



비행선 동체 공력 특성 예측

Prediction of the Aerodynamic Characteristics of an Airship Hull

*옥호남¹⁾

Honam Ok

The incompressible Reynolds-averaged Navier-Stokes equations are solved to predict the aerodynamic characteristics of an airship hull. The concept of pseudo-compressibility is employed to couple the pressure field with the velocity field. The upwind differencing method for spatial discretization and a line relaxation scheme for time integration are used. The flowfield around the low drag airship hull of fineness ratio 4 is solved for two Reynolds numbers with a wide range of angle of attack. The effect of Reynolds number and transition position is briefly examined together with the change in aerodynamic coefficients due to a gondola attached to the hull, and the results will be used as basic data for the design of a low drag airship hull.

1. 서론

1900년대 초반부터 활발한 개발이 시작되어 유용한 교통 수단으로서의 가능성을 보이던 비행선은 이후 2차 세계대전 무렵과 1960년대 말을 제외하고는 본격적인 연구 개발이 시도된 적이 없다.[1] 그러나 목표 고도에 장기 체공하며 관측이나 통신 중계 임무 등을 수행하기 위한 기체로서 비행선의 유용성이 최근에 주목받고 있으며, 우리나라에서도 다목적 성층권 비행선의 개발이 추진되고 있다.[2] 장기 체공 성능은 이러한 비행선 개발의 성패를 좌우할 주요 인자가 되고 있으며 저저항 형상의 개발이 공력 형상 설계에 있어서 핵심 요소 중의 하나이다. 그러나 전술한 바와 같이 비행선 개발은 1900년 이후 몇 차례 간헐적으로 시도되었으며, 이로 인해 비행선 공력 설계에 관한 도구의 개발이나 비행선 자체의 공력 특성에 대한 체계적인 자료의 구축이 항공기에 비하여 상대적으로 미흡한 상태이다.

비행선의 전체 항력 중 거의 50% 이상이 동체에 의한 것이며[3], 따라서 동체 항력 최소화가 저저항 형상 설계의 출발점이 되는 것이 당연하다 볼 수 있다. 본 연구에서는 저저항 동체 형상 설계에 앞서 먼저 비행선 동체의 공력 특성을

파악하고자 하였다. 비행선 동체 주위의 유동장은 경계층 천이와 횡방향 흐름 박리(Cross Flow Separation)가 결합된 복잡한 유동 현상을 나타내고 있으며, 이에 대한 공력 특성의 예측이 쉽지 않다. 이러한 복잡한 유동장을 이해하기 위한 실험적[4-7] 혹은 해석적[8-10] 시도는 여러 차례 있어 왔으나, 주로 몇 개의 받음각에 대한 세밀한 유동 현상의 파악에 주목하였을 뿐 넓은 속도 영역에서 받음각을 변화시켜 가며 공력 특성을 관찰한 경우는 드물다. 오히려 비행선 역사의 초창기인 1920년대에 이에 대한 실험적 연구가 수행된 적이 있다.[11] 본 연구에서는 세장비가 4인 동체 형상에 대하여 비압축성 난류 유동장 해석에 의해 받음각에 따른 공력 특성의 변화를 예측하고자 하였으며, 특히 Reynolds수 및 천이점 변경에 따른 영향에 주목하고자 한다. 또한 동체에 부착된 곤돌라에 의한 공력 특성의 변화를 예측하였으며, 이러한 계산 결과는 저저항 동체 형상 설계의 기본 자료로 사용될 것이다.

2. 해석 기법

비행선의 비행 속도는 매우 낮은 경우가 대부분이며, 특히 정점 체공 비행선의 경우 최대 비행 속도는 임무 고도에서의 최대 풍속에 의해 좌우된다. 따라서 비행선 주위의 유동은 비압축성 영역에 속한다고 볼 수 있으며, 아주 높은 받음

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



각의 경우 일부 좁은 영역에서 압축성 효과가 나타날 수 있으나 전체적인 공력 특성에 미치는 영향은 미미하다고 볼 수 있다. 일반적으로 비압축성 Navier-Stokes 방정식을 푸는 것은 압축성 방정식을 푸는 것에 비해 에너지 방정식을 풀지 않음으로써 생기는 계산 시간 단축 및 저장 용량 감소 외에도, 압축성 방정식 해석 시 저속 영역에서 발생하는 정확도 및 수렴성 감소 문제를 피할 수 있다는 장점이 있다. 따라서 본 연구에서도 비행선 동체 주위의 유동장 해석을 위해 Reynolds 평균(Reynolds-Averaged) 비압축성 Navier-Stokes 방정식의 해를 구하였다.

