2002 추계학술발표회 논문집
한국원자력학회

복합유동발생 날개와 분리형 날개 지지격자 후방 봉다발에서의 유동 구조 비교

Comparison of Flow Structures in Rod Bundle with Hybrid and Split Vane Spacer Grids

오동석, 인왕기, 전태현

한국원자력연구소
대전광역시 유성우체국 사서함 105 호

요약

열선풍속계와 피톳 튜브를 사용하여 지지격자 모델들에 대한 풍동 시험을 수행하였다. 봉다발 부수로 내에서 난류 유동장을 측정하고 비교하기 위해 십자형 센서가 부착된 열선풍속계을 사용하였다. Reynolds 수 1.2 X 10^5 에서 6 개의 축방향을 따라 3 방향 국부 평균 속도와 난류 강도 성분을 복합유동 발생 날개와 분리형 날개에 대해 측정하였다. 시험 결과로부터 복합유동 발생날개 후방에서는 교차류와 회전류가 균형을 이루며 존재한 반면 분리형 날개 후방에서는 강한 교차류가 존재하는 것을 볼 수 있었다. 각 날개 부수로에서 난류과 이차유동의 결과로부터 예상되는 유동혼합과 유체유인진동에 대해서 토의 하였다.

Abstract

Wind tunnel tests were conducted on two spacer grid air models using hotwire anemometry and Pitot tube. Hot wire anemometry with cross film probe was used to measure the flow field and to compare the flow structures. Three dimensional velocity distributions and turbulent intensities over a central subchannel are measured at the Reynolds number of 1.2 X 10^5 along 6 axial locations. The results show that cross and swirl flow are balanced in the gap and center of subchannel, respectively, downstream of hybrid vane while strong cross flow is appearing in the gap downstream of split vane. We discussed the flow mixing and flow induced vibration characteristics prospected from the turbulent and secondary flow result for each vane.

1. 서론

봉다발 유동에서 지지격자 하류에 형성되는 난류 유동 구조는 지지격자의 열적 성능에 직접적인 영향을 미친다. 열적성능의 제고를 위해 지지격자 상부에는 유동혼합을 위한 장치를 일체형으로 설치하는 방안이 실제로 적용되고 있다. 이 유동혼합장치는 봉다발 내 냉각재 혼합을 증가시키고 부수로 내의 엔탈피 불균형을 완화시켜 봉 표면의 열전달을 촉진시키는 역할을 한다. 회전유동과 같은 특정 성분의 유동은 봉다발 표면에서 국부적으로 발생하는 기포들을 봉 표면으로부터 이탈시키고 봉 표면으로 온도가 낮은 냉각재의 원활한 유입을 도움으로써 봉 표면에서의 열전달을 촉진시킨다. 이러한 목적으로 유동 혼합 장치가 지지격자 상부에 일체형으로 고안되었다. 유동혼합 장치는 형상의 특징에 따라 지지격자 후방 봉다발에서의 유동형태가 결정되므로 유동혼합장치의 형상을 결정하기 위해 개념적 설계, 최적화 과정 및 검증시험이 뒤따른다. 지금까지 고안된 유동혼합장치로는 Westinghouse 사의 분리형 날개[1], SPC 사의 덕트형 혼합장치[2], KAERI 의 회전유동 날개[3] 와 복합유동 날개[4] 등을 들 수 있다. 혼합 장치 기하형상이 유동에 미치는 영향에 대한 실험적 연구는 Shen[5], Yang[6], Hejna[7], 및 Oh[8] 등에 의해 수행되었다. Shen[5]은 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(Laser Doppler Anemometry)를 사용하여 측정하고 부수로 간의 유체 혼합율은 날개의 각도에 의존하며 날개의 각도가 증가함에 따라 혼합율과 혼합율 감쇄가 동시에 커짐에 따라 혼합율과 축방향 혼합률 감쇄율 간의 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 측정하고 유동 혼합율은 축 방향을 따라서 급격히 감소하고 10~15 D_h 에서 최소가 되는 것을 보였다. 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. Oh[8,9]등은 회전 날개와 분리형 날개가 각각 부착된 지지격자 후방에서의 유동 구조를 열선풍속계를 이용하여 측정하고 기존 상용 코드의 결과 및 기존 자료들과 비교하였다. 지금까지 수행된 분리형 날개 지지격자에 대한 측정은 주로 날개에서 거리가 5 D_h 이상인 지점에서 수행되었다. 날개에서 멀어질수록 벽면의 영향은 커지고 날개의 영향은 감소하는데 축방향 속도 측정 결과에서 5 D_h 에서 이미 봉의 마찰 영향이 상당히 큰 사실을 볼 수 있다[10]. 따라서 날개의 영향을 알아보기 위해서는 날개의 영향이 큰 날개 근처에서의 유동을 측정하는 것이 필요하다. 본 연구에서는 복합유동발생 날개와 분리형 날개 지지격자로부터 거리가 0~5 D_h 인 부수로 내에서의 3 차원 속도 성분과 난류강도 성분을 측정함으로써 날개 근처에서의 유동자료를 생산하고 기존자료와 비교함으로써 두 지지격자의 특성을 비교하였다.

