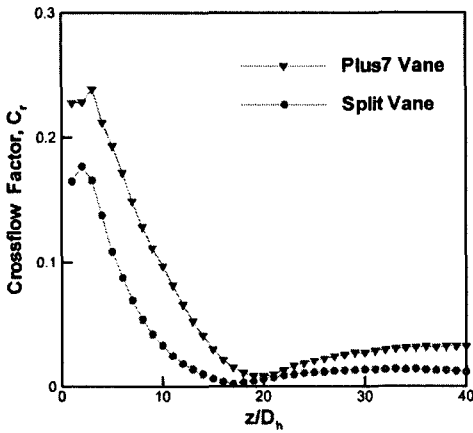


Fig. 4 Comparisons of cross-flow factors between Plus7 vane and Split vane

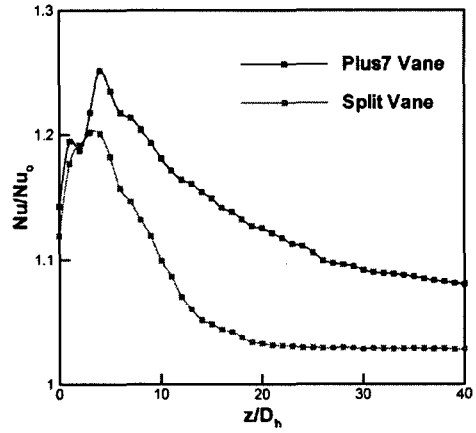


Fig. 6 Comparisons of nusselt number distributions between Plus7 vane and Split vane

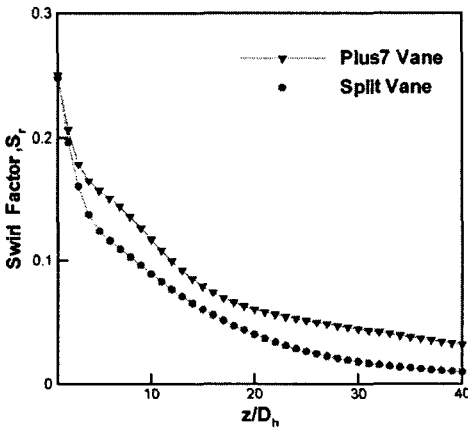


Fig. 5 Comparisons of swirl factors between Plus7 vane and Split Vane

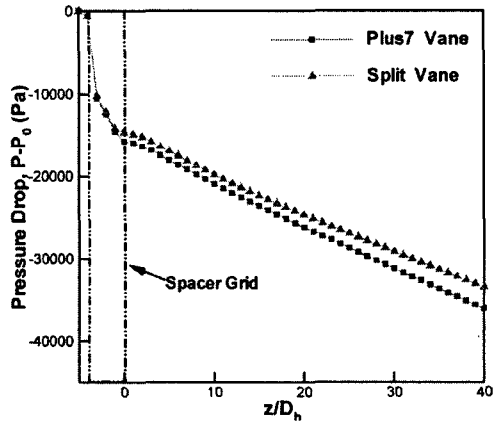


Fig. 7 Comparisons of pressure distributions between Plus7 vane and Split Vane

설계변수로 선정된 굽힘각과 밀변길이가 횡류와 선회류의 발생에 미치는 영향을 검토하기 위해 Figs. 8(a)와 (b)에서는 굽힘각과 밀변길이에 따른 각각 평균횡류계수와 평균선회계수의 변화를 나타내었다. 평균횡류계수와 평균선회계수는 각각 횡류계수와 선회계수를 축방향좌표에 대해 적분하여 전 체 축방향길이로 나눈 값들이다. Fig. 8(a)에서 평균횡류계수는 굽힘각에 따라 밀변길이에 상관없이 증가하고 있으나, 밀변길이에 따른 변화는 굽힘각의 크기에 따라 달라진다. 이와 달리, Fig. 8(b)에 나타난 선회계수는 굽힘각과 밀변길이가 커질수록 공히 증가함을 알 수 있다.