2.1 비압축성 Navier-Stokes 방정식

비압축성 Navier-Stokes 방정식의 해법은 압력의 변화를 어떻게 속도의 변화와 연계시키느냐에 따라 SIMPLE 알고리즘[12]으로 대표되는 압력 기준 기법(Density-Based Method)과 의사 압축성(Pseudo-Compressibility) 개념[13]을 사용한 압력 기준 기법(Density-Based Method)으로 나눌 수 있다. 본 연구에서는 압력 기준 압축성 유동장 해석 기법을 그대로 적용할 수 있고 수렴성이 뛰어난 의사 압축성 개념을 사용하여 비압축성 Navier-Stokes 방정식을 해석하였다.

의사 압축성 개념을 사용한 Reynolds 평균 비압축성 Navier-Stokes 방정식은 다음과 같은 벡터 형태로 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial}{\partial \tau} \hat{Q}^{n+1} = -\hat{R}^{n+1} - \hat{S}^{n+1} \quad (1)$$

where

$$\hat{Q} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} p \\ u \\ v \\ w \end{bmatrix}$$

$$\hat{R} = \frac{\partial}{\partial \xi} (\hat{E} - \hat{E}_v) + \frac{\partial}{\partial \eta} (\hat{F} - \hat{F}_v) + \frac{\partial}{\partial \zeta} (\hat{G} - \hat{G}_v)$$

$$\hat{S}^{n+1} = \frac{I_m}{\Delta t} (1.5 \hat{Q}^{n+1} - 2 \hat{Q}^n + 0.5 \hat{Q}^{n-1})$$

$$I_m = \text{diag}[0, 1, 1, 1]$$

위 식의 유도 과정 및 각 항에 대한 설명은 참고 문헌 [14]에 자세히 주어져 있으므로 여기서 따로 나타내지는 않았다. 식 (1)에서 물리적 시간인 t 는 우변 \hat{S}^{n+1} 에만 나타나고 시간 전진은

의사 시간(Pseudo-Time)인 τ 에 대하여 수행함에 유의해야 하며, 정상 유동의 해석 시에는 식 항 \hat{S}^{n+1} 은 사라지게 된다.

2.2 공간 차분법

식 (1)을 의사 시간 τ 에 대하여 적분하기 앞서, 공간 좌표에 대해 편미분 형태로 주어지는 항 \hat{R}^{n+1} 을 차분화하여야 한다. 비점성항의 차분화에는 Roe의 FDS(Flux Difference Splitting) 기법을 의사 압축성을 사용한 방정식에 맞게 유도하여 사용하였으며, Lai[16]가 제안한 방법을 사용하여 3차 이상의 공간 정확도를 갖도록 하였다. 점성항의 차분화에는 2차의 공간 정확도를 갖는 중앙 차분법을 사용하였으며, 경계층의 두께가 크거나 유동 박리가 있는 경우의 정확도 향상을 위해 박층 근사(Thin Layer Approximation) 개념의 도입 없이 모든 항을 차분화하였다. 경계 조건은 원방 경계의 경우 특성 기법(Method of Characteristics)을 사용하여 값을 지정할 변수 및 그 값을 결정하였으며, 벽면의 경우 속도는 0으로, 압력 분포는 벽면에 수직인 방향 momentum 방정식의 해에서 구하였다.

2.3 시간 적분법

우변 항 \hat{R}^{n+1} 에 대한 유한 차분화가 끝나면 식 (1)은 의사 시간 τ 에 대한 일반적인 상미분 방정식 적분 기법을 사용하여 물리적 시간 $n+1$ 에 대한 해를 얻을 수 있다. 상미분 방정식의 적분은 음해법(Implicit Scheme)을 사용함으로써 시간 간격 $\Delta \tau$ 를 크게 할 수 있으며, 이를 의사 시간에 대한 차분식으로 나타내면 다음과 같다.

$$\left[\frac{I_{tr}}{J^{n+1}} + \left(\frac{\partial \hat{R}}{\partial \hat{Q}} \right)^{n+1, m} \right] (Q^{n+1, m+1} - Q^{n+1, m}) = -(\hat{R}^{n+1, m} + \hat{S}^{n+1, m}) \quad (2)$$

where

$$I_{tr} = \text{diag} \left[\frac{1}{\Delta \tau}, \frac{1}{\Delta \tau} + \frac{1.5}{\Delta t}, \frac{1}{\Delta \tau} + \frac{1.5}{\Delta t} \right]$$

$$Q = J \hat{Q} = \begin{bmatrix} p \\ u \\ v \\ w \end{bmatrix}$$

식 (2)를 행렬 방정식으로 나타내기 위해서는 좌 변 두 번째 항인 $\frac{\partial \hat{R}}{\partial Q}$ 의 계산이 필요하며, 만약 우변에 사용된 고차 유한 차분화 기법으로부터 정확하게 Jacobian을 계산하는 경우 2차의 수렴성(Quadratic Convergence)을 가질 수 있다. 그러나 이는 행렬 방정식이 2차원의 경우 9개, 3차원의 경우 27개의 대각항을 갖게 되어 행렬 방정식 한 번 계산에 엄청난 시간과 기억 용량을 필요로 한다. 따라서 Jacobian의 계산에는 \hat{R}^{n+1} 에서 비점성항은 1차 정확도를 갖도록 하고 점성항은 격자에 수직인 항만을 취하였다. 이렇게 함으로써 2차원의 경우 5개, 3차원의 경우 7개의 대각항을 갖게 되며, 이러한 근사적 방법이 FDS 기법과 함께 사용될 경우 수렴성의 저하도 크지 않다.[17]