2. 실험장치 및 측정

실험은 핵연료집합체 지지격자의 공기역학 모형이 설치된 풍동에서 수행되었다. 그림 1 은 시험에 사용된 복합유동발생 날개와 분리형 날개 지지격자의 공기역학 모형을 보여주고 있다. 복합유동발생 지지격자는 날개 후방 부수로에서 회전류와 교차류가 동시에 존재하도록 고안되었다. 부수로 중앙에 회전류를 발생시키는 한 쌍의 날개와 교차류를 발생시키는 한 쌍의 날개가 대각선 방향으로 서 마주보며 회전 대칭 형태로 존재하며 이웃 근접 수로의 회전 방향과 반대가 되도록 날개가 배열되었다. 분리형 날개는 Westinghouse 사와 Siemens 사에서 사용하고 있는 전형적인 유동 혼합장치로 날개 후방 부수로 간극에서 교차류를 발생시키도록 고안되었다. 분리형 날개는 부수로 중앙에 한 쌍의 날개가 대각선 방향으로 서로 마주보고있다. 날개의 방향은 이웃 근접 수로의 방향과 반대 방향이 되도록 배열되었다. 지지격자는 3 X 3 배열이며 지지격자 격자판 피치 및 격자판의 높이는 각각 100 mm 와 275 mm 이다.

핵연료 시험 봉다발을 모사한 시험부는 그림 2 와 같다. 수로의 단면은 300 mm X 300 mm 이며 수로 내 설치된 봉은 직경이 75 mm 이고 길이가 2400 mm 인 아크릴 관에 의해 제작되었다. 봉의 직경 대 피치의 비는 1.33 이며 봉 배열은 사각형 형상이다. 시험부 입구에는 봉다발로 유입되는 유동분포를 균일화 시키는 격자 형태의 Straightener 가 존재하며 시험부 후방에는 봉다발 시험부의 축방향을 따라 이동 가능한 지지격자가 존재한다. 측정을 위해 3 차원 이송기구가 사용되었다. 이송기구는 Velmax 8300 으로 900 mm X 900 mm X 900 mm 까지 이송가능하며 이송 장치의 정밀도는 ±0.01 mm 이다. 이송 장치는 3 차원 유동을 측정을 위해 열선풍속계 탐침을 원격 이동시킨다. 난류분포를 측정하기 위해 사용된 열선풍속계는 TSI 사 시스템으로 TSI 100 열선풍속계, TSI 200 Digitizer 및 측정자료 처리를 위한 프로그램 DAP 로 구성되어있다. 열선풍속계를 통해서 나온 신호는 HP 54602B 오실로스코프를 통하여 주기적으로 관찰되었다. 축방향 속도분포를 측정하기 위해 사용된 피톳 튜브는 2.4 mm 외경의 스테인레스 튜브로 제작되었으며 정압 측정공은 방사형으로 4 개 위치하고있다. 측정을 위한 좌표계는 그림 3 과 같다. 측정 위치로 중앙 부수로가 선정되었다. 축방향 속도분포를 측정하기 위해 그림 3 (a) 좌표계가 사용되었다. 측정점은 부수로를 균일하게 나눈 244 개의 지점이다. 축방향 속도분포는 지지격자 후방 $0D_h$, $1D_h$, $2D_h$, $3D_h$, $4D_h$ 및 $5D_h$ 지점에서 측정함으로써 지지격자 가까이서 유동이 발달됨에 따른 유동형태의 변화를 관찰하였다. 횡방향 속도 및 난류 강도는 그림 3 (b) 좌표계의 위치에서 측정되었다. 좌표계는 4 개의 간극 방향, 2 개의 대각선 방향 및 2 개의 중앙선 방향을 포함한다. 시험에서 Reynolds 수는 아래와 같이 정의되며 난류인자는 Reynolds 수가 1.2 x 10^5 일 때에 시험부 출구에서 측정되었다:

$$\mathrm{Re} = \frac{\overline{U} \cdot D_h}{\nu} \qquad (1)$$

여기서 $\overline{U}$ 는 지지격자 없는 단면 전체의 축방향 평균 속도, D_h 는 수력직경 및 ν 는 동점성계수 이다.

