2001 춘계학술발표회 논문집
한국원자력학회

지지격자를 가진 봉다발에서의 유동 구조 측정

Measurement of Flow Structure in Rod Bundle with Spacer Grid

오동석, 인왕기, 전태현

한국원자력연구소
대전광역시 유성우체국 사서함 105 호

요약

지지격자가 설치된 봉다발 부수로 내의 유동 구조를 조사하기 위해 풍동실험 장치에서 피톳 튜브를 이용 측정하고 평가하였다. 시험 봉다발은 3 X 3 으로 배열 되었으며 봉의 직경은 75mm 이고 봉의 직경과 봉 간 거리 비(P/D)는 1.33 이다. 시험에 사용된 지지격자는 3 종으로 혼합날개가 없는 지지격자, Split Vane 이 부착된 지지격자, 및 Swirl Vane 이 부착된 지지격자 이다. 이 실험에서는 각 지지격자에 대해 축 방향 속도분포를 Reynolds 수 7 X 10^4 에서 봉다발 하단 축 방향을 따라 6 개 지점에서 측정하고, 지지격자 압력손실 및 봉다발 마찰계수도 시험부 벽면에 부착된 측정 공을 통해 Reynolds 수 변화에 따라 측정하였다.

부수로에서 지지격자로 인한 축방향 속도의 발달 길이는 Swirl Vane 하류 유동에서 가장 길게 나타나 지지격자에 의한 영향은 3 가지 지지격자 중 Swirl Vane 이 가장 오래 지속되는 것으로 예상된다.

Abstract

The experimental investigation for flow structures in the rod bundles with the air test model of the spacer grid has been performed. The rod lattice is arranged by 3 X 3 with in a square array with a pitch to diameter ratio of 1.33. Three kinds of spacer grids are mounted in the rod bundle of the air test model such as: non-vaned spacer grid, split vaned grid, and swirl vaned gird. The axial velocity distribution in central subchannel are measured at the Reynolds number of 7 X 10^4 and pressure losses of spacer grid are measured as the Reynolds number by using static pressure tabs mounted on test section wall.

According to the results, the flow developing length was the longest in the rod bundle with a swirl vane grid. Therefore, it is expected that the swirl vane can sustain the vane effect far downstream among the three type grids.

1. 서론

원자로 경제성과 안전성을 향상시키기 위해 높은 열적 여유도가 요구된다. 열적 여유도 증가시키는 한 방법은 부수로 내 유동 기구(Flow Mechanism)를 개선을 통해 부수로 내에서 엔탈피 불균형을 완화 시키고 봉 표면에서의 열전달을 제고하는 것이다. 이를 위해 일반적으로 유동혼합장치(혼합 날개)를 지지격자 상부에 일체형으로 설치하고 혼합 날개를 지나는 냉각재의 혼합을 증가시킨다. 냉각재 혼합은 날개의 형상에 영향을 받기 때문에 혼합 장치 기하형상이 유동에 미치는 영향에 대한 연구가 활발히 이루어지고있다.

혼합 장치가 부착된 지지격자가 하류 부수로에서의 유동구조에 대한 연구는 Shen[1], Yang[2], Hejna[3], 및 Oh[4] 등에 의해 수행되었다. Shen[1]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(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[2]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 유효 혼합 속도는 축 방향 속도 요동의 RMS 와 동일하게 보는 Ingesson 과 Hedberg[5] 방법에 의해 혼합계수를 평가하였다. 벽면 간극에서 혼합율은 중앙 수로에 비해 크게 나타났으며 혼합율은 축 방향을 따라서 급격히 감소하고 10~15 D_h 에서 최소가 되는 것을 보였다. Hejna[3]는 3 종류 혼합날개가 부착된 지지격자 후방 부수로 내에 공기가 흘러갈 때 유동구조를 열선풍속계를 사용하여 측정하고 난류인자, 열적 혼합 인자와 혼합율 등을 평가하였다. Oh[4]등은 회전 날개가 부착된 지지격자 후방에서의 유동 구조를 열선풍속계를 이용하여 측정하고 기존 상용 코드[6]의 결과와 비교하였다. 시험부 끝에서 측정한 회전류와 축방향 유동에서 측정한 회전류 동심원 중심은 부수로 중심에서 나타나는 계산 결과와는 달리 부수로 중심에서 아래로 편심되어 있는 것으로 나타났으며 축방향 속도분포 최대 속도 위치도 이와 동일하게 나타났나 이에 대한 원인 규명이 요구되었다.

본 연구에서는 회전류 날개 하류 봉다발 부수로 내에서의 유동 변화를 알아보기 위해 지지격자 하류를 따라 축방향 속도 분포를 측정하고 시험부 상부에 설치된 정압 측정공을 이용하여 지지격자 압력손실도 측정하였다. 또한 기존 지지격자와 비교를 위해 Split Vane 과 날개가 없는 지지격자에 대해서도 동일한 실험을 수행하였다.