Jacobian 계산에 있어서 우변항의 근사식을 취함으로써 대각항의 개수를 5개 혹은 7개로 줄였으나, 이러한 행렬 방정식의 해를 직접적인 방법으로 구하는 것 역시 아직은 비효율적이다. 따라서 근사적 기법의 도입이 필요하며 가장 많이 사용되는 것 중의 하나가 이완(Relaxation) 기법이다. 의사 압축성(Pseudo-Compressibility) 개념을 사용한 비압축성 Navier-Stokes 방정식의 해석에 있어서 높은 효율성을 보인 이완 기법으로 P-SGS(Point Symmetric Gauss-Seidel)[14] 및 Line SGS[15] 기법 등이 있으며, 여기서는 Line SGS 기법을 사용하였다.

2.4 난류 모델

Reynolds 평균 Navier-Stokes 방정식의 해석을 위해서는 난류항의 모델링이 필요하며, 본 연구에서는 $k-\epsilon$ 모델로부터 단순화된 Baldwin-Barth[18] 모델을 사용하였다. Baldwin-Barth 모델은 다음 식으로 주어진 편미분 방정식의 해석에 의해 난류 변수($\nu \hat{R}_t$)를 구하고, 이를 이용하여 난류 점성(turbulent viscosity)을 구한다.

$$\frac{D(\nu \hat{R}_t)}{Dt} = \frac{1}{Re} \left[\left(\nu + \frac{2\nu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \nabla^2(\nu \hat{R}_t) - \frac{1}{\sigma_\epsilon} \nabla \cdot \{ \nu_t \nabla(\nu \hat{R}_t) \} \right] + (c_{\epsilon_2} f_2 - c_{\epsilon_1}) \sqrt{\nu \hat{R}_t} P \quad (3)$$

식 (3)의 각 항에 대한 자세한 설명은 참고문헌

[16]에 주어져 있으며, 난류 점성은 다음 관계식에 의해 구한다.

$$\nu_t = c_\mu (\nu \hat{R}_t) D_1 D_2$$

식 (3)은 Navier-Stokes 방정식과 분리하여 해석하였으나, 동일한 공간, 시간 차분법 및 경계 조건 지정 기법을 사용하였다. 경계층 천이점을 지정하기 위해서는 식 (3) 우변의 생성항(Production Term)인 P 를 0으로 두어도 되나, 여기서는 천이점 상류에서는 ν_t 의 값 자체를 0으로 두었다.

3. 계산 결과

2개의 Reynolds수에 대하여 받음각을 변화시켜 가면서 동체의 공력 특성을 예측하였다. 길이 50m인 비행선이 고도 3km에서 30m/sec로 비행할 때와 길이 2m인 1/25 축소 모형을 풍속 30m/sec로 풍동시험 할 때의 조건을 가정하였으며, 이 경우 길이 기준 Reynolds수는 각각 8.054×10^7 및 4.108×10^6 이 된다. 두 경우 모두 Reynolds수가 상당히 크므로 전 유동장을 난류 영역으로 가정하였으나, 풍동시험 조건의 경우에는 동체 앞전(Nose)으로부터 길이로 무차원화된 거리 x/L 의 값이 0.055되는 지점에서 경계층 천

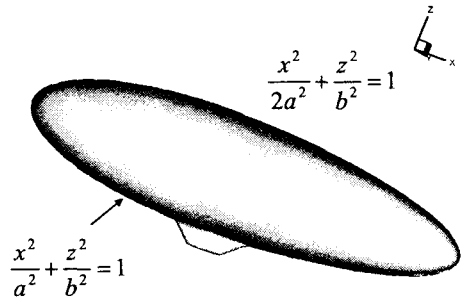


Fig. 1 Shape of an NPL airship hull (fineness ratio=4)

이가 일어나는 경우에 대해서도 계산을 수행하였다. 비행선 공력계수 계산에 있어서 기준 면적으로는 최대 단면적, 기준 길이로는 동체 길이나 최대 직경 등이 물리적 의미를 가지나, 전통적으로 기준 면적으로는 동체 체적의 2/3승을, 기준 길이로는 동체 체적의 1/3승을 택하는 경우가 많아 여기에서도 같은 값(50m 비행선의 경우 각각

255.775m²와 15.993m)을 취하였다. 또한 비행선은 부력이 중요한 힘이 되므로 부력 중심과 거의 일치하는 체적 중심을 모멘트 측정 기준점으로 삼는 것이 일반적이다. 세장비 4인 NPL 동체에서는 체적 중심이 동체 앞전으로부터 길이로 무차원화한 거리가 0.4785인 점에 놓이며, 이 점을 모멘트의 중심점으로 삼았다. 곤돌라에 실게될 탑재체(Payload)는 폭 1m, 길이 2m, 높이 1.75m의 공간을 필요로 하며, 그림 1에서 그 외의 부분은 공력적, 구조적 필요에 의해 추가된 것으로 보일 것이다.

