

## 지상 경계층 풍동 설계를 위한 CFD 의 적용

Application of CFD to Design Atmospheric Boundary Layer Wind Tunnel

\*장 병 희<sup>1)</sup>

Byeong-Hee Chang

The methods of atmospheric boundary layer generation in test section were reviewed. To utilize conventional aerodynamic wind tunnels as atmospheric wind tunnels, boundary layer growth should be accelerated. To achieve this, improvement of boundary layer generation devices is required and it might be done by CFD. In this respect, CFD application cases in boundary generation devices were reviewed and potential areas were considered. Some cases are tried by Fluent 5 code.

### 1. 서 론

지상 경계층의 영향을 실험할 수 있는 풍공학용 경계층 풍동의 개발은 항공기의 공력시험을 위한 공력풍동의 개발이 거의 완성된 1950년말부터 시작되었다고 볼 수 있다. 개발초기에는 경계층내 풍속분포와 유사하게 직접 풍량을 조절하는 방법이 시도되었다. 차등격자(graded grid)를 사용한 Owen&Zienciewicz(1957), 곡면망(curved screens)을 사용한 Elder(1959)의 연구가 대표적이다.[1] 그러나 이러한 방식은 풍속분포만 재현 가능하며, 목표지점에서 경계층 형상을 얻는데 성공하였다 하더라도 난류 소멸량과 생성량의 불균형에서 오는 난류도 변화를 피할 길이 없으므로 흐름방향으로 경계층의 특성변화가 없는, 안정된(equilibrium) 상태의 경계층을 얻기가 어렵다.

자연적인 경계층 생성 원리를 모사하여, cubic block을 시험부 바닥에 배열한 roughness 방식은, 안정된 경계층을 만들어 줄 수 있다. 그러나 안정된 경계층을 얻기까지, block 높이의 약 1000배 정도의 거리[2], 또는 경계층 두께의 20 내지 30배 정도의 거리[3]가 필요하다고 알려져 있다.

따라서 이 둘의 장점을 혼합한 방법으로, roughness block 배열을 기본적으로 사용하지만 경계층 발달을 가속시키기 위하여 roughness 전방에 경계층 생성을 촉진할 fence(barrier)와 발생된 유동구배의 mixing을 가속할 난류격자를 사용하는 방법이 출현하였다.[3] Fence 상부를 톱니 형상으로 개조하면 톱니에서 발생한 vortex가 fence로부터 발생된 유동구배의 mixing을 촉진하는 역할을 한다. 이와 같은 톱니형상을 극단적으로 발전시킨 것이 삼각형 spire이며 Standen등(1972)의 연구결과 spire 높이의 6배 정도의 거리 후방에서 안정된 경계층이 얻어진다고 한다.[4]

이후 이러한 방식이 보편적인 경계층 생성장치로 사용되게 되었으며 대개의 풍공학 실험을 위한 경계층 풍동은 시험부 높이/길이 비가 10배 정도로 긴 시험부를 갖는다.[5] 그러나 일반 항공기 시험용 공력풍동들은 그 비가 2 내지 3배 정도이다.

그러나 점차 늘어나는 풍공학 실험에 대응하기 위해 공력풍동에 지상 경계층을 재현하고자 하는 시도가 있어 왔다. 필리핀 대학의 4ft(W) x 4ft(H) x 12ft(L) 시험부에의 적용을 목표로 Colorado 대학에서 수행된 연구[4]는 시험부 높이의 3배 지점에서 안정(equilibrium)된 경계층을 얻는 것이 목표였는데, 통상적으로 사용되고 있는 전형적인 경계층 생성장치인 Spire + Roughness 방식으로 시도한 결과 시험부 높이의 4.7배 지점에서도 여전히 충분히 안정된 경

1) 한국항공우주연구원 공력성능연구그룹  
(305-333 대전시 유성구 어은동 52  
Tel : 042-860-2313)

계층이 얻어지지 않았다.

현재까지 지상 경계층 재현에 성공한 가장 짧은 길이/높이비의 풍동은 캐나다 NRC의 9m V/STOL 풍동(9.1m(W) x 9.1m(H) x 22.9m(L))으로 길이/높이비가 2.5배 정도였으며, 경계층 생성장치는 전형적인 Spire+Roughness 방식을 사용하였다. 그러나 실제 경계층 생성은 시험부 높이 전역이 아닌 일부로 사용가능한 모델은 1/100 정도까지이다.[6] 따라서 경계층 생성에 필요한 roughness 구간 길이는 경계층 높이의 6배가 소요된다.

