

3/4 Open Jet 실차풍동에서의 Pulsation 감소에 관한 연구

김무상* · 기정도** · 이정호*** · 장진혁****

A Study on the Reduction of Pulsations in a 3/4 Open Jet Wind Tunnel

Moo-Sang Kim*, Jung-Do Kee**, Jung-Ho Lee*** and Jin-Hyuk Jang****

Key words: Wind Tunnel, Pulsation, Pressure Fluctuation, Car Aerodynamics, Aero-acoustics

Abstract

Some open jet wind tunnels have been operating under limitations due to large pressure fluctuations at some wind tunnel speeds. The Hyundai Aero-acoustic full scale Wind Tunnel (HAWT), which was completed in 1999, shows that most of the specifications were fulfilled but wind tunnel pulsations at some wind speeds were observed. Hyundai Motor Company started the wind tunnel modification in order to solve this problem in 2001. After the modification work the amplitude of pressure fluctuation was reduced and below required level over full wind speed range. Aero-acoustic performance, e.g. background noise, as well as aerodynamic performance were improved after this work.

1. 서 론

3/4 open jet 풍동에서는 일부 속도에서 과도한 pressure fluctuation 현상때문에 풍동을 제한적으로 사용할 수 밖에 없는 경우가 종종 발생한다. 1999년에 완공된 현대자동차의 실차무향풍동 역시 대부분의 목표성능을 만족시켰지만 일부 속도구간에서 Pulsation 현상 때문에 정확한 계측 값을 얻지 못하는 문제가 발생하였다. 이러한 문제를 해결하기 위해 현대자동차는 2001년 풍동 개선공사를 실시하였다. 개선 방향을 정하고 그 효과를 검증하기 위해 시험용 모형 풍동을 제작하여 시험을 실시하였다. 모형풍동 시험결과를 토대로 실차풍동에 대한 개선안이 확정되었고 2 달여의 공사를 통해 개선작업이 이루어졌다. 개선공사 후 실차풍동에서의 Pulsation 현상이 크게 개선되어 전 속도구간에서의 시험이 가능하게 되었다. 이번 공사를 통하여 풍동의 공력 특성뿐 아니라 암소음을 포함한 전반적인 소음특성도 개선되어 좀 더 정확한 윈드노이즈의 측정이 가능하게 되었다.

이번 발표에서는 개선안에 대한 소개와 모델풍동에서의 검증결과 그리고 실차풍동에서의 개선효과 등을 소개하려고 한다.

2. 본론

현대자동차 실차 공력소음 풍동(Hyundai Aero-acoustic Wind Tunnel Facility, HAWT)는 노즐 면적이 28m² 공력시험과 공력소음시험을 목적으로 설계되었다. 특히 소음시험을 위해서는 시

험부내에 흡음재를 설치할 수 있어야 하고 가시화 및 시험부 출입의 용이성 등을 복합적으로 고려하여 3/4 반 개방형 시험부(Semi-open Jet Test Section)를 갖게 되었다. 시험부 내에는 두 개의 경계층 흡입장치와 두 개의 턴테이블이 병렬로 설치되어 있어 있다. 그리고 시험부 전 영역에서 일정한 정압구배(Axial Static Pressure Gradient)를 형성시키기 위해서 비교적 긴 시험부(18m)를 갖게 됐다. 1999년에 공사가 완료되었으며 완료 후 실시된 성능 보증시험(Commissioning and Startup tests)을 통해서 특정 속도영역을 제외한 전 풍속영역에서 현대자동차 성능조건을 만족시킴에 따라 자동차 개발시험에 사용이 가능하게 되었다.[1]

그러나 특정 속도 영역에서 저주파 정압 압력섭동량이 크게 발생하여 난류강도나 소음특성에 나쁜 영향을 미치므로 이를 해결하기 위해서 실차풍동시험 및 모형풍동시험을 순차적으로 실시하게 되었다. 이러한 저주파 정압 압력섭동 현상은 개방형 시험부의 풍동에서 일반적으로 발생되는 현상이나 그 발생 원인은 정확히 규명되지는 않았다.[4]

