

## 論文

## 풍력터빈 성능시험을 위한 저속풍동 개념연구

강승희\*

Conceptual Study of a Low-Speed Wind Tunnel for Performance  
Test of Wind Turbine

Seung-Hee Kang\*

## ABSTRACT

Conceptual study of an open-circuit type low-speed wind tunnel for performance test of wind turbine blade and airfoil is conducted. The tunnel is constituted of a settling chamber, a contraction, closed test section, a diffuser, two corners, a cross leg and a fan and motor. For the performance test, the closed test section width of 1.8 m, height of 1.8 m and length of 5.25 m is selected. The contraction ratio is 9 to 1 and maximum speed in the test section is 67 m/sec. Input power in the tunnel is about 238 kW and its energy ratio is 3.6. The wind tunnel designed in present study will be an effective tool in research and development of wind turbine and airfoil.

**Key Words :** Low-Speed Wind Tunnel(저속풍동), Wind Turbine Blade(풍력터빈 블레이드), Wall Interference Effect(벽면효과), Airfoil Test(에어포일시험)

## 1. 서 론

풍력 블레이드의 성능자료를 획득하기 위한 실험적 방법으로 실물형상시험 및 풍동시험 등이 사용되고 있다. 실물형상을 사용하는 시험은 실제조건에서의 성능을 직접 측정할 수 있다는 장점이 있다. 그러나 이 시험에는 지상경계층에 의한 전단 흐름, 요우각(yaw angle) 및 난류도 등에 의한 오차 등이 포함되어 균일 흐름과는 다른 조건의 시험 결과를 제공하게 되므로 설계된 성능이 나오지 않을 경우 정확한 원인 분석이 상대적으로 어렵다는 단점이 있다<sup>1)</sup>.

풍동시험의 경우는 일반적으로 축소된 모형을 사용하여 풍력 블레이드에 균일한 흐름을 다양한 조건으로 공급할 수 있어 설계 조건에 적합한 유동을 모사해 줄 수 있다는 장점이 있다. 그러나 이 시험은 축소모형을 사용함으로써 실물과 다른 레이놀즈 수 조건에서 시험하게 되어 블레이드 주위 경계층 및 천이점에 대한 영향을 별도로 고려하여 주어야 한다는 단점이 있다. 또한 풍동시험의 경우 시험부의 벽면의 존재로 인한 벽면효과(wall interference effect)가 존재하여 시험의 기준 조건 등을 실물조건에 적합하도록 별도의 보정이 필요하다는 단점이 있다. 이러한 단점에도 불구하고 풍동시험은 정밀한 유동의 제공 및 정밀한 계측이 가능하여 풍력 블레이드의 설계 단계에서의 상대적인 성능비교, 블레이드 에어포일(airfoil) 개발 및 전산유체역학(Computational Fluid Dynamic) 해석 검증 등에서 광범위하게 사용되고 있다.<sup>1),2)</sup>

항공기의 경우 항력계수 1 count ( $C_D=0.0001$ )

2011년 12월 2일 접수 ~ 2011년 12월 20일 심사완료

\* 전북대학교 항공우주공학과

연락처, E-mail : ksh@jbnu.ac.kr

전북 전주시 덕진구 백제대로 567

는 표 1과 같은 성능 및 경제적 효과가 있는 것으로 알려져 있다. 정확한 풍동시험을 통해 설계단계에서 정확한 성능의 예측이 가능하게 되면 항공기 및 풍력터빈 등의 설계를 최적화 할 수 있으므로 성능이 우수하면서 운용면에서도 경제적 우위에 있는 형상의 개발을 가능하게 할 수 있다. 풍동시험을 통해 이러한 정밀한 성능시험 결과를 얻기 위해서는 고유질의 풍동이 필수적이다.<sup>3),4)</sup>

본 연구에서는 풍력 블레이드 에어포일 개발 및 성능시험 등에 적합한 풍동시험 조건에 대해 연구한 후 풍동 구성품의 성능해석을 통하여 풍력 터빈의 성능 시험에 적합한 저속풍동에 대한 개념적 연구를 수행하였다.

표 1 항력계수 1 count 효과.

