

능동하중제어 블레이드 적용을 위한 에어포일 설계

*신 형기

Airfoil design for active load control wind turbine blade

*Hyunki Shin

Abstract : 본 연구에서는 소형 플랩을 채용하여 능동하중제어를 이루고자하는 풍력 블레이드의 적용을 염두해 둔 에어포일 설계를 수행하였다. 블레이드 팁 부분에 플랩을 적용하고자 하는 경우 플랩의 구동장치, 연결 부위 등의 장치 설치를 위한 공간이 블레이드 내부에 필요하다. 이를 위하여 기존의 에어포일의 성능을 유지하면서 뒷전의 두께비가 증가된 에어포일 형상의 설계가 필요하다. 최적설계를 위하여는 MIGA(Multi- Island Genetic Algorithm)를 채용하였으며 에어포일의 성능 계산을 위하여는 Xfoil을 결합하였다. 또한 형상 생성을 위하여 Hick-Henne 형상 함수를 이용하였다. 위와 같은 방법으로 설계된 에어포일은 코드길이 85% 위치에서 두께비 6.3%, 양향비 133을 가지게 되어 기본으로 설정한 DU180 에어포일에 비해 성능과 필요 두께비를 모두 증가하는 에어포일이 되었다.

Key words : Airfoil(에어포일), Optimization(최적설계), MIGA(미가), Active load control(능동하중제어), blade(블레이드)

1. 서론

현대의 풍력발전기는 점점 대형화 되어가고 있으며 현재 3MW급 풍력발전기가 상용화 되고, 5MW급의 경우 프로토타입이 시험중이다¹⁾. 이와 같은 대형화는 블레이드 길이가 50m이상으로 증가하게 만들며 이에 따라 블레이드에서 발생하는 공력하중이 큰 문제점으로 작용하게 된다. 3MW급, 45m 내외의 길이를 가지는 블레이드의 경우 기존의 설계 방식으로도 어느 정도 상용화가 가능하였지만 블레이드 길이가 60m에 육박하는 5MW 이상의 풍력 발전기의 경우 기존의 방식으로는 시장에서 경쟁력을 가지기에 한계를 갖는다. 이에 따라 유럽과 미국에서는 이러한 하중을 능동적으로 저감하고자 다양한 연구를 수행하고 있다²⁾. 이러한 능동제어 방법 가운데 가장 현실적 구현성이 높은 방법은 블레이드의 팁 부분의 뒷전에 마이크로 탭 또는 플랩을 부착하는 방식이다³⁾. 현재 국내에서는 이 가운데 플랩을 부착하여 능동적으로 하중을 저감하고자 하는 방법에 대하여 원천기술에 대한 연구를 수행하고 있다. 이 방법에 대한 기본 개념은 Fig.1에 나타나 있다. 그림에서 볼 수 있는 것과 같이 블레이드에서 공력하중이 가장 크게 발생하며 루트와 기기에 가장 영향을 많이 주게 되는 블레이드의 팁 부근에 마이크로 플랩을 동작시켜 하중을 직접적으로 제어하고자 하는 방법이다.

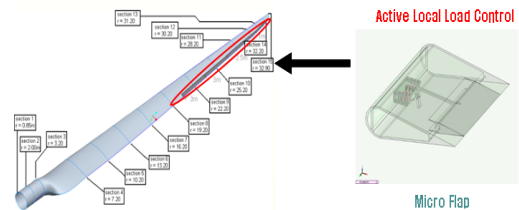


Fig. 1 Concept of active load control

이러한 블레이드의 설계 및 제작에 있어서 그림에서 볼 수 있듯이 뒷전에 플랩을 부착시키며 구동계를 내장하기 위하여는 블레이드에 이를 위한 공간이 필요하게 된다. 또한 블레이드는 기본적으로 복합재 스킨과 스파를 접합하여 제작하는 방식이기 때문에 이를 위한 공간 역시 필요하다. 따라서 금속으로 이루어지는 항공기 날개의 제작과는 달리, 풍력 블레이드에 플랩을 적용하기 위하여는 에어포일 뒷전이 좀 더 두꺼울 필요가 있다. 본 연구에서는 이와 같은 요구 사항을 만족시키기 위하여 기존의 에어포일을 개선하여 형상 설계를 수행하였다.

2. 에어포일 설계

2.1 블레이드

Fig. 2는 능동하중제어 연구를 위하여 설계된 블레이드의 3차원 형상이다. 블레이드 길이는 45m이며 설계 TSR은 7.5이다.

