



전산유동해석에 의한 비행선 풍속계 설치 위치 선정

Determination of the Position of the Airspeed Probe Using CFD

*옥호남¹⁾, 장병희¹⁾, 이용교²⁾, 오수훈²⁾

Honam Ok, Byeong-Hee Chang, Yung-Gyo Lee, Soo-Hun Oh

Numerical analysis of the flowfield around a 50-meter class airship is performed to determine the optimal position for the airspeed probe installation. The turbulent flow around the hull with gondola is analyzed to examine the characteristics of the data measured by the probe attached to the gondola, and they turned out to show the nonlinear relation between the freestream and measured angles of attack and be influenced by the Reynolds number. New position of the hull nose was proposed and the effect of various factors on the flowfield around the nose was also examined. The analysis with a panel method showed that the effect of empennage was negligible, and the effect of gondola and boundary layer thickness had also little impact. It was shown that the freestream angle of attack would be the only independent variable for the probe position around the hull nose in constructing the calibration matrix.

1. 서론

한국항공우주연구원에서는 본격적인 성층권 비행선 개발에 앞선 선행 기술 확보를 위하여 50m급 비행선을 개발 중에 있으며, 2003년 비행 시험을 앞두고 있다.[1] 비행시험은 개발된 기체의 성능을 확인하는 주요 개발 단계로, 비행 조건을 정확히 측정하는 것이 시험의 정확도를 높이기 위한 필수 조건이 된다. 이 중 비행체의 바람에 대한 상대 속도의 정확한 측정이 모든 공력 성능 자료 획득의 기본이 되며, 일반적으로 동체의 영향을 최소화할 수 있는 위치에 풍속계를 두어 자유류의 풍속을 측정한다. 그러나 비행체에 풍속계를 장착하는 경우 기본적으로 비행체에 의한 교란이 없는 곳에 풍속계를 설치하는 것은 불가능하며, 장착 위치에 따른 설치 오차를 미리 예측하여 측정된 값을 보정해준다. 설치 오차의 예측은 일반적으로 풍동시험을 통하여 이루어지며, 여러 독립 변수들에 대한 보정 관계식(Calibration Matrix)을 미리 만들어 두어야 한다. 이때 독립 변수의 개수가 많아지면 그 만큼 보정 시험에 더 많은 시간과 비용이 요구되며,

따라서 독립 변수의 개수를 줄일 수 있는 위치를 선택하는 것이 일반적이다.

본 논문에서는 정점 채공을 목표로 하는 50m급 비행선에 있어서 풍속계 장착 위치에 따른 장단점을 미리 분석하여, 풍동시험에 앞서 장착 위치를 결정하고자 한다. 항공기의 경우 동체 전단부(Nose)에 장착하는 것이 일반적이나, 비행선의 경우 비행선 계류 장비나 그 밖의 운용상의 문제점으로 인하여 곤돌라 장착이 우선 거론되었다. 전산유동해석을 통하여 이 경우의 문제점을 분석하고자 하였으며, 대안으로 동체 전단부 부근에 설치할 경우의 문제점 및 장점 또한 살펴보고자 한다.

2. 해석 기법

비행선의 비행 속도는 항공기에 비하여 매우 낮은 경우가 대부분이며, 따라서 아주 높은 마하각의 경우 일부 좁은 영역을 제외하고 압축성 효과가 거의 나타나지 않는다. 따라서 비압축성 Navier-Stokes 방정식을 해석함으로써 압축성 방정식의 해석에 비해 계산의 효율성 및 정확도 향상을 기대할 수 있을 것이다. 본 연구에서는 의사 압축성(Pseudo-Compressibility) 개념을 사용한 Reynolds 평균(Reynolds-Averaged) 비압축성 Navier-Stokes 방정식 해석 및 비점성 가

- 1) 한국항공우주연구원 공력성능연구그룹
- 2) 한국항공우주연구원 비행선연구그룹
(305-333 대전시 유성구 어은동 45)

정을 통한 panel 기법을 사용하여 유동장을 해석하였다.

