

# 아음속 익형 풍동시험 전산해석

김철완,<sup>\*1</sup> 이윤교<sup>2</sup>

## CFD ANALYSIS OF SUBSONIC AIRFOIL WIND TUNNEL TEST

C.W. Kim<sup>\*1</sup> and Y.G. Lee<sup>2</sup>

*In the present paper, wall correction method is reviewed and applied to the numerical experimental results obtained at the wind tunnel condition. The corrected lift coefficient agrees well with the reference data generated from the grid having very far boundary. However the corrected drag coefficient presents some deviation from the reference data.*

**Key Words :** 풍동시험(Wind Tunnel Test), 벽면효과보정(Wall Correction), 익형특성(Airfoil Characteristics), 항력예측(Drag Prediction)

### 1. 서 론

항공기의 순항 성능을 향상시키기 위해서 여러 가지 연구가 전 세계적으로 진행되고 있다. 항공기의 성능향상을 위한 연구 내용을 간략히 살펴보면 엔진의 효율을 증가시키고, 신소재를 사용하여 항공기 동체의 무게를 감소시키며 공력특성, 특히 항력을 감소시키는 것이다. 엔진 효율 향상은 같은 추력을 발생하면서도 연료소모율을 줄이고 연소 시 발생하는 유해물질의 양을 줄이며 소음을 감소시키는 방향으로 진행되고 있다. 또한 항공기의 무게 감소를 위해 복합체를 사용하여 기체를 제작함으로써 연결부위를 최소화하고 제작공정을 단순화하는 노력을 하고 있다. 따라서 항공기의 제작에 쓰이는 복합체의 비율이 점점 증가하고 있으며 조만간 복합체로만 제작된 항공기가 출현할 날도 멀지 않은 것으로 보인다. 그리고 항공기 형상 설계분야에서도 항력을 줄이기 위한 여러 연구들이 시도되고 있는데 Natural Laminar Flow(NLF) Wing의 설계, 날개 표면에서의 Flow Control Technique 및 Riblet 등을 이용한 동체의 표면 처리 방법 등이다. 특히 NLF 기법은 익형의 설계에 적용되어 비행 시 익형의 많은 부분에 층류가 형성되도록 익형을 설계하는 것으로 추가적인 장치 없이 적

용이 가능하여 소형기의 항력감소방안으로 관심을 끌고 있다. NLF 익형의 특성 분석을 위해서는 해석 Software가 층류 및 난류 영역이 함께 존재하는 유동의 해석을 할 수 있고 천이(Transition from Laminar to Turbulent Flow)점의 예측을 할 수 있어야 한다. 따라서 점성경계층은 경계층 두께, 모멘텀 두께, 형상계수 등을 용이하게 계산할 수 있는 경계층 방정식을 이용하여 해석하고 비점성 영역은 포텐셜 방정식이나 Euler 방정식을 이용하여 해석하고 천이점 예측은 익형의 측정값을 이용하여 계수를 조정 한  $e^N$  Method를 적용한다. 즉 익형의 공력특성 분석을 위해 사용된 Software는 주어진 익형에 대해 외부유동을 해석하여 그 결과를 경계층 해석에 사용하고 경계층 해석 결과를 이용하여 천이점을 예측한 후 그 결과를 이용하여 경계층 해석을 재시도하는 반복계산을 통해 결과를 산출한다.

이런 방법을 이용해 설계된 NLF 익형의 특성분석을 위해 풍동시험을 수행하는데 풍동시험의 결과는 벽면효과를 포함하고 있다. 따라서 벽면효과에 의한 보정량을 정확히 분석하여 최종적인 익형의 공력특성을 산출할 때 사용하면 익형의 공력특성을 보다 정확히 구할 수 있다. 본 논문에서는 항우연 1m급 풍동시험부에 설치된 익형의 2차원 형상과 시험부 크기가 매우 큰 대형 시험부 형상에 대해 전산해석을 수행한 후 대형 시험부 결과를 기준값으로 정하여 보정된 1m급 풍동시험 결과를 비교하고 보정방법에 대해 논하고자 한다.