Aircraft	Effects
KT-1	3 count = 1 kts of $V_{max}$
C-5A	1 count = 1,000 lbs of Payload
A310	1 count = 300 kg of fuel or 3 passengers
High speed civil transport	1 count = 8 passengers or 60 mile of range

## 2. 저속풍동 개념 설계/연구

풍력터빈을 시험하는 저속영역에서의 풍동은 크게 폐회로 형식(closed-circuit type)과 개회로 형식(open-circuit type)이 있다. 폐회로 방식 저속풍동의 경우 외부 환경 영향을 상대적으로 적게 받고, 풍동 내부에서 순환되는 흐름의 손실만큼만 동력(power)을 보충해 주면 되기 때문에 상대적으로 적은 동력이 필요하다는 장점이 있어 항공기 개발시험 등에 상대적으로 많이 사용되고 있다. 그러나 이러한 형식은 초기 건설비용이 많이 들고, 흐름가시화 시험의 경우 발생하는 연기 등을 배출(purge)해 주어야 하는 문제가 있다. 또한, 내부 마찰 손실에 의해 발생하는 열을 제거해 주기 위해 열교환기 등을 설치해 주어야 한다는 문제점이 있다. 이에 비해 개회로 형식 풍동은 폐회로 형식 풍동에 비해 유질이 비교적 외부의 영향을 받기 쉽고 소음이 상대적으로 크다는 단점이 있으나 초기 건설비용이 적게 들고 흐

름가시화 시험시 발생하는 연기 등의 배출을 위해 별도의 장치를 설치할 필요가 거의 없다는 장점이 있는 것으로 알려져 있다.<sup>2),5),6)</sup> 본 연구에서는 이러한 장점 등을 고려하여 개회로 형식(open-circuit type)으로 저속풍동을 설계하였다.

### 2.1 폐쇄형 시험부

블레이드 에어포일의 성능을 예측하기 위해서는 일반적으로 에어포일 표면에 압력공을 뚫고 이곳을 통해 센서를 장착하여 표면에서의 압력분포를 측정하고 후류(wake)의 운동량 손실을 측정하여 양력, 항력 및 피칭모멘트를 계산한다. 밸런스(Balance) 등을 장착하여 공력계수를 직접 측정하는 방법이 일부 사용되고 있지만 이러한 시험의 경우 삼차원 효과 및 틈(gap) 효과 등에 대한 영향을 추가로 고려해 주어야 한다고 알려져 있다. 에어포일을 시험하는 경우 모형을 시험부 측벽(sidewall)에 고정하게 되는데 측벽과 모형이 연결되는 부위에서 발생하는 junction 와류와 벽면에서의 배제두께(displacement thickness)에 의해 시험부 폭 대 시위 비가 작은 경우 에어포일의 압력측정치에 영향을 주는 것으로 알려져 있다. 이러한 효과는 시험부 폭이 시위의 3~4배 인 경우 거의 무시할 수 있다고 알려져 있다.<sup>2),9)</sup>

축소모형을 사용하여 시험하는 경우, 실물과 레이놀즈 수의 차이에 의해 에어포일 주위의 경계층 흐름이 실물 흐름과 다른 특성을 보인다. 이러한 레이놀즈 수 차이는 경계층 특성 및 전이점 등의 차이를 유발시켜 측정되는 블레이드의 성능에 큰 영향을 주는 것으로 알려져 있다. 따라서 풍동시험을 통해 실물 조건을 예측하기 위해서는 반드시 레이놀즈 수 영향을 보정하여 주어야 한다. 블레이드 및 에어포일 시험 등의 경우 이러한 보정을 위해서는 시위기준 레이놀즈 수가 1,000,000 이상이 되어야 된다고 알려져 있으며, 통상적으로 1,500,000 ~ 2,500,000에서 풍동 시험들이 수행 된다.<sup>2)</sup> 이는 시위 0.5 m를 기준으로 하는 경우 자유흐름의 속도가 약 44 ~ 73 m/sec에 해당된다.

풍동시험부에는 시험부 경계면인 벽면이 존재하며 이러한 벽면에 의해 모형 주위의 동압, 유선 및 압력구배 등이 실물조건과 다른 차이가 유발되어 결과적으로 흐름의 기준조건 및 측정되는 힘과 모멘트에 많은 오차를 발생하게 된다. 폐쇄형 시험부(closed test section)의 경우 시험부 벽면에 의해 모형 주위의 흐름이 가속되고 유선이 변형되는 현상을 보이거나 개방형 시험부(open

test section)의 경우는 시험부 경계면 밖의 흐름이 정체되어 있어 흐름이 확대되는 경향을 보이는 것으로 알려져 있다.<sup>3)</sup> 블레이드 성능시험의 경우 블레이드의 직경이 시험부 폭의 60% 이내에서 시험하는 경우 기존의 벽면효과 보정방법으로 보정가능하다고 알려져 있다.<sup>2)</sup> 이는 약 1.1 m 풍력 터빈 직경의 경우 시험부 폭이 1.8 m 이상이 되어야 한다는 것을 의미하며, 시위가 0.5 m의 에어포일시험도 가능한 조건이 된다.