2.1 비압축성 Navier-Stokes 방정식

본 연구에서는 압력 및 속도의 변화를 연계시키기 위해 의사 압축성 개념[2]을 도입함으로써 압력 기준(Density-Based) 압축성 유동장 해석 기법을 그대로 적용하여 비압축성 Navier-Stokes 방정식을 해석하였다. 자세한 방정식의 유도 과정, 해석 기법 등은 참고문헌 [3,4]에 나타나 있으므로 여기서는 생략하였으며, 중요한 것만 간단히 언급하면 다음과 같다. 비점성항의 차별화에는 Roe의 FDS(Flux Difference Splitting) 기법 및 Lai[5]가 제안한 3차 이상 정확도의 공간 차별법을, 점성항은 2차 정확도의 중앙 차별법(Central Differencing)을 사용하였다. 빠른 수렴 특성을 얻기 위해 음해법(Implicit Scheme)을 사용하였으며, 행렬 방정식의 해를 구하기 위해 수렴성이 좋고 벡터 및 병렬 처리가 용이한 P-SGS(Point Symmetric Gauss-Seidel)[3] 기법을 사용하였다. 난류 유동장은 $k-\epsilon$ 모델로부터 단순화된 Baldwin-Barth[6] 모델을 사용하여 해석하였다. 경계층 천이 예측 기법은 포함하지 않았으며, 천이점의 위치를 지정할 경우 상류(Upstream)에서는 난류 점성의 값을 0으로 두었다.

2.2 패널 기법(Panel Method)

이상 유체(비점성 비압축성) 가정을 통하여 Navier-Stokes 방정식은 속도 포텐셜(Velocity Potential) Φ 에 대한 Laplace 방정식으로 주어지며, 여기에 Green의 정리(Green's Theorem)를 적용하면 유동장 내 임의의 점 P 에서의 속도 포텐셜은 다음과 같은 적분 방정식에 의해 구할 수 있다.[7]

$$\begin{aligned} \Phi_P &= \frac{1}{4\pi} \int_{S+W+S_\infty} (\Phi - \Phi_\infty) \bar{n} \cdot \nabla \left(\frac{1}{r} \right) dS \\ &\quad - \frac{1}{4\pi} \int_{S+W+S_\infty} \left(\frac{1}{r} \right) \bar{n} \cdot (\nabla \Phi - \nabla \Phi_\infty) dS \end{aligned}$$

위 식에 대한 유도 과정과 각 항에 대한 설명은 참고문헌 [7]에 자세히 주어져 있으며, 우변 첫째 항은 doublet을 둘째 항은 source를 물체 표면에 분포시킨 것으로 해석할 수 있다. 이 식에

적절한 형태의 경계조건을 적용하면 source 및 doublet 강도에 대한 대수 행렬 방정식으로 주어진다. 본 연구에서는 각 panel에서 이러한 특이점(Singularity)의 강도가 일정하다고 가정하는 저차(Low-Order) 패널 기법을 사용하여 유동장을 해석하였다.[7]

3. 계산 결과

풍속계는 일반적으로 기체의 영향을 가장 작게 받은 곳에 설치하는 것이 일반적이며, 이러한 점에서 동체 전단부(Nose) 부근이 주로 채택되어 왔다. 그러나 비행선의 경우 전단부 부근에 비행선 계류를 위한 각종 장치가 설치되며, 또한 실제 운용에 있어서도 이 위치에 설치함으로써 파손의 위험이 높아진다. 따라서 풍속계 설치의 최초 후보로 곤돌라를 선정하였으며, 이 경우에 어떤 문제가 있는지 전산유동해석을 통하여 알아보고자 하였다. 또한 곤돌라 설치의 문제점이 커서 일반적인 경우와 같이 동체 전단부 부근으로 할 경우 어떤 특성이 있는지도 살펴보고자 하였다. 난류 유동장 해석은 곤돌라가 부착된 동체 형상에 대하여 수행하였으며, 길이 2m인 1/25 축소 모형을 풍속 30m/sec로 풍동시험 할 때의 조건에 해당하도록 Reynolds수를 4.108×10^6 로 두었다. 패널 기법 해석은 승강타를 30° 변위 시킨 꼬리날개를 포함한 전기 형상 및 동체만 있는 경우에 대하여 수행하였다.

3.1 곤돌라 설치시의 특성

수치해석으로는 전반적인 경향과 예상되는 문제점을 파악하는 것이 목적으로, 최종적으로는 풍동시험을 통하여 측정 지점에서의 속도를 실제 속도로 보정해줄 정확한 보정값을 측정할 예정이다. 따라서 이러한 목적의 수치해석에는 비행선 전기 형상 대신 동체와 곤돌라만을 모델링함으로써 효율적 계산과 필요한 정확도를 얻을 수 있을 것으로 판단되었다.

