

자연층류 익형 설계 및 시험

이용교*, 김철완*, 심재열*, 김응태*, 이대성*

Design and Wind Tunnel Tests of a Natural Laminar Flow Airfoil

Yung-Gyo Lee*, Cheolwan Kim*, Jae-Yeul Shim*, Eung-Tae Kim* and Dae-Sung Lee*

Key Words : Natural Laminar Flow(자연층류), Transition(천이), Design(설계), Wind Tunnel Test(풍동시험)

Abstract

Drag reduction is one of main concerns for commercial aircraft companies than ever because fuel price has been tripled in ten years. In this research, Natural Laminar Flow airfoil is designed and tested to reduce drag at cruise condition, $c_l=0.3$, $Re=3.4 \times 10^6$ and $M=0.6$. NLF airfoil is characterized by delayed transition from laminar to turbulent flow, which comes from maintaining favorable pressure gradient to downstream. Transition is predicted by solving Boundary Layer equations in viscous boundary layer and by solving Euler Equation outside the boundary layer. Once boundary layer thickness and momentum thickness are obtained, e^N -method is used for transition point prediction. As results, KARI's NLF airfoil is designed and shows better characteristics than NLF-0115. The characteristics are tested and verified at low Reynolds numbers, but at high Reynolds numbers, laminar flow characteristics are not obtainable because of fully turbulent flow over airfoil surfaces. Precious experiences, however, relating NLF airfoil design, subsonic and transonic tests are acquired.

1. 서론

최근 10년 동안 유가가 3배 이상 오르며 계속 급등함에 따라 항공기의 항력 감소를 통한 연료 절감 방법은 항공운항사의 주된 관심사가 되어 왔다. 이러한 추세에 맞추어 본 연구에서는 순항조건, 즉 $c_l=0.3$, $Re=3.4 \times 10^6$ and $M=0.6$ 에서의 항력을 감소시키기 위한 자연 층류 익형의 설계와 시험에 대하여 기술한다. 자연 층류 익형은 순압력구배를 많이 유지함으로써 층류에서 난류로의 천이를 최대한 지연시킨 형상을 갖는 것이 특징이다. 천이점을 예측하기 위하여 점성 경계층 내에서는 경계층 방정식을 풀고, 경계층 밖에서는 Euler 방정식을 풀게 된다. 이러한 반복 계산에 의하여 경계층 두께와 모멘텀 두께 등의 경계층에 대한 정보가 얻어지면, e^N -method를 통하여 천이 지점을 예측한다. 실험적 자료에 기반한 e^N -method는 현재까지 알려진 천이 예측 방법중 가장 효율적이며 정확한 결과를 주는 방법중 하나로 알려져 있다. 본 연구에서는 $N=9$ 를 사용하였다. 설계된 익형은 한국항공우주연구원의 1m x 1m 아음속 풍동 시설과 외부 기관의 천음속 풍동 시설에서 항력과 양력 등의 공력특성을 측정 한 후, 최근에 Somers 등에 의하여 개발된[1] 자연층류 익형의 하나인 NLF-0115와 성능을 비교하여 순항 조건에서의 항력 감소 여부를 판단하였다.

2. 익형 설계

KARIFOIL로 명명된 새로운 자연층류 익형(그림 1)은 15%의 두께비를 가지며, 향후 소형제트기 개발 시 적용될 것이다. KARIFOIL은 NLF-0115 익형을 기반으로 수정되었으며, 앞전 반경이 줄어들고 최대 두께 지점이 더욱 후방으로 옮겨짐으로써 순압력 구배 영역을 극대화하였다. $c_l=0.6$ 근처인 상승 비행시에도 성능을 향상시키기 위하여 캠버를 더욱 증가시켜 drag bucket을 높은 양력계수 방향으로 옮겼다.