3. 결과 및 고찰

3.1 축 방향 평균 속도분포

지지격자 하류 중앙 부수로에서 Pitot Tube 로 측정한 축방향 국부 속도 U_{av} 를 평균 속도 $\overline{U}$ 로 나누어 무차원화하고 이를 등속선형태로 그림 4 에 나타내었다. 그림 4 에서 흰 부분은 고속영역을 나타내며 파란 영역은 저속 영역을 나타낸다. 날개 바로 뒤인 $0D_h$ 지점에서는 날개의 영향을 받아 날개에 의해 유로가 폐쇄되는 위치에 저속영역이 존재하고 날개와 날개 사이에 고속영역이 존재하였다. $1D_h$ 지점에서(그림 4(b)) 복합유동발생지지격자의 경우 고속영역은 수로중앙과 벽 사이에 존재하고, 분리형 날개가 부착된 부수로에서의 고속영역은 상부 날개에 의해 간극 가까운 벽쪽으로 이동하였으며 하부 날개에 의해 발생한 고속영역은 이미 간극을 통해 이웃수로로 이동된 것을 볼 수 있어 날개에 의한 교차류는 분리형 날개에 의해 지지격자 가까이에서 강하게 일어나는 것을 볼 수 있다. $2D_h$ 지점에서(그림 4(c)) 복합유동발생지지격자의 경우 상하 봉 표면에 고속영역이 대칭되게 존재하며, 분리형 날개의 경우 비대칭 형태의 고속영역이 존재한다. 복합유동발생 날개는 4 개로 대칭 존재하기 때문에 비교적 균일한 교차류가 발생하는 반면 두 개의 분리형 날개에서는 날개 각도의 영향을 민감하게 받아 비대칭 축방향 유동분포가 발생한 것으로 보인다. $5D_h$ 에서(그림 4(f)) 측정된 속도분포에서는 복합유동발생 지지격자 경우 수로 중앙에 원형의 저속영역이 존재하며 분리형 날개 경우 수로 상하에 비교적 높은 수준의 저속영역이 존재하는 것으로 나타났다. 이는 수로에서의 축방향 속도 발달이 분리형 날개에 비해 복합유동발생 날개에서 느리다는 것을 알 수 있다. 따라서 유동 발달에 의한 유동혼합 길이는 분리형 날개 지지격자에 비해 복합유동발생 지지격자가 더욱 길 것으로 사료된다.

3.2 횡방향 속도분포

중앙 부수로 내에서 횡 방향 속도분포를 X-Film 탐침을 사용하여 측정하고 그림 5 에 나타내었다. 그림 5 (a)는 $1D_h$ 에서의 횡방향 속도분포이며 그림 5 (b)는 $3D_h$ 에서의 횡방향 속도분포이다. 그림에 나타난 기준 속도 크기는 5 m/s 이다. 그림 5 에서 복합유동발생 지지격자 부수로 내에서는 수로중심을 축으로 한 회전유동이 발생하였으며 간극에서는 교차류가 발생하는 것을 볼 수 있다. 지지격자에서 멀어질수록 횡류 방향은 그대로 유지되었으나 간극에서 최대 속도의 위치는 변화하였다. 분리형 날개 지지격자 후방 부수로 간극에서는 강한 교차류가 발생하였으며 수로 내에서는 교차류에 의해 수로 중심을 향하거나 중심으로부

터 간극을 향하는 유동이 발생하였다. 날개 가까운 $1D_h$ 에서는 부수로 내에서 날개방향과 동일한 횡류가 발생하였으나 지지격자에서 떨어진 $3D_h$ 에서는 날개 방향과 대항하는 횡류가 존재하였다. 지지격자 가까이에서는 날개의 영향으로 날개와 동일한 방향의 교차류가 발생하나 날개에서 멀어짐에 따라 간극을 넘어온 교차류와 날개의 유동 폐쇄 영향으로 횡류가 날개 방향을 따라가지 못하고 축방향 유동이 발달한 날개와 날개의 사이 방향으로 진행한 것으로 생각된다. 날개 후방 부수로 간극에서 유출되는 속도분포의 형태가 유입되는 속도분포의 것과 동일하게 나타나 수치해석에서 사용되는 경계조건으로 주기 경계조건이 타당한 것으로 실험을 통해 확인하였다. 분리형 날개 후방에서는 교차류의 크기가 회전류의 것에 비해 커서 부수로 내 횡류는 교차류에 의해 지배되는 것으로 나타났으며 복합유동 발생 지지격자 후방에서는 회전류의 크기와 교차류의 크기가 서로 비슷하게 균형을 이루는 것으로 나타났다. 특히 분리형 날개에 의해 발생하는 강한 교차류는 횡류에 의한 연료봉 떨림과 같은 기계적 건전성 저해요인으로 작용할 수도 있는 것으로 판단된다.