그림 1에는 받음각 -30° , 옆미끄럼각 0° 일 때의 곤돌라 부근에서의 속도 벡터를 표시하였다. 이 그림에서 대칭면에 점으로 나타낸 것이 풍속계가 놓일 수 있는 위치로, 이미 이 받음각에서는 옆흐름 박리(Cross Flow Separation)가 발생하고 있음을 알 수 있다. 일반적으로 풍속계의 장착위치 오차는 비행 Mach수, 받음각 및 옆미끄럼각의 함수로 주어진다. 그러나 이와 같이

풍속계가 경계층 내부, 그것도 옆흐름 박리 속에 포함되는 경우 Reynolds수가 또 하나의 추가적인 변수로 주어지게 된다. 따라서 풍동시험에 의한 보정값의 측정에 있어서, 앞의 3가지 변수 외에 Reynolds수를 변화시켜 가며 측정해야 하며, 이것은 시험 회수의 증가뿐만 아니라 Reynolds수를 광범위하게 변화시켜야 하는 어려움을 의미한다. 비행선의 경우 실속 속도가 매우 낮고, 특히 정점 체공을 목표로 하는 본 비행선의 경우 대기중 바람의 속도가 비행 속도가 되므로 항공기에 비하여 훨씬 넓은 영역의 Reynolds수에 대한 시험 결과가 필요하게 된다. 물론 비행선의 비행 속도가 낮아 Mach수는 변수에서 제외된다.

그림 2에는 자유류의 받음각을 변화시켜 가면서 그림 1에 나타낸 5개의 지점에서 구해진 받음각 및 압력계수를 나타내었다. 모든 점들은 그림 1에 나타낸 x-z 축에 대한 대칭면상에 있으므로 그림 2의 범례에는 x와 z 좌표만을 나타내었다. 물체의 영향이 없다면 자유류에서의 받음각과 측정점에서의 받음각이 정확히 같아야 하며, 압력계수도 모두 0이 되어야 한다. 그러나 동체의 존재는 흐름을 동체에 평행하게 만들게 되므로 측정점에서의 받음각은 자유류에서의 값보다 훨씬 작게 나타나며, 특히 양의 자유류 받음각을 받는 경우가 이러한 현상이 더 심하다. 5개의 측정점들은 곤돌라에서의 거리는 거의 같되 동체에서의 거리를 변화시킨 것으로, 동체에서의 거리가 가까울수록 두 받음각의 관계가 비선형적으로 나타난다. 특히 압력계수와 자유류 받음각의 관계가 비선형적이므로, 측정점 받음각마저 비선형적 관계를 갖게 되면 풍속계에서 측정된 값으로부터 자유류의 속도 벡터를 실시간으로 유추하기가 쉽지 않을 것으로 보인다. 동체에서의 거리가 상대적으로 먼 점들, 즉 그림 1에

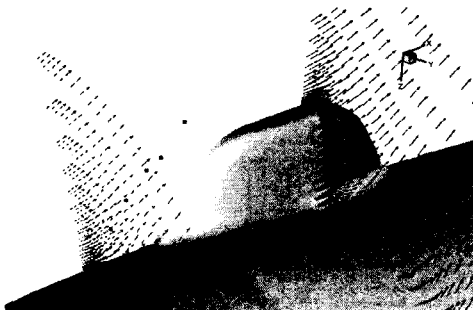
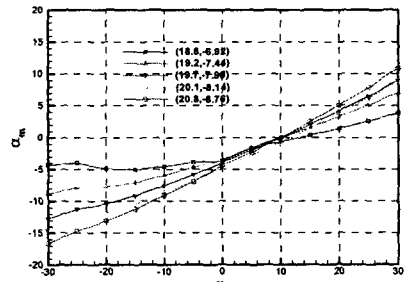


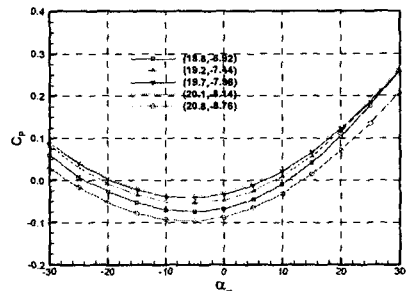
Fig. 1 Velocity vector plot and locations of velocity scan around the gondola