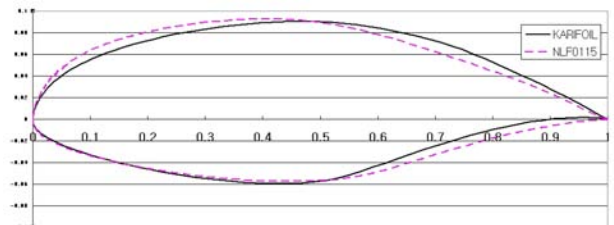


그림 1 Airfoil Contours

또한, 이착륙시 벌레와 빗물에 의한 영향을 최소화하기 위하여 높은 받음각에서는 천이점이 앞전에 위치하도록 설계되어 날개의 전영역에서 미리 난류를 형성하여 줄으로써 오염 물질이 최대 양력계수에 미치는 영향을 최소화하였다(그림 2). 그림 3에서는

* 한국항공우주연구원 항공사업단, lyg@kari.re.kr

다양한 레이놀즈수에 대하여 천이점 위치와 양향곡 선을 해석하여 비교하였다. 익형 윗면에서의 KARIFOIL의 천이점이 NLF-0115보다 지연되었고, 익형 아래면에서는 -1도 ~ -3도의 낮은 받음각 영역에서 천이가 지연되어 순항 및 상승시 항력이 낮아지게 되었다. 또한, 낮은 레이놀즈수에서는 KARIFOIL의 항력이 더 크나, 레이놀즈수가 증가할수록 KARIFOIL의 drag bucket의 범위가 상대적으로 넓어지고 항력도 감소하는 것으로 예상된다. 따라서, $Re=3.36 \times 10^6$ 인 순항조건과 더불어 상승비행 조건에서도 KARIFOIL이 더 낮은 항력을 갖는 것으로 예측된다. 해석결과, 순항조건에서의 항력은 KARIFOIL이 약 10% 가량 더 적은 것으로 계산되었다. 그림 4에는 1/4 시위에서의 피칭모멘트를 비교하였다. KARIFOIL은 NLF0115보다 더 큰 음의 피칭모멘트를 가진다.

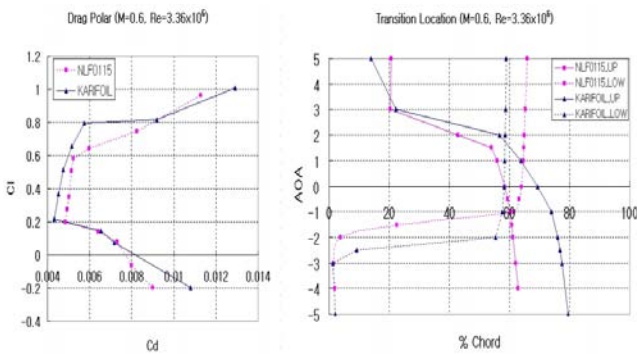


그림 2 Drag and Transition Location

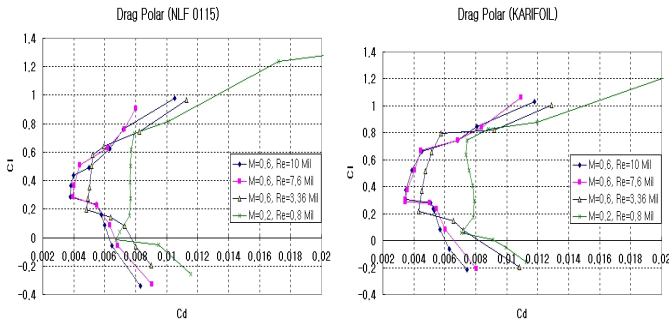


그림 3 Drag Polar Estimation

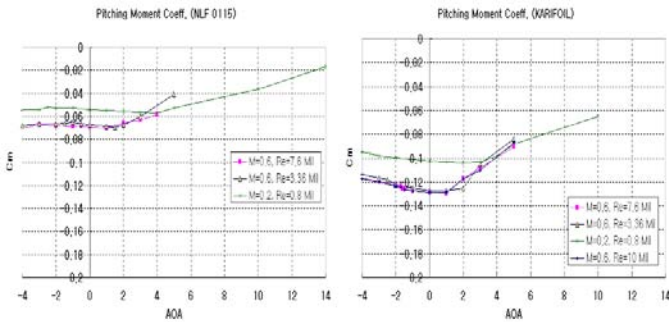


그림 4 Pitching Moment Estimation (25%c)

