'2000 춘계학술발표회 논문집
한국원자력학회

유동혼합장치가 부착된 지지격자를 가진 봉다발 부수로에서의 유동 구조

Flow Structure in Subchannel of Rod Bundle behind Spacer Grid with Flow Mixing Device

오동석, 인왕기, 박주엽, 전태현

한국원자력연구소
대전광역시 유성우체국 사서함 105 호

요약

유동혼합장치가 부착된 가진 공기 시험 모델 지지격자가 설치된 봉다발 내에서 유동인자를 측정하고 CFD 계산 결과와 비교하였다. 시험에 사용된 봉다발은 3 X 3 배열로 봉의 직경은 75mm 이고 봉의 직경과 봉 간 거리 비(P/D)는 1.33 이다. 유동혼합장치 날개의 각도가 30 도와 40 도 인 경우 Reynolds 수가 1.2 X 10^5 에서 열선 풍속계를 이용하여 축 방향 속도 분포, 난류강도 및 횡 방향 속도 분포가 측정되었다. CFD 분석은 유동혼합장치를 포함하는 단인 수로에 대해 수행되었으며 수렴 해를 얻기 위해 표준 κ-ε 난류 모델과 하이브리드 차분 도식이 사용되었다. 횡 방향 속도는 혼합 날개의 각도가 30 도가 40 도에서 배해 크게 나타났다. 축방향 속도는 시험 결과와 CFD 계산 결과가 서로 유사하게 나타났으나 횡방향 속도는 시험치가 수치해석 결과에 비해 조금 크게 나타났다.

Abstract

The experimental and numerical investigation for flow structures in the rod bundles with the air test model of the spacer grid with flow mixing device has been performed on the basis of the hot wire anemometry. The rods were arranged with in a square array with a pitch to diameter ration of 1.33. The axial velocity distribution, turbulent intensity, and lateral velocity distribution in central subchannel are measured at the Reynols number of 1.2 X 10^5 for vane angle of 30 and 40 degree. The CFD analysis is done for single subchannel. The standard κ-ε turbulent model is used with hybrid difference schemes to obtain convergence solution. The swirl factor of 30 degree vane is higher than that of the 40 degree vane. The experimental measurement of axial velocity is similar with the CFD prediction but the experimental measurement of lateral velocity is slightly higher than the CFD prediction.

1. 서론

원자로의 안전성 향상을 위해 핵연료 집합체의 열적 여유도 제고가 요구된다. 이를 위한 한 방법으로 임의의 부수로에서 이웃 부수로로 교차류(Cross-flow)나 부수로 내에서 회전류(Swirl-flow)를 발생시키는 유동기구(Flow Mechanism)를 갖는 것이다. 교차류는 수로 간의 엔탈피 불균형을 완화하고 회전류는 냉각재 회전에 의한 원심력이 밀도가 낮은 기포를 수로의 가운데로 이동하고 밀도가 높은 수로 중앙의 냉각재를 연료봉 표면 쪽으로 이동시킴으로써 봉 표면에서의 열전달을 상승시킨다. 부수로 내 유동 기구를 변화시키는 장치를 유동혼합장치 혹은 혼합 날개라고도 하는데 일반적으로 지지격자 상부에 일체형으로 설치되어있다. 이에 대한 형상이 냉각 성능에 직접적인 영향을 미침에 따라 혼합 장치 기하형상과 냉각 성능과의 상관 관계에 대한 연구가 활발히 이루어지고있다.

핵연료 집합체의 열적 성능은 노심 운전 및 과도 조건에서 임계열유속시험을 통해 평가된다. 이 시험은 시간과 비용이 많이 소요되는 단점이 있어 지지격자 개발 단계에선 지지격자 후방 봉다발에서 유동구조 조사를 통해 지지격자 열적 성능을 간접적으로 평가한다. 봉다발에서의 유동구조 조사 방법으로는 열선풍속계(Hot Wire Amemometry), LDV(Laser Doppler Veocimeter) 및 PIV(Particle Image Veocimetry)를 사용하여 측정 방법과 CFD(Computational Fluid Dynamics)에 의해서 수치적으로 수로 내 유동 구조를 조사하는 방법이 있다.

봉다발 부수로 내에서 유동구조 측정을 위해 열선풍속계를 사용한 초기 실험은 Kjellstrom[1]과 Trupp and Azad[2]에 의해 수행되었다. P/D=1.5 에서 1.20 사이의 비교적 넓은 봉 간격을 갖는 삼각형 부수로에서 유동구조를 조사하고 부수로 내 유동과 축 대칭 관 내 유동이 서로 유한 것으로 보고하였다. P/D=1.25 에서 1.125 사이의 비교적 좁은 봉 간격의 삼각형 부수로 내에서 평균속도 분포와 레이놀즈 응력을 측정한 Rowe[3]는 부수로 내 유동은 축 대칭 관내 유동과 난류 구조 측면에서 실제적인 차이가 있으며 봉 간극이 유동 구조에 영향을 미치는 인자 임을 보이고 유동 진동(Flow Pulsation)과 같은 거시적 유동 현상(Macroscopic Flow Process) 이 존재한다고 보고하였다. Hooper 와 Rehme[4]는 좁은 간극의 부수로에서 완전 발달된 공기가 흘러갈 때 난류유동을 열선풍속계를 사용하여 측정하고 축 방향 반경방향 난류 강도는 봉간 간격이 감소할 때 강하게 증가한다는 Rowe[3]의 결과를 다시 확인하였다.