모형풍동을 이용한 체계적인 시험에 들어가기 전에 실차풍동 현장에서 압력섭동 문제를 해결하기 위한 시험을 실시하였다. 노즐 끝 단에 와류발생기(Vortex Generator)를 설치하는 시험과 콜렉터 끝 단을 개방하여 Breather를 설치하는 시험이 그것이다. 일반적으로 차량용 풍동은 3/4 반 개방형 시험부를 사용하므로 압력섭동현상을 해결하기 위하여 노즐에 와류발생기를 설치하여 해결한다. 예를 들면 포르쉐, DNW, 혼다풍동 등이 있다. 와류발생기는 전단경계층의 두께를 증가시키고 노즐끝단에서 발생하는 와류의 크기를 감소시켜서 압력섭동량을 감소시킨다.[2]

현대자동차에서 노즐 끝단에 기하 사면체 형상의 와류발생

* 현대자동차 남양연구소, mooskim@hyundai-motor.com

** 현대자동차 남양연구소, jdkee@hyundai-motor.com

*** 현대자동차 남양연구소, hawt@hyundai-motor.com

**** 현대자동차 남양연구소, windtun@hyundai-motor.com

기를 설치한 결과 압력섭동량을 동압의 1%수준으로 감소시킬 수 있었으나 다음과 같은 부가적인 현상을 관찰할 수 있었다. 첫째, 와류발생기는 전체적인 암 소음(Background Noise Level)을 증가시켰다. 그러나 설계요구조건(60dBA)을 초과하지는 않았다. 둘째, 와류발생기 설치는 시험부 앞쪽에서의 급격한 마이너스 정압구배를 발생시킨다. 이는 설계요구조건을 벗어나는 것으로 와류발생기 사용을 제한하는 요인이 되었다.

실차풍동 현장에서 실시한 와류발생기 및 콜렉터 Breather 설치 시험결과 만족스러운 결과를 얻지 못하고 실차풍동을 이용한 시험은 비용과 시간측면에서 효율적이지 못하다는 결론을 내림에 따라 모형풍동을 이용한 개선시험을 실시하기로 하였다.

2.1 이론적 배경

최근 몇 논문에서 개방형시험부 압력섭동현상에 대해서 거론하고 있다 [2], [3]. 대체적으로 알려진 것은 압력섭동현상은 일종의 공진현상으로 풍속에 따라 달라지는 비정상 가진력의 주파수가 풍동의 특정부분의 고유주파수와 일치될 때 발생한다. 그러므로 압력섭동의 주파수는 풍동의 기하학적인 형상으로 결정된다. 반면에 압력섭동이 발생하는 풍속은 비정상 가진력 메커니즘(Unsteady forcing mechanism)의 물리적 특성에 의해서 결정된다. 현대자동차 실차풍동과 같이 대형저속풍동에서 발생하기 쉬운 공진은 전체 덕트나 덕트의 일부분의 음향적인 공진현상이다. [4]

Eq. (1)에 의해서 주어지는 음향공진 주파수들은 공진공간의 길이(L)에 대해서 반비례한다.

$$f = \frac{nc}{2L} \quad (1)$$

큰 덕트 부피와 관련된 낮은 공진주파수는 더 낮은 풍속에서 풍속에 의존하는 가진 메커니즘에 의해서 달성된다. HAWT와 같은 저속풍동에서는 다른 공진 메커니즘 혹은 공기경로에서의 부속품이나 작은 부피의 음향공진들은 풍속에 의존하는 가진 메커니즘에 의해서 달성되어 너무 높은 공진주파수를 갖는다 [2], [3].

일반적으로 알려져 있기를 개방형시험부 풍동에서 비정상 압력 가진력 (Unsteady pressure forcing)의 공통적인 원인은 에지톤 피드백 루프(Edge-tone feedback loop)이다 [4], [5], [6], [7]. 즉 노즐 끝단에서 생성된 와류가 흐름방향으로 이동하여 콜렉터 플랩에 부딪쳐서 압력교란을 발생시키고 이 압력이 노즐까지 전파되어 또 다른 와류 발생을 야기시키는 구조를 말한다.