3.1 동체 형상 및 계산 격자

계산에 사용된 동체 형상은 영국 NPL(National Physics Laboratory)에서 제안한 저저항 형상[3] 중에서 세장비를 4로 한 것이다. NPL 형상은 그림 1에 나타낸 바와 같이 장축의 길이비가 1:√2인 2개의 타원형 회전체로 표면을 구성하며, 전체 길이는 50m, 세장비가 4이므로 최대 직경은 12.5m가 된다. 그림 1에 나타낸 곤돌라는 실제 비행선에 사용될 것이라기보다, 파라미터를 바꾸어 가며 공력 특성의 변화를 살펴 보기 위하여 간단한 수식으로 표현 가능한 형상을 나타낸 것이다.

수치해석 결과는 해석 기법 자체의 정확도뿐만 아니라 계산 격자에 의해서도 달라질 수 있으며, 해의 격자 의존도를 최대한 배제할 수 있는 격자를 가지고 해석을 수행해야 한다. 곤돌라(Gondola)가 부착되지 않은 비행선 동체는 그 형

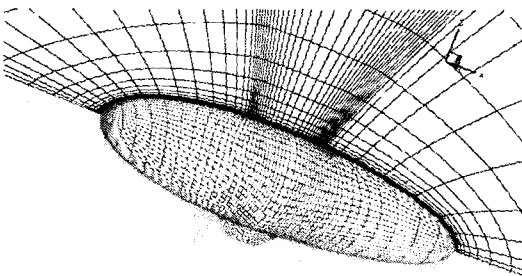


Fig. 2 Computational grid around an airship hull with a gondola

상이 단순하여 직교성이 높은 양질의 격자를 얻기 쉬우므로 격자의 개수를 얼마로 할 것인가가 관심의 대상이 된다. 참고문헌 [9]와 [10]에서

는 격자 분포를 바꾸어 가며 물체 표면에서의 압력계수나 마찰계수 분포를 비교하여 해의 격자 의존도를 분석하였다. 그들의 결과에 의하면 회전축방향 약 120개, 원주방향 대칭면 반쪽에 약 50개, 그리고 방사상 방향으로 약 65개 정도의 격자면 충분한 것으로 되어 있으며, 여기서도 대칭면의 반쪽 면에 121×51×65 H-O 격자를 사용하였다. 난류 경계층을 제대로 나타낼 수 있게 하기 위하여 벽면에서 첫 번째 격자점은 길이로 무차원화한 거리가 2×10⁻⁶이 되게 하였으며, 이는 높은 Reynolds수에서 반응각이 0°일 때 y+ 값이 전 영역에서 5 이하가 되게 한다. 그림 2에는 곤돌라가 포함된 동체 주위의 계산 격자(121×61×65)를 나타내었으며, 원방 경계면은 동체 길이의 10배 되는 지점에 두었다.

3.2 해의 수렴성

그림 3에는 Reynolds수 4.108×10⁶, 반응각 30°일 때의 해의 수렴성을 나타내었다. Divergence, 운동량 방정식의 최대 잔류량(Residual), 그리고 난류 모델 방정식의 최대 잔류량을 양력 및 항력 계수와 함께 나타내었다. 이 반응각에서는 상당한 크기의 횡방향 유동 박리가 존재함에도 불구하고 machine zero까지 해가 수렴함을 보여주고 있으며, 흐름방향 박리와는 달리 비정상(Unsteady) 유동 특성을 나타내지 않음을 알 수 있다. 비대칭적 횡방향 박리 현상 및 이에 의한 비정상 유동장의 발달이 대칭 조건을 도입하여 반쪽 면만을 해석함으로써 억제되었을 가능성이 있을 수 있다. 이를 확인하기

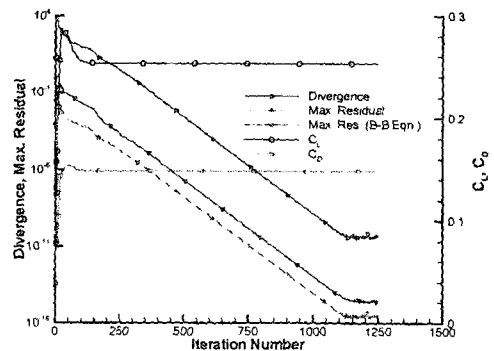


Fig. 3 Convergence history (Re=4.108×10⁶, α=30°)

