



익형 주위의 층류와 난류가 혼합된 유동해석

김철완,^{*1} 이용교¹

ANALYSIS OF LAMINAR AND TURBULENT MIXED FLOW AROUND AN AIRFOIL

C.W. Kim^{*1} and Y.G. Lee¹

In the present paper, transition turbulence model is applied to the NACA64(3)618 and detailed flow features are studied. The turbulence model is sensitive to the boundary layer grid quality and y^+ of the grid was limited to 1. The prediction of the transition region is dependent on the local flow condition. The pressure coefficient distribution of the transition turbulence model is compared with that of the fully turbulent mode and the drag distribution of the transition turbulence model was compared with that of the wind tunnel test.

Key Words : 항력예측(Drag Prediction), 천이 난류모델(Transition Turbulence Model), NACA64(3)618, 층류 및 난류 혼합유동(Laminar & Turbulent Mixed Flow)

1. 서 론

전산유체역학의 기법들이 다양한 분야에서 유동현상의 분석과 형상설계에 왕성하게 활용되고 있지만 항공기의 날개와 같이 유동의 흐름방향으로 세장비가 큰 물체의 정확한 항력 예측에는 어려움이 많다. 물체에 작용하는 공기력은 압력에 의한 양과 전단응력에 의한 양으로 나뉘고, 항공기와 같은 형상의 양력은 주로 날개 위 아랫면의 압력차에 의해 발생하며 항력은 압력차와 전단응력의 합에 의해 결정된다. 따라서 전산해석을 이용하여 항력예측을 수행 시에는 전단응력을 정확히 예측할 수 있도록 격자 및 난류 모델을 적절히 선택하는 것이 중요한데 특히 선택한 난류모델에 적합한 경계층 격자를 구성하는 것이 필요하다 또한 전산해석을 수행하는 유동의 특성을 고려한 난류모델의 선택이 중요한데 유동의 특성을 무시한 난류모델의 선택은 항력예측에 많은 오차를 동반하게 한다. 예를 들면 층류와 난류가 혼합된 유동의 해석 시에는 층류에서 난류로의 천이 영역을 예측하고 층류영역과 난류 영역을 구분하여 점성계수를 산출할 수 있는 transition turbulent model의 활용이 필수적이어서 이를 선택하는 것이 중요하다.

전통적으로 활용되어온 난류 모델은 천이영역을 예측하고 층류와 난류를 구별하여 점성계수를 산출할 수가 없어 유동의 전체 영역을 난류로 가정하여 항력예측을 수행하였는데 따라서 이러한 전산해석은 풍동시험에 의해 예측된 항력이나 경험식에 의해 예측된 항력보다 대부분 큰 값을 예측하였다.

Fig. 1은 전산해석에 사용된 항공기 형상과 표면의 압력계수 분포를 나타낸 것이다. 표면격자의 수는 약 190,000이며 경계층 격자는 16층을 형성하였고 총 격자는 약 7,000,000이다. 양력계수의 변화에 따른 항력계수의 분포가 Fig. 2에 나타나 있는데 그 형태가 2차곡선과 비슷하지만 그 계수는 경험식에 의한 유도항력의 것보다 2배 가량이다. 항공기 항력은 간략히 식 (1)과 같이 예측되고 위의 항공기의 Aspect