서 위로부터 3개 지점은 이러한 비선형성의 크기가 아래 3개 지점에 비하여 상대적으로 작으며, 이는 곤돌라에 의한 옆흐름 박리 영역에서 벗어났기 때문인 것으로 보인다. 이러한 옆흐름 박리 영역에서 벗어나기 위해서는 곤돌라보다 상당히 앞부분에 놓이거나 동체에서의 거리가 멀어져야 하며, 이는 풍속계의 길이가 길어져 구조적으로나 설치 오차 면에서 문제를 일으킬 수 있다. 특히 본 비행선과 같이 저속 비행이 예상되는 경우 경계층 박리 영역이 현재의 난류 계산보다 훨씬 커지며, 따라서 받음각 관계식의 비선형성이 동체나 곤돌라로부터 상당히 떨어진 지점까지 미칠 것이다.

또 한 가지 고려해야 할 점은, 풍속계의 곤돌라 장착시 자유류의 받음각의 변화량을 측정점에서는 축소 시켜서 나타내는 경향이 있다는 것이다. 예를 들면 자유류의 받음각은 -30° 에서 $+30^\circ$ 까지 변화하는데, 측정점에서는 -15° 에서 10° 까지로 변화의 범위가 약 42% 정도로 줄어든다는 점이다. 선형적 관계를 가정하고 풍속계의 받음각 측정 오차를 0.5° 라 하면, 자유류의 받음각의 불확실도 범위는 1.2가 된다는 것을 의미한다. 위와 같은 사항들을 고려해 볼 때 곤돌라에 풍속계를 설치하는 것은 정점 체공을 목표로 하



(a) Angle of Attack (Freestream vs. Measured)



(b) Angle of Attack vs. Pressure Coefficient

Fig. 2 Velocity scan results with varying the angle of attack ($\beta=0^\circ$)

고 넓은 받음각 범위에서의 운용이 예상되는 본 비행선에 적용하기에는 너무 많은 보정 시험을 필요로 할 것으로 판단된다.

그림 3에는 받음각이 0°일 때 옆미끄럼각을 변화시켜 가면서 속도를 계산한 결과를 나타내었다. 자유류의 옆미끄럼각과 측정점에서의 옆미끄럼각은 위치에 거의 무관하게 선형적인 변화를 나타내며, 따라서 앞의 받음각 경우와는 달리 문제점이 발견되지 않는다. 그러나 받음각 측정의 문제점으로 인해 끈돌라보다는 앞에서 말한 구조적 문제나 운용상의 어려움에도 불구하고 동체 전단부에 풍속계를 설치하는 것을 고려해 보기로 하였다.

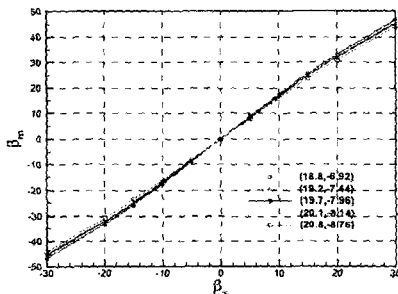
3.2 전단부 유동장에 대한 꼬리날개 영향

동체 전단부(Nose) 부근 몇 지점에서의 속도 특성을 살펴보기 앞서, 꼬리날개, 끈돌라, 그리고 경계층의 존재가 이것에 영향을 미치는지를 살펴보고자 하였다. 만약 꼬리날개가 전단부 유동장에 영향을 미치지 못한다면 앞의 끈돌라 부근 유동장 해석에 사용된 계산 결과에서 별도의 계산 없이 속도 측정점만을 변화시키면 된다. 또한 끈돌라의 영향이 없는 경우 간단히 타원 회전체

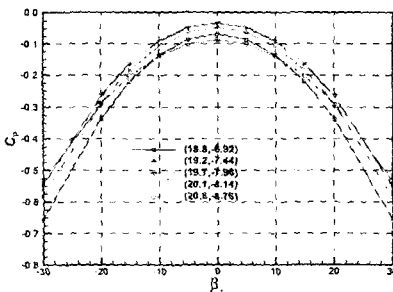
의 계산 결과를 사용하면 되고, 점성의 영향까지 무시될 수 있는 경우 타원 회전체에 대한 패널 기법 계산 결과만으로도 충분히 유용한 정보를 얻을 수 있다. 여기서는 먼저 꼬리날개의 영향을 살펴보고, 다음으로 끈돌라 및 점성 경계층의 영향을 살펴 볼 것이다.