2. 실험장치

실험은 핵연료집합체 지지격자의 공기역학 모형이 설치된 풍동에서 수행되었다. 그림 1 은 시험에 사용된 3 가지 형태의 지지격자 공기역학 모형을 보여주고 있다. 그림 1 의 (a)는 혼합날개가 부착되지않은 지지격자를 보여주고 있으며 그림 1 의 (b)와 (c)는 Split Vane 과 현

재 저희가 과제에서 고안하여 국내 특허를 출원하고 미국특허의 출원 허락서를 받은 Swirl Vane 이 부착된 지지격자를 보여주고 있다. Split Vane 과 Swirl Vane 의 날개 각도는 각각 29 도와 30 도이다. 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 직경 이 75 mm 길이 2600 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)는 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 % 이내 이다. 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. 평균 축 방향 속도를 측정하기 위해 피톳 튜브를 사용하였다. 피톳 튜브는 이송장치에 고정되어있다. 피톳 튜브는 2.4 mm 외경의 스테인레스 튜브로 제작되었으며 정압 측정공은 방사형으로 4 개 위치하고있다.

측정을 위한 좌표계는 그림 3 과 같다. 측정 위치는 날개의 영향을 관찰 하기에 충분한 수로의 중앙 정사분면을 선정하였다. 사분면의 각 변을 14 등분한 3mm 간격으로 나누고 가로 세로가 만나는 225 개의 지점에서 측정하였다. 지지격자 후방 $L/D_h = 1.9$, $L/D_h = 5$, $L/D_h = 10$, $L/D_h = 15$, $L/D_h = 20$, 및 $L/D_h = 26$ 지점에서 속도분포를 측정하고 유동이 발달함에 따른 유동형태의 변화를 알아보았다.

지지격자 압력손실은 시험부 상부 벽면에 설치된 압력 측정공을 이용하였다. 측정공의 직경은 0.5 mm 로 측정된 압력은 압력변환장치 FOC32 를 통하여 전압으로 변환되며 HP34970A 를 통하여 AD 변환된다. 측정된 압력손실 자료는 프로그램 Benchlink 에 의해 저장 기록된다. 시험에서 Reynolds 수는 아래와 같이 정의 되며 난류인자는 Reynolds 수가 7 X 10^4 일 때에 시험부 출구에서 측정되었다:

$$\mathrm{Re} = \frac{V \cdot D_h}{n} \tag{1}$$

여기서 V 는 평균 속도, D_h 는 수력직경 및 n 는 동점성계수이다.

3. 결과 및 고찰

3.1 Contraction Cone 출구 속도분포

풍동 Contraction Cone 출구에서 축방향 속도의 균일성을 확인하기 위해 평균 속도로 무차원화한 분포를 측정하였다. 그림 4 에서 (a)는 Contraction Cone 출구에서의 분포이며 그림

4 의 (b)는 Contraction Cone 출구에서 300 mm 떨어진 지점에서 분포를 보여주고 있다. 그림 4의 (a)에서 Contraction Cone 출구 가장자리에서의 속도가 중심에서의 속도에 비해 약간 증가하는 것을 볼 수 있다. 이는 Contraction Cone 을 통해 유로가 좁아지는 과정에서 벽면 근처 유동이 가속되었기 때문이다. Contraction Cone 출구에서의 유동은 ±0.5 %의 오차 범위 내에 존재하며 비교적 균일한 유동이 시험부 쪽으로 유입되는 것을 볼 수 있다. 그림 4 의 (b)는 Contraction Cone 하류 300 mm 에서 측정한 속도분포를 보여주고 있다. 대부분 영역에서 균일한 분포를 보여주고 있으며 가장자리에서의 속도가 평균 속도에 비해 낮게 나타나 Contraction Cone 출구 가속 영향이 사라진 것을 볼 수 있다.