되먹임 가진 메커니즘(Feedback forcing mechanism)의 주파수는 각 되먹임 루프의 한 위상을 완성하는데 필요한 시간을 해석하여 예측한다 [4].

$$f = \frac{1}{\left(\frac{1}{m}\right)\frac{L_{jet}}{0.65U} + \frac{L_{jet}}{c-U}} \quad (2)$$

방정식 (2)는 되먹임 가진 주파수를 계산하며 m은 정수로 에지톤 되먹임의 모드를 나타낸다. m은 일정시간 동안 시험부 내에 존재하는 와류의 수로 간주될 수 있다. Open jet의 전단 경계층(shear layer) 내에 와류의 대류속도 (Convection speed)는 시험부 중심부 유속의 약 65% 수준이다. 상류로 전파되는 음향교란은 유속을 통해서 반환되는

데 전달속도는 흐름속도 U에 의해서 지연된다.

높은 진폭의 압력섭동은 에지톤 모드가 풍동의 음향 공진 모드와 일치할 때 발생할 가능성이 매우 크다. Figure 2의 Frequency-wind speed map에서 덕트 공진 커브는 Eq. (1)에 의해서 작성되며 에지톤 피드백 커브는 Eq. (2)에 의해서 작성되는데 높은 진폭의 압력섭동은 두 커브가 만나는 지점에서 발생한다.

2.2 실차풍동 시험결과

개방형 시험부 풍동에서 Eq. (1), (2)로 표현되는 큰 진폭의 압력섭동의 발생원인을 에지 톤 피드백 공진이라는 이론은 여러 해 동안 잘 알려진 사실이다 [6]. 새로운 풍동을 설치할 때 압력섭동이 발생하는 주파수와 풍속을 예측하는 이론은 잘 알려져 있다. 반면에 이 이론들은 압력섭동의 진폭(크기)를 예측하지는 못한다. 그래서 이론적으로는 압력섭동 문제가 발생하지 여부를 결정하지 못하는 것이다. 여기서는 현대자동차 실차풍동 압력섭동 원인을 보여주는 데이터를 제시하고자 한다.

압력섭동은 0.5inch Water Gauge Range의 차압계를 이용하여 측정하였으며 Positive pressure port는 시험부에 노출시키고 Reference port는 충분히 긴 플라스틱 튜브에 연결시켜서 압력섭동을 필터링 할 수 있도록 하였다. 긴 튜브가 일종의 DC 필터 역할을 하는 것이다. 측정위치는 시험부 중앙의 바닥에서 측정하였으며 컨트롤 룸 벽에서 1m떨어진 지점에서 측정하였다. 측정위치를 변경할 경우 진폭 량이 다르게 측정될 수 있으므로 위치는 고정하였다. 압력 신호는 HP Spectrum Analyzer를 이용하여 분석되었다. 측정은 시험부 풍속을 60에서 200km/h까지 10km/h씩 증가시키면서 실시하였다. 스펙트럼에서 피크값은 큰 진폭의 압력섭동을 보여주었는데 2개 이상의 피크를 관찰할 수 있었다. 즉 2개 이상의 공진모드가 동시에 발생함을 의미한다. Figure 1은 압력섭동의 진폭이 풍속 80km/h와 130km/h에서 각각 시험부 동압의 4%와 6%수준으로 존재함을 보여준다. (Cprms ~ 0.04에서 0.06) 세번째 피크값은 2%로 풍속 160km/h에서 존재한다. Figure 1에서 보여주듯이 각 압력섭동의 피크값과 관련된 주파수는 매우 낮은 영역에 존재한다.