최적화에 앞서 각 설계변수에 따른 목적함수의 변화를 알기 위해, Fig. 9에서는 굽힘각과 밀변길이에 대해 식 (1)로 정의된 목적함수의 두 가지

성분, 즉 무차원화된 평균 Nusselt 수(F_N)와 평균마찰계수의 역수($1/F_f$)의 변화를 비교하였다. Fig. 9(a)에서 굽힘각과 밀변길이가 증가함에 따라 열전달이 대부분의 경우 증진되나, 밀변길이 3.7mm 이하에서는 굽힘각 25도 이상에서 열전달 증진효과가 거의 나타나지 않고 있다. 아울러, 이 그림에서 나타나는 경향이 선회계수에 대한 Fig. 8(b)의 경향과 매우 유사하며, 이는 선회계수와 열전달 증진이 밀접한 관계를 가진다는 것을 의미한다. Fig. 9(b)는 마찰계수가 굽힘각과 밀변길이가 증가함에 따라 공히 증가함을 보여준다. 여기서 한가지 주목할 것은 굽힘각에 비해 밀변길이가 목적함수에 미치는 영향이 매우 작다는 것이다. 즉, 주어진 설계변수 범위에서 목적함수의 밀변길이에 대한 민감도는 굽힘각의 1/10 정도에 불과함을 알 수

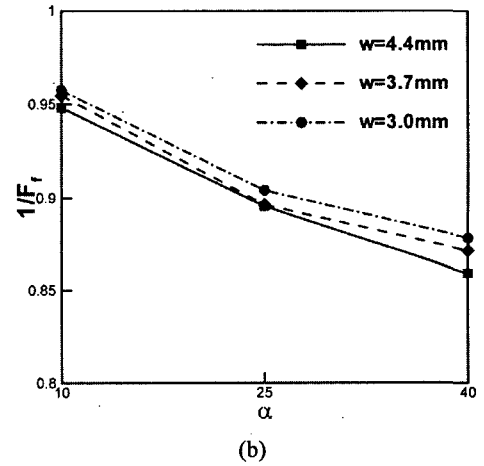
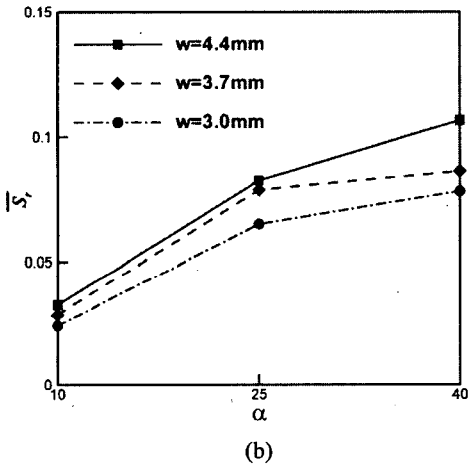
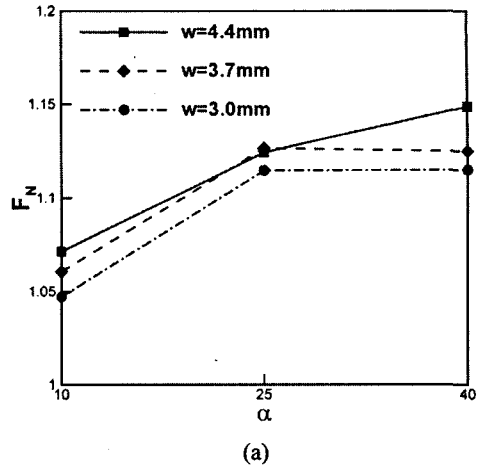
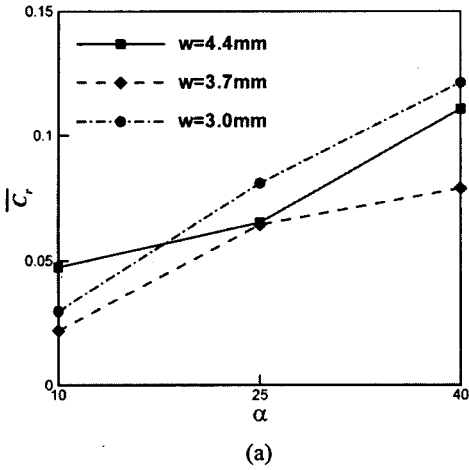


Fig. 8 Variations of averaged cross-flow and swirl factors with design variables; (a) cross-flow factor, (b) swirl factor

Fig. 9 Variations of components of objective function with design variables; (a) heat transfer related component, (b) friction related component

있다.