위하여 여기에 나타내지는 않았으나 대칭 조건 없이 유동장 전체를 해석하였으며 그림 3과 같은

수렴 특성 및 정상 유동장이 존재함을 알 수 있었다. 계산은 대부분 한국과학기술정보연구원 (KISTI) 슈퍼컴퓨팅센터[19]의 NEC SX-5를 사용하였으며, 1,250회 반복 계산에 약 3,500초가 소요되었다. 입출력을 포함한 전체 계산의 98%가 vector 작업에 의해 수행되었으며, 계산 성능은 약 825MFlops로 나타났다. 이는 NEC SX-5의 이론상 최대 성능이 10GFlops인 것을 감안하면 높은 값으로는 볼 수 없으며, Cray C90에서의 최대 성능과의 비를 고려하여도 다소 낮은 값이다. 계산 코드를 NEC SX-5에서 최적화하기 위한 연구가 진행 중에 있으나, 현재로서는 NEC SX-5의 vector register의 길이가 256임에 반하여 해석 기법의 특성상 이에 답을 수 있는 data의 수가 음해법의 경우 격자의 최소 크기 (Dimension)인 51을 넘을 수 없기 때문인 것으로 보인다.

대부분의 받음각에 대하여 정도의 차이는 있으나 그림 3과 같은 수렴 특성을 나타내고 있으며, 공력계수의 변화는 계산 초기에 사라지게 되므로 divergence의 값 10^{-4} 을 수렴 기준으로 삼았다. 유동장이 축대칭에 가까울수록(받음각이 낮을수록) 수렴 특성이 오히려 떨어지는 경향을 보였으며, 이는 2차원 대칭 익형의 해석에서도 나타났던 현상이다. 오히려 곤돌라가 있는 경우가 격자 및 유동장 자체의 축대칭성이 사라져 낮은 받음각에서의 수렴 특성이 더 좋게 나타났다.

3.3 비행선 동체 공력 특성

그림 4에는 3가지 경우에 대한 양력, pitching moment 및 항력 계수를 받음각의 함수로 나타내었다. 양력이나 pitching moment 계수를 보면 받음각 5° 부근까지는 선형적 특성을 보이다 이후 비선형적인 양상을 나타내고 있다. 낮은 받음각에서는 횡방향 유동 박리가 없으나, 받음각이 높아지면서 횡방향 박리가 생기고 이로 인해 비선형적인 특성이 나타나는 것으로 보여진다. 이후의 받음각에서는 우선 양력계수를 보면 거의 2차 함수의 형태로 증가하는 경향을 보이고 있으며, 30° 와 같은 높은 받음각에서도 항공기의 날개와 같은 실속 경향을 전혀 보이지 않는다. 이는 횡방향 유동 박리(Cross Flow Separation)에 의하여 경계층 두께가 두꺼워져 동체 후면 (Leeward Side)의 압력 분포가 그렇지 않은 경우에 비하여 훨씬 평탄해짐으로써 흐름방향 유동 박리가 지연되기 때문인 것으로 보인다.

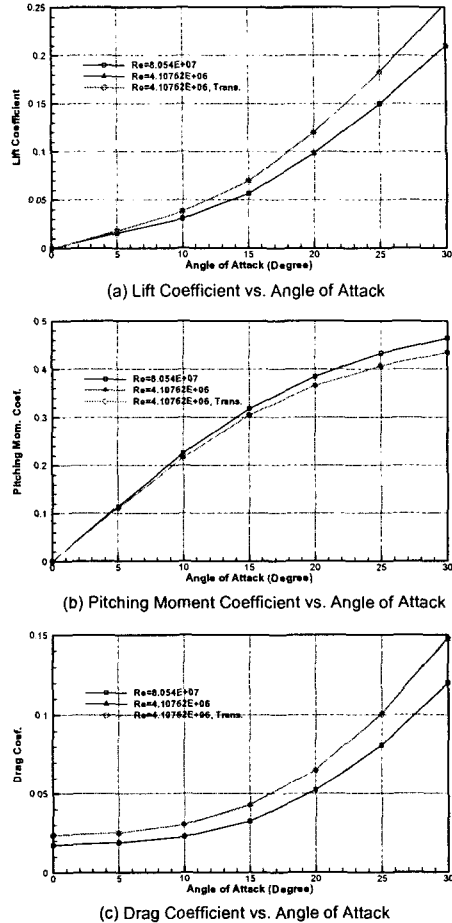


Fig. 4 Aerodynamic coefficients for an airship hull of fineness ratio 4

Pitching moment 계수도 증가량이 줄어들기는 하나 받음각에 따라 계속적으로 증가한다. 항력계수도 받음각에 대하여 2차 함수의 형태로 증가함을 알 수 있다.

