2000 춘계학술발표회 논문집
한국원자력학회

CFD 방법을 이용한 핵연료집합체 회전유동 발생날개 최적화 연구

Application of CFD method to optimal design of swirl-vane in a nuclear fuel assembly

인왕기, 오동석, 전태현
한국원자력연구소
대전광역시 유성구 덕진동 150

요 약

본 연구는 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics)을 이용하여 핵연료집합체의 열수력 성능을 향상시키기 위해 고안된 회전유동 발생날개(swirl-vane)의 최적형상 설계를 수행하였다. 회전유동 발생날개 형상의 주요 인자는 날개 지지대의 경사각과 날개의 굽힘각도이며 여기서는 날개의 최적 굽힘각도 제안을 위한 다양한 분석을 시도하였다. 즉 회전유동 발생날개의 굽힘각도에 따른 원형관 열전달 특성과 봉다발 유동 특성을 수치해석적인 방법으로 분석하였다. 날개의 굽힘각도가 증가함에 따라 회전유동 속도가 증가하여 유동혼합과 열전달의 증진효과가 나타났으나 임계각도(40°) 이상에서는 유동혼합 증진효과가 오히려 감소하고 압력손실은 크게 증가되는 것으로 예측되었다.

Abstract

This study applied the CFD method to the optimal design of the swirl-vane that is invented to enhance the thermal-hydraulic performance of a nuclear fuel assembly. The main parameters of the swirl-vane configuration are the slope angle of the vane supporter and the bend angle of the vane. This study conducted a numerical analysis of the heat transfer in pipe and the flow characteristics in a rod bundle with the swirl-vane in order to propose an optimal vane angle. The flow mixing and heat transfer were enhanced due to the stronger swirling flow as the vane angle increases. However, beyond a critical vane angle of 40°, the enhancement of flow mixing appears to decrease and the pressure drop significantly increases.

1. 개 요

원자로에 장전되는 핵연료집합체는 연료봉과 상하단 고정체 및 지지격자로 구성된 봉다발 구조이다. 여기서 부수로(subchannel)는 연료봉 사이의 냉각수 유로를 의미한다. 지지격자(유동혼합 증진장치 포함)에 의한 핵연료집합체 부수로 내의 선회유동(swirl) 혼합, 부수로 사이의 횡류

혼합과 난류혼합은 노심온도 분포를 균일하게 하므로 핵연료집합체의 DNB 성능을 향상시키는 매우 중요한 인자이다. 또한 지지격자에 의한 압력손실도 핵연료집합체의 성능을 결정하는 중요한 요소이다. 최근에는 강제 유동혼합에 의한 핵연료집합체의 DNB 성능을 향상시키기 위해 유동혼합 증진장치의 연구개발이 활발히 진행되고 있다. 지지격자에 부착된 유동혼합 증진장치는 부수로 내부 또는 부수로 사이의 강제 유동혼합을 발생시키는 반면 압력손실을 증가시키는 단점도 있다. 따라서 과도한 압력손실을 방지하면서 효율적인 유동혼합을 유도하는 유동혼합 증진장치의 고안이 필수적이다.

Westinghouse 사는 분리형 날개(split-vane) 부착 지지격자 및 중간 유동혼합 지지격자를 개발하였다. 분리형 날개(미국특허 4692302[1])는 전향날개의 밑면을 기준으로 각각 반대방향으로 구부림으로써 일정한 간격으로 배열된 봉 사이의 인접 부수로와의 횡류혼합과 부수로 내부의 회전유동에 의한 냉각수 혼합을 증진시키도록 고안된 것이다. 그러나 분리형 날개는 격자 판 위쪽 끝으로부터 돌출된 외팔보 형태로 격자 판 취급시나 격자체 조립시에 구부러질 위험성이 높고 핵연료 다발 조립시 연료봉이 잘못 삽입될 가능성이 있다. 또한 분리형 날개의 배열 특성상 교차하는 격자 판에 전향날개가 존재하므로 격자체 조립이 까다롭고, 분리형 날개의 넓은 부분이 격자 판에 연결되어 있으므로 수력적으로 격자체와 연계되어 압력손실이 증가할 가능성도 있다 ABB-CE 사의 측면지지 날개(side-supported vane)는 분리형 날개의 단점을 보완하기 위해 고안된 것이다. 즉, 측면지지 날개(미국특허 5440599[2])는 지지격자 판과 일체형의 전향날개로 한 세트의 격자 판에 산 모양의 날개 지지대가 있고 날개를 지지대의 측면을 중심으로 부수로 안쪽으로 90^{o} 구부린 형상이다. SPC 사는 지지격자 판을 경사지게 설치하거나 이중 격자판을 사용하여 유동혼합을 증가시키는 노력을 기울였다. 경사진 격자체는 유동 전향기 역할을 함으로써 냉각성능을 향상시키고 이중 격자판으로 만든 격자체는 유연성 있는 스프링 역할을 한다. Siemens 사는 딤플 근처에서 지지격자 판의 폭을 좁힘으로써 유동 압력손실을 줄이고 지지격자 구조의 다양한 변화를 위해 지그재그형 지지격자를 고안하였다(미국특허 5402457[3]). 이는 기존의 지지격자 구조의 경우 한 평면에서 유동 단면적의 변화가 크므로 인해 압력손실이 증가하는 것을 방지하기 위한 고안품이다. 한편, 한국원자력연구소는 핵연료집합체의 냉각성능 향상을 위해 바람개비 모양의 부수로 회전유동 발생날개(swirl-vane)를 고안하였다[4]. 회전유동 발생날개는 4 개의 전향날개를 삼각형 측면 지지대로부터 같은 방향으로 구부려 부수로 내부에 강력한 회전유동을 발생시키고 압력손실도 최소화시키기 위해 고안된 것이다.