반응면기법을 사용한 최적설계를 수행하기 위해 본 연구에서는 Table 1에 나타난 9 가지 설계변수에 대해서 수치 실험을 수행하여 목적함수에 대한 반응면을 구성하였다. 반응면을 구성하기 위한 2 차 다항식 함수는 상용통계프로그램인 SPSS를 사용하여 얻었다. 반응면 다항식의 계수는 회귀분석을 통해 얻었으며, Table 2는 가중계수가 1.0인 경우에 대한 회귀분석의 결과를 나타낸다. 완성된 반응함수는 adjusted R^2 법을 사용하여 신뢰도를 향상시켰다. 반응면기법에 의한 반응값이 정확히 예측된 경우 $0.9 \leq R^2_{adj} \leq 1.0$ 을 갖는다. 따라서 본 연구에서 얻어진 반응면은 신뢰할만한 수준인 것으로 판단된다.

가중계수가 1.0인 경우에 대한 목적 함수의 반응면은 Fig. 10에 나타난 바와 같다. 이 경우 반응면상의 최적점은 (-0.3, 1.0) 이고 이는 굽힘 각도 20.5°, 밀변길이 4.4mm에 해당된다. 그러나, 식 (1)과 같은 목적함수의 정의에 따라 혼합날개의 최적형상은 가중계수의 함수가 된다. 가중계수는 열전달과 압력손실이라는 두 가지 고려사항에 대한 가중치이며 이는 에너지경제의 측면에서 설계자가 결정해야 될 사항이다. Fig. 11은 가중계수에 따른 최적변수값들의 변화를 보여주고 있다. 가중계수 1.8 이하에서 밀변길이는 제한조건에 걸려 경계치를 갖는 데 반해 굽힘각은 가중계수가 증가함에 따라 지속적으로 감소하다가 가중계수 1.4이

Table 2 Results of regression analysis($\omega=1.0$)

R	R square	Adjusted R square	Std. error of the estimate
0.985	0.971	.921	3.190E-03

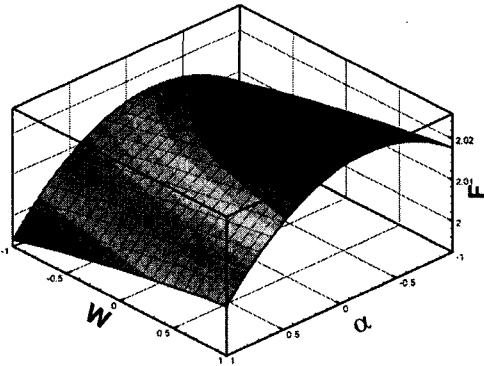


Fig. 10 Response Surface ($\omega=1.0$)

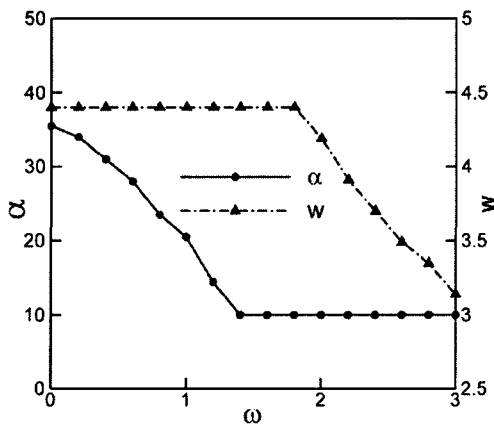


Fig. 11 Values of optimum design variables according to different weighting factors

상에서 경계치에 걸리는 것을 알 수 있다. Fig. 9(b)에 나타난 바와 같이 밀변길이가 감소함에 따라 마찰계수는 감소하나 밀변길이가 목적함수에 미치는 민감도가 굽힘각에 비해 상대적으로 현저하게 낮음에 따라 가중계수가 큰 영역에서 비로소 밀변길이의 최적치가 한계치에서 벗어나게 되었음을 짐작할 수 있다.