따라서 Cermak[7]은 짧은 시험부(길이가 높이의 6배 이하)에서 안정된 지상 경계층을 재현할 수 있는 방법에 대한 연구가 지상 경계층 재현 분야의 가장 필요한 연구 주제의 하나로 제기한 바 있으며, 현재까지도 여전히 유효하다. 그 이유는 경계층 생성 장치에 대한 연구가 활발히 되던 '60, '70년대에는 아직 CFD 기법이나 컴퓨터의 성능이 발달되기 전이므로 주로 실험적 방법이 적용되어왔으며, 유동특성의 이해나 체계적인 연구가 부족한 채로 주로 trial & error 방식으로 접근되었기 때문일 것이다.

본 연구에서는 경계층 생성을 위한 기존의 방식에 대한 그간의 연구결과를 검토하고, 성능 개선을 위한 CFD 적용사례와 적용가능 분야를 검토하고자 한다.

## 2. 경계층 재현기법과 CFD의 적용

### 2.1 재현 목표

풍공학 실험에서 재현하여야 할 유동특성은 평균풍속, 난류의 세 방향 intensity 와 integral scale 에 대한 분포형상이며, 이중 가장 중요한 재현 목표는 평균풍속과 종방향 난류 intensity 와 integral scale 이다. 재현하여야 기하학적 similarity로는 모델, 지형의 거칠기, 경계층 두께, 난류의 integral scale 등이 있으며 그 중에서 난류의 integral scale 이 재현하기가 가장 어렵다. 반면 통상적인 공력시험에서 중시하는 Reynolds 수 영향은 중요하지 않다. 이는 지상풍의 높은 난류도와 통상적인 모델의 형태적 특징에서 경계층 천이영향이 중요하지 않기 때문이다. 따라서 시험 풍속은 시험장치와 모델을 고려하여 측정이 가장 용이한 풍속으로 선택하면 된다.[8]

지상 경계층의 풍속모델은 다음과 같이 두가지 모델로 제시되고 있다.[9]

#### Log law

$$\frac{u(z)}{u(z_r)} = \frac{\ln(z/z_0)}{\ln(z_r/z_0)} \quad (1)$$

#### Power law

$$\frac{u(z)}{u(z_r)} = (z/z_r)^\alpha \quad (2)$$

$r$ 은 기준위치이며  $z_0, \alpha$ 는 지면종류에 따른 상수로 Table 1에서 결정된다.

**Table. 1** Approximate Roughness Length and Exponent for Various Terrain Categories[9]

	Open Water	Open Terrain	Suburbs	Town	Downtown
$z_0$ (m)	0.005	0.007	0.3	1	2.5
$\alpha$	0.1	0.14	0.2	0.25	0.3

Log law식은 경계층의 아랫 부분에서, Power law 식은 경계층의 윗부분에서 더 정확한 식으로 알려져 있다. 일반적으로 Power law는 상부 99%, Log law는 하부 1-3% 영역에서 우수한 결과를 보인다.[10] 최근의 연구결과[11]도 log law는 경계층의 하부 15% 영역에서 잘 맞으므로 Log law와 Power law의 blending을 권하고 있다.

폐쇄 시험부의 경우, 시험부내 경계층 생성은 바닥에 설치된 Roughness 에 의해 생성된 경계층외에도 시험부 천정에 의해 의도하지 않은 경계층이 생성된다. 따라서 실제 경계층 이용은 천정 경계층 하부에서만 사용가능하므로 경계층 재현은 시험부 높이의 60%까지만 추구하면 된다.[3]

### 2.2 재현 장치와 CFD 적용

#### Roughness

Roughness는 지면상태나 건물 등이 지상풍에 주는 영향을 재현하기 위한 장치로 정육면체나 직육면체 형상의 block으로 자연적인 경계층 생성 작용을 모사한다. 따라서 시험부 길이만 충분히 확보된다면 Roughness 만으로도 안정상태의 지상 경계층을 재현할 수 있다. 이런 이유로 1960년대말부터 Roughness block이 지상 경계