3.1 축 방향 평균 속도분포

3.1.1 혼합 날개가 부착되지 않은 지지격자

혼합 날개가 부착되지 않은 지지격자 하류 중앙 부수로에서 축 방향 평균 속도분포를 피톳 튜브를 이용하여 측정하고 그림 5 에서 평균속도에 대해 무차원화 하여 등속선 형태로 나타내었다. 그림 5 에서 지지격자 가까운 $L/D_h = 1.9$ 위치의 속도분포는 수로 가운데에서 가장 낮으며 네모난 측정부의 모서리에서 높은 속도분포를 보이고 있고 수로 가운데를 가로질러 십자형태의 좁고 긴 영역에서는 비교적 낮은 속도분포를 나타내고있다. 이는 지지격자에 의해 유로가 폐쇄된 십자 형태의 띠 영역에서는 낮은 속도 분포를 보여주고 있는 반면 유로가 트인 측정부 모서리에서는 폐쇄된 영역으로 유입되지 못한 유체가 유입되며 높은 속도 분포를 보이고있다. 지지격자에서 조금 멀어진 $L/D_h = 5.0$ 에서의 속도분포를 보면 부수로 가운데 속도는 $L/D_h = 1.9$ 의 속도에 비해 증가한 반면 측정부 사각형 모서리의 속도는 감소하는 것을 보이고 있으나 여전히 수로 가운데에서는 속도가 가장 낮고 네모난 모서리에서 최대 속도가 나타나는 것을 볼 수 있다. 지지격자로부터 더욱 멀어진 $L/D_h = 10$ 에서의 속도분포는 $L/D_h = 5$ 의 속도분포에 비해 더욱 균일하여졌으나 고리 형태의 높은 속도 영역이 존재하는 것으로 나타났다. $L/D_h = 15$ 에서의 속도분포는 거의 균일한 것을 볼 수 있으며 $L/D_h = 20$ 에서의 속도분포는 지지격자의 영향 보다 봉 마찰의 영향이 커져서 수로 중앙에서 높은 속도 영역이 생성되기 시작하였다. 시험부 끝인 $L/D_h = 26$ 에서는 봉 마찰의 영향이 더욱 더 커지며 수로 중앙에서의 높은 속도 영역이 $L/D_h = 20$ 의 것에 비해 더욱더 넓어지는 것을 볼 수 있으나 높은 속도 영역이 충분히 발달되고 있지않다.

혼합 날개가 부착되지 않은 지지격자 후방에서의 속도분포는 전 영역에 걸쳐 상하 좌우 대칭인 지속적으로 유지되는 것을 볼 수 있으며 시험부 끝에서 속도의 최고 값은 측정영역의 평균속도분포에 비해 9 % 증가한 것으로 나타났다.

3.1.2 Split Vane 지지격자

Split Vane 이 부착된 지지격자 하류 중앙 부수로에서 측정된 속도분포를 무차원화 하고 등속선형태로 그림 6 에 나타내었다. 그림 6 에서 지지격자 가까운 $L/D_h = 1.9$ 에서 측정된 속도분포는 기울어진 나선형 형태의 고속 영역과 저속 영역이 교대로 나타났다. 이는 날개의 등을 타고 유입되는 유량이 증가하는 영역에서는 높은 속도 분포를 보이고 있는 반면 유입되는 유량이 서로 교차하는 영역인 수로 가운데에서는 낮은 속도분포를 갖기 때문이다. 지지격자에서 멀어진 $L/D_h = 5$ 에서 측정된 속도분포는 $L/D_h = 1.9$ 의 속도분포에 비해 균일하고 높은 속도분포영역이 측정부의 왼쪽 하부와 오른쪽 상부에서 나타났다. $L/D_h = 10$ 에서 측정된 속도분포를 보면 날개가 속도분포에 미치는 영향이 점차 감소하고 봉의 마찰이 증가함에 따라 높은 속도 영역이 부수로 가운데에서 상하로 길게 분포하는 것을 볼 수 있다. $L/D_h = 15$ 에서 측정된 속도분포는 측정부 전반에 걸쳐 거의 균일하게 존재하며 측정부 중앙 상하부에 높은 속도 영역이 생겨나기 시작하였다. $L/D_h = 20$ 에서 측정된 속도분포는 수로 중앙의 높은 속도영역이 성장하여 중앙부 상하 길이방향으로 확장되는 것을 볼 수 있다. 시험부 끝에서는 봉 마찰 영향에 의해 높은 속도 영역이 $L/D_h = 20$ 에 비해 더욱더 커지는 것을 볼 수 있다.

시험부 끝에서 속도의 최고 값은 측정영역의 평균속도분포에 비해 6 % 증가한 것으로 나타났다.

3.1.3 Swirl Vane 지지격자

Swirl Vane 이 부착된 지지격자 하류 중앙 부수로에서 측정된 속도분포를 무차원화 하고 등속선형태로 그림 7 에 나타내었다. 그림 7 에서 지지격자 가까운 $L/D_h = 1.9$ 에서 측정된 속도분포는 소용돌이 형태를 보이고 있으며 소용돌이 가장자리 4 곳에서 속도 구배가 비대칭인 최대 속도 영역이 존재하는 것을 볼 수 있다. 날개가 없는 지지격자의 경우 최대 속도 영역의 위치가 측정부 모서리에 존재한 것과는 달리 모서리에서 시계 방향으로 회전한 위치에 존재하는 것을 보이고있다. $L/D_h = 5$ 에서 측정된 속도분포를 보면 소용돌이형태의 속도분포는 사라지고 수로 중앙에서 최소 속도를 보이며 수로 중앙에서 벗어날수록 동심원을 이루며 속도가 증가하는 것을 보이고 있다. 이는 수로 중앙에 위치한 4 개의 날개에 의해 유로 폐쇄에 따라 수로 중앙에서 최저 속도 영역이 존재하기 때문이다. $L/D_h = 10$ 에서 측정된 속도분포는 낮은 속도 영역이 좁아지며 균일한 속도분포를 갖는데 이와 같은 현상은 $L/D_h = 15$ 및 $L/D_h = 20$ 에서도 지속된다. $L/D_h = 26$ 에서는 수로 중심에서 아래로 편심된 위치에서 높은 속도 영역이 생겨나기 시작하는 것을 볼 수 있다.