3. 풍동시험

3.1 아음속 풍동시험

KARIFOIL과 NLF-0115익형의 공력특성 비교 측정을 위한 실험이 항우연의 1-m 아음속 풍동에서 마하수 약 0.1, 레이놀즈수 $3 \times 10^5 \sim 9 \times 10^5$ 에 대하여 수행되었다. 시험은 표면 압력과 후류를 측정하여 양력과 항력을 각각 산출하며, 이를 위한 장비 개략도는 Fig. 5에 도시하였다.

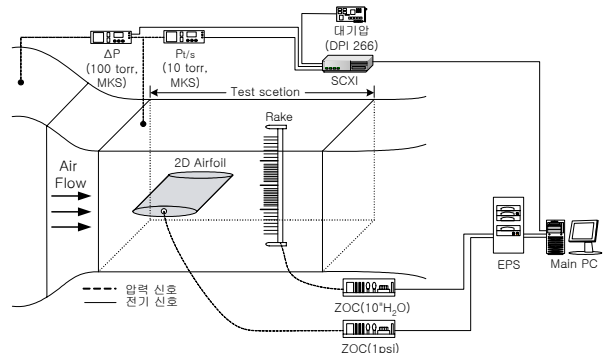


Fig. 5 Diagram of Test Setting



Fig. 6 1m x 1m Subsonic Wind Tunnel Test

낮은 레이놀즈수 영역에서 실험결과는 예측치와 매우 잘 일치한다. Drag bucket이 선명하게 나타나며, 레이놀즈수가 증가할수록 넓어지고 항력이 감소하는 경향을 보여준다. 9×10^5 보다 큰 레이놀즈수에서는 KARIFOIL의 항력이 더 작아지는 경향을 보인다.

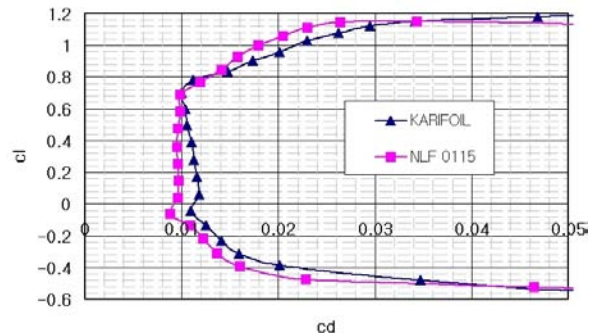


Fig. 7 Wind Tunnel Test Result ($Re= 5 \times 10^5$)

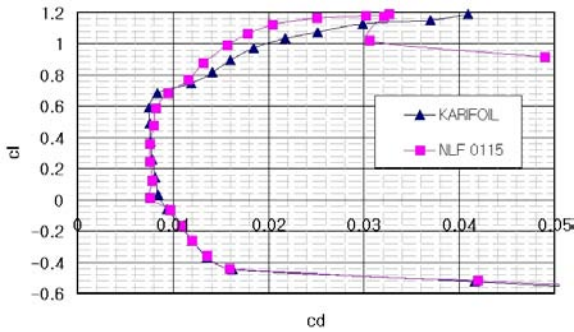


Fig. 8 Wind Tunnel Test Result ($Re= 9 \times 10^5$)

3.2 천음속 풍동시험

KARIFOIL과 NLF-0115에 대한 고 아음속과 천음속 특성 파악을 위한 풍동시험이 천음속 풍동에서 수행되었다. 마하수는 0.5~ 0.7이며 레이놀즈수는 $3.3 \times 10^6 \sim 4.3 \times 10^6$ 에 대하여 수행되었다(Fig. 9).