1 정희원, 한국항공우주연구원, 첨단공력구조팀

2 정희원, 한국항공우주연구원, 첨단공력구조팀

\* Corresponding author, E-mail: cwkim@kari.re.kr

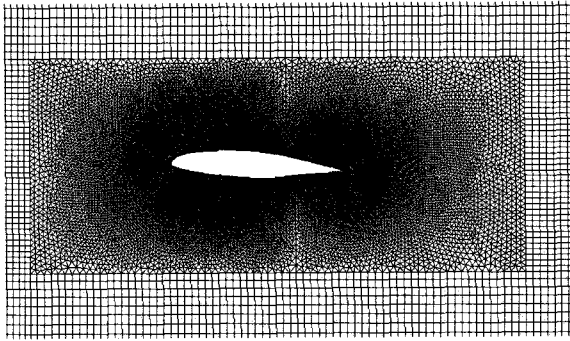


Fig. 1 익형 주위의 삼각 및 사각 격자 분포

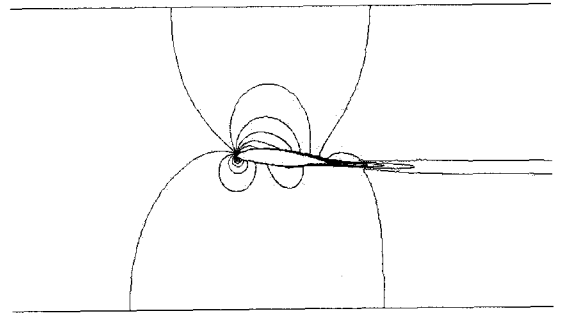


Fig. 2 익형 주위 속도분포, 유동영역 폭:0.75m

## 2. 2차원 익형의 전산해석

수치해석 실험에 사용된 익형은 Natural Laminar Flow Airfoil인 NLF0115로서 익형의 많은 부분에 층류를 유지시켜 낮은 항력을 갖는 익형으로서 항공기의 항력을 감소시킬 수 있는 익형의 초기 모델이다. 그런데 본 연구에 사용된 CFD Software인 FLUENT[1]는 층류에서 난류로 전이하는 전이점을 예측할 수 있는 기능이 없어 유동의 전 영역을 난류로 가정하고 해석을 진행하였다. 그러나 난류의 강도를 낮추기 위해 입구 조건에 설정되는 난류의 강도는 매우 작은 값(Turbulent Intensity=0.1%, Length Scale=0.0001 m)을 사용하였다.

Fig. 1은 익형주위의 격자분포를 나타낸 것이다. 총 350개의 격자점을 익형 위에 분포시켰고 28층의 경계층 격자를 형성하였다. 경계층 격자 첫 층의 높이는  $1.0 \times 10^{-5}$  m 이고 1.2의 비율로 격자의 높이를 증가시켰다. 또한 익형의 주위는 삼각 격자를 나머지 영역은 사각 격자를 형성하였다. 익형 코드 길이는 250mm이다. 유동의 입구는 일정한 속도(Vinlet = 48m/s)를 유지하였고 위, 아랫면에는 Slip Condition을, 유동의 출구에는 일정한 압력을 유지하는 Pressure-Outlet 조건을 적용하였다. 난류강도 계산을 위해서 Spalart-Allmarass model을 사용하였고 약 2,000번의 반복계산을 수행하였다. Fig. 2, 3 및 4는 익형주위의 속도분포를 나타낸 것이다. Fig. 2는 항우연 1m 풍동내에 설치된 익형을 나타낸 것이고 Fig. 3은 유동영역의 폭을 2m로 넓힌 것이며 Fig. 4는 폭을 8m로 넓힌 격자의 결과이다. Fig. 2에 나타난 속도 분포는 풍동 벽의 영향으로 인해 유동 속도가 증가함을 보여준다. 유동영역의 폭을 4m로 증가시키도 유동의 가속이 나타나는데 Fig. 3에서는 확인이 어렵다. 그러나 Fig. 4와 비교했을 때 속도 분포 곡선이 다름을 알 수 있다. Fig. 4는 유동영역의 폭이 익형 코드의 32배로서 벽면의 영향을 거의 배제한 것으로 판단되며 유동영역의 폭을 8m로 유지하며 얻은 결과를 바탕으로 벽면보정 결과를 분석하고자 한다.