층 생성을 위한 핵심장치로 사용되었다. 그 동안의 연구결과, Roughness block의 밀도 ( $A_f/s$ =frontal area/occupied plan area)와 높이 ( $H$ )는 생성된 경계층의 aerodynamic roughness length  $z_0$ 와 displacement height  $d$ 를 결정한다고 알려져 있다. 이에 대한 연구로 Lettau(1969), Kondo&Yamazawa(1986), Fang&Sill(1991) 등은  $z_0/H$ 를  $A_f/s$ 의 함수로 나타내고 있으나 모두  $A_f/s$ 에 따라  $z_0/H$ 가 증가하는 결과를 보여준다.[12] 그러나 극단적으로  $A_f/s=1$ 은  $A_f/s=0$  와 같은 의미이므로 Roughness block의 밀도( $A_f/s$ )가 어느 한계(critical  $A_f/s$ )를 초과하면 오히려  $z_0/H$ 가 감소하여야 할 것이다.

이런 관점에서 최근에는 Jia 등(1998)에 의해 block의 후류 영향권에 든 면적을 제외한 Effective Area( $A_{eff}$ ) 개념을 도입한 새로운 모델을 제시하고 검증하였다. 이 모델은  $z_0/H$ 를  $d/H$ 와  $A_{eff}/A_f$ 의 함수로 내재적(implicit)으로 나타내고 이들은 다시 roughness block에 의해 형성된 wake의 각도  $\theta$  (Fig. 1)의 함수로 표현된다.

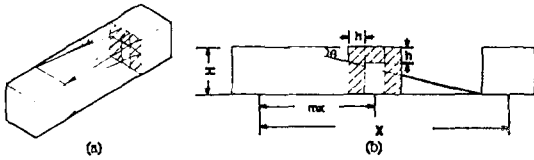


Fig. 1 The definition of effective frontal area  $A_{eff}$ .

그러나 critical  $A_f/s$  이하에서는 roughness block의 후류가 후방의 roughness block에 이르지 못하므로  $d/H=0$ ,  $A_{eff}/A_f=1$  로 둔다.  $z_0/H$ 가 최대가 되는 critical  $A_f/s$  상태는 전방의 roughness block에 의해 형성된 wake가 후방의 roughness block에 도달하기 시작하는 상태의 Roughness block의 밀도일 것이라 가정으로부터 다음과 같은 관계식이 얻어진다.[12]

$$\left(\frac{A_f}{s}\right)_{critical} = \left(\frac{2m \tan \theta}{2 \tan \theta + 1}\right)^2 \quad (3)$$

따라서 roughness 설계를 위해  $z_0/H - A_f/s$  관계식을 얻기 위해서는 wake의 각도  $\theta$ 를 추정

하거나, 풍동시험으로부터 얻은 critical  $A_f/s$ 와 식(3)을 이용하여 wake의 각도  $\theta$ 를 구할 수 있다.

CFD 적용

이상과 같은 roughness 결정의 이론적 모델은 비교적 최근에야 개발되었고 충분한 검증을 통해 일반화되어 있지 못하므로 아직까지 roughness block 결정은 trial & error 방식이 적용되고 있는 실정이다.

가장 최근에 개발된 Jia 등[12]의 방법도 critical  $A_f/s$ 를 얻기위해서는 여러 가지  $A_f/s$ 에 대해  $z_0/H$ 를 측정하는 시험 자체가 방법 자체의 실용성을 저하시키고 있으므로 직접 wake의 각도  $\theta$ 를 추정하여  $z_0/H$ 를 구하는 방식만이 실용적이다. CFD 코드로 block 형태의 물체에 대해 유동 해석한 사례는 많으나, roughness fetch에서의 wake의 각도  $\theta$ 를 구하는 관점에서 적용된 사례는 없다. 따라서 이러한 관점에서 CFD가 적용된다면 roughness fetch 설계를 위한 Jia 등[12]의 방법의 실용화가 가능해질 것이다.

또한 계산된 경계층의  $z_0$ 가 측정치와 근사할 정도로, CFD 코드의 경계조건과 난류 모델링을 개선하여 roughness fetch를 모사하거나, 직접 roughness block 전체를 유동해석할 수 있다면, CFD 코드는 더욱 유용한 설계 도구가 될 수 있을 것이다.