압력섭동 주파수와 풍속과 관계를 Figure 2에서 볼 수 있다. 한 풍속에서 여러 개의 스펙트럼 피크값이 발생하므로 여러 풍속에서 다수의 포인트가 존재하게 된다. Cprms > 0.01인 포인트는 서클로 표시되어 있다. 압력 섭동 피크값은 몇 개의 주파수들로 모이는 경향을 갖는다. 특히 1.5Hz와 2.5Hz로 Figure 2에서 확인할 수 있다. 이는 풍속과 무관한 압력섭동이 음향공진에서 발생한다는 보여주는 것이다 (Eq. 1). 현대자동차 실차풍동 회로 (덕트 총길이 L=209m)에 대한 주요한 3개 공진모드 주파수는 Eq. (1)에 의해서 계산되고 Figure 2에 점선으로 표시되었다. 이러한 회로 공진모드들은 압력섭동 데이터와 잘 일치되는 것으로 보아 압력섭동은 회로의 음향공진 주파수에서 발생한다는 것을 유추 할 수 있다. Figure 2에서 데이터 위에 중첩된 Edge-tone forcing 곡선들은 각 모드 별로 Eq. (2)를 이용하여 계산된 것이다. Figure 2에서 볼 수 있듯이 에지톤 모델은 시험데이터를 잘 예측한다. 특히 에지톤 모델은 풍속이 증가함에 따라서 데이터가 감소하는 경향을 잘 따른다. 이는 전체적인 피드백 주파수에 영향을 미치는 음향 펄스 transit time의 효과가 증가하기 때문이다.

Figure 2에 따르면 압력섭동의 최대값(서클된 값)이 회로 공진모드와 에지톤 모드가 교차되는 부분에서 발생한다. 이는

HAWT에서의 압력섭동 문제는 Eq. (1), (2)의 에지톤 피드백 공진에 의해서 발생했다는 결론을 내릴수 있게 한다. 80km/h에서의 최대값은 두 번째($n=2$) 회로 공진모드와 두 번째 ($m=2$) 에지톤 모드의 공진의 중첩으로 야기된다고 볼수 있다. 풍속 160km/h에서 발생하는 최대값은 세번째($n=3$) 회로 공진모드와 두 번째($m=2$) 에지톤 모드의 중첩에 기인한다. 풍속 140km/h에서의 압력섭동 최대값은 에지톤모드와 회로공진모드의 중첩과 연관성은 적으나 2nd 회로 공진모드와 $m=3$ 에지톤 모드의 중첩에 기인한다고 볼수있다.

2.2 모형 풍동 시험

실차풍동에서 압력섭동의 존재 및 발생원인을 유추하였으나 이를 개선하기 위해서는 모형풍동시험이 필요하다. 실차풍동상태에서 형상개선을 한다는 것은 시간 및 비용측면에서 비효율적이므로 모형풍동시험을 통한 개선이 요구되는 것이다. 다음은 모형풍동 시험과 실차풍동시험 사이의 상관성을 정의하기 위한 스케일링 상관식이다.

$$f_{model} = \frac{L_{circ(fullscale)}}{L_{circ(model)}} f_{fullscale} \quad (3)$$

Eq. (1), (2)에서 사용되는 주파수를 모형시험에 사용하기 위해서는 Eq. (3)에서와 같이 기하학적인 스케일 팩터에 의해서 증감된다. 압력섭동 최대값에서의 풍속은 Eq. (1)과 Eq. (2)로 결정된다. 음향 되먹임 시간은 대류시간보다 매우 작으므로 Eq. (2)는 다음과 같이 단순화될 수 있다.

$$f = \frac{0.65mU}{L_{jet}} \quad (4)$$

Eq. (1)과 (4)를 풍속에 대해서 풀어보면 다음과 같다.

$$U = \frac{0.77mcL_{jet}}{nL_{circ}} \quad (5)$$

그러므로 같은 공기조건과 같은 공진 및 에지톤 모드에 대해서 압력섭동 풍속은 다음과 같이 스케일 업 된다.

$$U_{model} = \frac{L_{jet(model)}}{L_{jet(fullscale)}} \frac{L_{circ(fullscale)}}{L_{circ(model)}} U_{fullscale} \quad (6)$$

Eq. (6)에서 만일 모형풍동의 회로와 시험부 길이가 같은 기하학적인 요율로 증감된다면 모형풍동에서 압력섭동 풍속은 실차풍동에서의 압력섭동 발생 풍속과 정확히 일치하게 된다.