Swirl Vane 이 존재하는 부수로 하류인 $L/D_h = 5$, $L/D_h = 10$, $L/D_h = 15$ 에서 측정된 속도분포는 상하 좌우 대칭이나 속도분포가 부수로 전체에 걸쳐 균일해지고 높은 속도 영역이 수로 중심 근처에서 발생하는 과정에서 속도분포 대칭이 흐트러지며 높은 속도 영역이

수로 중앙에서 아래 쪽으로 편심되는 것을 볼 수 있다.

시험부 끝에서 속도의 최고 값은 측정영역의 평균속도분포에 비해 4 % 증가한 것으로 나타났다.

3.3 지지격자 압력손실 계수

시험부 벽면에 설치된 정압 측정공을 통해 압력손실을 측정하고 지지격자의 압력손실계수와 봉다발의 마찰계수를 구하였다. 지지격자에 대한 압력손실계수는 식 (2)와 같이 정의하였다.

$$\Delta P_{sg} = K \cdot \frac{1}{2} r V^2 \qquad (2)$$

여기서 ΔP_{sg} 는 측정된 지지격자 압력손실, K 는 지지격자 압력손실계수, r 는 공기의 밀도 그리고 V 는 봉다발에서 평균 속도이다.

그림 8 은 시험부 양 단에 있는 압력측정 공을 통해 측정한 압력손실에서 봉다발 마찰 압력손실을 뺀 지지격자 압력손실로부터 식(2)의 정의에 따라 생산한 지지격자 압력손실계수를 Reynolds 수에 따라 나타내고있다. 그림 8 에서 측정된 압력손실계수는 Reynolds 수 변화에 따라 거의 변화가 없는 것을 보여주고 있다. Reynolds 수 80,000 에서 날개가 없는 지지격자의 압력손실계수는 0.88 이며 Split Vane 과 Swirl Vane 이 부착된 지지격자의 압력손실계수는 각각 0.98 및 1.18 로 나타나 Split Vane 지지격자 압력손실계수는 Swirl Vane 지지격자 압력손실계수에 비해 20 % 높게 나타났다.

봉다발에서 마찰계수는 식 (3)과 같이 정의하고 봉다발에서 측정된 압력손실로부터 마찰계수를 구하였다.

$$ff = \Delta P_f \cdot \left(\frac{l}{D_h} \cdot \frac{1}{2} r \quad V^2\right)^{-1} \qquad (3)$$

여기서 ff 는 마찰계수, ΔP_f 는 봉다발 마찰압력손실, l은 마찰길이 그리고 D_h 는 수력 직경이다. Reynolds 수 변화에 따라 측정된 봉다발에서의 마찰계수와 Colebrook[7] 상관식을 그림 9 에서 비교하였다. 그림 9 에서 Reynolds 수 변화에 따른 측정된 마찰계수는 Colebrook 상관식과 유사한 경향을 보이고 있으나 값은 조금 높게 나타났다. Reynolds 수 7 X 10^4 에서의 봉다발 마찰계수는 0.023 인 것으로 나타났다.

4. 결론

혼합날개가 부착되지 않은 지지격자, Westinghouse Split Vane 및 Swirl Vane 이 부착된 지지격자 하류 봉다발 부수로 모델에서 측정한 축방향 속도분포 및 압력손실을 측정하고 아래와 같은 결론을 얻었다.

1) 혼합날개가 부착되지 않은 지지격자 하류 봉다발 내 속도분포는 격자판 두께 만의 영향을 받아 지지격자 근처에서 십자형태의 저속 영역이 존재하며 축방향 속도 분포는 전 측정 영역에서 좌우 상하 대칭인 것으로 나타났다. Split Vane 이 설치된 지지격자 하류 봉다발 내 속도분포는 날개의 영향으로 지지격자 가까이에선 비스듬한 나선형 형태의 속도 영역이 교대로 존재하였다. Swirl Vane 이 설치된 지지격자 하류 봉다발 내 속도 분포는 날개 근처에서 소용돌이 형태의 속도 영역이 존재하며 유동이 발달이 다른 지지격자에 비해 지연되는 것으로 나타났다.
2) Reynolds 수 80,000 에서 Split Vane 과 Swirl Vane 이 부착된 지지격자의 압력손실계수는 각각 0.98 및 1.18 로 나타나 Split Vane 지지격자 압력손실계수가 Swirl Vane 지지격자 압력손실계수에 비해 20 % 높았다.
3) 노심에서 축방향 속도의 발달 길이는 Swirl Vane 하류 유동에서 가장 길게 나타나 지지격자의 영향은 3 가지 지지격자 중 Swirl Vane 이 가장 클 것으로 예상된다.