Fence

Roughness 전방에 설치되는 fence(barrier)의 역할은 경계층 형성과정에서 다음과 같이 세 가지 역할을 한다.[3] Fence 직후에 형성되는 박리 영역은 roughness 영향을 감소시키는 역효과를 가져오지만, 반면 박리로 인한 역압력 구배는 경계층의 성장을 가속시키는 역할을 하므로 경계층 안정과정에 필요한 roughness fetch를 단축할 있는 장점이 있다. 그러나 fence 상단에서 발생된 shear layer는 Reynolds stress의 집중을 초래하므로 원하는 경계층 형상을 얻기까지 mixing 구간을 필요로 한다. 이러한 solid fence 상단의 부근의 Reynolds stress의 집중현상은 fence 상단의 일부를 porous 처리하면, mixing을 촉진할 수 있다고 알려져 있다. Solid fence의 상단을 톱

니 형상으로 처리한 결과에서도 같은 원리로 우수한 결과를 보여준다.[13]

그러나 아직 fence의 높이나, 최적 porosity에 대한 체계적인 연구는 없고 trail & error 방식으로 결정되고 있다.

**CFD 적용**

Backward step의 박리와 재부착점 위치 계산은 CFD 코드와 난류 모델링의 검증 문제로 흔히 사용된다. 따라서 이와 유사한 solid fence 유동 해석에의 CFD 적용은 특별히 어려울 것이 없다. Porous fence 유동특성은 많은 실험적 연구를 통해 알려져 있으며, 상용 CFD 코드들도 porous media에 대한 모델링을 제공하고 있다. 그러나 이러한 모델들은 대개 porous media 전후의 전체적인 유동특성의 변화를 계산하기 위한 것이며, 경계층 생성에 미치는 영향을 직접 계산에는 별로 없다.

Packwood[14]는 AEA Technology 사의 CFX 4.2 코드를 사용하여 porous fence 유동을 계산하였으며, 박리의 재부착점, 풍속과 난류분포 형상을 실험치와 비교하였다. 난류 모델로는 Reynolds Stress(RS) 모델과 k-ε 모델에 Preference Dissipation Modification(PDM)을 가미한 Modifiend k-ε 모델을 비교하였는데, Modifiend k-ε 모델이 Fig. 2 와 같이 박리 부착점 예측과 경계층 형상 예측에 더 우수한 결과를 보여주고 있음을 확인하였다.

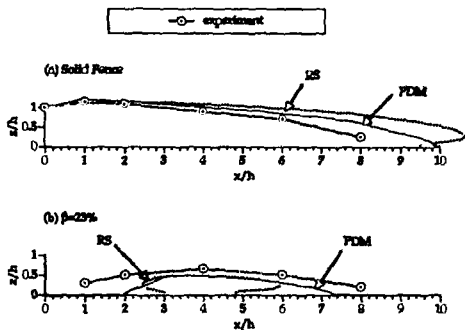


Fig. 2 Locus of U=0 for (a) solid fence and (b) 23% porous fence [14]

항우연이 보유하고 있는 Fluent 5의 경우, porous media와 porous jump 의 두 가지 모델링을 제공하고 있는데, porous media는 두께를

가진 porous 물질을 투과하는 유동해석을 위해 source term에 Darcy's law를 이용한 viscous loss와 inertial loss 항을 추가해주는 것으로 처리한다. 두께를 무시할 수 있는 투과성의 박막 물질은 투과성이 박막에 수직인 일차원적 영향만 고려하면 되므로 porous media 모델을 일차원적으로 간략화시킨 형태로 적용된다. Packwood[14]는 porous fence를 두께있는 porous media로 처리하여 3개의 계산격자를 심었는데, 동일한 격자로 Fluent 5로 계산한 결과, Fig. 2(b)에 비해 박리영역이 작은 것으로 계산되었다.

**Spire**

Spire는 mixing device로 사용되는 난류격자와 fence의 역할을 겸하고 있는 경계층 생성 가속 장치로서, 경계층 안정장치인 roughness fetch의 길이를 감소시켜주는 역할을 한다. 따라서 얼마나 최종 경계층과 유사한 경계층을 만들어 주느냐가 spire 설계의 관건이 된다.

Irwin[15]는 통상적으로 Spire+Roughness 시험부에서 spire 높이의 6배 지점에서 안정된 경계층을 얻기 위한 spire의 높이(h)와 하부폭(b)을 결정하는 식을 제안하였다. 그러나 spire 높이의 6배 후방까지는 아직 roughness의 영향이 지배적이지 않다고 보아 roughness의 영향을 고려하지 않았으며, 밑변이 h/4인 splitter plate가 후방에 부착되어 있는 삼각형 spire에 대해서만 실험치와 검증되었다.