혼합 장치가 부착된 지지격자가 존재하는 부수로에서의 유동구조에 대한 실험적 연구는 Shen[5], Yang[6] 및 Hejna[7]에 의해 수행되었다. Shen[5]는 W/D=1.27 이며 P/D=1.375 인 사격형 봉 배열을 갖는 봉다발 내에 혼합날개 지지격자가 설치되어 있을 때 지지격자 후방에서의 유동 구조를 LDV 를 사용하여 측정하였다. 부수로 간의 유체 혼합율은 날개의 각도에 의존하며 날개의 각도가 증가함에 따라 혼합율과 혼합율 감쇄가 동시에 커짐에 따라 혼합율과 축방향 혼합률 감쇄간의 최적화를 위한 날개 각도 조정이 요구된다고 보고하였다. Yang[6]은 W/D=1.35 이며 P/D=1.49 인 사격형 봉 배열을 갖는 봉다발 내에 혼합날개 지지격자가 설치되어 있을 때 지지격자 후방에서의 유동 구조를 LDV 를 사용하여 측정하였다. 유효 혼합 속도는 축 방향 속도 요동의 RMS 와 동일하게 보는 Ingesson 과 Hedberg[8] 방법에

의해 혼합계수를 평가하였다. 벽면 간극에서 혼합율은 중앙 수로에 비해 크게 나타났다. 혼합율은 축 방향을 따라서 급격히 감소하며 10~15 D_h 에서 최소값을 보이는 것으로 나타났다. Hejna[7]는 3 종류 혼합날개가 부착된 지지격자 후방 부수로 내에 공기가 흘러갈 때 유동구조를 열선풍속계를 사용하여 측정하고 난류인자, 열적 혼합 인자와 혼합율 등을 평가하였다.

Karutas [9]등은 편향 날개가 부착된 핵연료 봉다발 부수로 3 차원 난류유동을 실험 및 수치적으로 분석하였다. 이들은 CFD 코드인 CFDS-FLOS3D 를 이용한 수치해석 결과를 실험결과와 비교함으로써 핵연료집합체 설계를 위한 CFD 코드의 유용성을 보였다. In[10]등은 한국원자력 연구소가 개발 중인 회전 유동 지지격자에 대한 수치적 해석 CFD 코드인 CFX[11]를 이용하여 수행하고 편향 날개의 난류 유동 특성을 비교 분석하였다.

본 연구에서는 회전유동 혼합날개지지격자의 공기 시험 모형 지지격자가 부착된 지지격자 봉다발 내로 공기가 흘러갈 때 중앙 부수로에서 유동구조를 열선풍속계를 이용하여 측정하고, 수치해석을 수행한 다음 난류유동 특성을 비교 분석하였다.

2. 실험장치

한국원자력연구소가 개발 중인 핵연료집합체 지지격자의 공기 시험 모델 지지격자는 그림 1 에서 보는 바와 같다. 모델 지지격자는 지지격자판과 혼합장치가 부수로 내 유동에 미치는 영향을 평가하기 위한 것으로 딤플과 스프링으로 이루어진 지지장치와 용접부의 형상은 고려하지 않았다. 봉배열은 3 X 3 이며 지지격자 격자판 피치 및 격자체의 높이는 각각 100 mm 와 275 mm 이고 지지격자 상부에 혼합장치가 일체형으로 설치되어있다. 혼합 장치의 굽힘 각도는 각각 30 도 및 40 도이다. 핵연료 봉다발이 설치된 시험부는 그림 2 와 같다. 수로의 단면은 300 mm X 300 mm 이며 수로 내 설치된 봉은 직경 이 75 mm 길이 2400 mm 의 아크릴 관이 사용되었다. 봉은 직경 대 피치의 비가 1.33 의 사각형 배열이며 시험부 상부에 정압 측정을 위한 측정공이 3 개 설치되었다. 시험부(Test Section)은 토출식 개방형 풍동(Blower Type Open Wind Tunnel)에 연결되어있으며 평균 속도와 난류 측정은 단열 정상상태에서 수행되었다. 풍동의 최대 풍량은 162 m^3/min 이며 난류 강도에 대한 정도는 0.5 % 이내이다. 측정을 위해 3 차원 이송기구가 사용되었다. 이송기구는 Velmax 8300 으로 900 mm X 900 mm X 900 mm 까지 이송가능하며 이송 장치의 정도는 ±0.01 mm 이다. 측정을 위한 좌표계는 그림 3 와 같다. 측정은 완전한 부수로의 1/8 에 대해 측정하였다. 측정 위치는 회전 방향으로 5 도씩 증가 시켰으며 반경 방향으로는 2.6 mm 씩 증가하는 그리드를 선정하였다. 중앙 세로 축에서 반경방향 측정위치와 회전방향 측정 위치가 일치하지는 않아 반경방향 측정점과 중앙 세로 축이 만나는 지점에서도 측정하였다. 난류 측정을 위해 등온 열선풍속계를 사용하였다. 축 방향 난류분포를 측정하기 위해 단일 필름 탐침(Single Film Probe)을 사용하였다. 열선풍속계는 TSI 사 시스템으로 TSI 100 열선풍속계, TSI 200 Digitizer 및 측정자료 처리를 위해 프로그램 DAP 가 사용되었다. 이차원 속도 측정을 위해 TSI 1214-20 X Film 탐침이 사용되었다. 열선풍속계를 통해서 나온 신호는 HP 54602B 오실로스코프를 통하여 주기적으로 관찰되었다. 열선풍속계 탐침의 검사는 TSI 1125 를 이용하여 시험전후에 검사하였

다. 시험에서 Reynolds 수는 아래와 같이 정의 되며 난류인자는 Reynolds 수가 $1.2X10^5$ 일 때에 시험부 출구에서 측정되었다.

$$Re = \frac{U_{av} \cdot D_h}{n} \qquad (1)$$

여기서 U_{av} 는 평균 속도, 는 D_h 수력직경 및 n 는 동점성계수이다.