기호설명

D	직경	[m]
D_h	수력직경	[m]
ff	마찰계수	
K	압력손실계수	
L	지지격자로부터 거리	[m]
l	마찰길이	[m]
P	봉간 거리	[m]
ΔP	정압차	[Pa]
Re	레이놀즈 수	
U	축방향 속도	[m/s]
V	수로평균 속도	[m/s]
X	거리	[m]
Y	거리	[m]

그리스 문자

ν	동점성 계수	[m^2/s]
ρ	밀도	[kg/m3]

첨자

f	마찰
ref	기준
sg	지지격자

후기

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

REFERENCES

1. .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)
2. Yang S. K. and Chung M. K., “Spacer Grid Effects on Turbulent Flow in Rod Bundles,” J. KNS, Vol. 28, 56-71 (1996)
3. 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
4. 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
5. Ingesson L. and Hedberg S., “Heat Transfer between Subchannels in a Rod Bundle,” Heat Transfer, Paris, Vol. 3, Fc 7. 11, Elsevier (1970)
6. AEA Technology, CFX-4.2 Solver, Harwell Laboratory, Oxfordshire, UK, (1997)
7. White F. M., “Viscous Fluid Flow,” McGraw-Hill, New York, 1974, Page 492

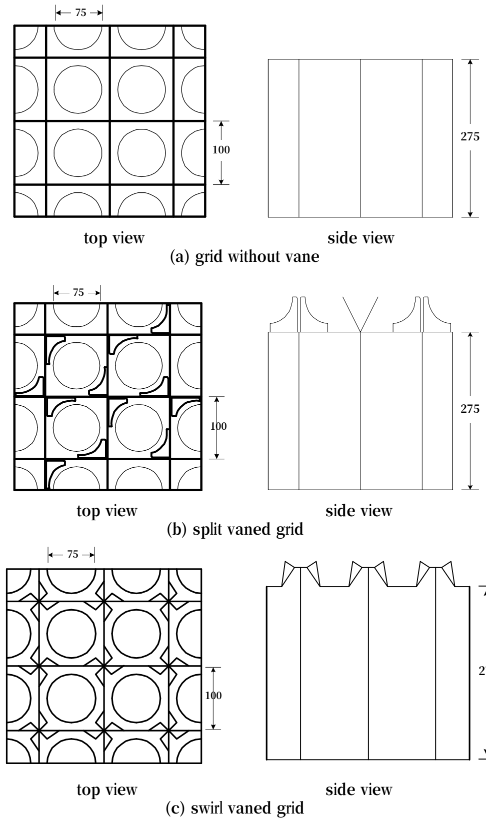


Figure 1. Test Spacer Grid

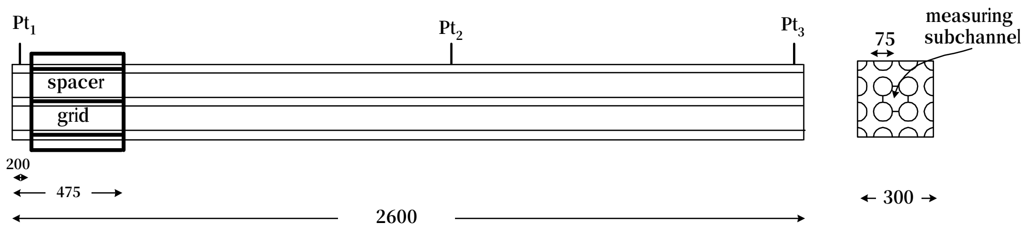


Figure 2. Test Section

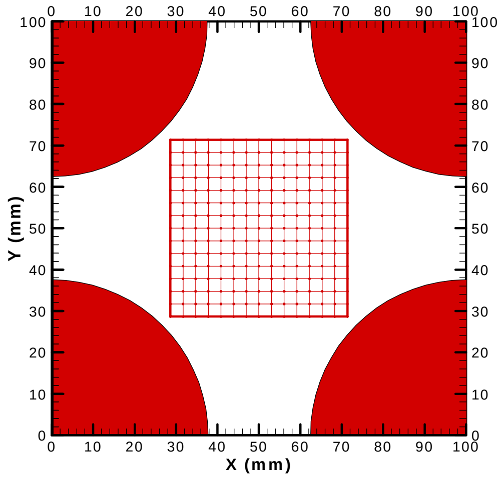
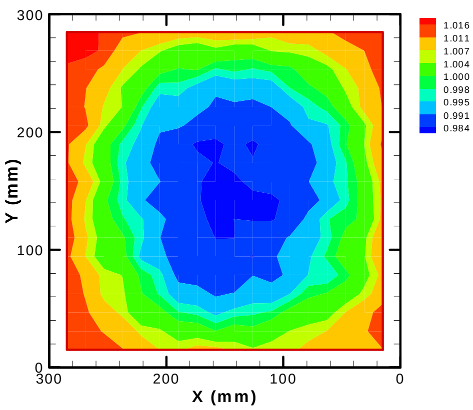
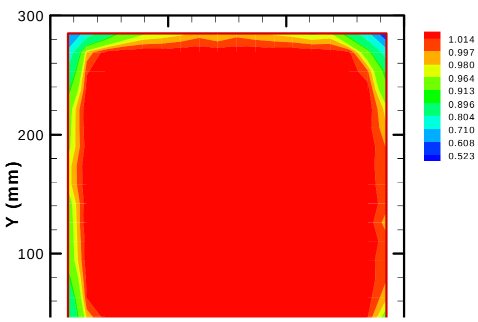
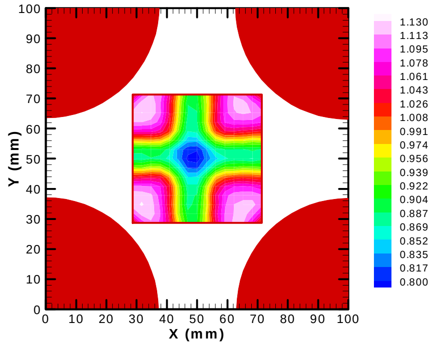