유동혼합 증진장치가 부착된 핵연료집합체는 기하학적으로 매우 복잡하고 부수로 유동은 3 차원 난류유동으로 지금까지는 실험적인 연구가 주로 수행되었다. 그러나 최근에는 전산유체 해석기법의 발달과 컴퓨터 성능의 발전을 바탕으로 수치해석 연구도 활발히 진행되고 있다. Karoutas 등[5]은 split-vane 이 부착된 핵연료집합체 부수로 3 차원 난류유동을 실험 및 수치적으로 분석하였다. 이들은 CFD 코드인 CFDS-FLOW3D 를 이용한 수치해석 결과를 실험결과와 비교함으로써 핵연료집합체 부품 개발을 위한 CFD 코드의 유용성을 보였다. Imaizumi 등[6]은 설계개선을 위해 핵연료집합체의 3 차원 유동 특성을 분석하기 위한 CFD 응용 방법론을 개발하였다. 인왕기 등[7]-[10]은 CFD 코드인 CFX[11]를 이용하여 유동혼합 날개가 부착된 봉다발 난류유동 특성을 분석하여 계산결과의 신뢰성과 CFD 방법의 효율성을 확인하였다.

이 연구에서는 회전유동 발생날개(그림 1)의 굽힘각도에 따른 원형관 열전달 특성과 봉다발 유동 특성을 CFD 방법을 이용하여 분석하였다. 그림 1 의 회전유동 발생날개의 열수력성능에 큰

영향을 주는 주요 인자는 삼각 날개 지지대의 경사각(α)과 날개의 굽힘각도(θ)이다. 전향날개를 부수로 안쪽으로 구부린 경우 날개 끝이 연료봉에 접촉하지 않고 보다 강력한 회전유동을 발생시키기 위한 적절한 날개 지지대의 경사각은 50°인 것으로 분석되었다. 따라서 여기서는 날개의 굽힘각도를 각각 20°, 30°, 35°, 40°, 45° 인 경우에 대해 CFD 분석을 수행하여 최적의 각도를 제안하였다.

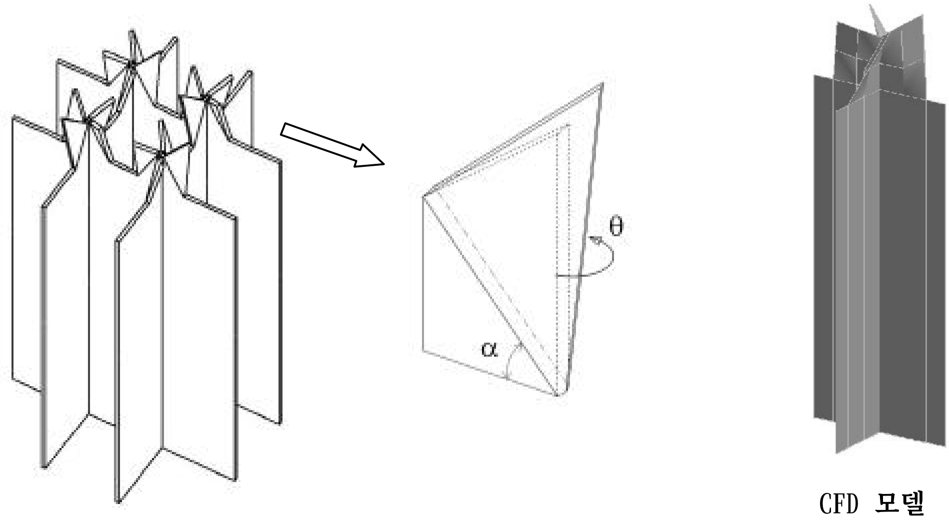


그림 1. 회전유동 발생날개 지지격자 개략도 및 CFD 모델

2. CFD 모델 및 수치해석

2.1 원형관 열전달

회전유동 발생날개에 의한 임계열유속(CHF) 증가 효과를 예비적으로 평가하기 위해 1 세트의 날개가 내장된 원형관에서의 CHF 실험(프레온 R134 사용)이 수행되고 있다. 따라서 여기서는 범용 CFD 코드인 CFX[11]를 이용하여 실험과 동일한 형상에 대해 단상(single phase) 유동 열전달 계산을 수행하여 날개각도에 따른 CHF 증가효과를 예측하고 최적의 날개각도를 추정하였다. 수치해석을 위한 CFD 모델은 모두 96 개의 블록구조로 3 차원 정렬격자(structured grid) 모델이다. 4 개의 유동 전향날개와 지지격자를 포함하여 전향날개의 상류와 하류를 모델링 하였으며 전향날개와 지지격자의 두께는 무시하였다. 1 세트의 회전유동 발생날개(4 개)와 지지격자에 대한 CFD 모델은 그림 1 에 도시하였다. 원형관 직경(d)은 12 ㎜ 이고 지지격자(높이 35 ㎜)의 전단으로부터 약 30 ㎜ 상류를 입구경계로, 후단으로부터 500 ㎜ 하류를 출구경계로 각각 설정하였다. 그림 2 는 원형관 단면에서의 전산격자를 보여주고 있으며 전산격자 수는 반경방향으로 32 개이고 축방향으로 250 개이다.