3. 수치해석 모델

CFD 분석을 위해 유동의 대칭성을 고려해 한 개의 지지격자를 포함하는 단일 수로 형상을 수치 해석 영역으로 설정하였다. 핵연료 봉을 포함하는 공기 모델 지지격자를 모사하였다. CFD 모델의 단순성을 위해 지지격자판과 날개의 두께는 무시되었다. 3 차원 CFD 모델은 다수의 불락 모델이며 약 $2.5X10^5$ 개의 전산 격자 셀로 이루어져 있다. CFD 모델의 입구 경계에서는 완전 발달유동 조건을 가정하였고 출구경계에서는 일정 압력 조건을 설정하였다. 이웃 하는 수로가 서로 연결되어 한쪽 수로에서 나온 유체는 이웃하는 들어가는 Periodic Side Boundary Condition 을 사용하였다.

벽면에서는 No Slip 경계조건을 사용하였다. Launder 와 Spalding[12]의 표준κ-ε 모델과 하이브리드 차분법을 사용하였다. 반복 수치계산은 질량 보존방정식의 잉여 값이 10^{-4} 이하가 될 때 까지 수행하였다. 수렴 해를 얻기 위해서는 약 5000 회의 반복계산이 이루어졌다. 이 계산은 CFD 코드인 CFX 를 이용하여 워크스테이션 HP9000 C200 에서 수행되었다.

4. 결과 및 고찰

4.1 축 방향 평균 속도분포

혼합장치 각도가 30 도 일 때 중앙 부수로에서 측정한 축 방향 속도분포를 평균속도에 대해 무차원화 하고 등속선 형태로 그림 4 에 나타내었다. 그림 4 에서 축방향 속도는 수로 중앙에서 조금 아래에 최대를 보이고 있으며 최대 지점를 중심으로 방사형으로 감소하는 것으로 나타났다. 벽면에서의 속도 구배가 수로 중앙에 비해 큰 것으로 나타났으며 수로 중앙에서의 최대 속도는 평균속도의 1.11 로 나타났다. 수로 중앙에서 간극쪽을 향해 볼 때 수로 간극의 오른쪽이 왼쪽에 비해 속도가 큰 것으로 나타났다.

4.2 반경방향 속도분포

1/8 수로에 대한 횡 방향 속도분포를 X-Film 탐침을 사용하여 측정하고 그림 5 에 나타내었다. 그림 5 에서 (a)에서 (d)는 날개 각도가 30 도인 경우 지지격자로부터 거리에 따른 반경방향의 속도분포를 나타내고 있으며 (e)에서 (h)는 날개 각도가 40 도인 경우에 대해 나타내고있다. 그림 5 에서 기준 속도는 5 m/s 를 나타낸다. 회전유동 발생장치가 부착된 지지격자에 의해 발생한 횡 방향 속도 성분은 지지격자 날개 방향과 동일하며 수로 중앙을 중심으로 방사형으로 속도가 증가하다가 봉 벽면 마찰과 간극의 영향으로 속도가 점차 감소하는

것을 볼 수 있다. 회전류의 크기는 혼합장치 가까운 곳에서 크게 나타났으며 하류로 갈수록 감소하는 것을 볼 수있다. 회전류의 크기를 정량적으로 평가하기위해 식 (2)와 같은 선회인자를 도입하고 축방향을 따라 선회인자의 크기를 구하고 그림 6 에 나타내었다.

$$F_{sw} \equiv \frac{1}{2p}\int \frac{|V|}{U_{av}} dz \tag{2}$$

여기서 p 는 봉간거리, V 는 수로의 대각선방향을 따라 수직인 속도를 나타낸다. 그림 6 에서 선회인자는 수로를 따라 단순 감소하는 것으로 나타났으며 선회 인자는 전 구간에 걸쳐 30 도인 경우가 40 인 경우에 비해 큰 것으로 나타났으나 하류로 갈수록 그 차이는 감소하는 것으로 나타났다.

4.3 난류강도

대각선 방향과 간극 방향으로의 난류강도의 변화를 단일 필름(Single Film) 탐침을 사용하여 측정하였다. 그림 7 은 대각선 방향 난류강도를 혼합날개로부터의 거리에 따른 혼합 장치 날개 각도 별로 나타내었다. 그림 7 에서 대각선을 따른 반경방향 난류강도 변화는 축방향 난류강도의 변화에 비해 큰 것으로 나타났으며 두 횡방향(V, W 방향) 난류강도는 크기가 서로 유사한 것으로 나타났다. 혼합날개에서 멀어질수록 난류강도 최대치는 봉과 수로 중심사이에서 수로 중심쪽으로 변화하는 것으로 나타났다. 축방향 난류강도는 날개 각도에 따라 크게 변화하지 않았으나 횡방향 난류강도는 날개 각도가 30 인 경우 축방향 난류강도에 비해 크게 나타났다.