그림 5에는 그림 4에 나타낸 결과를 이용하여 압력중심 및 공력중심의 위치와 항력 및 양력 계수의 관계를 나타내었다. 3가지 경우 모두 그 특성이 유사하므로 Reynolds수가 4.108×10^6 인 경우만을 나타내었다. 먼저 압력중심을 보면 거의 전 영역에 있어서 그 위치가 동체 앞전 보다 앞에 놓여져 있는 것으로 나타나며, 받음각이 증가함에 따라서 동체 앞전 쪽으로 가까워짐을 알 수 있다. 공력중심의 위치도 거의 같은 양상을 나타내고 있으며, 비행선의 무게 중심이 동체 체적 중심 근처에 있다고 가정하면 동체만으로는

전혀 정적 안정성을 확보할 수 없음을 잘 나타내고 있다. 항력계수는 받음각에 대하여는 2차 함수의 특성을 나타내었으나 양력계수도 같은 특성

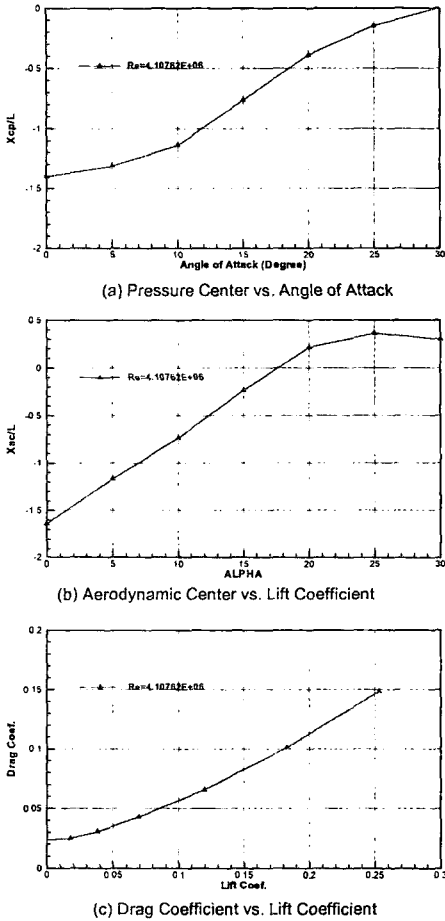


Fig. 5 Aerodynamic characteristics of an airship hull of fineness ratio 4

을 지니고 있으므로, 항력계수와 양력계수의 관계는 거의 선형적으로 나타난다.

Reynolds수의 영향을 살펴보면, 전 영역을 난류로 가정한 경우 같은 받음각에 대하여 Reynolds수가 낮을수록 높은 양력과 낮은 pitching moment 계수를 나타낸다. 항력계수는 잘 알려진 대로 Reynolds수가 높을수록 낮은 값을 나타낸다. 낮은 Reynolds수에 대하여 경계층 천이의 영향은 거의 나타나지 않는데, 이는 천이점이 층류 유동 박리가 생길 수 있는 점보다 앞에 놓여져 있어 전 영역을 난류로 가정한 것과 같은 유동 특성을 나타내기 때문인 것으로 보인다

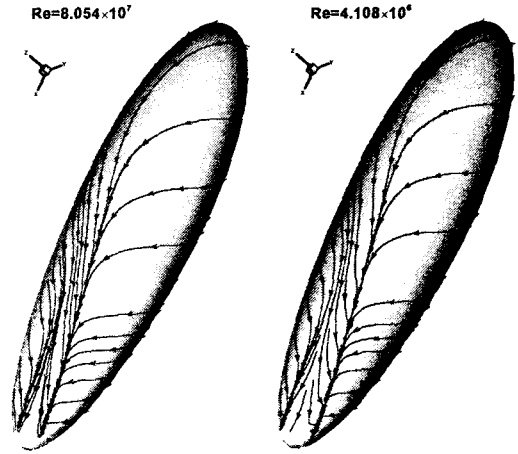


Fig. 6 Surface limiting streamline patterns for 30° angle of attack

다. 만약 천이점의 위치를 좀 더 뒤에 둔다면 유동 특성의 변화가 있을 것으로 예상된다.

그림 6에는 두 개의 Reynolds수에 대하여 표면 유선 형태를 비교하였다. 받음각은 30°이며 유동장은 모두 비슷한 경향을 보이고 있다. 다만 낮은 Reynolds수의 경우 1차 유동 박리선 (Primary Separation Line)이 높은 경우에 비하여 좀 더 바람이 불어오는 쪽(Windward Side)으로 치우쳐져 있는 것이 다르며, 이러한 박리 정도의 차이가 그림 4에 나타난 공력계수의 차이를 유발하는 것으로 보인다. 세장비 6인 회전체 주위의 유동장에서는 Reynolds수가 낮고 경계층 천이가 있는 경우 2차 및 3차 박리 등이 존재하기도 하나, 세장비가 작고 전영역을 난류로 가정한 현재의 결과에서는 그림 7에 나타난 것과 같이 동체의 거의 끝 부분에서 2차 박리가 생김을 알 수 있다.