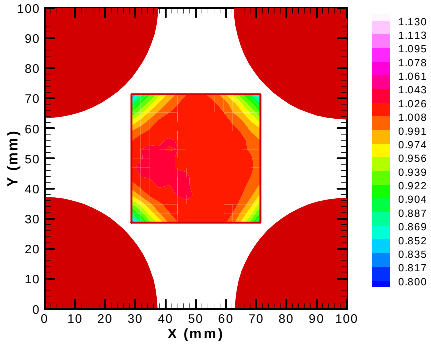
Figure 3. Measuring Points



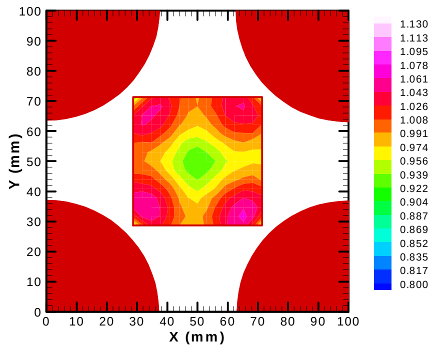




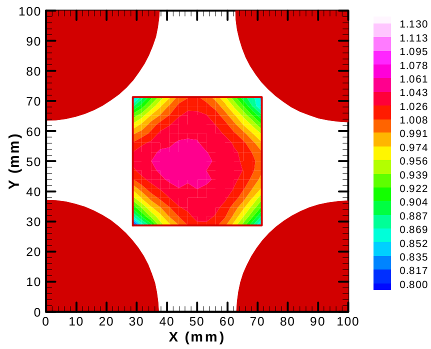
(a) $L/D_h = 1.9$



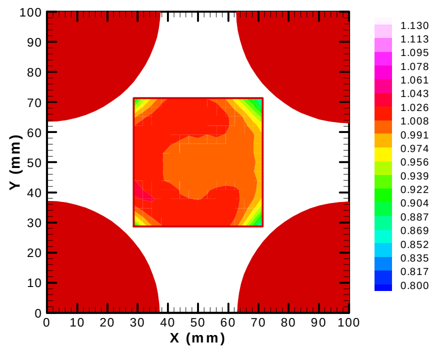
(d) $L/D_h = 15$



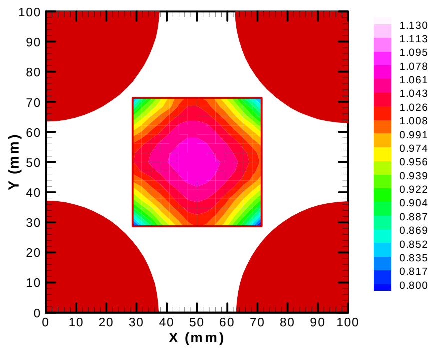
(b) $L/D_h = 5$



(e) $L/D_h = 20$

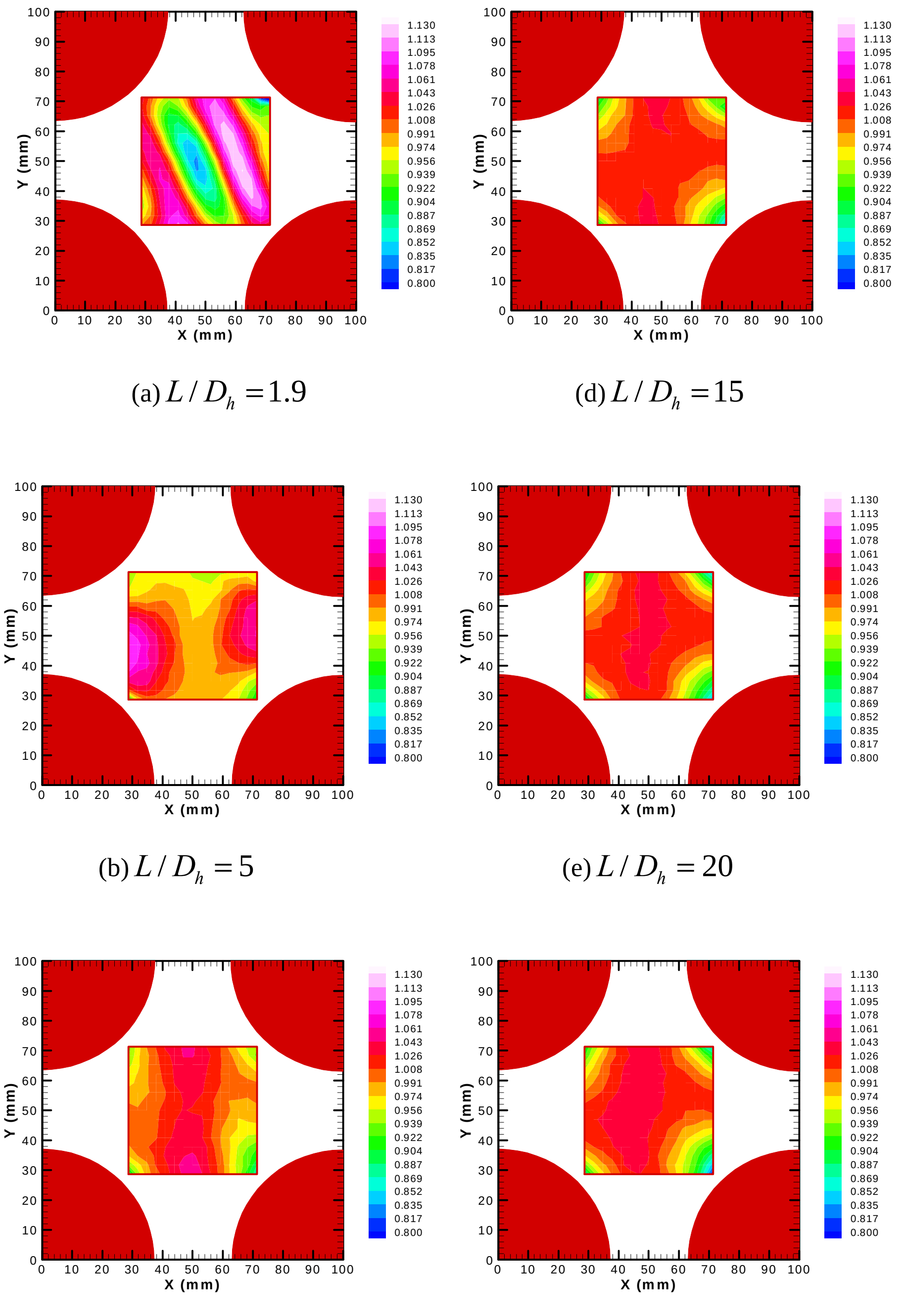