꼬리날개가 설치된 경우의 유동 계산을 위해서는 다중격자(Multi-Block)나 중첩격자(Chimera Overset Grid) 기법을 사용하여야 한다. 그러나 여기서는 정확한 공력계수의 예측이 목적이 아니라 꼬리날개가 있음으로 인해 풍속계 위치에서의 속도가 어느 정도 바뀌게 되는지, 즉 꼬리날개의 있고 없음에 따른 상대적 변화량만을 보면 된다. 따라서 표면격자만 만들면 되는 패널기법(Panel Method)을 이용하여 유동장을 계산하였으며, 승강타(Elevator)의 변위는 운용 최대값인 30°로 두고 그 영향을 관찰하였다. 그림 4에는 패널 계산을 위한 표면 격자와 속도 측정 지점을 함께 나타내었으며, 끈돌라나 기타 부속물은 포함하지 않았다. 꼬리날개가 부착되지 않은 경우의 계산 격자는, 격자의 영향에 의한 값의 변화를 최대한 없애기 위하여 꼬리날개가 부착된 경우의 동체상의 표면 격자를 거의 그대로 유지하도록 구성하였다. 꼬리날개에 의한 상대적인 변화량에만 관심이 있으므로 꼬리날개의 후류(Wake)는 패널 기법의 사용 시 나타내었으나, 유동 박리에 의한 동체의 후류는 꼬리날개가 있는 없는 모두 나타내지 않았다.

그림 5에는 꼬리날개가 있는 경우(실선)와 없는 경우(점선)의 결과를 비교하여 나타내었다. 비행선 자유류의 받음각(α_∞)을 변화시켜 가면서 그림 4에 표시된 5개 지점에서 측정된 받음



(a) Side Slip Angle (Freestream vs. Measured)



(b) Side Slip Angle vs. Pressure Coefficient

Fig. 3 Velocity scan results with varying the side slip angle ($\alpha=0^\circ$)

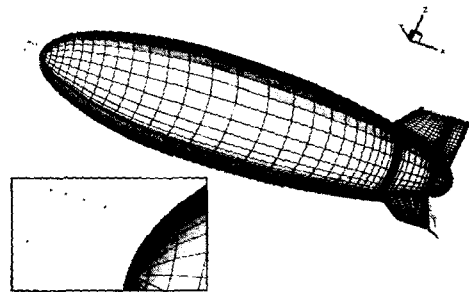


Fig. 4 Surface panel distribution and locations of velocity scan around the nose

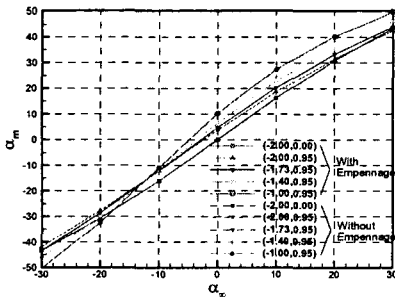
각 (α_m) 및 압력계수 (C_p)를 비교하였다. 이 그림에 나타낸 좌표는 원점을 비행선의 전단부 (Nose)에 두었을 때의 실제 형상에서의 값을 나타낸다. 꼬리날개가 있는 경우와 없는 경우가 모든 받음각 및 계측 지점에 대하여 그림에서는 거의 구분이 되지 않을 정도로 비슷한 값을 나타낸다. 동체에서의 거리가 가장 가까운 지점인 (-1.00, 0.95)를 제외하고는 모든 점에서 받음각은 0.1° , 압력계수는 0.0005 이하의 차이를 보일 뿐이다. 따라서 전단부에 설치된 풍속계에서 측정될 값에는 꼬리날개의 영향은 작용하지 않는 것으로 결론지을 수 있다.

3.3 전단부 유동장에 대한 곤돌라의 영향

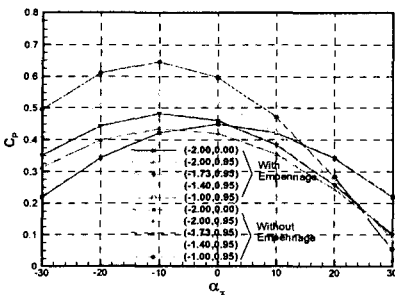
다음으로 전단부 유동장에 대한 곤돌라의 영향을 살펴보고자 하였다. 꼬리날개의 영향은 앞에서 이미 무시할 수 있는 정도로 드러났으며, 따라서 여기서는 동체와 곤돌라만 있는 형상에 대한 결과, 즉 3.1절의 해석에 사용되었던 것에서 측정점을 달리하여 그 영향을 분석하고자 한다. 곤돌라의 영향은 앞의 꼬리날개의 경우처럼, 곤돌라가 있는 경우와 없는 경우의 결과를 비교