Eq. (6)의 상관식을 이용하여 모형풍동시험을 실시하였으며 모형풍동조건은 다음과 같다. 모형풍동시험은 캐나다 IAR (Institute for Aerospace Research Laboratory)의 PWT (Pilot Wind Tunnel)을 이용하여 실시되었다. PWT는 NRC(National Research Council, Canada)의 IAR 9m 풍동의 1/10th 축소모형으로 회로 길이는 29m이다. HAWT 압력섭동 재현시험을 위해서 정체실, 수축부, 시험부, 시험부 확산부를 HAWT의 1/7th로 축소모형으로 개조하였다. PWT 개조 후 최고 풍속은 200km/h로 HAWT의 최대풍속과 정확히 일치한다.

초기 시험은 HAWT 압력섭동이 모형풍동에서 재현되는지 여부에 집중되었다. 그래서 모형 풍동 시험에서도 실차풍동 시험과 동일한 시험절차를 유지하도록 하였다. Eq. (3)과 (6)에 기초하여 압력섭동은 주파수 최대 25Hz, 풍속 최대 200km/h의 범위에서 측정되었다.

모형풍동에서의 압력섭동의 주파수-풍속 상관관계를 Figure 3에서 나타내고 있다. 모델 데이터는 실차자료와 비교를 위해

서 Eq. (3), (6)을 이용하여 스케일링 되었다. $C_{prms} > 0.01$ 이상인 포인트는 서클되어 있으며 그림에서 모형과 실차 풍동결과가 잘 일치함을 알 수 있다. 특히 모형풍동의 최대 진폭 압력섭동이 HAWT 실차풍동의 같은 풍속과 주파수에서 발생하는 것을 알 수 있으며 이는 에지톤/회로 공진현상이 PWT에서 정확히 재현되었음을 의미한다.

Figure 4는 개선 전 모형과 실차풍동의 풍속에 따른 압력섭동 진폭을 보여준다. 모형풍동 데이터는 Eq. (6)을 이용하여 스케일링 되었다. 그럼은 모형풍동 압력섭동 진폭은 쉽게 측정 가능하고 실차데이터와 비교 가능함을 보여준다. 이는 실차풍동 압력섭동을 예측하고 개선하는데 모형풍동시험의 유용하고 믿을만함을 보여주는 것이다.

2.3 실차 풍동 개선결과

HAWT에서 압력섭동 진폭을 낮추기 위해서 다음의 설계 변경을 실시하였다. Collector 끝단과 Test Section Diffuser 시작부 사이의 Breather Slot을 설치하였고 Collector 코너부의 Gap 을 Filleting 처리하였다. 이런 형태는 북미나 유럽의 개방형 시험부 풍동에서 압력섭동개선을 위해서 성공적으로 사용된 것이다 [8]. PWT 모형풍동 시험결과 Collector 변경이 압력섭동진폭을 감소시키는데 매우 효율적임을 알 수 있었다. 그리고 압력섭동 진폭은 Breather Slot 폭을 증가시킬수록 감소하는 경향을 보였다. 그러나 Breather Slot 폭을 증가시킬 때 압력섭동이 발생하는 풍속과 주파수는 변경되지 않았다. 즉 Breather Slot은 압력섭동 진폭만을 감소시키는 효과를 가짐을 알 수 있다. PWT 시험결과에 따라서 HAWT Collector에 Breather를 설치하였으며 Breather Slot 설치를 위해서 Collector Flaps을 전방으로 이동하여 시험부 길이가 다소 축소되었으나 이는 무시할만 하여 풍동 성능에 영향을 주지는 않았다. 개선공사후 압력섭동은 재 측정되었으며 C_{prms} 가 풍속 전 영역에서 0.05이하로 유지됨을 알 수 있었다. Figure 5는 개선후 풍속에 따른 압력섭동 그래프로 풍동에서 측정된 압력섭동 진폭과 1/7th 축소 PWT 시험으로 예측된 결과가 잘 일치함을 보여준다.

3. 결론

콜렉터 플랩수정 작업 후 현대자동차 실차풍동 시험부 압력섭동의 크기가 전 풍속영역에서 $C_{prms} < 0.005$ 이하를 기록하여 전 풍속영역에서 시험정확도 및 암소음 수준이 향상되었다. 이러한 시험부 정압 압력섭동량을 감소시키기 위한 수정작업으로는 콜렉터 플랩과 시험부 확산부 (Test section diffuser)사이에 1m의 큰 간격을 두는 것과 3개의 콜렉터 플랩 사이 코너를 연결하는 작업으로 구성되었다.