CFD 모델의 입구경계에서는 균일유동 조건을 가정하고 출구경계에서는 완전발달 경계조건을 설정하였다. 원형관 벽면과 유동 전향날개 및 날개 지지격자 표면에서는 전형적인 no slip 경계조건을 사용하였다. 앞서 언급한 바와 같이 수행중인 회전유동 발생날개가 포함된 원형관 임계열유속 실험조건과 동일한 질량유속과 가열조건에서 수치해석을 수행하였다. 즉, 냉각수(물) 질량유속(G)은 2000 kg/m^2s 이고(Re=24000) 입구온도는 288K 이며 가열면(원형관 벽면)에서의 열속은 300 Kw/m^2로 균일가열 조건을 가정하였다. 회전유동 발생날개의 굽힘각도는 각각 25°, 30°, 35° 및

40° 로 변화시켰으며 비교를 위해 전향날개가 없는 경우도 계산하였다. 난류유동의 수치해석을 위해 Launder 와 Spalding[12]의 표준 $k-e$ 난류모델과 Hybrid 차분도식을 사용하였다. 반복 수치계산은 질량보존방정식의 잉여 값(residual)이 10^{-3} -10^{-4} 이하가 될 때까지 수행하였다. 수렴해를 얻기 위해서는 약 4000-5000 회의 반복계산을 수행하였다. 이 계산은 워크스테이션 HP9000 C200 (PA8000 CPU, 512 MB RAM)을 이용하여 수행되었다.

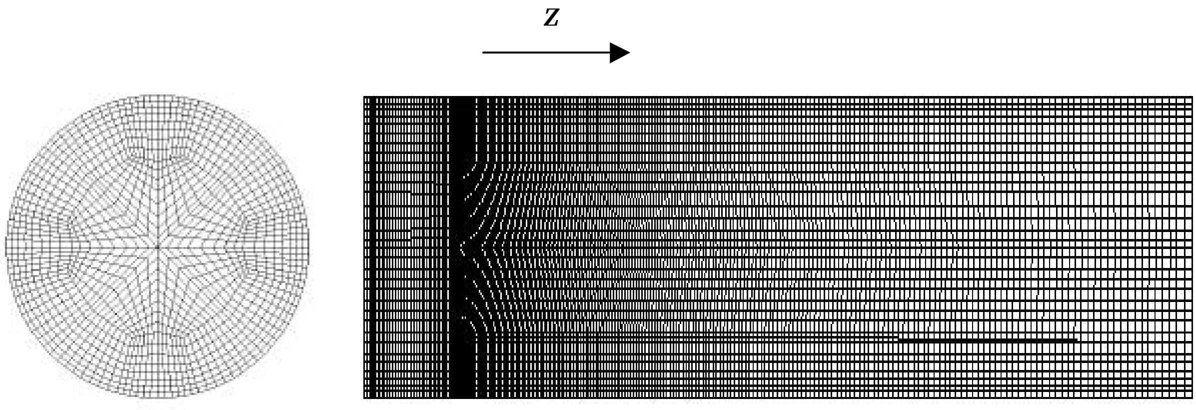


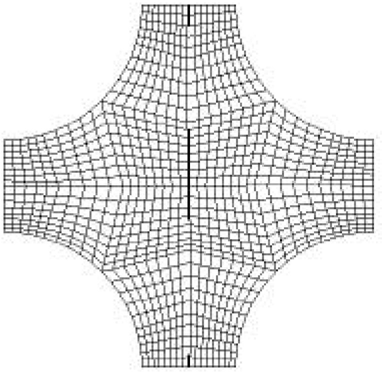
그림 2. 원형관 단면 및 축방향 전산격자(32x32x250)

2.2 봉다발 난류유동

효율적인 CFD 분석을 위해 유동의 대칭성을 고려하여 한 개의 지지격자를 포함하는 단일 부수로 형상을 수치해석 영역으로 설정하였다. 연료봉의 직경(D)은 9.5 ㎜ 이고 연료봉 간격(P)은 1.33D 로 부수로 수력직경(D_h)은 약 12 ㎜ 이다. 즉 핵연료집합체 지지격자(높이 35㎜) 간격이 약 600 ㎜ 이므로 특정 지지격자 상류 30 ㎜ 지점으로부터 다음 지지격자 직전까지를 전체 CFD 모델링 영역으로 선정하였다. 핵연료봉 지지를 위한 다른 지지격자 부착물(스프링, 딤플 등)은 유동에 미치는 영향이 크지 않으므로 여기서는 CFD 모델의 단순성을 위해 무시하였다. 또한 지지격자 판과 혼합날개의 두께도 무시하였다. 회전유동 발생날개를 포함하는 3 차원 CFD 모델은 다수의 블록구조이며 약 250000 개의 전산격자 셀로 이루어져 있다. 그림 3 은 부수로 단면과 부수로 측면(gap)에서의 전산격자를 나타내는 것으로 수평방향과 수직방향 각각의 중심선에서는 36 개, 부수로 측면에서는 16 개의 정렬격자 셀로 구성되어 있으며 축(z)방향(주 유동방향) 전산격자 수는 245 개이다.