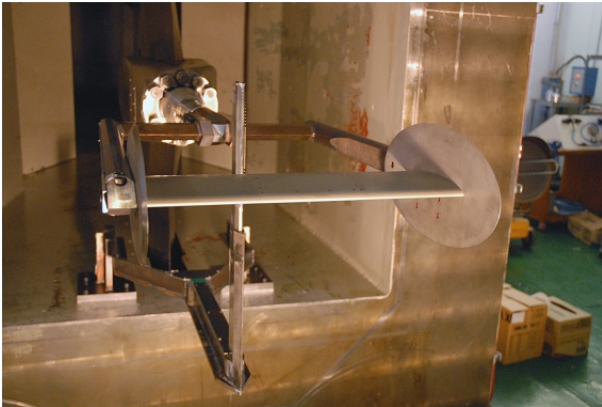


Fig. 9 Transonic Wind Tunnel Test

아음속 풍동시험과 같이 날개 표면의 정압공(Fig. 10)을 통하여 측정된 압력으로 양력계수를 산정하고, 후류의 전압력 분포(Fig. 11)를 이용하여 항력을 산출한다. 날개에 작용하는 항력계수는 전방 자유류와 날개후류의 정압력 및 운동량변화로부터 산출할 수 있다. 일반적으로 후류의 계측점이 trailing edge로부터 0.7 chord 이상 떨어진 경우 후류의 정압력은 자유류와 같다고 알려져 있다. 따라서 항력계수는 다음식과 같이 운동량 변화만으로 나타낼 수 있다.

$$C_D = 2 \int \frac{\rho U}{\rho_\infty U_\infty} \left(1 - \frac{U}{U_\infty}\right) dz$$

시험 결과, 최소 항력이 일반적인 자연층류 익형보다 훨씬 큰 값으로 측정되었으며, 이는 모델 지지부의 진동과 간헐식 천음속 풍동의 유질 문제로 익형위의 유동장이 난류이기 때문인 것으로 추정된다. 또한, 레이놀즈수에 따른 항력 특성의 변화도 명확하게 관찰되지 않았으며, 유동가시화 실험에서도 천이의 흔적은 발견되지 않았다(Fig. 12). 반면, 난류인

경우를 가정한 예측치를 시험치와 비교하면 그 경향이 일치함을 알 수 있다. 즉, 모든 유동장을 난류로 가정하여 해석하면 최소 항력이 층류인 경우보다 매우 크게 산출되며, NLF 0115의 항력보다 KARIFOIL의 항력이 오히려 큰 것으로 예측되었고, 천음속 풍동시험에서도 같은 결과가 도출되었다. 결론적으로, 간헐식 천음속 풍동은 자연층류 익형의 시험으로는 부적절하며, 연속식 천음속 풍동이 필수적으로 요구됨을 알 수 있다.



Fig. 10 Pressure Tabs

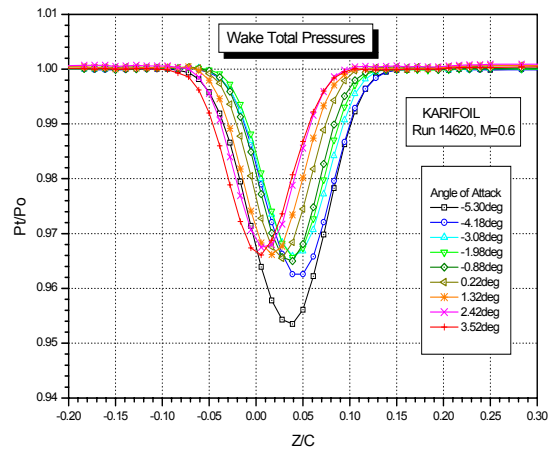


Fig. 11 Wake Total Pressure (KARIFOIL, $M=0.6$)



Fig. 12 Flow Visualization ($M=0.6$)

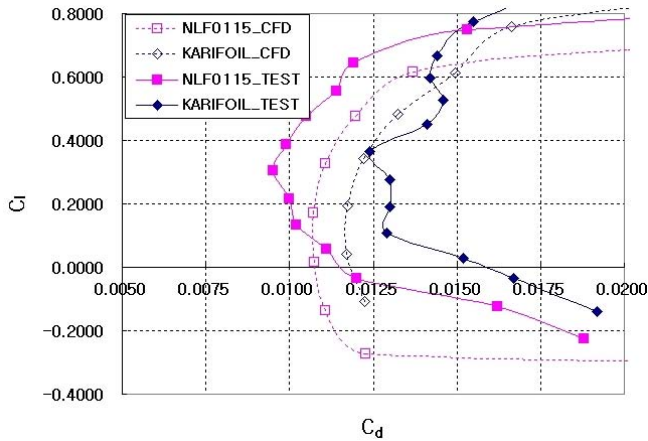


Fig. 13 Test Results (M=0.7, Fully Turbulent)