그림 8 은 간극 방향 난류강도를 혼합날개로부터의 거리에 따른 혼합 장치 날개 각도 별로 나타내었다. 그림 8 에서 간극을 따른 난류강도는 세 방향 모두 유사하게 나타났으며 혼합장치로부터의 거리와 날개 각도에 크게 영향 받지 않으며 서로 유사한 값을 갖는 것으로 나타났다.

4.4 수치해석 결과 비교

그림 9 에서 날개 각도가 30 도 인 경우 수로 중심선을 따른 축방향 속도의 측정치와 수치해석 결과를 혼합 날개로부터의 거리에 따라 나타내었다. 혼합 날개 가까운 경우 축방향 속도의 최대치는 수로 중앙과 간극 사이에서 나타났으며 혼합장치로부터 멀어질수록 최대치는 부수로 중앙으로 이동하였다. 지지격자에서 가까운 x/Dh 가 1.8 인 지점에서는 수로 중앙에서 예측치는 측정치에 비해 크게 나타났으며 간극으로 갈수록 그 차이는 줄어들어 간극 근처에서는 거의 일치하는 것을 볼 수있다. 지지격자에서 멀어질수록 수로 중앙에서의 예측치와 측정치간의 차이는 줄었으며 수로 하단에서는 측정치가 예측치에 비해 조금 크게 나타났다. 혼합장치 가까운 수로 중앙에서 예측치가 측정치에 비해 크게 나타난 것은 예측모델이 지지격자와 날개의 두께를 고려하지 않음에 따라 지지격자 가까운 부분에서는 격자판과

날개 두께에 의한 유로 폐쇄에 따른 유량 감소의 영향이 적절히 고려되지 않았기 때문인 것으로 생각된다.

그림 10 에서 날개 각도가 30 도 인 경우 수로 중심선을 따른 횡방향 속도의 측정치와 치해석 결과를 날개로부터 거리에 따라 나타내었다. 두 결과 모두 중앙 수로에서의 횡방향 속도 최대치는 두 경우 모두 수로 중앙과 간극 사이에서 속도 최대치를 보이고 간극과 수로 중앙으로 갈수록 감소하는 경향을 보이고있다. 횡방향 속도의 측정치는 예측치에 비해 조금 크게 나타났다.

5. 결론

공기 시험 모델 지지격자 혼합 날개의 각도가 30 도 및 40 도인 회전유동 발생장치가 설치된 P/D 가 1.33 인 봉다발 중앙수로에서 유동구조를 Reynolds 수 1.2×10^5 에서 측정하고 아래와 같은 결론을 얻었다

1. 중앙 수로에서의 속도분포는 수로 중심에서 조금 처진 부분을 중심으로 방사형으로 분포하며 수로 중심에서의 최대 속도는 평균 속도의 1.11 배 인 것으로 나타났다.
2. 중앙 수로에서 날개 방향과 동일한 회전유동이 발생하며 회전류의 크기는 봉 벽면과 부수로 중앙 사이에서 최대이며 수로의 중심과 벽면으로 갈수록 감소하였다. 횡류의 크기는 날개의 각도가 30 도인 경우가 40 도인 경우에 비해 크게 나타났다.
3. 대각선 방향에서 난류강도는 날개의 각도가 30 도인 경우가 40 도에 비해 큰 것으로 나타났다. 지지격자에서 멀어질수록 난류강도의 차이는 점차 감소하였다. 간극 방향에서 난류강도는 지지격자로부터의 거리와 날개 각도의 영향에 상관 없이 모두 유사하게 나타났다.
4. 수치해석으로 예측한 수로 중앙을 따른 축방향 속도는 비교적 잘 일치하는 것으로 나타났으나 횡방향 속도는 측정치가 예측치에 비해 조금 크게 나타났다.

기호설명

D_h	수력직경	[m]
F_{SW}	선회인자	
P	봉간 거리	[m]
Re	레이놀즈 수	
U	축방향 속도	[m/s]
V, W	횡방향 속도	[m/s]
X,Y,Z	거리	[m]

그리스 문자

ν	동점성 계수	[m^2/s]

첨자

av	산술 평균

후기

본 연구는 과학기술부 원자력 연구 개발 중장기 사업의 지원으로 수행되었으며 이에 감사 드립니다.