CFD 모델의 입구경계에서는 완전발달유동 조건을 가정하고 출구경계에서는 일정압력 조건을 설정하였다. 이때 입구의 완전발달유동 조건은 단순지지(지지격자 및 혼합날개 없음) 봉다발 부수로 모델의 출구조건을 사용하였다. 부수로 측면경계에서는 인접 부수로와의 횡류혼합을 고려한 유동의 연속 경계조건을 설정하였다. 즉 두 개의 gap 이 상징적으로 연결된 조건으로 한쪽 gap 에서 나온 유체는 다른 한쪽 gap 으로 들어가게 된다. 벽면에서는 no slip 경계조건을 사용하였다. 부수로 입구에서의 평균 유속은 V_{bulk}=6.8 m/s (Re=80000)이며 작동유체는 물이다. Launder 와 Spalding[12]의 표준 $k-e$ 난류모델과 Hybrid 차분도식을 사용하였다. 반복 수치계산은 질량보존방정식의 잉여 값(residual)이 10^{-3} -10^{-4} 이하가 될 때까지 약 5000 회의 반복계산을 수행하였다. 회전유동 발생날개의 굽힘각도가 25°, 30°, 35°, 40°, 45° 인 경우에 대해 각각 계산하였으며 전향

날개가 없는 경우의 계산도 수행하였다.



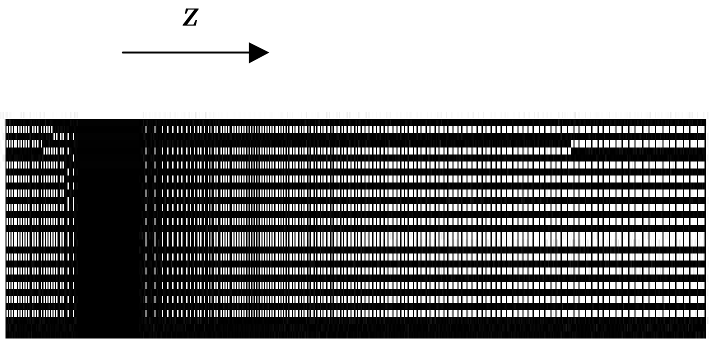


그림 3. 부수로 단면 및 축방향 측면 전산격자(36x36x245)

3. 수치해석 결과 및 고찰

회전유동 발생날개에 의해 원형관 및 봉다발 부수로에서 각각 동심원 형태의 선회유동(swirl)이 발생되었다. 그림 4 는 날개각도(q)가 30^o 인 경우 원형관 단면 및 부수로 단면에서의 속도벡터를 나타낸 것으로 원형관의 경우 원형관 벽면 근처에서 회전유동 속도가 매우 작게 나타났고 봉다발의 경우 부수로 측면경계(gap) 영역을 제외하고 연료봉 근처에서도 회전유동이 크게 발생하는 것을 알 수 있다. 그러나 부수로 측면경계를 통한 인접 부수로 사이의 횡류혼합은 미미한 것으로 판단된다. 날개 하류로 갈수록 회전유동이 원형관 벽면 또는 연료봉 가까이로 전파되지만 회전속도가 감소하는 것을 인왕기 등[10, 13]의 연구결과에서 이미 확인하였다.

회전유동의 크기를 계산하기 위해 다음과 같이 회전유동 혼합인자 S_M을 정의하였다.

$$S_M = \frac{\int_0^R r^2 V_{lateral} U dr}{R\int_0^R rU^2 dr} \quad (1)$$

여기서 R 은 원형관 반경과 부수로의 경우 중심과 측면경계 중앙까지의 거리($P/2$)를 나타낸다. U 와 $V_{lateral}$는 각각 평균유동 축방향 속도와 원형관 중심선에서의 횡(수직)방향 속도를 나타낸다. 그림 5 는 원형관에서 전향날개의 굽힘각도(q)에 따른 회전유동 혼합인자를 비교한 것이다. 식 (1)의 정의에 의하면 날개 굽힘각도가 0^o 인 경우 회전유동 혼합인자는 제로(0)가 된다. 회전유동 혼합인자는 지수함수 $S_M = S_0 \exp(-bz/d)$ 형태로 감소하고 있음을 알 수 있다. 전향날개 각도가 35^o 까지는 각도 증가에 따라 횡방향 속도가 증가하여 회전유동 크기가 현저히 커지는 것을 알 수 있다. $q=40^o$ 인 경우에는 $q=35^o$ 인 경우에 비해 날개 근처($z<10d$)에서만 회전유동 혼합인자가 다소 크게 예측되었고 하류로 갈수록 차이는 감소하여 먼 하류에서는 $q=35^o$ 인 경우가 오히려 더 욱 크게 나타났다. 회전유동 혼합인자 감소율(b)도 $q=35^o$ 인 경우 0.025 로 다른 각도

(q =25°,30°, 40°)의 경우 b =0.03 에 비해 약 17% 작은 것을 알 수 있다. 한편 그림 5 에 나타낸 동일한 날개각도(q =30°)에서의 원형관과 봉다발 부수로(subchannel)에서의 회전유동 혼합인자 계산결과는 매우 유사한 경향을 나타내고 있음을 알 수 있다. 날개 근처에서는 비슷한 크기를 나타내지만 하류로 갈수록 부수로에서 회전유동 크기가 더 빨리 감소하는 것은(b =0.06) 부수로 측면 경계(gap) 근처에서 연료봉으로 인해 횡방향 속도가 크게 감소하고 미약하지만 인접한 부수로 사이에 횡류가 발생하기 때문이다.