5. 결론

본 연구에서는 삼차원 열유동해석을 바탕으로 원자로 부수로내 혼합날개에 의한 유동 및 열전달 특성을 선회계수와 횡류계수 등의 유동변수를 도입하여 서로 다른 형상에 대해 비교검토했으며, 최적설계기법 중 하나인 반응면기법을 이용하여 혼합날개의 최적형상을 도출하였다. Plus7의 표준 혼합날개는 Split Vane에 비해 열전달 측면에서 우수한 성능을 나타내었다. 혼합날개의 굽힘각이 증가할수록 횡류와 선회류는 강화되고 이는 열전달과 마찰손실의 증대로 이어진다. 밀변길이의 영향도 이와 유사하나 그 민감도는 굽힘각의 십분 일 수준에 불과하다. Plus7 혼합날개의 최적형상은 목적함수에 포함된 마찰계수관련 항의 가중계수에 따라 달라지는데 굽힘각의 최적치는 가중계수가 증가함에 따라 지속적으로 감소한다.

후기

본 연구는 2001 과학기술부 원자력 연구기반 확충사업에 의해 지원을 받았으며 이에 감사 드린다. 아울러 본 연구수행에 있어 많은 조언을 주신 한전원자력연료주식회사의 권정택 실장, 김용환 부장 및 김규태 처장께 감사 드린다.

참고문헌

- (1) Karoutas, Z., Gu, C. Y. and Scholin, B., 1995, "3D Flow Analyses for Design of Nuclear Fuel Spacer," *Proceedings of The 7th Int. Meeting on Nuclear Reactor Thermal-Hydraulics*, New York, USA, pp. 3153~3174.
- (2) In, W. K., Oh, D. S., Hwang, D. H. and Chun, T. H., 1998, "CFD Analyses of Turbulent Flow in a Subchannel of Nuclear Reactor by Mixing Vane Shapes," *Proceedings of the KNS Spring Meeting*, pp. 514~522.
- (3) In, W. K., Oh, D. S. and Chun, T. H., 2000, "Optimization of Flow Directing Vane in a Nuclear Fuel Rod Bundle by CFD Method," *Proceedings of The First National Congress on Fluids Engineering*, Muju, Korea, pp. 467~470.
- (4) Imaizumi, M., Ichioka, T., Hoshi, M., Teshima, H., Kobayashi, H. and Yokoyama, T., 1995, "Development of CFD Method to Evaluate 3-D Flow Characteristics for PWR Fuel Assembly," *Trans. of the 13th International Conference on SMiRT*, Porto Alegre, Brazil, pp. 3~14.
- (5) Cui, X. Z. and Kim, K. Y., 2002, "Three-Dimensional Analysis of Turbulent Heat Transfer and Flow Through Mixing Vane in A Subchannel of Nuclear Reactor," *Journal of Nuclear Science and Technology*, Vol. 40, No. 10, Oct. 2003, pp. 719~724.

- (6) Kim, Y. H. and Kim, K. T., 2002, "Advanced Spacer Grid Design for the PLUS7 Fuel Assembly," *Third Korea-Japan Symposium on Nuclear Thermal Hydraulics and Safety (NTHAS3)*, Kyeongju, pp. 493~499.
- (7) Launder, B. E. and Spalding, D. B., 1974, "The Numerical Computation of Turbulent Flows," *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 3, pp. 269~289.
- (8) Kim, K. Y. and Kim, S. S., 2002, "Shape Optimization of Rib-Roughened Surface to Enhance Turbulent Heat Transfer," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 45, pp. 2719~2727.
- (9) Lee, S. Y. and Kim, K. Y., 2000, "Design Optimization of Axial Flow Compressor Blades with Three-Dimensional Navier-Stokes Solver," *KSME International Journal*, Vol. 14, pp. 1005~1012.
- (10) Shyy, W., Papila, N., Vaidyanathan, R. and Tucker, K., 2001, "Global Design Optimization for Aerodynamics and Rocket Propulsion Components," *Progress in Aerospace Science*, Vol. 37, pp. 59~118.
- (11) Myers, R. H. and Montgomery, D. C., 1995, "Response Surface Methodology: Process and Product Optimization Using Designed Experiments," *John Wiley & Sons*.
- (12) Smith, L. D., Liu, B. and Beasley, D. E. et al., 2002, "Benchmarking Computational Fluid Dynamics for Application to PWR Fuel," *Proceedings of 10th International Conference on Nuclear Engineering*, Arlington, ICONE 10-22475.