함으로써 예측할 수 있다. 그러나 여기서는 새로운 계산에 의한 결과 비교보다는 곤돌라의 영향이 없을 경우 동체에 의한 공력특성이 측대칭형상과 같다는 점에 착안하고자 하였다. 즉 옆미끄럼각이 없는 경우 임의의 (x,z) 점에서의 받음각 α 에 대한 측정값은 (x,-z) 점에서 받음각 $-\alpha$ 에 대한 값과 같은지를 살펴보면 된다.

그림 6에는 그림 4에 나타낸 전단부 부근 4개 지점에서의 대칭성을 나타내었다. 즉 z의 부호가 반대인 지점에서 받음각의 부호가 반대일 때의 측정된 받음각 및 압력계수의 값을 각각 더하고 빼준 것이다. 여기서 받음각 0° 에서의 값이 다른 받음각에 비하여 특이한 경향을 보이고 있다. 이것은 이 받음각에서는 특이하게도 다른 받음각에 비하여 해의 수렴성이 나빠 제대로 수렴하지 않은 결과를 사용하였기 때문으로 보여진다. 이 받음각을 제외하고 또 동체에서의 거리가 지나치게 가까워 실제 풍속계를 설치할 가능성이 없는 한 점을 제외한다면, 곤돌라의 존재로 인한 대칭성 교란의 정도는 받음각 0.5° , 압력계수 0.01 이내로 나타났다. 속도 20m/sec로 비행하고 있는 경우 이 정도 압력계수의 변화는 속도

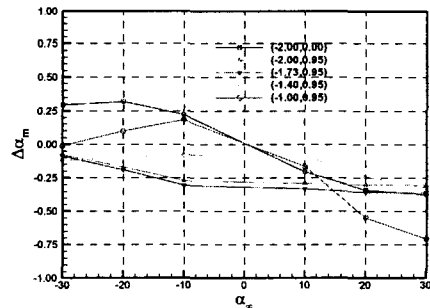


(a) Angle of Attack (Freestream vs. Measured)

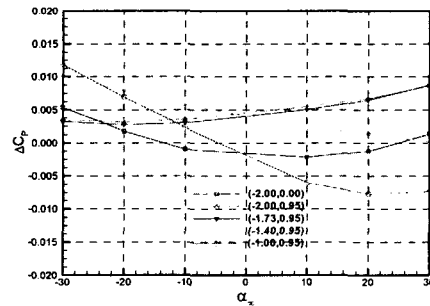


(b) Angle of Attack at Freestream vs. Pressure Coefficient

Fig. 5 Effect of the empennage on the flowfield around the nose



(a) Difference in Measured Angle of Attack



(b) Difference in Measured Pressure Coefficient

Fig. 6 Effect of the boundary layer on the flowfield around the nose

0.1m의 차이를 가져오게 되므로 큰 값은 아니나, 받음각 0.5° 오차는 원하는 정확도에 따라서 큰 값으로 볼 수 있다. 따라서 곤돌라의 영향은 앞의 패널 기법 계산에 의한 꼬리날개의 영향에 비해서는 그 정도가 크며, 따라서 해석에 있어서 곤돌라를 고려해야 할 것으로 보인다. 물론 교정값 측정을 위한 풍동시험에 있어서는 곤돌라 및 꼬리날개가 모두 포함될 것이며, 다만 조종면의 변위를 주면서 database를 구성할 필요는 없다는 것을 앞의 결과에서 알 수 있다.

3.4 전단부 유동장에 대한 경계층의 영향

풍동시험을 통한 교정값 측정에 있어서 경계층 두께가 영향을 미치는지의 여부는 Reynolds 수가 하나의 독립변수로 작용하는지를 결정하는 중요한 사항이다. 곤돌라에 풍속계를 설치하는 경우와는 달리 전단부 설치시 경계층의 영향이 없는 것으로 나타날 경우, 풍동시험에 의한 보정 matrix 구성은 전기 형상에 대하여 받음각과 옆미끄럼각만 변화시켜 가며 database를 구축하면 된다. 특히 꼬리날개의 영향이 앞의 계산에서와 같이 거의 없고 또 곤돌라의 영향을 무시한다면 옆미끄럼각이 있는 경우의 결과는 받음각만 있는 경우로부터 충분히 유추할 수 있다.