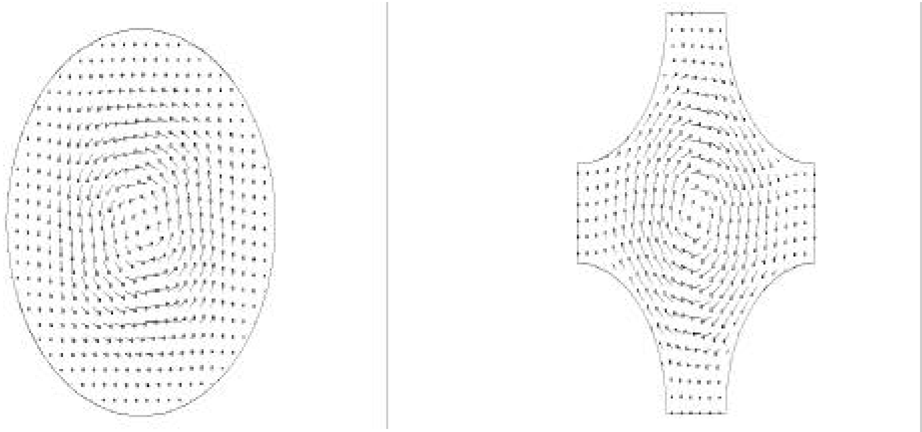


그림 4 원형관(z=5d) 및 봉다발 부수로(z=5D_h) 단면 속도벡터 (q =30°)

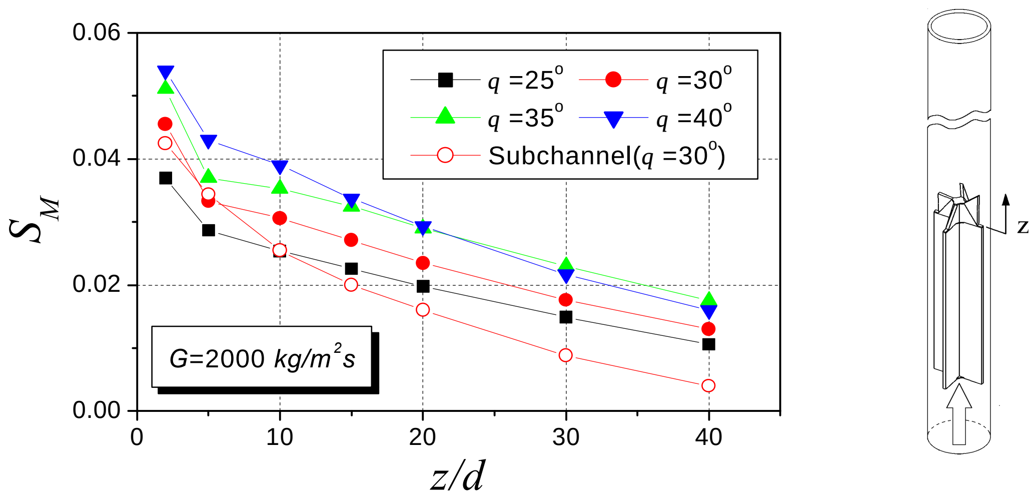


그림 5. 회전유동 발생날개 각도에 따른 원형관 회전유동 혼합인자 비교

그림 6 은 회전유동 발생날개 각도에 따른 원형관 벽면의 온도분포를 나타낸 것으로 날개가 없는 경우에 비해 날개근처(z=5d)에서 온도가 급격히 감소하였으나 하류로 갈수록 차이가 줄어드는 것으로 예측되었다. 날개각도가 증가할수록 날개 가까이서 최소 벽면온도가 발생하고 온도 감소도 커지는 것을 알 수 있다. 이는 단상유동의 경우 벽면과 유체와의 열전달 증가는 회전유동에 의한 유동혼합 효과가 열경계층 내부로 전파되기 때문이며 하류로 갈수록 회전유동 크기가 감소하므로 열전달 증가효과도 줄어들기 때문이다. 먼 하류에서의 최고 벽면온도는 날개가 없는 경우

에 비해 q =35°인 경우가 가장 낮게 예측되었으며 q =25°인 경우에는 약간 높게 나타났다.