풍동 시험부의 가로세로비는 블레이드에서 발생하는 와류에 영향을 주어 벽면효과를 유발한다고 알려져 있으며 항공기를 시험하는 경우 시험부 폭 대 높이비가 0.75가 되는 경우 이를 최소화 할 수 있다고 알려져 있다.<sup>2)</sup> 그러나 풍력 블레이드의 성능시험의 경우 이러한 시험부는 모형이 상대적으로 큰 경우 비대칭적 영향을 줄 수 있으므로 본 연구에서는 시험부 가로세로비 1을 사용하였다. 시험부는 폭 1.8 m, 높이 1.8 m, 길이 5.25 m가 되도록 설계하였다. 또한, 풍동시험부 측면부는 시험부 경계면에서 발생하는 배제두께로 인한 흐름방향의 압력구배 영향을 최소화하고자 그림 1에서 보는 바와 같이 약 0.4° 확장시켰다. 그림 1에 본 연구 폐쇄형 시험부 개념도를 나타내었다.

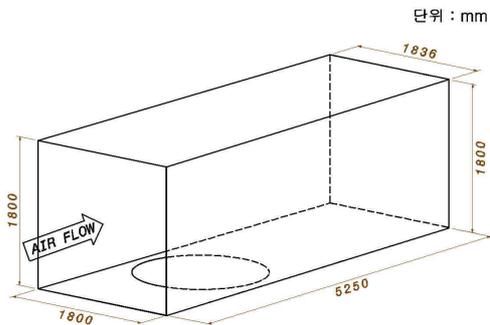


그림 1 폐쇄형 시험부 개념도.

## 2.2 정체실

시험부에 고 유질의 균일한 흐름을 공급하기 위해서는 정체실(settling chamber)에 하니컴(honeycomb) 및 여러 장의 스크린(screen)을 장착한다. 이러한 정류 장치를 설치한 DNW 저속 풍동의 길이방향 흐름의 난류도 감쇄 추이를 그림 2에 나타내었다. 그림에서 보는 바와 같이 하니컴 및 스크린의 난류도 감쇄도는 거의 유사함을 볼 수 있다.

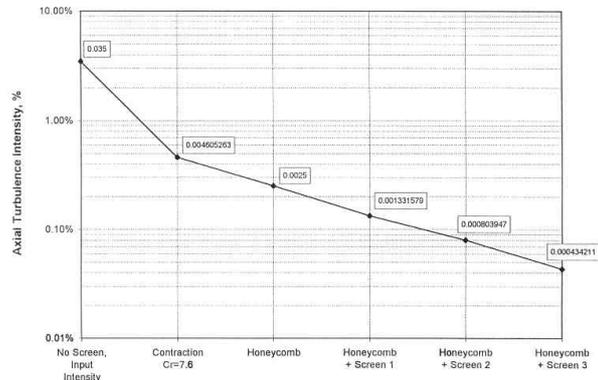


그림 2 DNW 저속풍동의 난류도 감쇄 추이<sup>10)</sup>

하니컴은 작은 봉방(cell)을 사용하여 유동의 측방향 거동을 제한시키는 방법으로 난류도와 흐름각을 줄일 수 있다고 알려져 있다. 하니컴의 봉방은 그 형상 및 길이 대 직경비(L/D)로 그 특성을 나타낼 수 있다. 봉방 형상이 육각형 형상인 경우 사각형 및 원형 형상에 비해 전압손실이 적은 것으로 알려져 있다. 또한, 고유질의 흐름을 얻기 위해서는 길이 대 직경비가 최소 6 또는 8 이상이 되어야 한다고 알려져 있다.<sup>12)</sup> 하니컴의 재질을 두껍게 하는 경우, 하니컴 후반부에서 흐름 박리가 발생될 수 있으므로 가능한 얇은 재질의 하니컴을 사용하여 전단흐름(shear flow)을 적게 발생하여야 한다. 본 연구에서는 이러한 영향을 고려하여 두께 0.1 mm 스테인리스 재질의 하니컴으로 길이 대 셀의 직경비가 17이고 길이 400 mm를 사용하였다.<sup>7)</sup>

스크린은 흐름방향으로 큰 에디(eddy)를 줄임으로써 난류도 및 압력의 불균일성을 감소시키는 역할을 한다. 본 연구에서는 공극율 57.5%의 와이어 직경 0.5mm 14 mesh SUS 316재질의 스크린을 사용하였다. 정체실에는 하나의 하니컴 및 4장의 스크린을 설치되도록 설계하였다.