REFERENCES

1. Kjellstrom B., “Transport Process in Turbulent Channel Flow,” AE-RL-1344, Aktiebolaget Atom- energi, Studsvik (1971)
2. Trupp A. C. and Azad R. S., “The Structure of Turbulent Flow in Triangular Array Rod Bundles,” Nuclear Engineering and Design, Vol. 32, 47-84 (1975)
3. Rowe D. S., “Implications Concerning Rod Bundle Crossflow Mixing Based on Measurements of Turbulent Flow Structure,” Int. J. Heat and Mass Transfer, Vol. 17, 407-419 (1979)
4. .Hooper J. D. and Rehme K., “Large-scale Structural Effects in Developed Turbulent Flow through Closely-spaced Rod Arrays,” J. Fluid Mech., Vol. 145, 305-337 (1984)
5. Shen Y. F., Cao Z. D. and Lu Q G, “An Investigation of Crossflow Mixing Effect Caused by Grid Spacer with Mixing Blades in a Rod Bundle,” Nuclear Engineering and Design, Vol. 125, 111-119 (1991)
6. Yang S. K. and Chung M. K., “Spacer Grid Effects on Turbulent Flow in Rod Bundles,” J. KNS, Vol. 28, 56-71 (1996)
7. Ingesson L. and Hedberg S., “Heat Transfer between Subchannels in a Rod Bundle,” Heat Transfer, Paris, Vol. 3, Fc 7. 11, Elsevier (1970)
8. Hejna J. et al., “Measurement Program for the Structure of Turbulent Flows in a Square Rod Lattice Part 2. Experimental Investigations of Flow in a Model of PWR- Type Fuel Assembly Spaced by Systematical Vaned Grids,” Nuclear Research Institute Rez plc, 1994
9. Karoutas Z., Gu C. Y. and Scholin B.,”3-D Flow Analyses for Design of Nuclear Fuel Spacer”, Proc. Of the 7th Int. Meeting on Nuclear Reactor Thermal-hydraulics, Newyork, United States, September 10-15, (1995)
10. In, W. K., “Numerical Analysis of Turbulent Flow Characteristics in Nuclear Fuel Subchannel with Flow Mixing Promoters,” KSME, Pusan, vol. B, pp. 608-613 (1999)
11. AEA Technology, CFX-4.2 Solver, Harwell Laboratory, Oxfordshire, UK, (1997)
12. Launder B.E. and Spalding D.B., “The numerical computation of turbulent flows,” Computational Methods in Applied Mechanics and Engineering, Vol. 3, 269-289 (1974)