회전유동 발생날개의 굽힘각도에 따른 원형관 내부의 회전유동 혼합효과와 열전달 증가효과를 비교하기 위해 다음과 같은 냉각성능 인자를 정의하였다.

$$S_{M,total} \equiv \int S_M \, d(z/d) \quad (2)$$

$$\Delta T_{W,\max} = \frac{T_{W,\max}(q) - T_{W,\max}(0)}{\Delta T_W(0)} \quad (3)$$

식 (3)에서 $\Delta T_W(0)$는 전향날개가 없는 경우의 벽면 온도 증가량으로 이 경우 4.16K 이다. 그림 7은 날개 굽힘각도(q)에 따른 회전유동 혼합효과($S_{M,total}$)와 열전달 증가효과, 즉 벽면 최고온도 감소($\Delta T_{W,\max}$)를 비교한 것으로 날개각도가 증가할수록 회전유동 혼합효과는 증가하였으며 벽면 최고온도 감소는 q =35°인 경우가 가장 큰 것으로 나타났다. 회전유동 혼합효과도 q =35°까지는 선형적으로 증가하였으나 이후에는 증가량이 감소하는 것을 알 수 있다. 이상의 결과를 종합해보면 원형관 내부유동의 경우 회전유동 발생날개의 최적 굽힘각도는 약 35°인 것으로 판단된다.

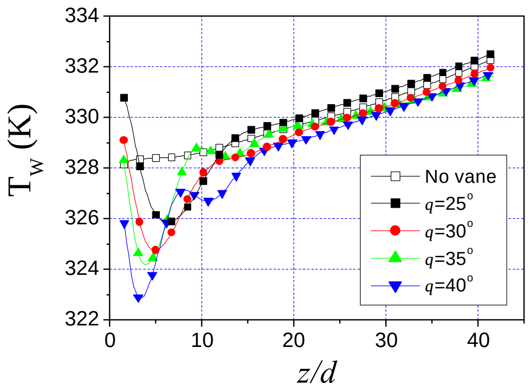


그림 6. 원형관 벽면의 온도분포 비교

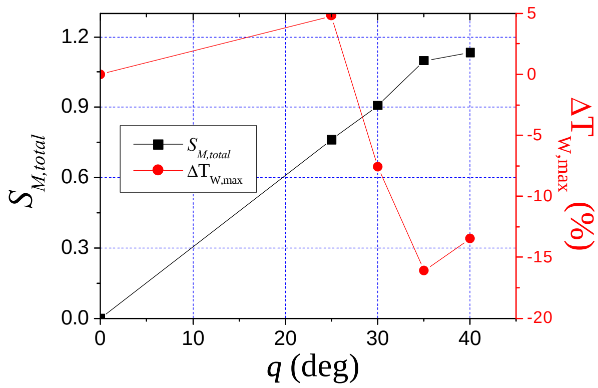
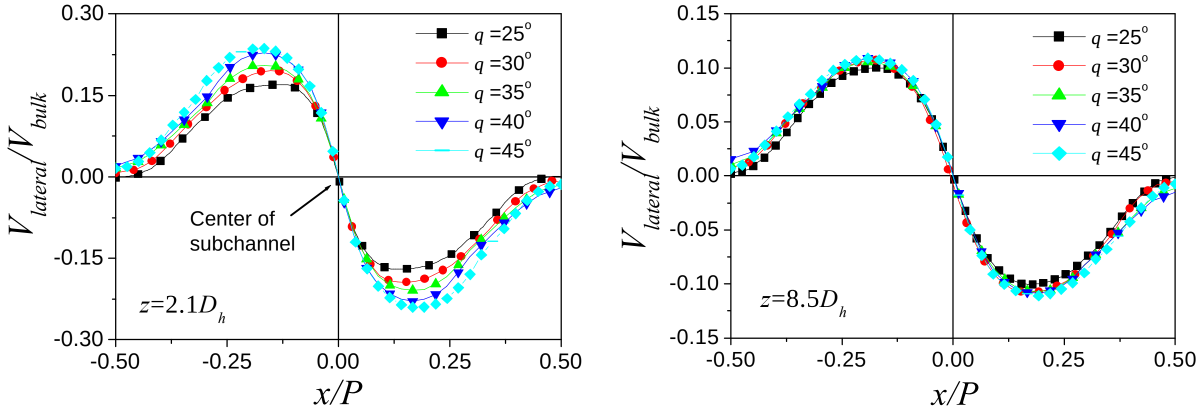


그림 7. 원형관 회전유동 혼합효과와 열전달 증가효과

그림 8은 봉다발 부수로 중심선에서의 횡(수직)방향 속도분포를 나타내는 것으로 부수로 중심과 gap 중앙 사이에서 최고속도가 예측되었다. 하류 근처에서(z=2.1D_h) 횡방향 최고속도는 부수로 평균속도(V_{bulk})의 10% 이상이지만 하류로 갈수록 감소하여 z=8.5D_h에서는 10% 이하로 감소하였다. 날개 굽힘각도(q)가 증가함에 따라 횡방향 속도(즉 회전유동 속도)의 크기도 증가하였으나 하류로 갈수록 차이가 감소하는 것을 알 수 있다. 특히 q =45°의 경우 z=8.5D_h에서 q =40°의 횡방향 속도보다 오히려 작아지는 것으로 나타났다. 그림 9는 식(1)과 같이 정의된 부수로 회전유동 혼합인자(S_M)의 변화를 나타내고 있다. 날개 굽힘각도가 증가함에 따라 날개 근처(z<10D_h)에서 회전유동 혼합은 크게 증가하였으나 하류로 갈수록 차이는 감소하였다. 원형관 유동의 경우와 같이 날개 하류로 갈수록 지수함수적으로($S_M = S_0 \exp(-bz/d)$) 감소하는 것을 알 수 있다. 감쇄계수 b는 각각 0.05(q =25°, 35°, 40°)와 0.06(q =30°, 45°)으로 원형관의 경우(b =0.03)보다 큰 것을



알 수 있다.