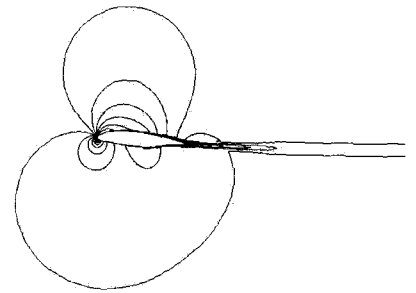


Fig. 3 익형 주위 속도분포, 유동영역 폭:2.00m

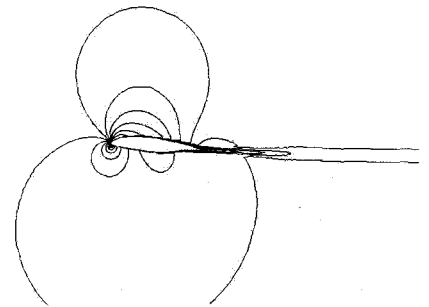


Fig. 4 익형 주위 속도분포, 유동영역 폭:8.00m

## 3. 벽면 효과의 보정 및 결과 분석

본 절에서는 받음각을 변화시키며 1m 풍동 조건에서 얻은 익형의 공력특성을 일반적인 Blockage Correction 방법으로 보정한 후 그 결과를 Blockage Effect가 없는 전산해석 결과와 비교하여 그 정확성을 분석하고자 한다.

본 연구에서 사용하는 보정방법은 참고문헌[2]를 활용하였다. Blockage 보정은 크게 두 가지로 이뤄지는데 동압 보정과

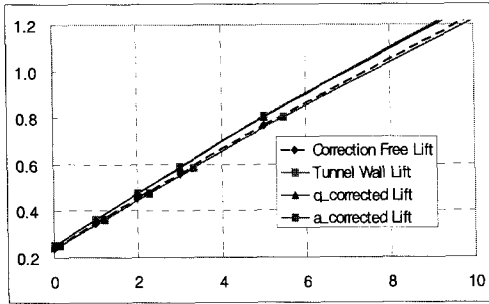


Fig. 5 보정된 양력계수 비교

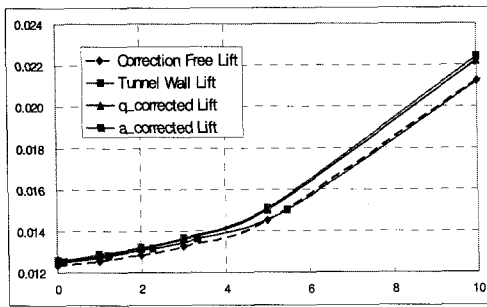


Fig. 6 보정된 항력계수 비교

받음각 보정이 그것이다. 익형 모델은 유동이 흐를 수 있는 공간을 감소시켜 유동의 가속이 발생하는데 이는 익형에 발생하는 공력을 증가시킨다. 따라서 이에 대한 보정이 필요하다. 또한 익형 주위에서 유동이 휘어지는데 풍동 벽면은 이를 억제하는 역할을 하게 되어 실질적인 받음각을 감소시키는 역할을 하게 된다.

먼저 동압보정을 위해 Blockage에 의한 영향을 구하는 방법은 아래와 같다.

$$q_c = q[1 + \epsilon_{sb} + \epsilon_{wb}]^2$$

Table 1 동압 보정을 통해 구한 양력계수 값

받음각	$c_D$	$c_L$	S	C	$\epsilon_{sb}$	$q/q_c$	$c_{DC}$	$c_{LC}$
-3	0.0130	-0.0896	0.25	0.75	0.0022	0.9957	0.0129	-0.0892
-2	0.0127	0.0231	0.25	0.75	0.0021	0.9958	0.0126	0.0230
-1	0.0126	0.1367	0.25	0.75	0.0021	0.9958	0.0125	0.1361
0	0.0126	0.2523	0.25	0.75	0.0021	0.9958	0.0125	0.2512
1	0.0129	0.3639	0.25	0.75	0.0021	0.9957	0.0128	0.3624
2	0.0132	0.4770	0.25	0.75	0.0022	0.9956	0.0132	0.4749
3	0.0137	0.5888	0.25	0.75	0.0023	0.9955	0.0136	0.5862
5	0.0151	0.8076	0.25	0.75	0.0025	0.9950	0.0150	0.8035
10	0.0224	1.2977	0.25	0.75	0.0037	0.9926	0.0222	1.2881