따라서 아직까지 spire 형상 결정도 대개 trial & error 방식으로 결정되고 있다.

**CFD 적용**

삼각형 Spire를 지나는 유동은 박리영역과 vortex가 발생하는 복잡한 유동 구조를 갖는다. 또한 roughness 나 fence와 같이 설치되기도 하므로 spire 유동구조에 대한 이해가 이들 장치의 최적 조합 설계에 있어서 유용한 정보를 제공해 준다.

지상 경계층 생성을 위해 높이 0.55m의 spire를 폭 0.225m 간격으로 설치하여 경계층을 생성을 측정된 연구[19]는 spire 후류 구조에 대한 구체적인 이해가 필요함을 보여주었다.

하부폭이 0.1m인 spire에 대해 Fluent 5로 유동



해석한 결과를 후방단면에서의 cross flow로 가시화한 결과는 Fig. 3과 같다. 아직 정량적인 검증은 되지 않은 상태이지만 유동 패턴에 대한 이해에 유용한 도구는 될 수 있다.

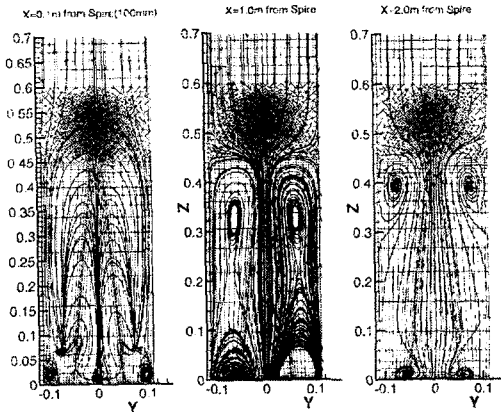


Fig. 3 Cross flow patterns on downstream planes of spire(100mm).

보다 정확한 spire 유동해석을 위해서는 박리영역과 vortex의 계산 능력이 뛰어난 CFD 코드가 요구된다.

**Jet-Injection**

경계층의 생성을 시험부로 진입하는 흐름의 운동에너지를 방해함으로써 얻으려고 하는 수동적 방법과는 달리 air-jet 등으로 운동에너지를 주입함으로써 얻고자 하는 능동적 방법도 시도되었다. 이와 같은 방식으로는 흐름방향으로 array jet를 공급하여 난류와 풍속형상을 제어하려는 Teunissen의 방식(1972), 시험부 바닥에서 흐름에 수직방향으로 jet를 주입하여 경계층을 생성시키려는 Schon&Mery방식[16], 흐름과 반대방향으로 jet를 주입하여 경계층을 제어하려는 Morkovin 등의 방식(1972)등이 있다.[4] 최근에는 흐름의 비균일성이나 불안정성없이 난류를 생성할 수 있는 한계는 15%라고 알려져 있는 난류격자[3]의 보완책으로 난류격자에 추가적으로 air-jet 분사장치를 추가하여 시험부 난류도를 증가시킨 사례[17]도 있다.

이러한 능동적 방식은 fence와 mixing device를 air-jet 주입으로 대신하므로 고가의 장치비가 소요되나, 시험부 풍속에 따라 경계층 생성 장

치 형상을 교체하여 주어야 하는 수동적 방법과는 달리 장치의 교체 없이 주입 풍량만 조절함으로써 경계층을 제어할 수 있고, Roughness 구간을 최소화할 수 있다는 것이 장점이다. 따라서 경계층 생성 장치의 교체가 용이한 소형풍동에서는 수동적 방법을 사용하고, 그것에 관한 대형 풍동에서는 능동적 장치가 대안이 될 수 있다.

**CFD 적용**

이와 같은 능동적 방식은 아직 충분한 연구가 되어 있지 않아 수동적 방식을 대체할 정도로 실용화되지는 못하고 있다. 예로써 Fig. 4에서 도시된 Schon&Mery방식[16]은 안정된 경계층을 얻기까지 시험부 높이의 약 7.7배라는 거리가 요구되었는데, 이는 현재 수동적 방식 수준인 6배에 비해 현저히 열등한 수준이다. 따라서 최단 거리에서 안정된 경계층을 얻기 위해서는 air-jet의 주입 각도와 주입량에 대한 최적화가 필요하다.