## 2.3 수축부

수축부(contraction)는 시험부에서의 속도를 증가시키며 에디를 길게 늘여지게 함으로써 난류도를 감쇄시키며 역할을 한다. 수축부를 설계하는데 있어 가장 중요한 변수는 수축비이다. 수축비에 따른 길이방향의 난류도는  $1/CR^{0.9}$ , 측방향의 난류도는  $1/CR^{0.5}$ 의 비율로 감소하며, 흐름각은

$1/CR^{0.5}$ 로 감소시키는 것으로 알려져 있어<sup>7),12)</sup> 수축비를 증가시키면 보다 우수한 유질의 흐름을 얻을 수 있다. 그러나 과도하게 수축비를 증가시키면 흐름의 과도한 가속으로 인해 시험부에서의 균일흐름을 보장할 수 없게 된다는 문제점이 있어 일반적으로 수축비 6~9를 많이 사용한다.<sup>12)</sup> 본 연구에서는 수축비를 9:1로 결정하였고, 형상은 벽면곡률의 효과가 포함된 경계층에 대한 영향을 고려한 Mikhail 방법<sup>7),11)</sup>을 사용하였다. 수축부의 길이는 일정면적 600 mm를 포함하여 총 4,950 mm이다.

### 2.4 확산부

풍동내부 장치 등의 마찰손실 등에 의해 동력의 손실이 발생되게 된다. 이러한 동력의 손실은 확산부는 적절한 확산을 통하여 유속을 줄여 압력을 회복하게 함으로써 줄일 수 있다.<sup>2),12)</sup> 또한, 전체 풍동 유로의 길이를 작게 하기 위해서는 가급적 확산각을 크게 하여야 유리하다. 그러나 확산각을 너무 크게 하는 경우 흐름의 박리가 발생할 가능성이 커지게 된다. 흐름이 박리되는 경우 에너지 손실뿐 아니라 비정상(unsteadiness) 흐름 및 불균일 흐름 등의 발생으로 시험부에서의 유질을 저하를 초래 할 수 있다. 본 연구에서는 확산각의 설정은 그림 3에서 보는 바와 같이 비압축성 유동에서 확산각 변화에 따른 확산부 내의 흐름 상태에 대한 시험 결과<sup>9)</sup>를 사용하였다. 수력반경을 기준으로 한 흐름박리 예측 결과를 그림 3에 나타내었으며 그림에서 보는 바와 같이 설계된 확산부는 흐름이 발생되지 않는 부착흐름 영역에 위치함을 확인 할 수 있었다. 본 연구에서 사용된 확산부는 사각형 단면에서 원형단면으로 형상이 변화하도록 설계하였다.

### 2.5 모서리 및 모서리 깃

추후 공력소음 시험이 가능하도록 하기위하여 송풍기에서 발생된 소음이 가급적 시험부에 직접 전달되지 않도록 하기 위해 두 개의 모서리(corner)를 설치하였다. 모서리 깃(corner vane)을 설치하지 않고 흐름을 90° 변환하는 경우 100%의 정압손실이 발생하지만 적절히 설계된 모서리 깃은 손실을 11% 내외까지 줄일 수 있다고 알려져 있다.<sup>2)</sup> 본 연구에서 사용된 모서리 깃의 단면은 그림 4에서 보는 바와 같이 두 개의 원호를 사용하는 에어포일 형상<sup>7)</sup>을 사용하였으며, 모서리 깃에서의 흡음성능을 극대화하고자 내부에는

흡음재를 설치할 수 있도록 설계하였다. 모서리 간격 대 시위비(gap to chord ratio)는 0.4이며, 추후 공력음향학 시험에 유리하도록 2개의 모서리를 사용하도록 하였다.