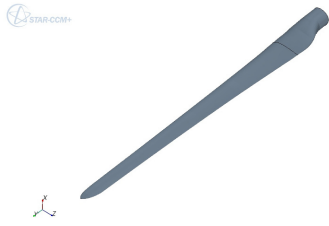


Fig. 2 Blade geometry for ALC

Fig. 3은 위 블레이드의 두께 분포를 보여준다. 블레이드의 $R>36m$ 영역에서는 두께비가 18%로 일정하게 유지되고 있다. 이는 $R>36m$ 이상의 영역에서 두께비 18% 에어포일 한 가지가 적용됨을 의미하며 이 영역은 능동중제어를 위하여 플랩이 설치될 위치이다. 따라서 플랩 설치를 위하여 재설계가 필요한 에어포일은 두께비 18%를 가지는 에어포일에 대하여만 수행하여도 충분함을 의미한다.

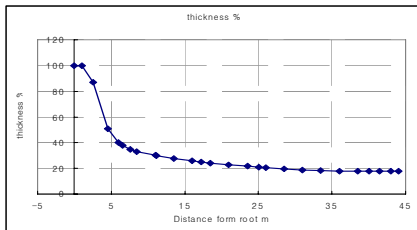


Fig. 3 Thickness ratio distribution

2.2 에어포일 형상 함수

최적설계를 위하여는 우선적으로 에어포일의 형상을 생성하는 것이 필요하다. 본 연구에서는 기존의 연구에서 아음속 이하에서 에어포일설계를 위하여 전체 부분에서의 형상 생성에 우수한 특성을 보여주는 Hicks-Henne 형상 함수를 사용하였다.(식 1) 이에 대한 자세한 내용은 참고문헌 4,5에 나타나 있다.

$$b_i(x) = \sin^4(\pi x^{m_i}) \quad , \quad m_i = \ln(0.5)/\ln(x_{Mi}) \quad (1)$$

Hicks-Henne 형상함수는 에어포일의 아랫면과 윗면의 각각 6개의 위치에서 설계 변수에 해당하는 가중치가 곱해져서 형상을 구성하기 위한 함수 값을 만들어낸다. 이에 대한 하나의 예시 형상 함수의 분포가 Fig. 4에 나타나 있다. Fig. 5는 형상 함수가 더해질 기초 에어포일 형상을 보여준다. 기초 형상은 네덜란드의 Delft 대학에서 설계된 DU180 에어포일을 사용하였다(Fig 5⁶⁾. 이 에어포일은 풍력 블레이드의 적용을 목적으로 설계 되었기 때문에 기초 에어포일로 적절하다. DU180 에어포일과 위에서 언급한 Hicks-Henne 형상함수가 더해져 새로운 형상이 생성되며 이에 대한 공력 해석이 수행되게 된다.

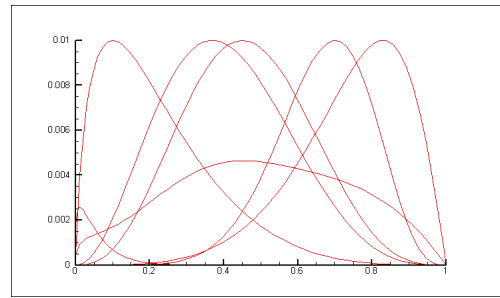


Fig. 4 example of shape function

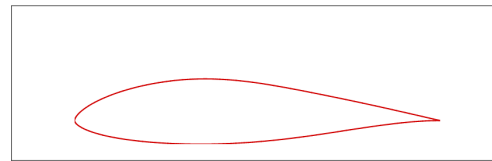


Fig. 5 base airfoil(DU180)

2.3 성능 해석

설계 과정에서 에어포일의 해석을 위하여는 MIT에서 개발된 XFOIL이 채택되었다. XFOIL에서의 에어포일 공력 해석은 패널법을 기본으로하여 경계층에 대하여 Drela의 en 근사법을 통하여 경계층에 대한 보정과 천이점 예측, 점성효과와 보정 등이 수행된다^{7),8)}. S809 에어포일에 대하여 $Re=1,000,000$ 에서 XFOIL의 결과와 풍동시험 결과⁹⁾를 살펴보면 Fig.6,7과 같다. 그림에서 볼 수 있듯이 성능 계수의 선형 구간에서는 풍동 실험 결과와 비교하여 상당한 정확도를 갖으며 기타 수치해석 기법에 비하여 뒤떨어지지 않는다. 또한 계산 시간에 있어서 초단위의 짧은 시간이 소요되기 때문에 수백에서 수천회의 계산을 수행하여야 하는 최적설계기법에 적용하기에 적절하다. 그러나 여타의 다른 수치해석 기법과 마찬가지로 실험 이후의 결과에 대하여는 그 신뢰도가 상당히 떨어진다. 따라서 계산 시간과 정확도, 설계 특성 등 외부 제한요소 및 효율성 등을 고려하여 본 연구에서는 XFOIL에 의한 해석결과를 에어포일 설계에 적용하여 수행하였다.