3.3 선회 인자

지지격자에 대한 선회유동의 크기를 정량적으로 나타내기 위해 선회인자를 식 (2)와 같이 정의하였다.

$$F_s = \frac{1}{p}\int \frac{|V_{lateral}|}{\bar{U}} dl \tag{2}$$

여기서 p 는 대각선 방향 봉 표면에서 봉 표면까지의 거리를 나타내며 $|V_{lateral}|$는 부수로 대각선에 수직한 횡방향 속도성분을 나타내고 $\bar{U}$ 는 부수로 평균 축방향 속도를 나타내며 l 은 대각선을 따른 거리를 나타낸다. 선회인자는 지지격자 대각선 5 와 6 을 따라서 계산되었다. 그림 6 은 유동이 발달함에 따라 선회인자의 변화를 보여주고 있다. 선회인자는 유동이 발달함에 따라 감소하는 것을 볼 수 있으며 $6D_h$ 이상에서 측정한 Hejna[7]의 측정 결과와 일관성을 갖는 것을 볼 수 있다. 복합유동발생 날개의 선회인자는 분리형 날개에 비해 조사된 범위에서 평균적으로 0.11 크게 나타났으며 이는 분리형 날개 평균치의 1.8 배로 복합유동 발생날개에 의해 발생한 회전류의 크기가 분리형 날개에 의해 발생한 값에 비해 1.8 배 크다는 의미이다.

3.4 난류 강도

X-Film 탐침을 사용하여 유동의 난동을 측정하고 축 방향 속도의 평균으로 무차원화

하였다. 축방향 난류강도는 식 (3)과 같이 나타내었다.

$$I_x = \frac{u'}{\overline{U}} \cdot 100 \tag{3}$$

여기서 u'은 축방향 난동 성분이며 $\overline{U}$는 국부 평균 속도를 나타낸다. 그림 7 은 유동이 발달함에 따라 지지격자 후방 부수로 중앙에서 축방향 난류강도를 보여주고있다. 복합유동발생 지지격자 의 난류강도는 $3D_h$ 까지 증가하다가 그 후에 감소하는 것을 볼 수 있으며 그 크기는 Hejna 가 실험한 분리형 날개에서의 결과와 유사하게 나타났다. 복합유동발생 날개의 난류 강도는 분리형 날개에 비해 평균 0.018 크게 나타났으며 이는 분리형 날개 평균치 0.081 에 비해 22% 크다.

3.5 교차류 인자

간극에서 교차류 크기를 정량적으로 평가하기 위해 교차류 인자를 식 (4)와 같이 정의하였다.

$$F_c = \frac{1}{s}\int \left| V_{lateral} \right| dy \cdot \frac{\delta}{\nu_r} \tag{4}$$

여기서 δ 는 봉 피치, ν_r 는 기준 난류점성계수이다. 난류점성계수는 Moeller[11] 에 의해 식 (5)와 같이 정의되었다.

$$\nu_r = \nu \frac{\mathrm{Re}}{20}\sqrt{\frac{\xi}{8}} \tag{5}$$

여기서 ν 는 동점성계수, ξ 는 Blasius 마찰 인자 상관식이다.

그림 8 에서 Hejna split vane 의 측정결과와 기존 실험의 결과를 비교하였다. 지지격자 근처에서 높은 교차류가 존재하며 지지격자로부터 멀어질수록 그 크기는 급격히 감소하는 것으로 나타났다. 측정 결과는 기존 Hejna[7]의 결과와 유사한 경향과 크기를 보이며 일관성을 유지하는 것을 볼 수 있다. 분리형 날개의 교차류인자는 복합유동발생 날개에 비해 평균 29 크게 나타났으며 이는 분리형 날개 평균치 63 에 비해 47%에 해당한다.

3.6 난류확산계수

난류확산계수(TDC) [7] 는 식 (6)과같이 정의되었다.

$$TDC = \frac{1}{8 \cdot s} \int \frac{\left| V' \right|}{\overline{U}} dy \qquad (6)$$

여기서 s 는 봉 벽면에서 간극의 중앙까지의 거리, $\left| V' \right|$는 간극에서 간극에 수직한 속도의 난동 평균의 제곱평방, $\overline{U}$ 는 부수로 평균 축방향 속도를 나타낸다. 그림 9 는 간극에서 봉으로부터의 상대 거리에 따른 TDC 변화를 보여주고 있다. 그림 9 에서 난류확산계수는 벽면에서 크며 간극 중앙으로 갈수록 그 크기는 감소하는 것으로 나타났으나 그 변화량은 크지 않았다. 실험결과로부터 구해진 TDC 는 기존 Hejna[7] 실험 결과에 비해 약 14% 크게 나타났다. 이는 그림 7 의 축방향 난류강도 변화를 유추해 볼 때 두 시험 결과에 대한 비교 지점의 차이 즉 $5D_h$ 와 $6.2D_h$ 에 의한 요인이 큰 것으로 판단된다. 복합유동발생 날개의 난류 확산계수는 분리형 날개의 평균 0.056 에 비해 8.5% 크게 나타났다.