(c) $L/D_h = 10$



(f) $L/D_h = 26$

Figure 5. Axial Velocity Distribution Downstream of Non-vaned Grid

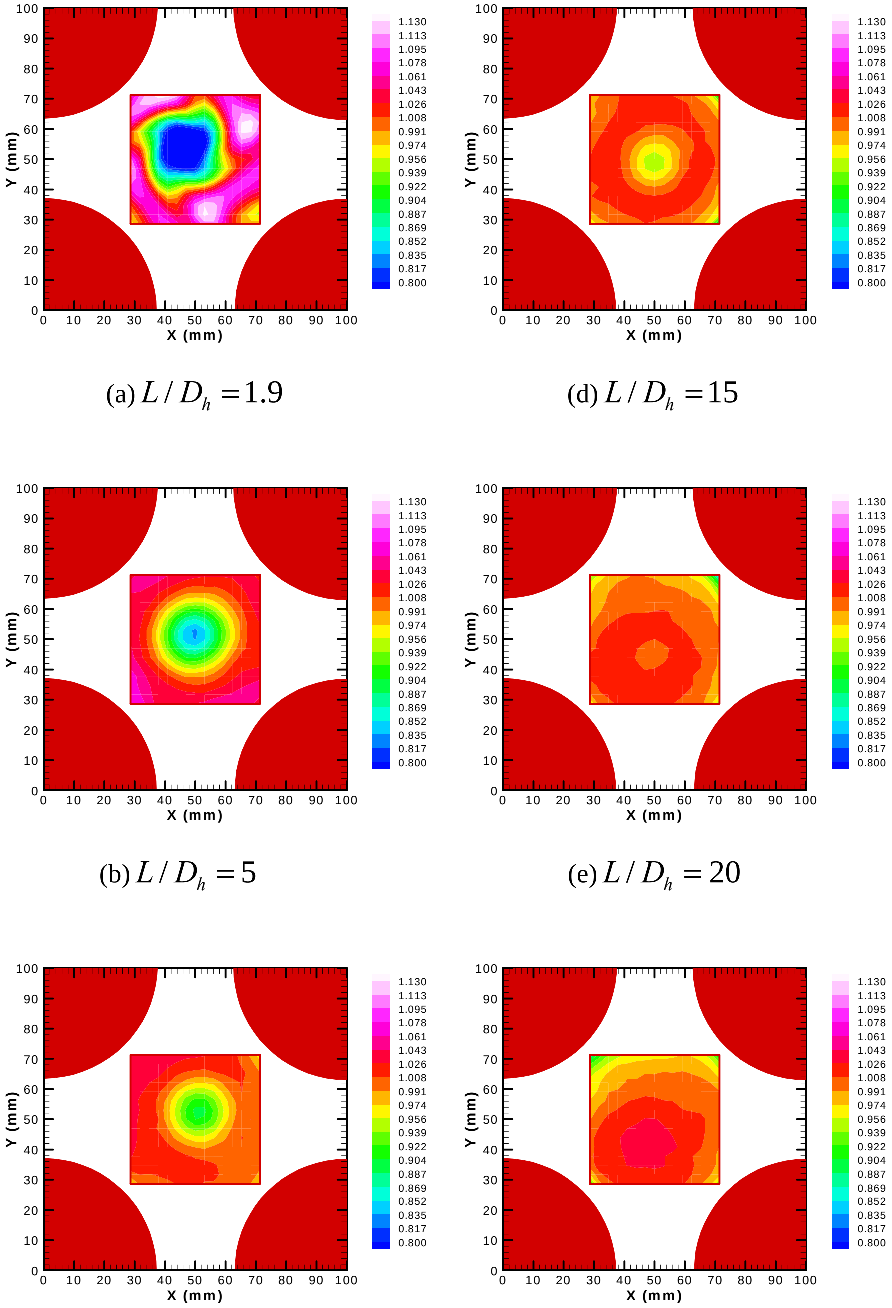


(a) $L/D_h = 1.9$ (d) $L/D_h = 15$

(b) $L/D_h = 5$ (e) $L/D_h = 20$

(c) $L/D_h = 10$ (f) $L/D_h = 26$

Figure 6. Axial Velocity Distribution Downstream of W Split Vaned Grid