회전체 주위의 유동장은 잘 알려진 대로 30° 전후의 받음각까지는 흐름 방향 유동 박리는 없으나 횡방향 흐름 박리가 심하게 나타나며, 그림 7에는 본 비행선 동체 주위의 유동장을 나타내었다.[5] 이 그림에서 알 수 있듯이 경계층의 두께가 동체 후방에서는 동체 단면 보다 더 커짐을 알 수 있으며, 이것이 풍속계 설치 위치에서

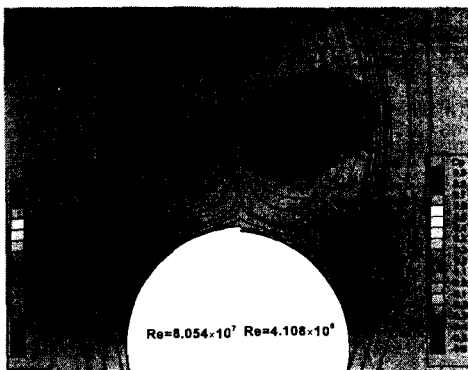
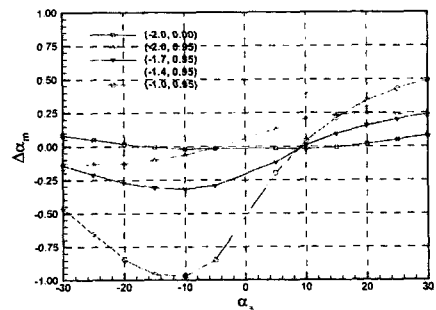


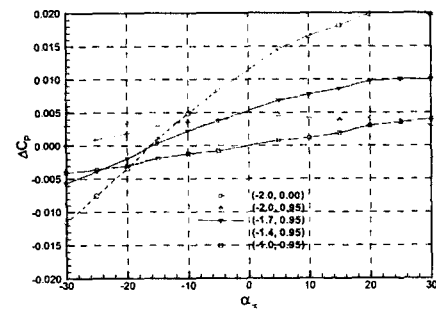
Fig. 7 Cross flow stream line patterns at $x/L = 0.976$

의 유동장에 영향을 미치는지를 살펴보아야 할 것이다. 이는 앞의 난류 계산 결과와 비점성 계산 결과를 비교함으로써 얻어 질 수 있으나, 여기서는 난류 계산 결과와 회전체에 대한 panel 기법 계산 결과를 비교함으로써 그 정도를 파악하고자 하였다. 물론 점성 계산에는 곤돌라의 영향이 포함되어 있으며, 또 Reynolds수가 작을수록 경계층이 두껍고 불안정해져 오히려 낮은 Reynolds수에 대한 계산 결과가 필요하다고 볼 수 있다. 그리고 기법이 완전히 다른 두 가지 계산 결과의 비교가 바람직하지 못하다고 볼 수 있다. 그럼에도 불구하고 이러한 단순한 비교에 의해서도 물리적 의미를 파악하기에는 충분한 것으로 보인다.

그림 8에는 난류 계산 및 panel 기법 계산 결과를 나타내었다. 두 가지 계산에 의한 동체 전단부 5개 계측점에서의 받음각 및 압력 계수의 차이를 나타내었으며, 동체에서 가장 가까운 점을 제외하고는 받음각은 0.25° , 압력계수는 0.01 이내의 차이만을 나타낼 뿐이다. 이 정도의 차이는 그림 5와 같은 형태로 나타낼 경우 두 가지



(a) Difference in Measured Angle of Attack



(b) Difference in Measured Pressure Coefficient

Fig. 8 Effect of the gondola on the symmetry of the flowfield around the nose



결과가 거의 구분할 수 없을 정도로 겹치는 것으로 나타나며, 따라서 경계층의 영향은 거의 없는 것으로 볼 수 있다. 물론 전술한 바와 같이 경계층이 두껍고 불안정한 낮은 Reynolds수에 대해서도 이러한 경향을 확인할 필요가 있을 것이다.