Fig. 14에는 풍동시험 결과와 예측치를 전 레이놀즈 영역에 대하여 도시하여 비교하였다(Fig. 14). 예측치에 의하면 KARIFOIL의 항력이 레이놀즈수 9×10^5 보다 큰 영역에서는 NLF 0115보다 작아진다고 예상된다. 아음속 시험 결과 레이놀즈수가 커질수록 항력의 차이가 줄어드는 것을 알 수 있다. 따라서, 설계 레이놀즈수에서는 KARIFOIL의 항력이 NLF 0115보다 더 작아질 것이라 예측된다.

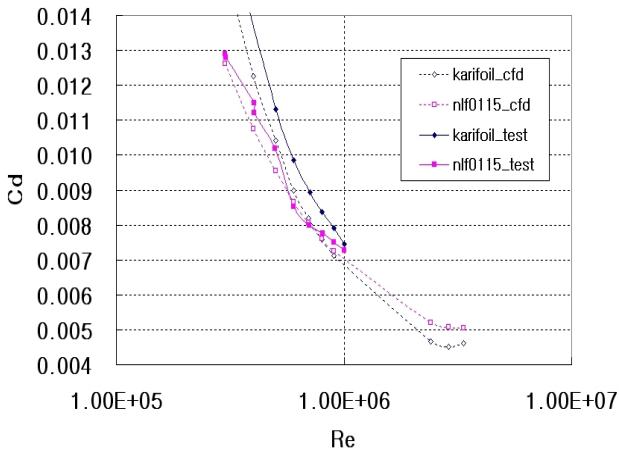


Fig. 14 Drag Comparison ($\alpha = 0^\circ$)

4. 결론

이상의 연구를 통하여 항우연의 자연층류 익형이 설계되었으며, 이는 NLF-0115 익형보다 우수한 항력특성을 갖는 것으로 예상된다. 설계된 익형은 낮은 레이놀즈수에서 그 특성이 검증되었으나, 높은 레이놀즈수에서는 익형 표면 전역에 난류가 형성되어 특성 파악에 어려움이 있었다. 하지만, 자연층류 익형 설계와 아음속 및 천음속 풍동시험에 관한 경험은 향후 소형항공기의 저항력 익형 설계에 적용될 수 있을 것이다.

후기

이 논문은 공공기술이사회 전문화 연구사업인 고효율 경량화 날개설계기술개발의 일환으로 수행되었음을 알리며 관계자들에게 깊은 감사를 전합니다.

참고문헌

- [1] Selig, M.S., Maughmer, M.D., Somers, D.M., "Natural-Laminar-Flow Airfoil for General-Aviation Applications," *Journal of Aircraft*, Vol.32, No.4, 1995, pp.710-715
- [2] Green, B.E., Whitesides, J.L., Campbell, R.L., Mineck, R.E., "Method for the Constrained Design of Natural Laminar Flow Airfoils," *Journal of Aircraft*, Vol.34, No.6, 1997, pp706-713
- [3] Fujino, M., Yoshizaki, Y., Kawamura, Y., "Natural-Laminar Flow Airfoil Development for a Lightweight Business Jet", *Journal of Aircraft*, Vol.40, No.4, 2003, pp.609-615
- [4] Roskam, J., *Airplane Design, Part VI: Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics*, Roskam Aviation and Engineering Corporation
- [5] D. G. Murri and F. L. Jordan, Jr., "Wind Tunnel Investigation of a Full Scale General Aviation Airplane Equipped with an Advanced Natural Laminar Flow Wing", NASA TP 2772, 1987