4. 결론

분리형 날개와 복합유동 발생 날개 지지격자 하류 봉다발에서 유동구조 고찰을 위해 공기 모형 실험이 수행되었다. 시험 봉다발은 3 X 3 으로 배열 되었으며 봉의 직경은 75㎜ 이고 봉의 직경과 봉 간 거리 비(P/D)는 1.33 이다. Reynolds 수 1.2 X 10^5 에서 봉다발 하단 중앙수로에서 3 차원 속도분포와 난류강도를 축방향을 따라 지지격자의 영향이 지배적인 $0D_h$, $1D_h$, $2D_h$, $3D_h$, $4D_h$ 및 $5D_h$ 지점에서 측정하였다. 측정결과로부터 선회인자, 교차류 인자, 난류확산계수를 구하고 기존의 자료들과의 비교를 통해 다음과 같은 결론을 얻었다.

1) 분리형 날개 측정결과로부터 지지격자 후방에서 강한 교차류가 존재하는 것으로 나타났으며 측정 결과로부터 구해진 난류강도, 난류 확산계수, 교차류인자 및 선회인자 들은 기존 측정 결과들과 일관성을 갖는 것으로 나타났다.

2) 복합유동 날개 후방에서는 교차류와 회전류가 서로 균형있게 발생하는 것으로 나타났다.

3) 부수로 내에서 선회인자와 부수로 중앙에서의 난류강도는 복합유동 날개가 분리형 날개에 비해 크게 나타나 복합유동날개가 분리형 날개에 비해 부수로 내에서 유동혼합을 잘 일으키는 것으로 나타났다.

4) 부수로와 부수로 사이에서 교차류인자는 분리형 날개가 복합유동 발생 날개에 비해 크게 나타났으나 난류확산계수는 복합유동 날개가 분리형 날개에 비해 크게 나타났다. 이는

분리형 날개가 복합유동발생 날개에 비해 교차류에 의한 유동혼합은 잘 일으키는 것으로 나타났으나 수로 경계에서 난류에 의한 물질확산은 반대인 것으로 나타났다.

5) 부수로 내와 부수로 경계에서의 유동혼합의 결과로부터 전체적인 유동 혼합은 복합유동날개가 분리형 날개가 서로 유사할 것으로 기대되나 지지격자 가까이에서 분리형 날개에 의해 발생한 강한 교차류는 봉 진동을 유발시키는 요인으로 작용할 수 있다.

Nomenclature

D_h	hydraulic diameter	[m]
F_S	swirl factor	
Fc	cross flow factor	
l	length along diagonal	[m]
p	diagonal distance from rod surface to rod surface	[m]
s	distance from rod surface to gap center	[m]
Re	Reynolds number ($=\frac{\rho \bar{U} D_h}{\mu}$)	
$\bar{U}$	subchannel average axial velocity	[m/s]
$V_{lateral}$	lateral velocity($\sqrt{V^2+W^2}$) perpendicular to diagonal	[m/s]
U, V, W	time averaged local velocity	[m/s]
x, y, z	coordinate	[m]
u', v', w'	turbulent fluctuations	[m/s]

Greek Symbols

δ	rod pitch
ν	kinematic viscosity
ξ	friction factor

Subscripts

av	arithmetic bundle averaged
bulk	bulk average
r	reference

후기

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

REFERENCES

1. Edmond E. DeMario and Et al., “Coolant Flow Mixer Grid for a Nuclear Reactor Fuel Assembly,” US PAT, 4692302 (1987)
2. John F. Patterson and Et al., “Mixing Grid,” US PAT, 4726926 (1988)
3. Chun Tae Hyun and Et al, “Fuel Assembly spacer Grid with Swirl Deflectors and Hydraulic Pressure Springs,” US PAT, 6236702 (2001)
4. 전태현, “복합유동 혼합장치를 가진 핵연료집합체 지지격자,” 출원번호 10-2001-48173 (2001)
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. 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
8. Oh D. S., In W. K, and Chun T. H., “Structure of Turbulent Flow in Subchannel of Rod Bundle Downstream of Spacer Grid with Flow Mixing Device,” the 4th JSME-KSME Thermal Engineering Conference, October 1-6 2000, Kobe, Japan
9. Oh D. S., In W. K, and Chun T. H., “Measurement of Flow Structure in Rod Bundle with Spacer Grid” Proc. 2001 KNS Autumn Mtg., Suwon, Korea, October. 21, 2001
10. Oh D. S., In W. K, and Chun T. H., “Measurement of Flow Structure in Rod Bundle with Spacer Grid” Proc. 2001 KNS Spring Mtg., Cheju, Korea, May. 25-27, 2001
11. Moeller S. V., “Experimental study of the phenomena of turbulent flow in the narrow gaps between subchannels of rod bundles, KfK 4501, 1989