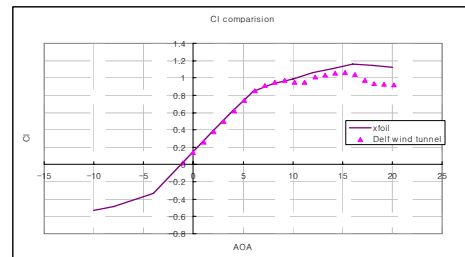


Fig. 6 S809 Cl comparison($Re=1,000,000$)

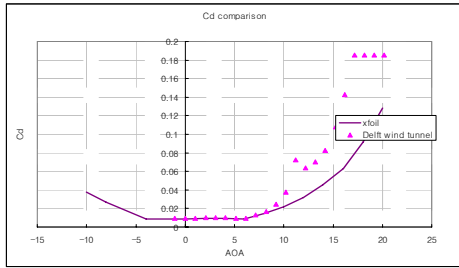


Fig. 7 S809 Cd comparison(Re=1,000,000)

2.4 최적 설계

최적설계 기법은 MIGA(Multi- Island Genetic Algorithm)를 채용하였다. 기본적으로 Genetic Algorithm의 경우 국부적인 최적값을 찾는 것을 피하여 전체 설계 영역에서 최적값을 찾는 데 유리하다. 그러나 구배법 등에 비하여 표본이 많이 필요하기 때문에 설계 시간이 많이 걸리는 단점을 갖는다. 본 연구에서는 해석에 XFOIL을 사용함으로써 이러한 설계/계산 시간을 단축할 수 있었다.

Fig. 8은 전체적인 최적화 전략이다. 기본적으로 형상생성, 공력해석, 필요 결과 및 설계 목적 함수 추출의 순서이다. 이 가운데 형상생성의 특성으로 인하여 해석 전단계에서 형상 구속 조건을 미리 판단하여 이를 만족하지 못하면 해석을 수행하지 않도록 하여 설계 시간을 단축하게 만들었다. Table 2는 설계 변수, 구속조건, 목적 함수 등을 나타낸다.

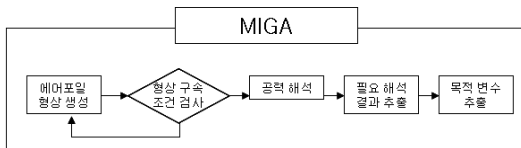


Fig. 8 Optimization strategy

Table 3 Design condition

Base Geometry	DU180
Design Re no.	1,000,000
Design variable	Upper H-H function var. 6 pts
	Lower H-H function var. 6 pts
constraint	Max. thickness, 18%(+/-0.5%)
	Max. T.E. thickness(at 85%chord)
Objective	Max. Cl/Cd
	Max. Trailing Edge Thickness(at 85% chord)

MIGA 적용을 위한 기타 값은 다음과 같다.

Optimization Technique: Multi-Island GA
Interval of Migration = 5
Number of Generations = 30

Number of Islands = 4
Rate of Crossover = 1.0
Rate of Migration = 0.01
Rate of Mutation = 0.01
Rel Tournament Size = 0.5
Sub-Population Size = 24
Total design evaluations: 2881
Number of feasible designs: 2743

3. 결과

위와 같은 최적 설계에 의한 결과 형상은 Fig. 9, 10의 실선과 같으며 점선으로 표시된 DU180 에어포일과 형상을 비교하였다. 최대 두께비는 17.95%로 18% 두께비에 근접하게 유지시켰으며 Fig. 10에서 볼 수 있듯이 뒷전에서 전체적인 두께를 기존의 에어포일보다 증가시켰다. 실제로 코드방향 85%에서의 두께비는 6.3%이다. 설계된 에어포일은 KWA026-180으로 명명되었다. KWA는 한국에너지기술연구원의 에어포일을 의미하며 026은 설계 일련번호, 뒤의 180은 두께비를 의미한다.