Fig. 1 항공기의 형상 및 압력계수 분포

¹ 정회원, 한국항공우주연구원, 첨단공학구조팀

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

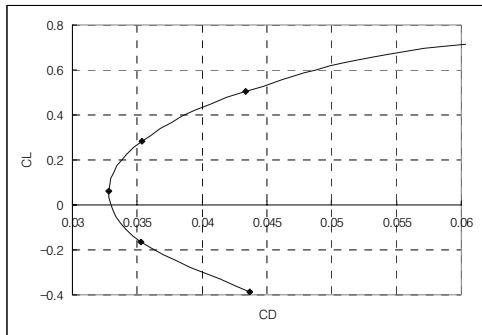


Fig. 2 전산해석에 의한 항공기 Drag Polar

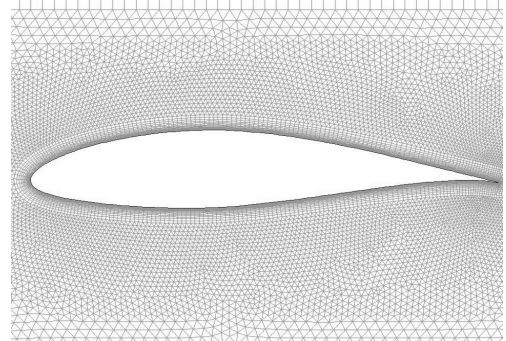


Fig. 3 NACA64(3)618 익형의 격자 분포

Ratio가 12이므로 유도항력의 계수는 약 0.0332이다. 이때 Oswald factor는 0.8이다. Fig. 2의 항력분포를 식 (1)에 대입하여 계수를 구하면 이는 약 0.0662로서 매우 큰 유도항력을 예측하고 있다. 이의 원인은 여러 가지가 있겠지만 천이점을 고려하지 못하는 난류모델의 선택이 그 하나로 추정되고 있다.

$$C_D = C_{D_o} + C_{D_i} = C_{D_o} + \frac{C_L^2}{\pi A R e} \quad (1)$$

최근에 개발된 난류 모델은 천이점을 예측하여 층류와 난류 영역을 구별하고 각 영역의 특성에 맞는 점성계수를 산출하여 유동해석의 정확성을 높인 것으로 알려져 있다. 본 연구에서는 천이점을 고려한 난류모델을 2차원 익형(NACA643618)에 적용하여 예측된 항력을 풍동시험 결과와 비교하고 항력예측의 정확성을 논하고자 한다.

2. NACA64(3)618 익형의 항력예측

본 연구에서 사용된 천이 예측방법은 풍동시험 결과에 의존하는 e^N 방법이 아닌 국소 점의 유동정보에 근거한 두개의 transport equations에 의존하고 있다. 이 방법은 strain-rate Reynolds수를 중요하게 다루고 있는데 이는 다시 momentum thickness Reynolds수로 표현된다. 따라서 momentum thickness Reynolds수에 따라 천이를 예측하고 난류영역의 난류점성계수는 SST 모델을 활용하였다. 따라서 천이예측과 난류점성계수 산출을 위해 4개의 방정식을 활용한다. 이 방법을 활용하여 층류 및 천이 경계층을 정확히 모사하기위해서 점성격자는 y^+ 가 대략 1이 되도록 형성하는 것이 중요한데 만일 y^+ 값이 5이상이면 천이점이 upstream으로 이동하여 더 넓은 난류영역을 예측한다.

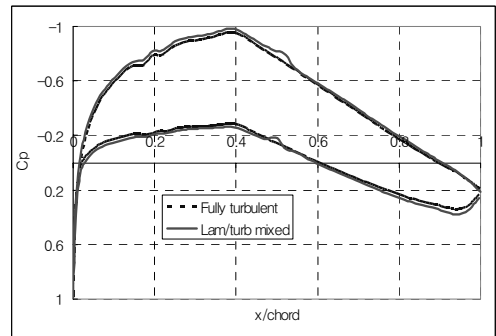


Fig. 4 NACA64(3)618 익형의 Cp 분포 비교

익형의 공력특성을 파악하기 위해 Fig. 3과 같은 격자를 형성하였다. 익형면에는 260개의 격자점을 분포하였고 점성 경계층 모사를 위해 30층의 격자를 형성하였다. 원방경계까지의 거리는 익형 코드의 20배 이상을 확보하였다.