그림 8. 봉다발 부수로 횡방향 속도분포 비교

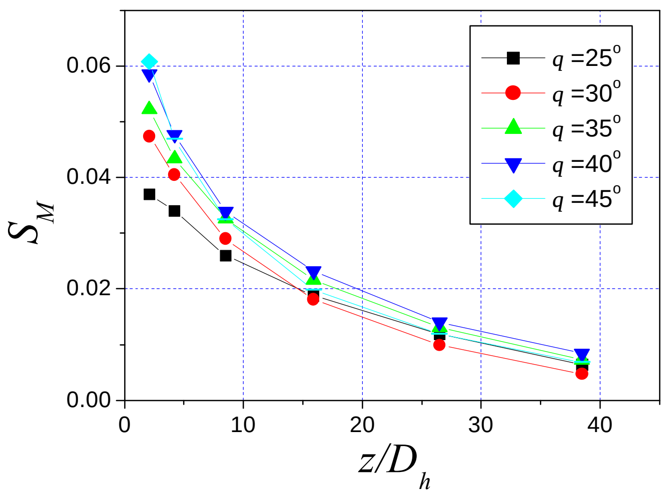


그림 9. 봉다발 부수로 회전유동 혼합인자 비교

그림 10 은 회전유동 발생날개 굽힘각도 변화에 따라 예측된 부수로 압력분포를 비교한 것으로 지지격자 및 유동혼합 날개로 인한 급격한 압력강하를 나타내고 있다. 이 계산에서는 지지격자와 전향날개의 두께 및 다른 부착물의 영향은 무시하였으므로 유속의 변화에 따른 압력변화만을 나타내고 있다. 동일한 유량조건에서 날개의 굽힘각도가 증가함에 따라 부수로 압력손실이 증가하는 것을 알 수 있다. 전향날개가 없는 경우에 비해 압력손실 증가량은 각각 1%(q =25°), 5.4%(q =30°), 8.4%(q =35°), 12.6%(q =40°), 20.8%(q =45°)이며 날개각도가 q =40° 이상에서 증가율이 다소 커지는 경향을 나타내고 있다. 그림 11 은 부수로 중심에서의 난류에너지 변화를 비교한 것으로 날개의 굽힘각도가 증가함에 따라 국소적으로 난류에너지가 크게 증가함을 알 수 있다. 그러나 증가된 난류에너지는 급격히 감소하여 전향날개가 없는 경우와 큰 차이가 없는 것으로 나타났다.

그림 12 는 날개 굽힘각도(q)에 따른 식(2)의 부수로 회전유동 혼합인자($S_{M,total}$)와 압력손실 증가(Δp)를 비교한 것으로 굽힘각도가 증가함에 따라 회전유동 혼합효과가 증가하였으나 q =40°

이상에서는 오히려 감소하는 것으로 예측되었다. 이것은 날개의 굽힘각도가 40º 이상의 경우 전향된 유체의 일부가 연료봉 표면에 직접 충돌하게 되므로 그림 9에 나타난 바와 같이 하류로 갈수록 회전유동의 크기가 크게 감소하기 때문이다. 또한 압력손실도 q =40º 이상에서 전향날개가 없는 경우에 비해 10% 이상 증가하였으며 증가율도 큰 것으로 나타났다. 이상의 결과를 종합해보면 봉다발 부수로 유동의 경우에 회전유동 발생날개의 최적 굽힘각도는 35º -40º 인 것으로 판단된다.