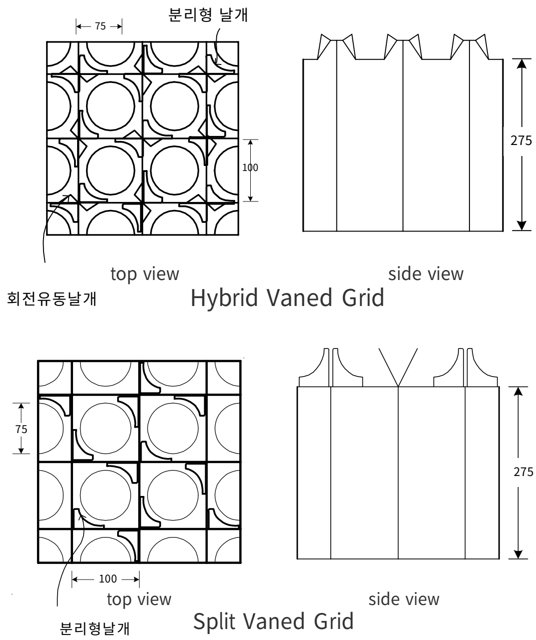


Figure 1. Test Spacer Grid

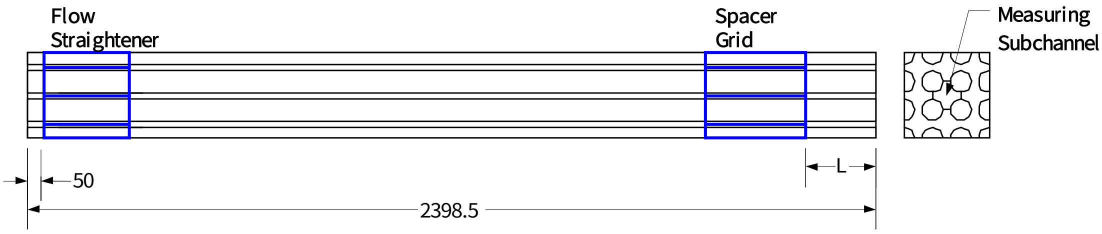
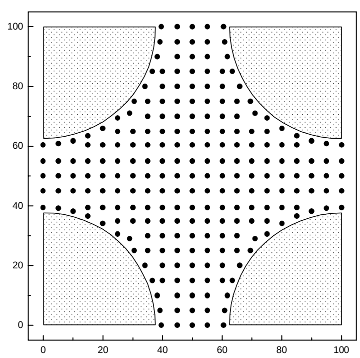
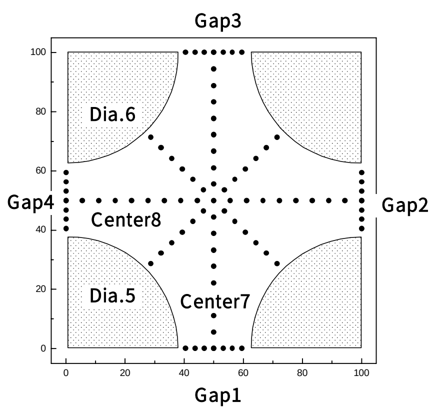