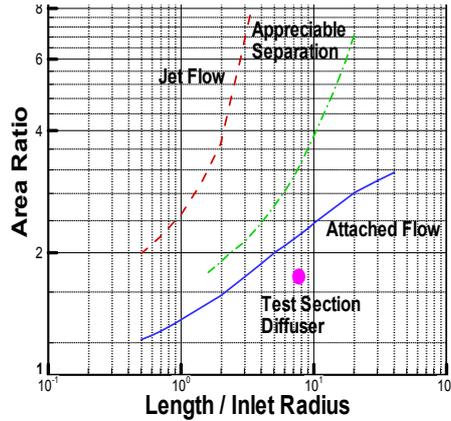


그림 3 확산부 흐름 박리 예측

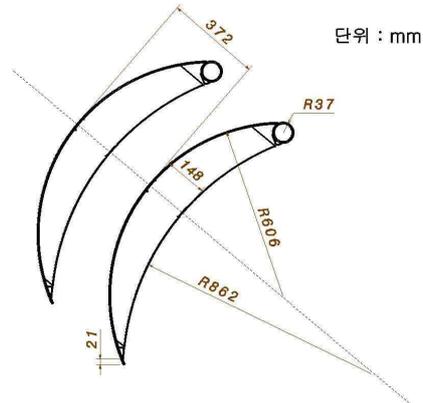


그림 4 모서리 깃

### 2.6 송풍기부

송풍기부는 제2 모서리 이후의 확산부, 송풍기 및 모터 등을 포함한다. 송풍기는 풍동 내부에서 발생하는 정압손실을 보충해 주며 시험부의 유속을 유지시켜주는 역할을 한다. 송풍기의 위치는 제2 모서리 뒤에 설치하였다.

각 구성품 설계에 따른 압력 손실은 참고문헌 (11)에 의거 계산을 수행 하였으며 그 결과를 표 2에 나타내었다. 기준 동압( $q_0$ )은 2,699 Pa이며, 총 전압 손실은 동압의 0.273이다. 에너지 비는 3.6이다. 이는 우수한 유질을 위해 많은 스크린을 사용하여 에너지 손실이 상대적으로 크에도

단위 : mm

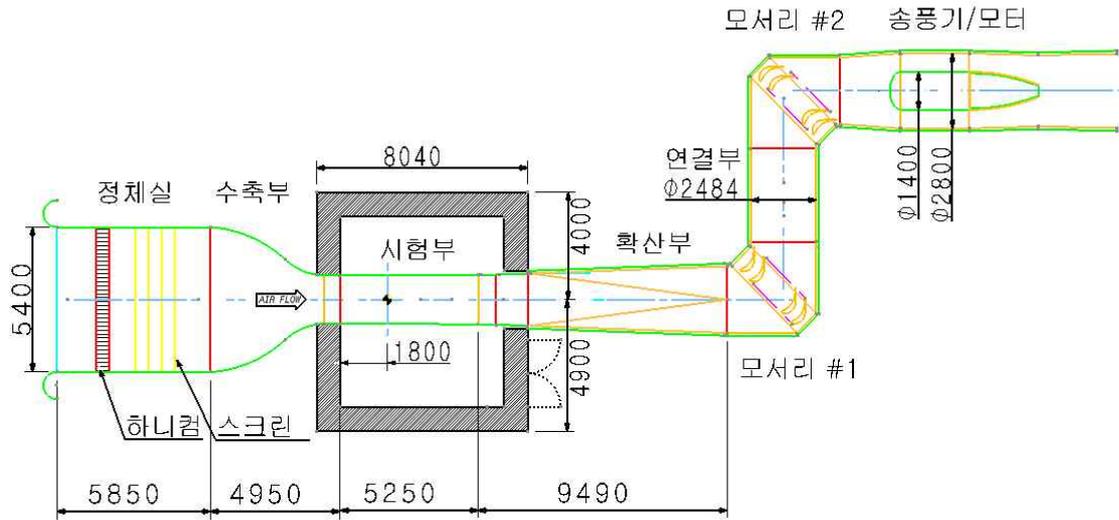


그림 5 저속풍동 유로도

불구하고 양호하다고 알려진 풍동 에너지 비인 3~7에 해당<sup>2),14),15)</sup> 되어 본 풍동의 설계가 효율적으로 이루어진 것으로 판단된다. 본 연구를 통해 설계된 폐쇄형 시험부 저속풍동 유로는 그림 5와 같다.

표 2 설계된 풍동의 압력손실.