새로운 HAWT 콜렉터 플랩 형상은 1/7 축소모형 시험결과를 기초로 디자인되었다. 모형풍동시험은 적절한 스케일링 상관식을 적용하여 이루어진 것으로 실차풍동과 1/7 모형풍동에서 얻어진 각각의 풍속과 압력섭동 주파수상관관계가 잘 일치함을 볼 수 있었다. 또한 실차풍동과 모형풍동에서 얻어진 압력섭동의 크기 (C_{prms}) 상관성이 비교적 정확히 일치하고 있다. 이는 풍동의 구조체 강도나 레이놀즈수가 압력섭동의 크기를 결정하는데 중요한 인자가 아님을 나타내는 것이다. 즉 이 시험을 통해서 압력섭동현상을 파악하기 위해서 모형풍동을 이용하는 것이 효율적임을 알 수 있었다.

이 개조공사를 통해 풍동의 공력 및 소음특성을 대폭 개선하여 전 속도영역에서 더욱 정확한 시험이 가능하게 되었다.

참고문헌

- [1] Kim, M.S., Lee, J.H., Kee, J.D., Chang, J.H., "Hyundai Full-Scale Aeroacoustic Wind Tunnel," SAE Paper 2001-01-0629, 2001.
- [2] Holthusen, H., Kooi, J. W., "Model and Full Scale Investigations of the Low Frequency Vibration Phenomenon of the DNW Open Jet," AGARD-CP-585, 1997
- [3] Wickern, G., von Heesen, W., and Wallmann, S., "Wind Tunnel Pulsations and their Active Suppression", SAE 2000-01-0869, 2000.
- [4] Rennie, R. M., "Effect of Jet Length on Pressure Fluctuations in $\frac{1}{4}$ -Open Jet Wind Tunnels," Motor Industry Research Association Vehicle Aerodynamics 2000 Symposium, October, 2000.
- [5] Ahuja, K. K., Massey, K. C., and D'Agostino, M. S., "Flow/Acoustic Interactions in Open-Jet Wind Tunnels," AIAA Paper 97-1691, 1997.
- [6] King, J.L., Boyle, P., Ogle, J. B., "Instability in Slotted Wall Tunnels," Journal of Fluid Mechanics, Vol. 4, 1958, pp 283 – 305.
- [7] Rockwell, D., "Oscillations of Impinging Shear Layers," AIAA Journal, Vol.21, No.5, 1983.
- [8] Manuel, G. S., Molloy, J. K., and Barna, P. S., "Effect of Collector Configuration on Test Section Turbulence Levels in an Open-Jet Wind Tunnel," NASA TM-4333, 1992.

FIGURES and TABLES

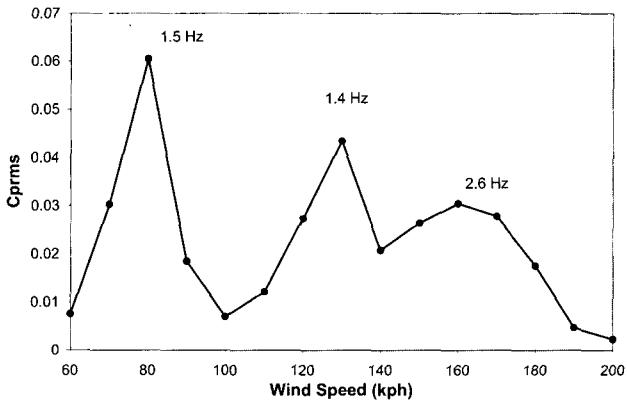


Figure 1: Root-mean-square pressure fluctuation amplitudes measured in the plenum of the original HAWT test section.