Figure 2. Test Section

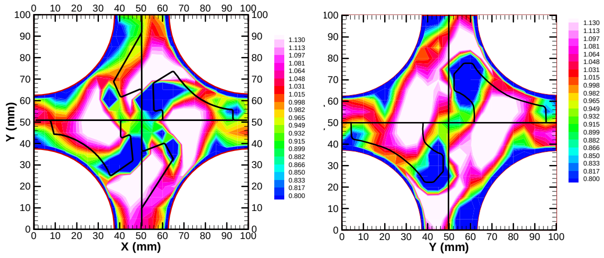


(a) Pitot Tube

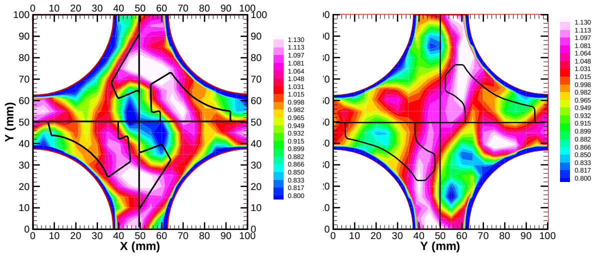


(b) Hot Wire Anemometry

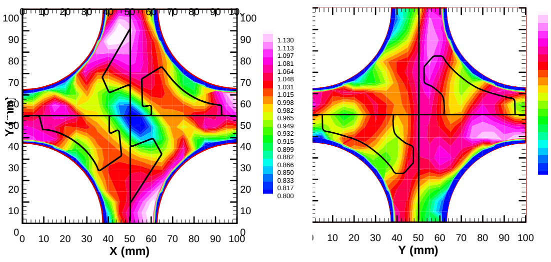
Figure 3. Measuring Points



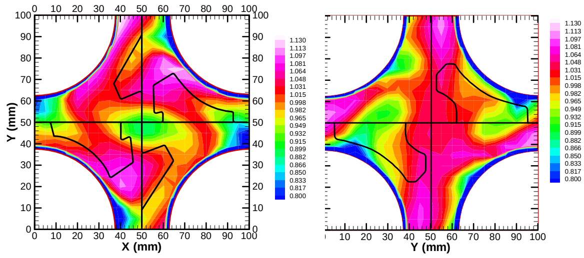
(a) $0D_h$



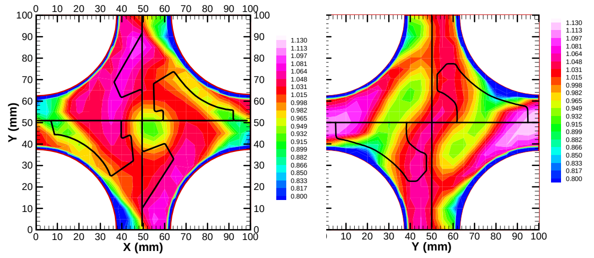
(b) $1D_h$



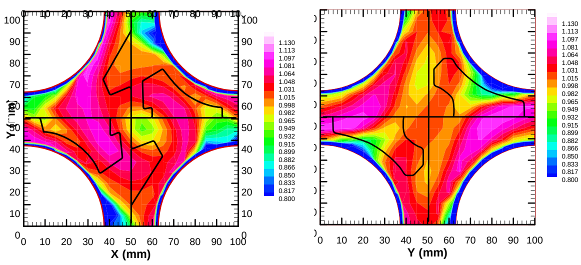
(c) $2D_h$



(d) $3D_h$

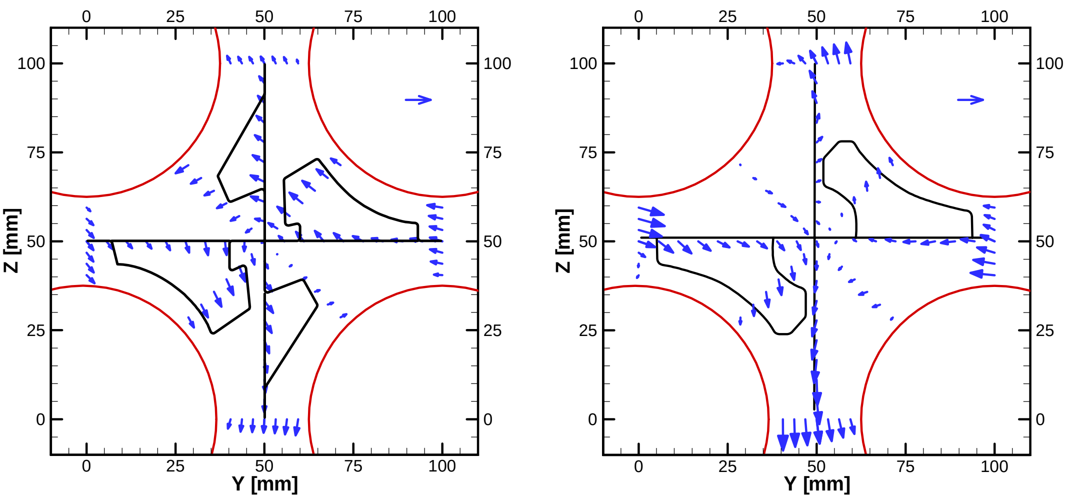


(e) $4D_h$

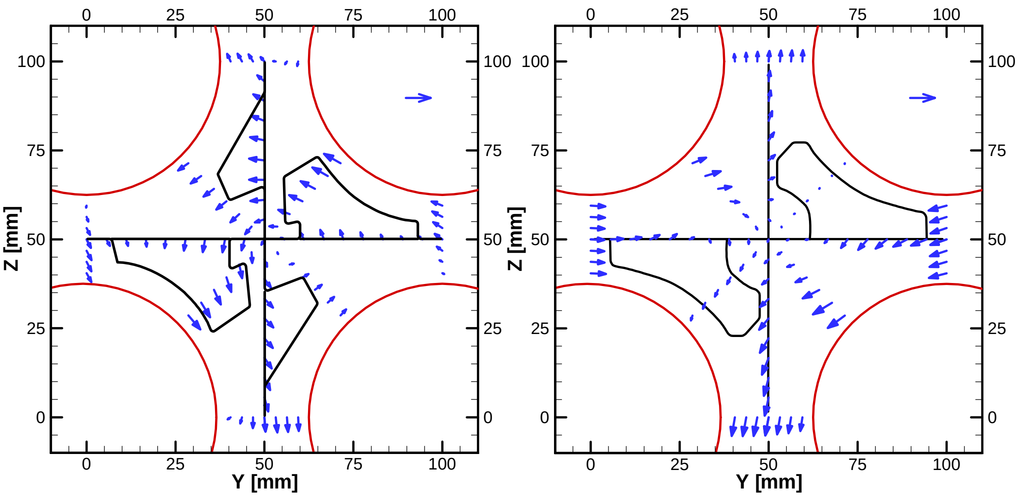