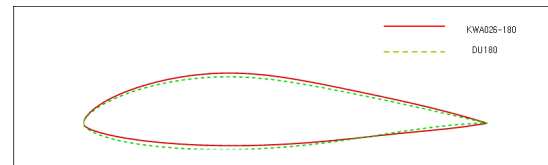


Fig 9 Geometry of Designed airfoil(KWA026-180), compared with DU180

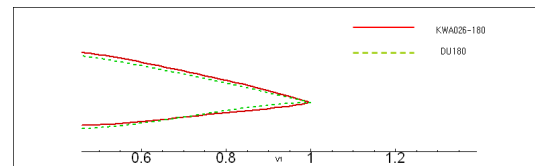


Fig 10 Trailing Edge comparison

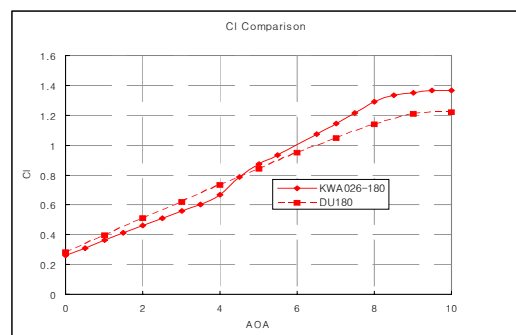


Fig. 11 Cl comparison(Re=1,000,000), Calculated by Xfoil

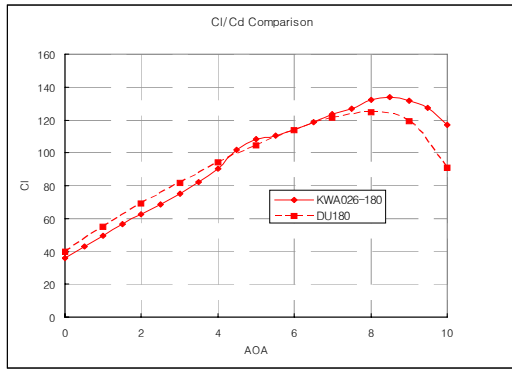


Fig. 12 Cl/Cd comparison(Re=1,000,000), Calculated by Xfoil

Fig. 11, 12는 설계된 KWA026-180과 DU180의 C_l , C_l/C_d 값을 보여준다. 현재 KWA026-180의 경우 풍동 시험을 준비중이기 때문에 두 에어포일에 대하여는 Xfoil로 해석하여 결과를 나타내었다. Xfoil의 경우 Fig. 6,7에서 보여주듯이 실속 이전 영역에서는 만족할 만한 정확도를 나타내며 설계의 관심영역이 실속이전의 구간이기 때문에 이와 같은 비교는 어느정도 타당성을 가질 것으로 보인다. 그림에서 볼 수 있듯이 KWA026-180의 경우 두께에 대한 설계 조건을 만족하면서 받음각 5~10도 영역에서 DU180보다 우수한 특성을 나타내는 것을 알 수 있다. 최대 양항비는 133으로 고효율 블레이드를 설계할 때 유리할 것으로 판단된다. 그러나 받음각 5도 부근에서 일반적인 C_l 곡선과는 다른 특성을 보이고 있다. 이에 대하여는 차후에 CFD해석과 풍동 시험을 통하여 데이터를 검토할 필요가 있다고 판단된다.

4. 결론

능동 하중 저감을 위해 팁부분에 플랩을 적용하는 풍력 블레이드를 위한 에어포일을 설계하였다. 설계 알고리즘으로 채용한 MIGA를 이용하여 설계 조건을 만족시키는 에어포일 형상을 얻을 수 있었다. 설계된 에어포일은 플랩을 적용하기 위한 뒷전의 두께를 증가시키면서 기초로 사용한 에어포일을 상회하는 성능을 나타내었다.

이후에는 설계의 검증을 위하여 CFD 해석과 풍동시험이 수행될 계획이다. 본 에어포일은 능동 하중 저감을 위한 블레이드의 설계에 효과적인 성능을 나타낼 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 지경부에서 지원하는 ‘풍력 블레이드 하중저감을 위한 능동형 공력제어장치 개발’ 과제의 일환으로 수행되었습니다.

References

- [1] BTM Consult, 'World Market update 2008', Mar. 2009
- [2] IEA wind, 'The application of smart structures for large wind turbine rotor blades', 56th IEA Topical Expert Meeting, May 2008
- [3] Scott J. Johnson, 'Active Load Control Techniques for Wind Turbines', Sandia Report, Aug. 2008
- [4] Hsiao-Yuan Wu, Shuchi Yang and Feng Liu, "Comparison of three geometric representations of airfoils for aerodynamic optimization", 16th AIAA CFD conference, Jun., 2003
- [5] R.M. Hicks, E.M. Murman and G.N. Vanderplaats, "An assessment of airfoil design by numerical optimization", NASA TM X-3092, Jul. 1974
- [6] W.A. Timmer, R.P.J.O.M. van Rooij, "Summary of the delf university wind turbine dedicated airfoils," AIAA-2003-0352
- [7] Mark Drela, "XFOIL 6.94 User Guide," Dec. 2001
- [8] Drela, M., Giles, M. B., "Viscous-Inviscid Analysis of Transonic and Low Reynolds Number Airfoils," AIAA-86-1786-CP, 1986.
- [9] Simms D, Schreck S, Hand M, Fingersh L. "Unsteady aerodynamics experiment in the NASA-Ames wind tunnel: a comparison of predictions to measurements", NREL/TP-500-29494, 2001