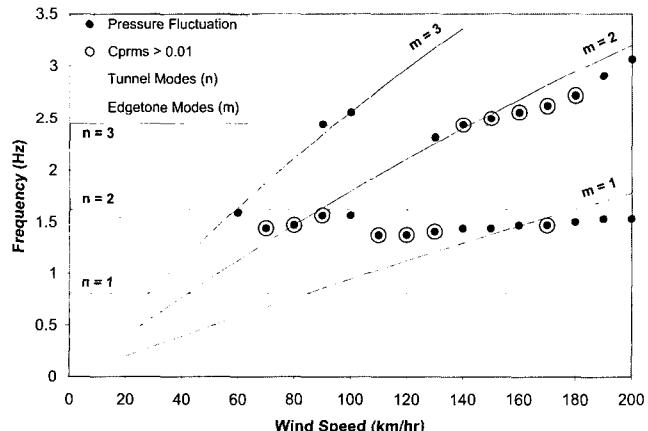


Figure 2: Frequency-wind speed map of pressure fluctuations in the original HAWT test section.

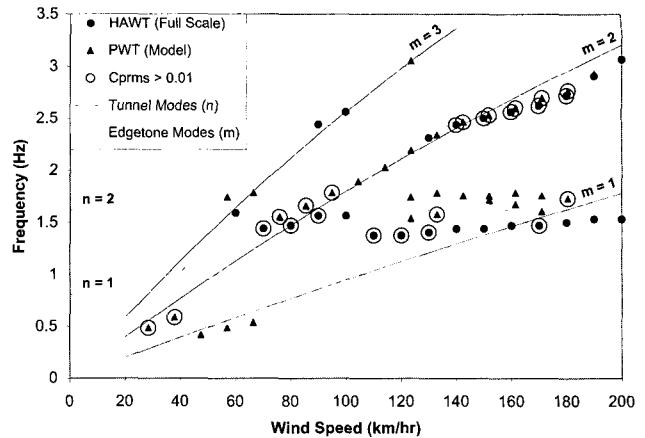


Figure 3: Comparison of frequencies and wind speeds of pressure fluctuations measured in PWT and HAWT.

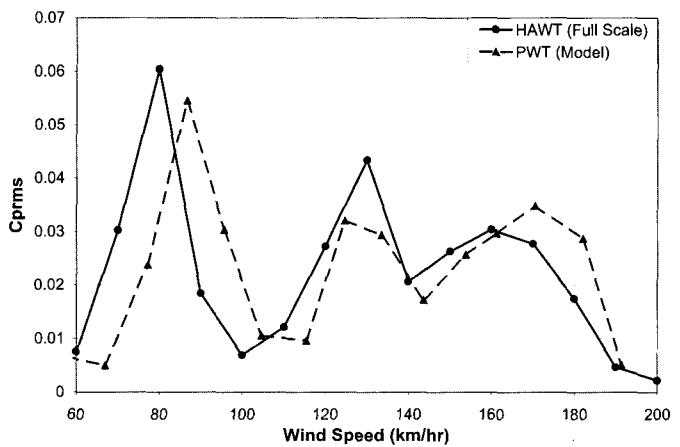


Figure 4: Comparison of pressure fluctuation amplitudes measured in PWT and HAWT.

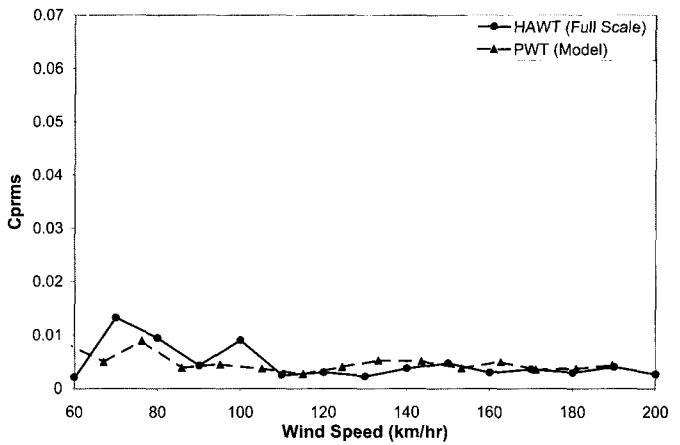


Figure 5: Comparison of pressure fluctuation amplitudes measured in PWT and HAWT with modified collector and breather slot

Wind Tunnel	Circuit Length, L_{circ} (m)	Jet Length, L_{jet} (m)
HAWT	210	18
PWT	28.6	2.54

Table 1: Important dimensions for PWT and HAWT