(f) $5D_h$

Figure 4. Axial Velocity Distribution



(a) $1D_h$



(c) $3D_h$

Figure 5. Lateral Velocity Distribution

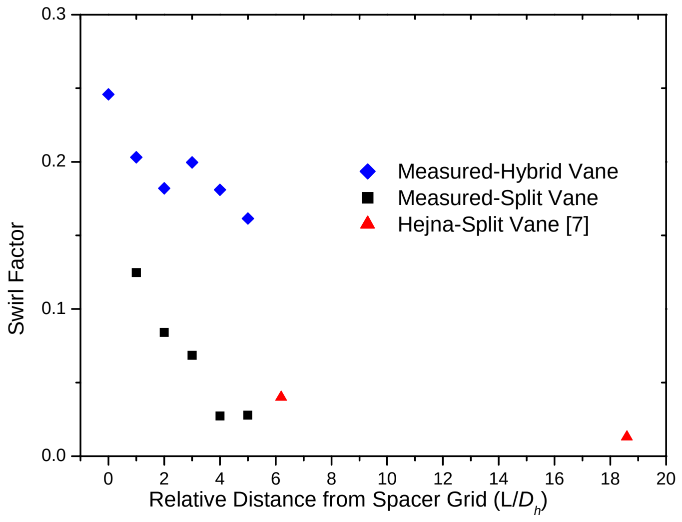


Figure 6. Swirl Factor

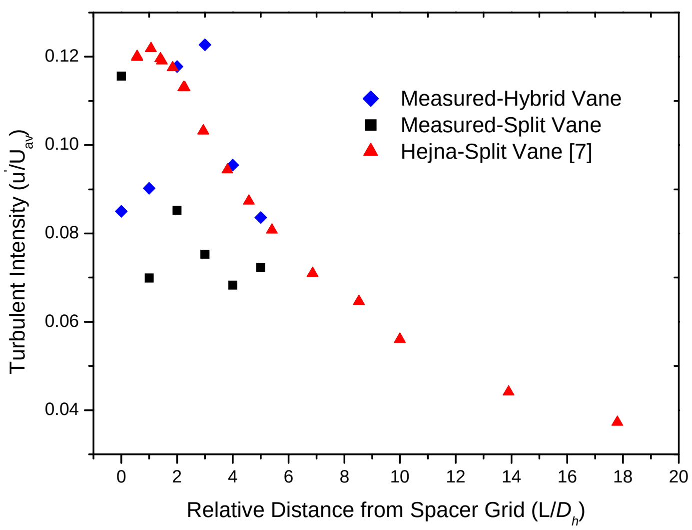


Figure 7. Axial Turbulent Intensity at Center of Subchannel in Axial Variation

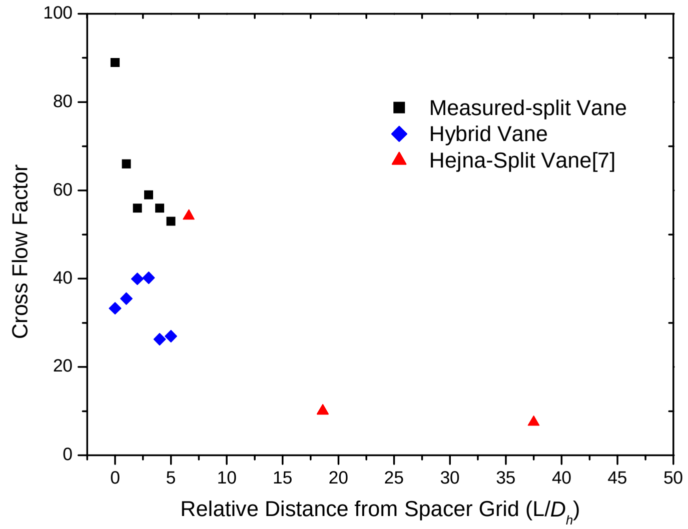


Figure 8. Cross Flow Factor in Axial Variation

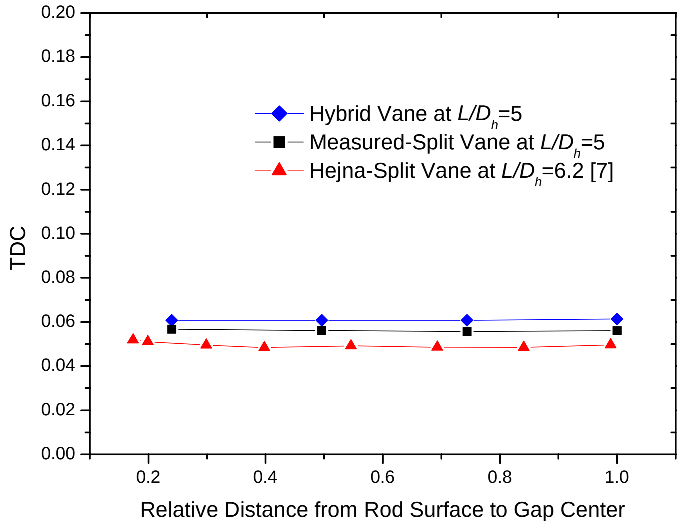


Figure 9. Turbulent Diffusion Coefficient