4. 결 론

50m급 비행선에 설치할 풍속계의 위치 결정을 위하여 난류 유동장 해석 및 panel 기법에 의한 계산을 수행하였다. 먼저 곤돌라를 포함한 동체 형상에 대한 난류 유동장 해석을 통하여 풍속계 장착 초기 후보였던 곤돌라 부착의 문제점을 살펴보았다. 곤돌라 장착시 장착 거리를 동체 및 곤돌라로부터 충분히 멀리 하지 않으면 자유류 받음각과 계측점에서의 받음각 사이에 비선형성이 나타나며, 따라서 두 각도 사이의 관계식을 만들기가 어려움을 알 수 있었다. 또한 풍속계가 옆흐름 박리 유동장에 놓이게 됨으로써 Reynolds수가 또 하나의 독립 변수로 작용하게 된다. 마지막으로 자유류 받음각의 변화량에 비하여 약 절반 정도의 계측 받음각 변화가 나타남으로써 동일한 정밀도를 가진 풍속계의 사용시 측정 정밀도를 떨어뜨리게 되는 결과를 나타내었다. 이와 같은 이유들로 인하여 풍속계의 곤돌라 장착은 적절치 못한 것으로 판단되었으며, 따라서 풍속계 장착 위치를 동체 전단부 부근으로 옮기도록 결정하였다.

다음으로 동체 전단부에 풍속계 설치시 영향을 미치는 인자들에 대한 분석을 panel 기법을 통한 유동장 해석을 통해 수행하였다. 먼저 꼬리날개의 영향을 예측하기 위하여 꼬리날개가 있는 경우와 없는 경우의 후보 지점에서의 유동장을 비교하였다. 운용 예상 받음각의 범위에 있어서 받음각 변화량은 0.1° , 압력계수는 0.0005 정도의 차이를 나타내어 꼬리날개의 영향은 없는 것으로 판단되었다. 다음으로 전단부 유동장의 대칭성에 미치는 곤돌라의 영향을 앞의 난류 유동장 해석 결과로써 분석하여 보았으며, 받음각의 경우 최대 0.5° 정도의 영향을 미칠 수 있음을 알 수 있었다. 마지막으로 경계층 두께의 영향을 살펴보기 위하여, 앞의 난류 계산 결과와 경계층을 고려하지 않은 panel 기법 계산 결과를 비교하였으며, 동체 후방에서의 두꺼운 경계층에도 불구하고 그 영향은 미미한 것으로 나타

났다. 이상의 결과를 종합할 때 동체 전단부에 풍속계를 설치하면 받음각만이 독립 변수로 작용하는 보정 관계식을 만들면 충분한 것으로 나타났다. 즉 비행선을 동체의 축대칭 물체로 가정하여도 그 오차의 범위가 크지 않음을 알 수 있었으며, 옆미끄럼각, Reynolds수 등을 독립 변수에서 제외함으로써 간단한 보정 관계식을 만들 수 있음을 알 수 있었다.

물론 이러한 결론을 좀 더 확실히 뒷받침하기 위해서는 곤돌라가 없는 동체 주위의 난류 유동장 해석 및 비점성 해석, 그리고 Reynolds수의 영향 등이 좀 더 세밀히 분석될 필요가 있다. 또한 최종적으로는 이러한 결과들이 풍동시험을 통하여 검증되어야 할 것이다. 앞의 문제들에 대한 추가적 해석을 현재 수행 중에 있으며, 예정된 풍동시험을 통하여 그 결과들의 정확도를 확인할 예정이다.

참고문헌

- [1] <http://airship.kari.re.kr> 다목적 성층권 비행선 개발 사업 홈페이지.
- [2] Chorin, A. J., "A Numerical Method for Solving Incompressible Viscous Flow Problems," *Journal of Computational Physics*, Vol. 2, 1967, pp. 275-312.
- [3] Ok, H., "Development of an Incompressible Navier-Stokes Solver and Its Application to the Calculation of Separated Flows," Ph. D. Thesis, University of Washington, 1993.
- [4] 옥호남, "비행선 동체 공력 특성 예측," 추계 학술대회 논문집, 한국전산유체공학회, 2001.
- [5] Rai, M. M., "Navier-Stokes Simulations of Blade-Vortex Interaction Using High-Order Accurate Upwind Schemes," *AIAA Paper 87-0595*, 1987.
- [6] Baldwin, B. S. and Barth, T. J., "A One-Equation Turbulence Transport Model for High Reynolds Number Wall-Bounded Flows," *NASA TM 102847*, 1990.
- [7] Katz, J. and Plotkin, A., *Low-Speed Aerodynamics From Wing Theory to Panel Methods*, International Edition, McGraw-Hill, Inc., 1991.