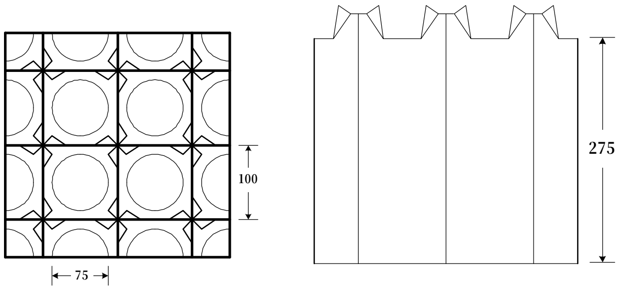


Figure 1. Air Model Test Spacer Grid

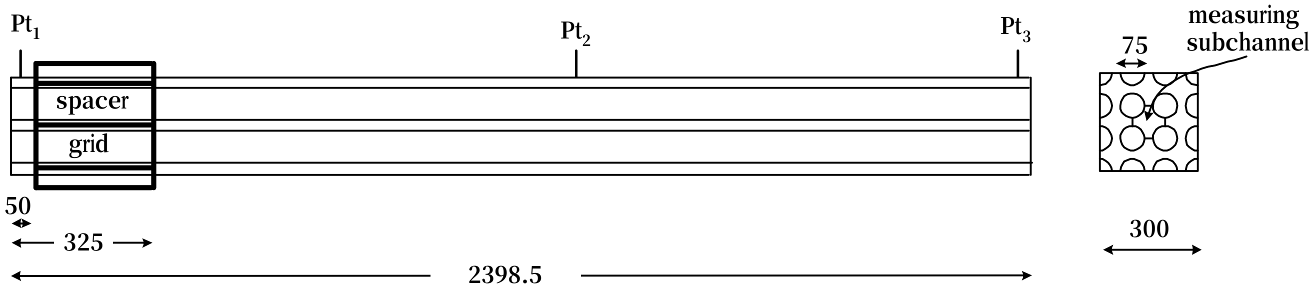


Figure 2. Test Section

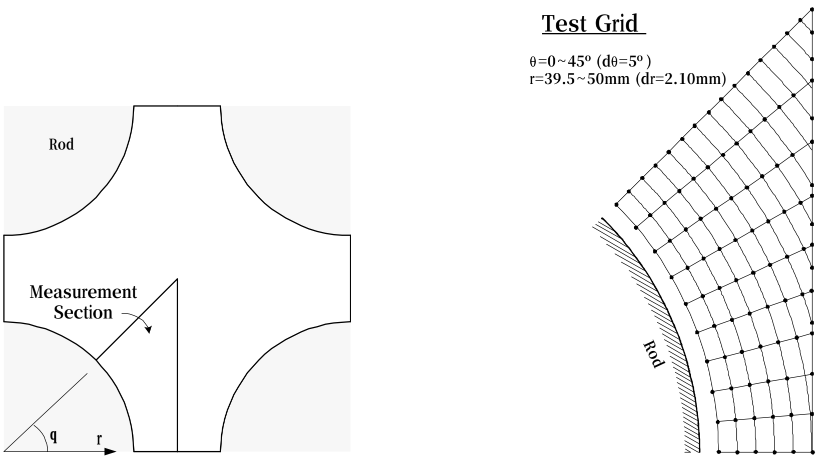


Figure 3. Division of Subchannel

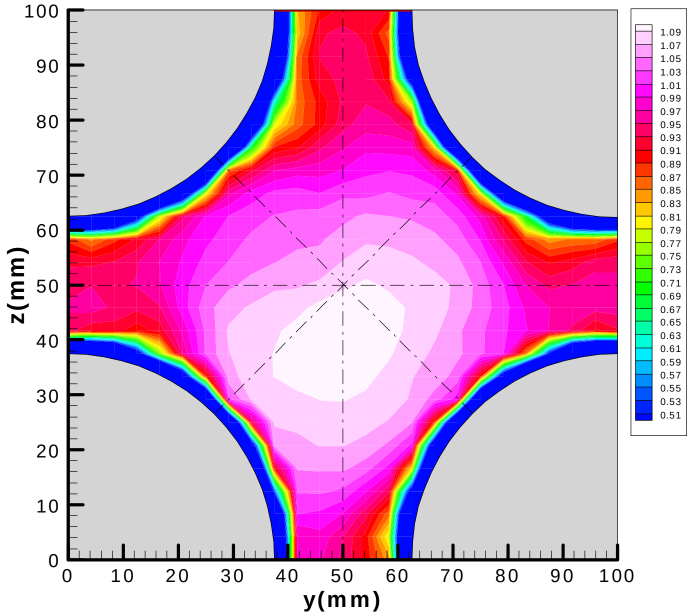


Figure 4. Contours of Axial Velocity

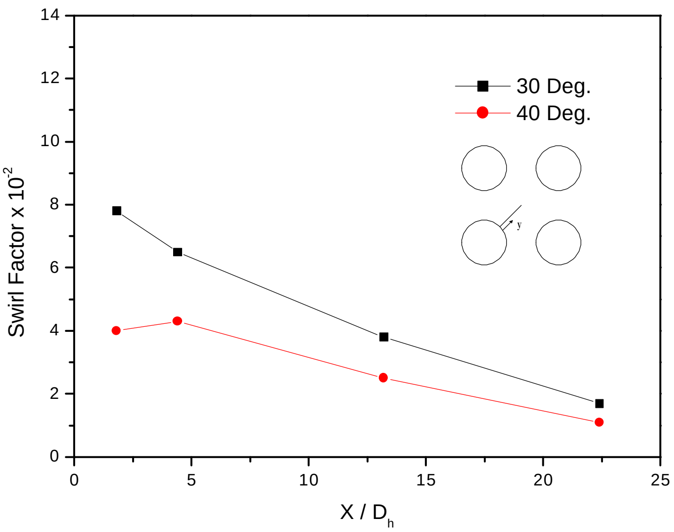
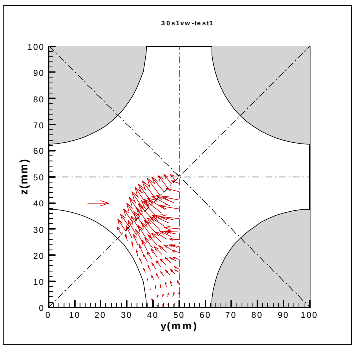
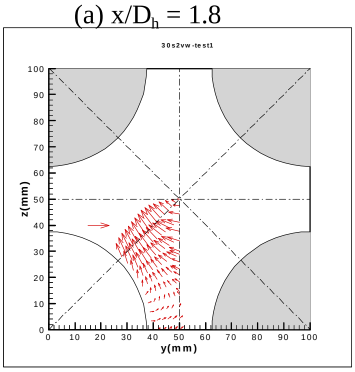


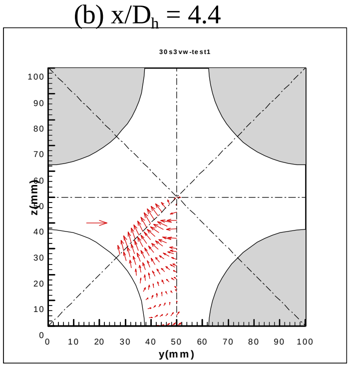
Figure 6. Swirl Factor along the Subchannel Diagonal