CFD 코드의 경계조건을 수정하거나 Air-jet를 모사할 수 있는 적절한 모델링을 개발할 수 있다면, 풍동시험을 수치해석으로 대신함으로써, 최적 주입 각도와 주입량 결정을 위한 시험 장치 제작비와 시험시간을 절감할 수 있을 것이다.

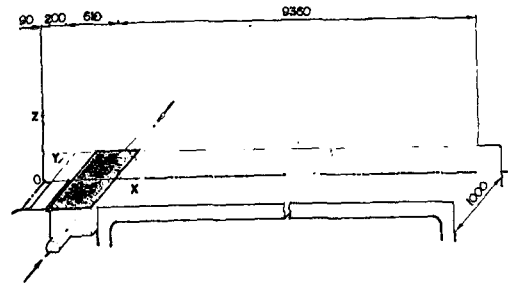


Fig. 4 Air-jet blowing method for boundary layer generation.[18]

**Shear Flow 생성 장치**

경계층 풍동 개발 초기에, 경계층 생성 장치로 시도되었던 차등간격 격자 방식은 풍속형상만 제어하기에는 여전히 효과적인 장치이다. Phillips 등[16]은 전단흐름 재현을 위한 평판간격의 결정식을 제시하고 실험으로 검증하였다.

CFD 적용

이와 같은 유동해석에 CFD 코드의 적용 가능성을 검토하기 위해 Fig. 5와 같은 차등간격 평판격자 흐름을 Fluent Version 5으로 계산하고 Phillips 등[18]의 실험결과와 비교한 바가 있다.[19]

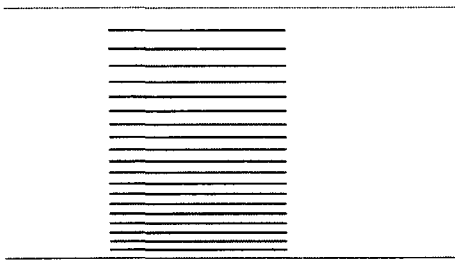


Fig. 5 Differently-spaced flat plates for linear shear flow generation.

난류 모델은 내부 유동의 해석에 정확도가 뛰어난 realizable k-ε model을 사용하였으며, 평판의 후류(wake) 형상을 정확히 나타내는 것이 중요하므로 근사적인 벽면 함수(Wall Function) 대신 two-layer zonal model을 사용하여 난류 경계층을 벽면까지 정확히 해석하였다. 또한 실험에서 흐름 정류를 위해 사용된 screen을 모사하기 위해 porous jump 모델을 사용하였다.

계산 결과(Fluent)는 Fig. 6과 같이 실험결과(Plates)와 유사한 전단 흐름을 얻어졌으며, 특히 유속진동을 걸러주기 위해 스크린을 설치한 결과(Plates+Screen)는 더욱 계산 결과에 가깝다.

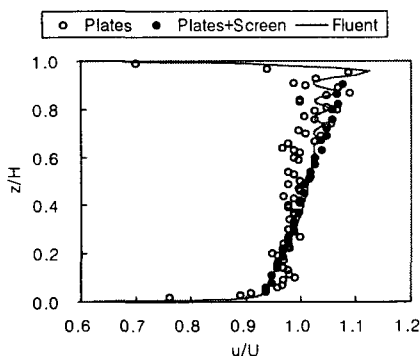


Fig. 6 Comparison of computed results[19] and measured results[18] (Plates, Plates+Screen).

3. 결론

이상 경계층을 풍동시험부내에서 재현하기 위한 기존의 기법을 검토하고, 보다 짧은 시험부에서 안정된 경계층을 재현하기 위해 필요한 경계층 성장 가속기법에 대해 고찰하였다. 이를 위해 기존의 경계층 생성장치에 대한 CFD 코드의 적용 사례와 적용 가능분야를 검토하였다.

- 1) 경계층 생성에 가장 중요한 roughness 설계시, CFD 코드는 roughness block의 wake 각도를 계산해줌으로써 기존의 roughness 결정법의 보완책으로 사용될 수 있으며, roughness를 모델링하거나 직접 계산할 수 있다면 더욱 유용한 설계도구로 이용될 수 있다.
- 2) Solid fence 유동특성 해석은 물론, porous fence 유동해석에도 적용 가능하다. Fluent 5의 경우, porous media를 위한 난류모델의 개선이 필요한 것으로 보인다.
- 3) Spire 유동해석에 적용하여 복잡한 spire 후류의 3차원적 유동구조 가시화에 적용될 수 있다.
- 4) 시험부로 주입되는 air-jet를 모델링하거나 경계조건을 수정함으로써 모사할 수 있다면, 능동적 방법의 실용화에 기여할 수 있다.