Fig. 4는 천이점을 포함한 난류모델과 포함하지 않는 난류모델을 활용하여 전산해석을 수행한 결과의 압력계수(C_p , pressure coefficient)를 비교한 것이다. 받음각은 0도이며 자유류의 마하수는 0.1이다. 천이점을 포함한 해석결과는 천이점 부근에서 유동이 가속되는 것을 보여주며 전체적으로 익형이 두꺼워지는 현상을 나타낸다. 따라서 천이점을 포함한 난류모델은 더 높은 양력을 예측하는데 약 7%의 양력이 증가하였다. 전 유동영역을 난류로 가정하여 산출한 항력은 천이점을 포함한 해석보다 크게 증가하는데 천이점 포함시에 약 63 count이던 항력이 100 count로 증가한다.

Fig. 5는 익형표면의 표면마찰계수 분포를 보여주고 있다. 코드길이가 0.2부근의 마찰계수가 연속적이지 못한 이유는 익형 표면격자의 불연속 때문이고 뒷면의 천이점은 약 0.5부근에 위치한다. 아랫면에 버블이 발생하는데 이는 0.45에서 0.55사이에서 발생하고 천이점도 이 부근에 위치한다 또한

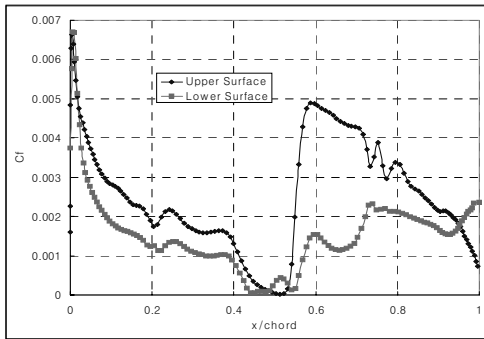


Fig. 5 NACA64(3)618의 표면마찰계수 분포

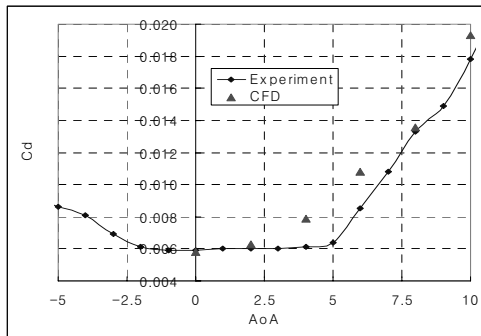


Fig. 6 NACA64(3)618의 항력계수분포비교

아랫면의 캠버 때문에 천이 이후에도 경계층이 두꺼워져 윗면과 달리 작은 마찰계수를 갖는다

Fig. 6은 NACA64(3)618의 항력계수를 풍동시험 결과와 비교한 것이다. 받음각 0도, 2도 8도 때는 비슷한 항력을 예측

하지만 4도와 6도에서는 전산해석결과가 풍동시험결과보다 더 큰 값을 예측하고 drag bucket의 형태를 명확히 예측하지 못하고 있다. 이에 대한 분석은 현재 진행중이며 본 연구에서 사용중인 천이점 예측방법의 부정확성에 기인하는 것으로 예측된다.

3. 결 론

천이점을 포함한 난류모델의 활용은 전산해석을 통한 항공기 익형의 항력예측의 정확성을 높이는데 많은 기여를 하였다. 그러나 drag bucket 등 층류유동의 특성에 의해 발생하는 복잡한 유동현상의 정확한 예측을 위해서는 더 많은 연구와 관찰이 필요하다. 또한 이 모델을 활용하여 3차원 항공기 형상의 전산해석을 수행하기 위해서는 계산 격자의 최소화를 위한 노력도 병행해야 한다.

참고문헌

- [1] 2002, Langtry, R.B., Sjolander, S.A., "Prediction of transition for attached and separated shear layers in turbomachinery," *AIAA-2002-3643*, 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit.
- [2] 2000, Stock, H.W., Haase, W., "Navier-Stokes airfoil computations with e^N transition prediction including transitional flow regions," *AIAA Journal*, Vol.38, No.11, pp. 2059-2066.
- [3] Langtry, R.B., Menter, F.R., "Transition modeling for general CFD applications in aeronautics," *AIAA 2005-522*.