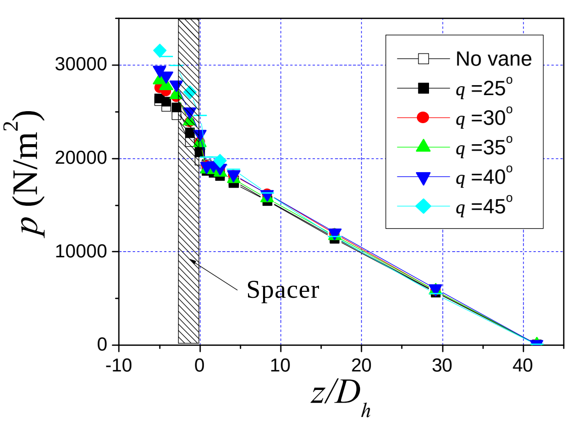


그림 10. 봉다발 부수로 압력분포

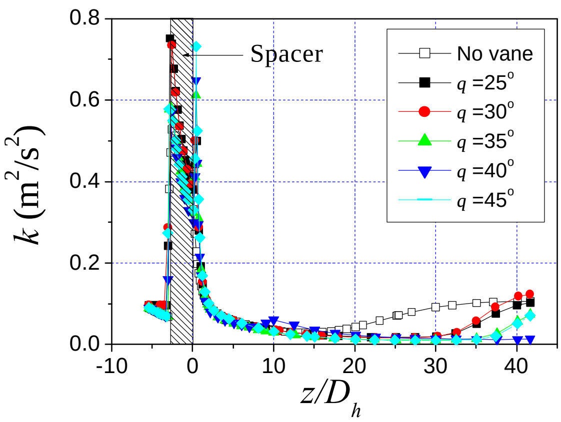


그림 11. 봉다발 부수로 중심 난류에너지 변화

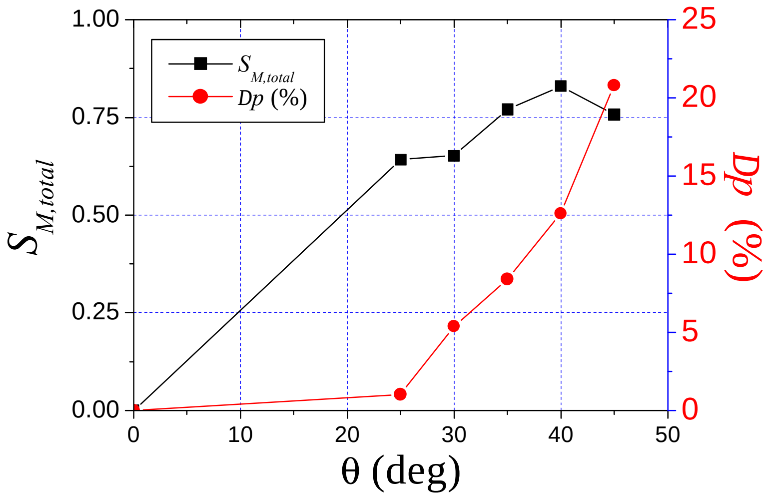


그림 12. 날개 굽힘각도에 따른 봉다발 부수로 회전유동 혼합 및 압력손실 변화

4. 결론

본 연구에서는 회전유동 발생날개의 굽힘각도에 따른 원형관 및 봉다발 부수로 유동에 대한 수치해석을 수행하여 최적의 굽힘각도를 결정하였다. 원형관의 단상유동 열전달 문제의 경우 날개각도(q)가 증가할수록 회전유동 혼합효과는 증가하였으나 q =35º 이상에서는 유동혼합 증가율이 둔화되었다. 또한 q =35º 인 경우가 원형관 벽면 최고온도의 감소가 가장 큰 것으로 나타났다. 봉다발 부수로 유동의 경우 날개 근처에서 날개각도의 증가량에 비례하여 회전유동 혼합인자가 증가하였으나 하류로 갈수록 지수함수적으로 감소하여 날개각도에 따른 차이도 줄어들었다. 특히

q =40° 이상에서는 회전유동 혼합인자가 오히려 감소하고 압력손실도 크게 증가하였다. 이상의 수치해석 결과를 종합해보면 원형관 및 부수로 유동의 경우 회전유동 발생날개의 최적 굽힘각도는 35° -40° 인 것으로 판단된다.

후기

본 연구는 과학기술부 원자력 중장기 연구개발사업의 일환으로 이루어졌으며 이에 대하여 관계자 여러분께 감사드린다.

참고문헌

[1] Edmund E. *et. al.*, "Coolant Flow Mixer Grid for a Nuclear Reactor Fuel Assembly," United States Patent 4692302, Westinghouse, September 8, 1987.

[2] Thomas Rodack *et al.*, "Spacer Grid with Integral Side Supported Flow Directing Vanes," United States Patent 5440599, Combustion Engineering, August 8, 1995.

[3] Peter Suchy *et al.*, "Fuel Assembly with a Grid Structure between the Rods," United States Patent 5402457, Siemens, March 28, 1995.

[4] 전태현 외 7 인, 회전유동 발생장치를 가진 핵연료집합체 지지격자, 특허출원 제98-3133, 1998.

[5] Karoutas Z., Gu C.Y., and Scholin B., 1995, 3-D Flow Analysis for Design of Nuclear Fuel Spacer, *Proc. of the 7th Int'l Meeting on Nuclear Reactor Thermal-Hydraulics,* Sept. 10-15, New York.

[6] 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,"

[7] 인왕기, 오동석, 황대현, 전태현, 1998, "지지격자 형상에 따른 봉다발 부수로 난류유동 CFD 분석," '98 춘계학술대회, 한국원자력학회.

[8] W.K. In, D.S. Oh, T.H. Chun and Y.H. Jung, 1998, "CFD application to turbulent flows in rod bundles with mixing blades," *NTHAS98: First Korea-Japan Symposium on Nuclear Thermal Hydraulics and Safety,* Pusan, Korea, 1998.

[9] W.K. In, D.S. Oh, T.H. Chun and Y.H. Jung, 1999, "CFD analysis of turbulent flows in rod bundles for nuclear fuel spacer design," *Trans. of the 15th International Conf. on Structural Mechanics in Reactor Technology (SMiRT-15)*, Seoul, Korea, August.

[10] 인왕기, 1999, "유동혼합 향상 핵연료다발 부수로 난류유동 특성 수치해석," '99 추계학술대회, 대한기계학회.

[11] AEA Technology, CFX-4.2 Solver, Harwell Laboratory, Oxfordshire, UK, 1997.

[12] Launder B.E. and Spalding D.B., 1974, "The numerical computation of turbulent flows," *Computational Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 3, 269-289.

[13] 인왕기, 오동석, 전태현, 1999, "유동 전향날개에 의한 원형관 난류 선회유동 수치해석,"

'99 추계학술대회, 한국원자력학회.