$q$ 는 동압이고  $\epsilon_{sb}$ 는 blockage에 의한 보정 요소이며  $\epsilon_{wb}$ 는 웨이크에 대한 보정요소이다. 본 연구에서는 웨이크에 의한 영향은 고려하지 않으며  $\epsilon_{sb}$ 는 아래의 방법을 이용하여 구할 수 있다.

$$\epsilon_{sb} = \left(\frac{1}{2}\right)(S/C)C_D$$

여기서  $S$ 는 익형의 면적이고  $C$ 는 풍동 단면적이며  $C_D$ 는 익형의 항력계수이다. Table 1은 위에서 언급한 방법으로 보정을 수행한 결과이다. 동압은 약 0.5% 증가함을 알 수 있고 공력계수는 약 0.5% 감소한다.

받음각 보정도 아래의 식을 이용해 구할 수 있다.

$$\Delta\alpha = \delta_w \left(\frac{S}{C}\right)C_{LC}$$

$\delta_w$ 는 풍동이 갖는 고유한 값인데 본 연구에서는 이 값을 Blockage 효과가 제거된 해석 결과를 바탕으로 구하였다. 보정에 사용된 값은 0.03이다. Table 2는 받음각 보정을 수행한 결과이다. 받음각이 10°시 보정 값은 약 0.7°이다.

Fig. 5는 보정이 수행된 양력계수 결과를 비교하였다. 동압 보정에 의한 영향은 크지 않고 받음각보정에 의한 영향이 크게 작용한다. 받음각 보정을 수행한 결과는 넓은 영역에서 구한 기준 양력값에 거의 일치함을 알 수 있다. 반면 항력계수는 5°이상의 높은 받음각에서는 기준 항력과 잘 일치하지만 작은 받음각에서는 그 양이 작음을 알 수 있다.

#### 4. 결론

본 논문에서는 풍동시험 수행 시 Blockage 효과 때문에 발생하는 동압상승 및 받음각 변화에 대한 보정방법에 대해 알

Table 2 받음각 보정을 통해 구한 받음각

받음각	S	C	$c_{LC}$	$\Delta\alpha$	$\alpha_c$
-3	0.2500	0.7500	-0.0892	-0.0511	-3.0511
-2	0.2500	0.7500	0.0230	0.0132	-1.9868
-1	0.2500	0.7500	0.1361	0.0780	-0.9220
0	0.2500	0.7500	0.2512	0.1439	0.1439
1	0.2500	0.7500	0.3624	0.2076	1.2076
2	0.2500	0.7500	0.4749	0.2721	2.2721
3	0.2500	0.7500	0.5862	0.3359	3.3359
5	0.2500	0.7500	0.8035	0.4604	5.4604
10	0.2500	0.7500	1.2881	0.7380	10.7380



아보았고 이를 이용하여 풍동시험조건에서 구한 익형의 공력 계수를 보정하였다. 또한 그 결과를 기준 공력계수와 비교하였다. 양력계수의 경우 보정된 값과 기준 값이 잘 일치하였지만 항력계수는 작은 받음각에서는 기준 값과의 차이를 나타낸다.

향후 3차원 익형에 대한 해석을 추가하여 3차원 익형에 대한 해석을 수행하여 3차원 효과에 의한 영향을 분석하고 천음속 풍동시험결과에 대한 보정도 추가할 예정이다.

### 참고문헌

- [1] *Fluent User Manual*, V.6.2, Fluent Inc.
- [2] Shindo, S., "Simplified Tunnel Correction Method," *Journal of Aircraft*, Vol.32, No.1, pp.210-213.
- [3] 2003, Iyer, V., Kuhl, D., Waker, E., "Improvements to Wall Corrections at the NASA Langley 14x22-ft Subsonic Tunnel," *AIAA Paper2003-3950*, 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference, Orlando, FL, pp.23-26.
- [4] 1965, Hoerner, S.F., *Fluid-Dynamic Drag*, Hoerner Fluid Dynamics.