3.3 Gondola의 영향

그림 8에는 낮은 Reynolds수에 대하여 곤돌라가 있는 경우와 없는 경우의 공력계수를 비교하여 나타내었다. 먼저 양력 및 pitching moment 계수를 보면 곤돌라의 존재가 전체적인 공력 특성에는 아무런 영향을 미치지 않음을 알 수 있으며, 특히 어느 정도 차이가 있을 것으로 예상되었던 받음각 -10°에서도 거의 차이가 없는 것으로 나타났다. 항력계수의 경우는 곤돌라의 존재가 직접적인 영향을 미치는 것으로 나타났다.

높은 받음각 영역에 대한 계산 결과는 없으나 $\pm 10^\circ$ 내외에서의 결과를 보면, 오히려 받음각 0° 에서 절대적 증가량이 크고, 받음각의 절대값이 커질수록 그 절대량 및 증가 비율도 줄어든다. 이러한 경향은 더 높은 양의 받음각에 대해서는 지속되나, 받음각이 -20° 이하로 더 작아지면 항력계수 차이의 절대값은 크게 늘어나면서도 증가 비율은 계속 줄어드는 경향을 나타낸다.

4. 결론

의사 압축성 개념을 사용한 비압축성 Navier-Stokes 방정식의 해석에 의해 비행선 동체의 공력 특성을 예측하였다. 동체는 세장비가 4인 NPL의 저저항 형상으로 하였으며, 실제 길이는 50m이다. 고도 3km에서 30m/sec로 비행

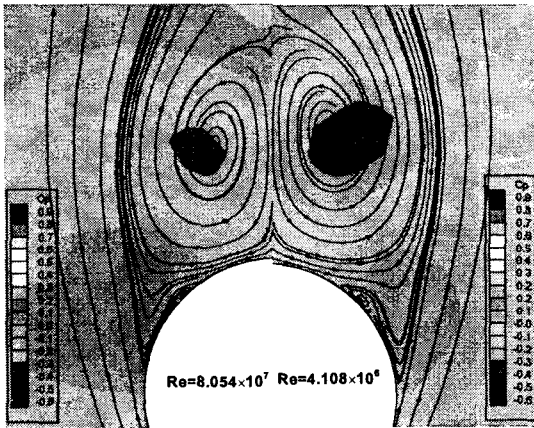


Fig. 7 Cross flow stream line patterns at $x/L = 0.976$ for two different Reynolds numbers

할 때와 1/25 축적 모델을 풍속 30m/sec로 풍동 시험 할 때의 Reynolds수에 대하여 해석을 수행하였다. 일반적으로 회전체 주위 유동장 연구의 목적인 경계층 구조나 유동 현상에 대한 규명보다는 동체의 공력 특성 예측에 주안점을 두었다. 계산 결과 Reynolds수가 낮을수록 양력 및 항력 계수는 커지고 pitching moment 계수는 작아지는 경향을 나타내었다. 낮은 Reynolds수에 대하여 길이 방향으로 약 5.5% 되는 지점에서 경계층 천이가 일어날 경우를 계산하였으며, 천이점이 충분히 앞에 있어 전 유동장을 난류로 가정하였을 때와 거의 차이가 없었다. 두 Reynolds수에 대하여 동체 표면 유선 형태를 비교하였으며, 동일한 구조를 가지나 낮은 Reynolds수인 경우가 1차 유동 박리선이 바람이 불어오는 방향 쪽