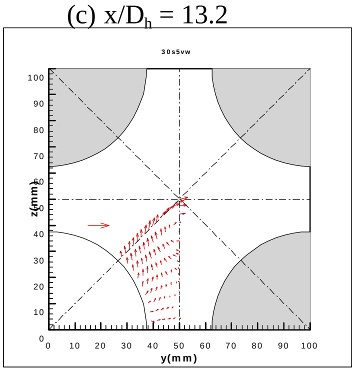
(a) x/D_h = 1.8



(b) x/D_h = 4.4

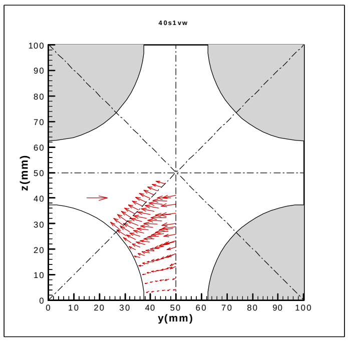


(c) x/D_h = 13.2

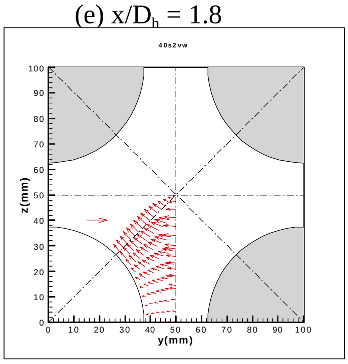


(d) x/D_h = 22.4

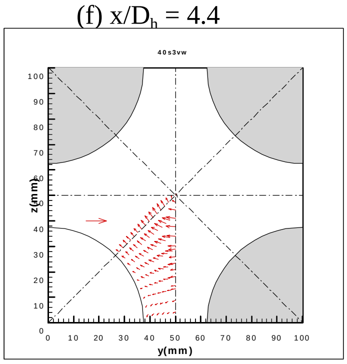
30 Deg. Vane Angle



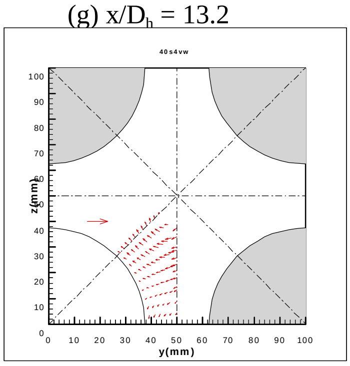
(e) x/D_h = 1.8



(f) x/D_h = 4.4



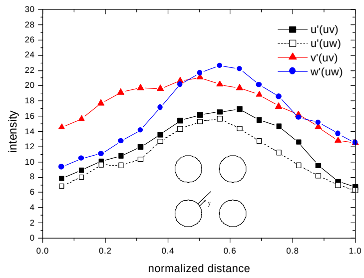
(g) x/D_h = 13.2



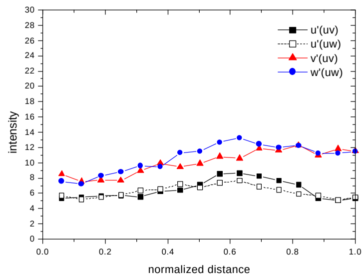
(h) x/D_h = 22.4

40 Deg. Vane Angle

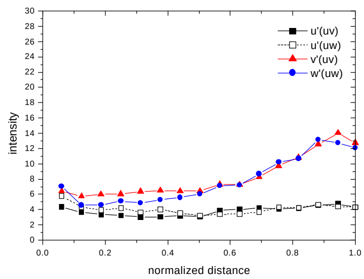
Figure 5. Lateral Velocity Distribution



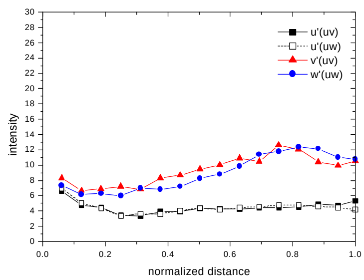
(a) $x/D_h = 1.8$



(b) $x/D_h = 4.4$

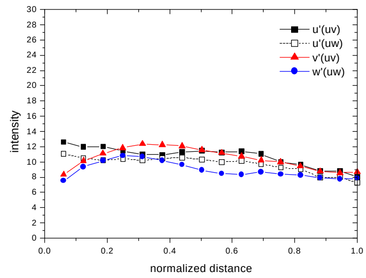


(c) $x/D_h = 13.2$

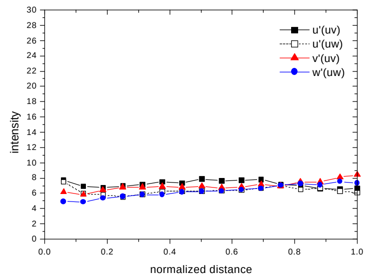


(d) $x/D_h = 22.4$

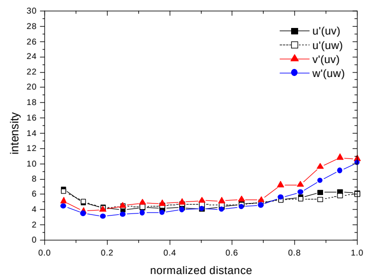
30 Deg. Vane Angle



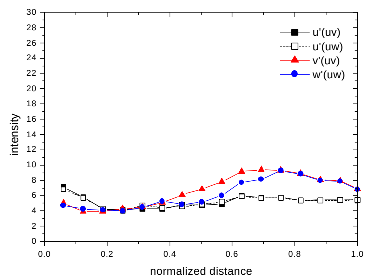
(e) $x/D_h = 1.8$



(f) $x/D_h = 4.4$



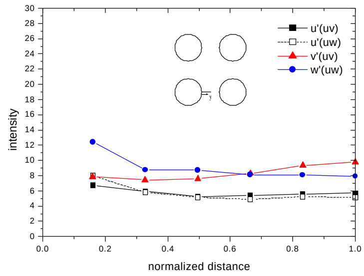
(g) $x/D_h = 13.2$



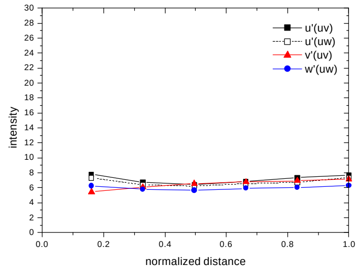
(h) $x/D_h = 22.4$

40 Deg. Vane Angle

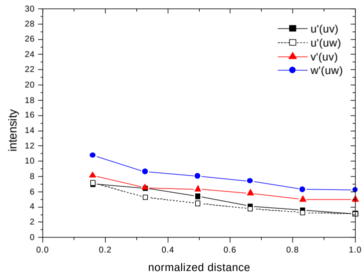
Figure 7. Turbulent Intensity Variation along the Subchannel Diagonal