또한 대형 시설의 경우, 경계층 생성을 위한 장치 제작/설치나 풍동 가동에 많은 인력과 시간이, 비용이 소요되므로 효과적인 CFD 코드는 기술적, 경제적 대안이 될 수 있다.

참고문헌

[1] Cook, N. J., "Wind-Tunnel Simulation of the Adiabatic Atmospheric Boundary Layer by Roughness, Barrier and Mixing Device Methods," Journal of Industrial Aerodynamics, Vol. 3, 1978, pp.157-176.  
 [2] Counihan, J., "Wind Tunnel Determination of the Roughness Length as a Function of the Fetch and the Roughness Density of Three-Dimensional Roughness Elements," Atmospheric Environment Pergamon Press, 1971, Vol.5, pp.637-642.  
 [3] Cook, N.J., "Simulation Techniques for Short



- Test-Section Wind Tunnels : Roughness, Barrier and Mixing-Device Methods," 1982, pp.126-136.
- [4] Peterka, J. A., and Cermak, J.E., "Simulation of Atmospheric Flows in Short Wind Tunnel Test Sections," Fluid Dynamics and Diffusion Laboratory, Tech. Rept. CER73-74JAP-JEC32, Colorado State University, Fort Collins, Colo., 1974, 52pp.
- [5] Rae, W.H. and Pope, A., Low-Speed Wind Tunnel Testing, 2nd Ed., John Wiley & Sons, 1984.
- [6] The 9m V/STOL Wind Tunnel, A brief Description and Photographic Review of Projects, National Research Council Canada, Ottawa, 1979.
- [7] Cermak, J. E., "Applications of Fluid Mechanics to Wind Engineering," Journal of Fluid Engineering, Vol. 97, 1975.
- [8] Barlow, J.B., Rae, W.H., and Pope, A., Low-Speed Wind Tunnel Testing, 3rd Ed., John Wiley & Sons, 1999.
- [9] Wind Loading and Wind-Induced Structural Response, American Society of Civil Engineers, 1987.
- [10] Sill, B. L., "Turbulent Boundary Layer Profiles over Uniform Rough Surfaces," Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, Vol. 32, 1988, pp.147-163.
- [11] Farell, C. and Iyengar, A.K.S., "Experiments on the wind tunnel simulation of atmospheric boundary layers," Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, Vol. 79, 1999, pp.11-35
- [12] Jia, Y., Sill, B. L., and Reinhold, T.A., "Effects of surface roughness element spacing on boundary-layer velocity profile parameters," Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, Vol. 73, 1998, pp.215-230.
- [13] Cook, N. J., "On Simulating the Lower Third of the Urban Adiabatic Boundary Layer in a Wind Tunnel," Atmospheric Environment Pergamon Press, 1973, Vol.7, pp.691-705.
- [14] Packwood, A.R., "Flow through porous fences in thick boundary layers: comparisons between laboratory and numerical experiments," Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, Vol. 88, 2000, pp.75-79.
- [15] H.P.A.H. Irwin, "The Design of Spires for Wind Simulation," J. of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics 7, 1981, pp.361-366.
- [16] Schon, J. P. and Mery, P., "A Preliminary Study of the Simulation of Neutral Atmospheric Boundary Layer Using Air Injection in a Wind Tunnel," Atmospheric Environment Pergamon Press, 1971, Vol.5, pp.299-311.
- [17] Duncan, J. and Petersen, K., "Aero-Thermal Cascade Tunnel Flow Quality : Turbulence Generation and Prediction," WL-TR-96-2095, Wright Lab., Wright-Patterson AFB, 1995.
- [18] Phillips, J.C., et. al., "Wind Tunnel Velocity Profiles Generated by Differentially-Spaced Flat Plates," Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, Vol. 80, 1999, pp.253-262.
- [19] 성봉주, 장병희, 옥호남 외, 지상 경계층 제어 연구, UCE00330, 한국항공우주연구원, 2000.