(a) $L/D_h = 1.9$

(d) $L/D_h = 15$

(b) $L/D_h = 5$

(e) $L/D_h = 20$

(c) $L/D_h = 10$

(f) $L/D_h = 26$

Figure 7. Axial Velocity Distribution Downstream of Swirl Vaned Grid

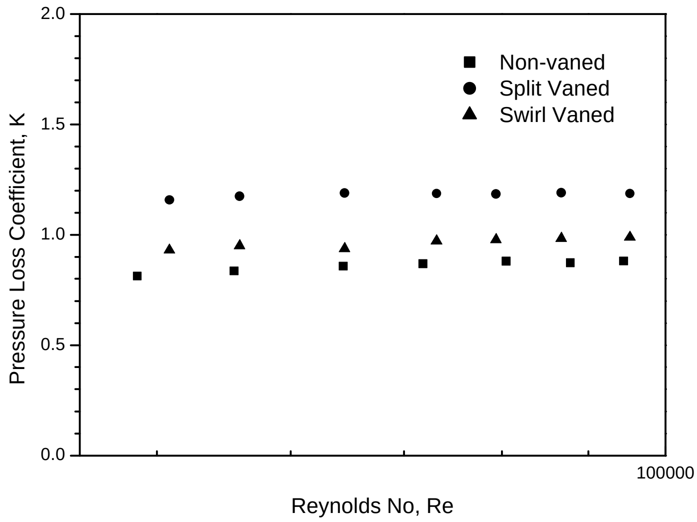


Figure 8. Pressure Loss Coefficient of Spacer Grid

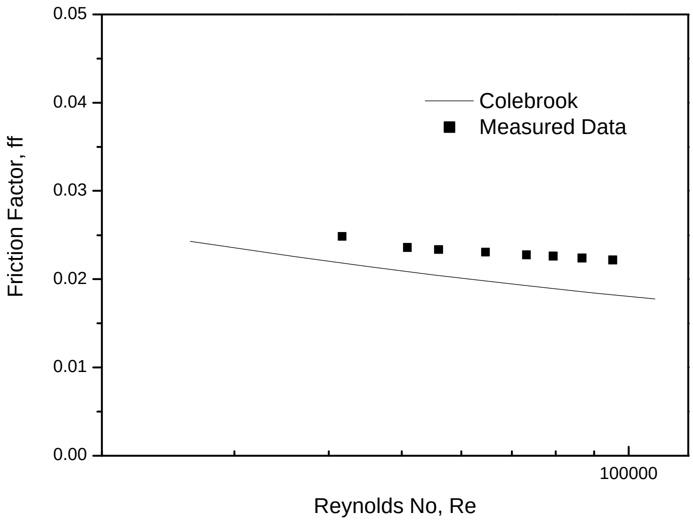


Figure 9. Friction Factor of Bare Rods