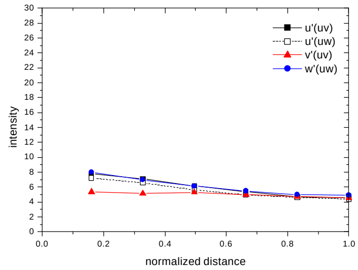
(a) x/D_h = 1.8



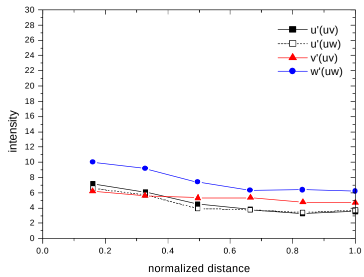
(e) x/D_h = 1.8



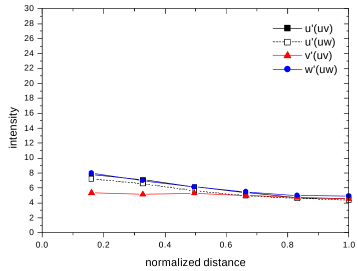
(b) x/D_h = 4.4



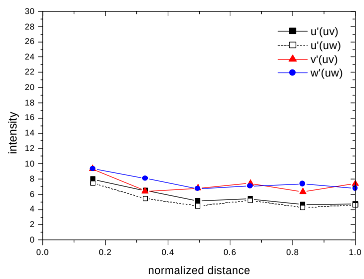
(f) x/D_h = 4.4



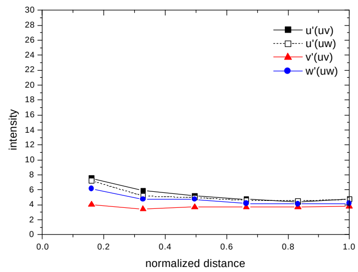
(c) x/D_h = 13.2



(g) x/D_h = 13.2



(d) x/D_h = 22.4



(h) x/D_h = 22.4

30 Deg. Vane Angle **40 Deg. Vane Angle**

Figure 8. Turbulent Intensity Variation along the Subchannel Gap

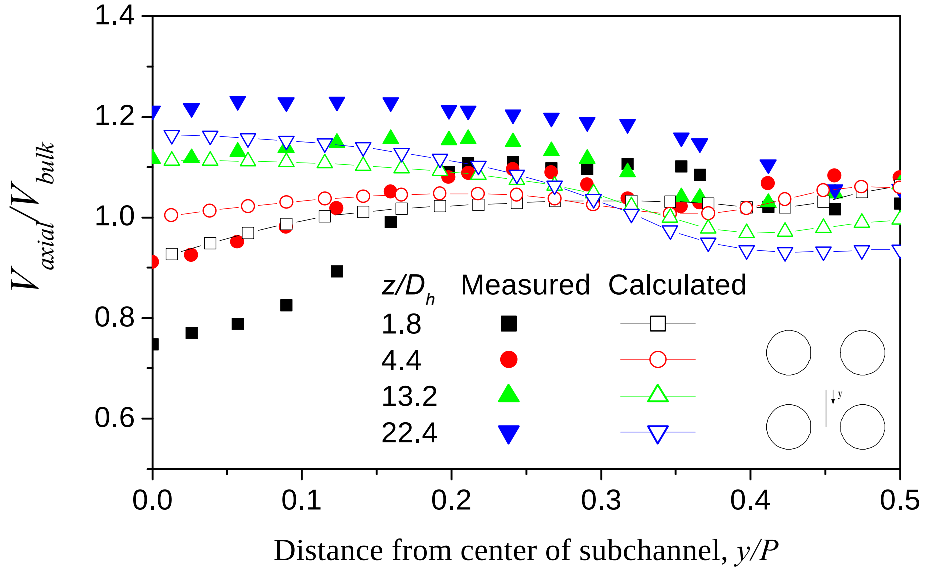


Figure 9. Comparison of Axial Velocity Distribution between Measured and Calculated Data

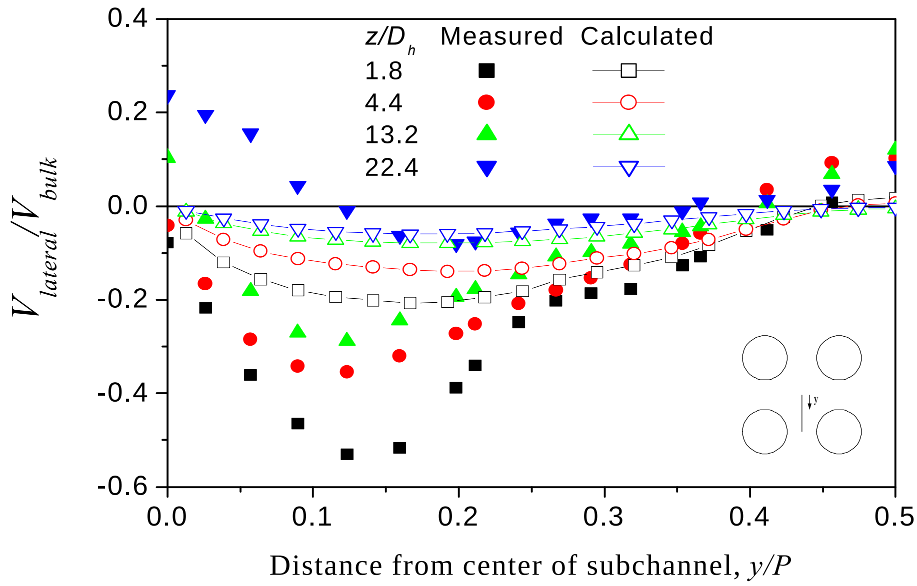


Figure 10. Comparison of Lateral Velocity Distribution between Measured and Calculated Data