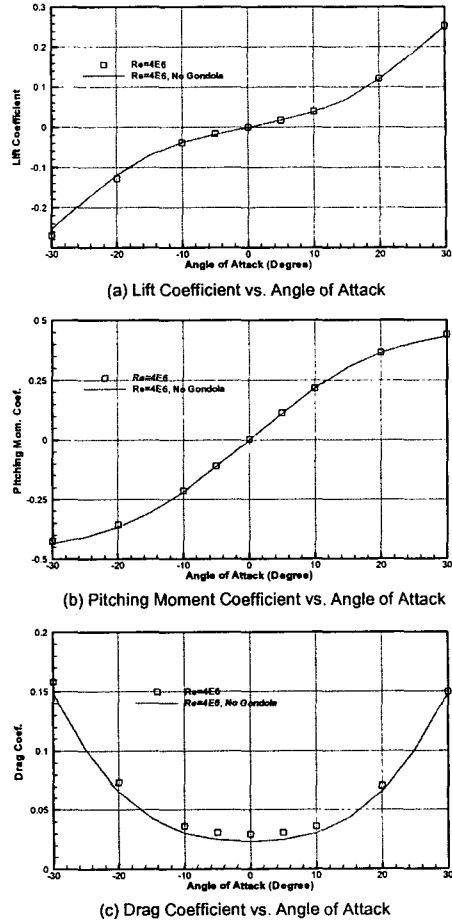


Fig. 8 Aerodynamic coefficients for an airship hull with a gondola

으로 좀 더 이동해 있음을 알 수 있었다. 낮은 Reynolds수 및 경계층 천이가 있는 세장비 6인 회전체 주위의 유동장과는 달리 3차 박리는 존재하지 않았으며, 작은 크기의 2차 박리가 동체 거의 끝 부분에서 나타났다. \therefore 으로 탑재체를 싣기 위해 동체 하부에 부착될 곤돌라의 영향을 계산하였으며, 양력 및 pitching moment 계수에는 거의 영향이 없고 항력계수만을 증가시키는 것으로 나타났다. 항력계수의 증가는 그 절대값이나 비율에 있어서 받음각 0° 에서 가장 크며 받음각의 절대값이 커질수록, 오히려 줄어드는 경향을 나타내었다. 양의 받음각에서는 이러한 현상이 더 높은 받음각에서도 계속되나, 음의 받음각에서는 항력 증가의 비율은 작아지면서도 그 절대값은 오히려 커진다. 이상의 결과는 비행선 동체 및 곤돌라 형상 설계, 비행선 풍동시험 경

계층 천이점 위치 결정 등에 유용하게 사용될 것이다.

참고문헌

- [1] 강왕구, 김동민, 김현경, 이해창, 엄찬홍, "비행선의 역사 및 신개념 비행선," *한국항공우주학회지*, 제 29권, 제 2호, pp. 152-164, 2001.
- [2] <http://airship.kari.re.kr> 다목적 상층권 비행선 개발 사업 홈페이지
- [3] Khoury, G. A. and Gillet, J. D., *Airship Technology*, First Edition, Cambridge University Press, Cambridge, 1999.
- [4] Han, T.-Y. and Patel, V. C., "Flow Separation on a Spheroid at Incidence," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 92, 1979, pp. 643-657.
- [5] Patel, V. C. and Baek J. H., "Boundary Layers and Separation on a Spheroid at Incidence," *AIAA Journal*, Vol. 23, No. 1, 1985, pp. 55-63.
- [6] Ahn, S. and Simpson, R. L., "Cross-Flow Separation on a Prolate Spheroid at Angles of Attack," AIAA Paper 92-0428, 1992.
- [7] Chesnakas, C. J. and Simpson, R. L., "A Detailed Investigation of the 3-D Separation About a 6:1 Prolate Spheroid at Angle of Attack," AIAA Paper 96-0320.
- [8] Wang, K. C., "Boundary Layer Over a Blunt Body at Low Incidence with Circumferential Reversed Flow," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 72, 1975, pp. 49-65.
- [9] Gee, K., Cummings, R. M., and Schiff, I. B., "Turbulence Model Effects on Separated Flow About a Prolate Spheroid," *AIAA Journal*, Vol. 30, No. 3, 1992, pp. 655-664.
- [10] Tsai, C.-Y. and Whitney, A. K., "Numerical Study of Three-Dimensional Flow Separation for a 6:1 Ellipsoid," AIAA Paper 99-0172, 1999.
- [11] Zahm, A. F., Smith, R. H., and Loudon, F. A., "Drag of C-Class Airship Hulls of Various Fineness Ratios," NACA Report No. 291.
- [12] Patankar, S. V. and Spalding, D. B., "A calculation Procedure for Heat, Mass and Momentum Transfer in Three-Dimensional Parabolic Flows," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 15, 1972, pp. 1778-1806.
- [13] Chorin, A. J., "A Numerical Method for Solving Incompressible Viscous Flow Problems," *Journal of Computational Physics*, Vol. 2, 1967, pp. 275-312.
- [14] 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.
- [15] Rogers, S. E. and Kwak, D., "Steady and Unsteady Solutions of the Incompressible Navier-Stokes Equations," *AIAA Journal*, Vol. 29, No. 4, 1991, pp. 603-610.
- [16] Rai, M. M., "Navier-Stokes Simulations of Blade-Vortex Interaction Using High-Order Accurate Upwind Schemes," AIAA Paper 87-0595, 1987.
- [17] Barth, T. J., "Analysis of Implicit Local Linearization Techniques for Upwind and TVD Algorithms," AIAA Paper 87-0595, 1987.
- [18] Baldwin, B. S. and Barth, T. J., "A One-Equation Turbulence Transport Model for High Reynolds Number Wall-Bounded Flows," NASA TM 102847, 1990.
- [19] <http://www.hpcnet.ne.kr> 슈퍼컴퓨팅센터 홈페이지