구성품	$\Delta p (Pa)$	$K_o$	비율
정체실	119	0.044	16.1
수축부	16	0.006	2.2
시험부	65	0.024	8.8
확산부	86	0.032	11.7
안전 스크린	24	0.009	3.3
제1모서리	175	0.065	23.8
연결부	16	0.006	2.2
제2모서리	175	0.065	23.8
송풍기/모터	59	0.022	8.1
합계	737	0.273	100.0

본 연구에 사용된 시험부에서 최고 속도 67 m/sec를 얻기 위해서는 160 kW의 동력이 필요하며 송풍기의 효율 69%를 고려한 경우 238 kW의 동력이 필요하다. 송풍기는 직경 2,800 mm, 풍량 11,664 m<sup>3</sup>/min인 축류형 송풍기를 사용하였으며 모터는 상용품인 250 kW의 DC모터를 사용하여, 직경 1,400 mm인 나셀 안에 설치되도록 설계하였다. 본 연구에서 제시된 풍동은 향후 풍력 블레이드 관련 연구 및 풍력터빈 개발 그리고 학생들의 교육 등에 그 활용도가 매우 클 것으로 판단된다.

### 3. 결 론

풍력터빈 블레이드 및 에어포일의 성능시험을 위해 저속풍동의 개념연구를 수행하였다. 풍동은 개회로 방식으로 설계되었으며, 시험부 크기는 폭 1.8 m 높이 1.8m 그리고 길이 5.25 m이며, 최고속도는 67 m/sec 이다. 정체실에는 하니컴과 4장의 스크린을 사용할 수 있도록 설계되었으며 수축비는 9:1이다. 최적의 효율을 갖도록 풍동 각 구성품의 성능해석을 통하여 설계를 수행하였다. 풍동의 에너지 비는 3.6이며 풍동에서의 압력 손실과 송풍기 효율을 고려한 요구동력은 238

kW이다. 본 풍동은 향후 풍력블레이드와 에어포일 관련 연구 및 개발 그리고 교육 등에 활용도가 클 것으로 판단된다.

### 참고문헌

- [1] 유기완, 윤성준, 이창수, 최성욱, "풍동실험을 통한 수평축 풍력터빈 모델의 공력성능 연구," 한국항공우주학회지, 제35권 제11호, pp 964~ , 2007.
- [2] Barlow, J. B., Rae, W. H., and Pope, A., Low-Speed Wind Tunnel Testing," 3rd Ed., John Wiley & Sons, 1999.
- [3] 강승희, "폐쇄형 풍동시험부 내의 정상 및 비정상 박리 흐름에 대한 Blockage 보정 기법 연구," 한국과학기술원, 박사학위논문, 2005.
- [4] Steinle, F. and Stanewsky, E., "Wind Tunnel Flow Quality and Data Accuracy Requirements," AGARD-AR-184, 1982.
- [5] Mehta, R. D. and Bradshaw, P., "Design Rules for Small Low Speed Wind Tunnels," The Aeronautical Journal of the Royal Aeronautical Society, pp. 443-449, 1979.
- [6] Mort, K. M., Eckert, W. T., and Kelly, M. W., "The Steady-State Flow Quality in a Model of a Non-Return Wind Tunnel," NASA-TM X-62170, 1972.
- [7] ADD 중형아음속 풍동 장비 기본설계 보고서, 국방과학연구소, 1996.
- [8] 안동만, 안승기, 강승희, 이기석, 이종건, 김남균, "아음속풍동 실험실 건설 '95년말 보고서," 국방과학연구소 ASDC-201-960429
- [9] Murthy, A. V., "Correction for Attached Sidewall Boundary-Layer Effects in Two-Dimensional Airfoil Test," NASA-CR-3873, 1985.
- [10] Seidel, M., (Editor), "Design Manufacturing Calibration of the German-Dutch Wind Tunnel," DNW, 1982.
- [11] Mikhail, M. N., "Optimum Design of Internal Flow Passages with Specific Reference to Wind Tunnel Contractions," Carleton University, PhD. Dissertation, 1976.
- [12] Bradshaw, P., and Mehta, R. D., "Wind Tunnel Design," <http://www-htgl.stanford.edu/bradshaw/tunnel>

- /
- [13] Eckert, W. T., Mort, K. W., and Jpoe, J., "Aerodynamic Design Guidelines and Computer Program for Estimation of Subsonic Wind Tunnel Performance," NASA-TN-D-8243, 1976.
- [14] Küchemann, D. and Sterne, L. H. G., "The Design of Low-Speed Wind Tunnel," Progress in Aeronautical Science, Vol. 5, pp. 1~69, 1964.
- [15] "Aerodynamics of Wind Tunnel Circuits and their Components," AGARD-CP-585, 1997.