

모드시험을 통한 터빈 블레이드-디스크계 진동 특성 분석 Experimental Modal Analysis for Turbine Bladed-Disks in Power Plants

*#이두영¹, 배용재¹, 김희수¹, 이육륜¹

*#D. Y. Lee(dylee@kepri.re.kr)¹, Y. C. Bae, H. S. Kim, Y. R. Lee

¹ 한전전력연구원 수화력발전연구소

Key words : Experimental Modal Analysis, Turbine Blade, Interference Diagram, Nodal Diameter

1. 서론

전력 생산을 위해 운영되는 발전소의 핵심 설비인 터빈 블레이드는 운전 중 회전속도 및 조화성분의 주파수, 또는 노즐통과주파수를 갖는 증기력의 주기적인 변동을 받게 되고 이에 따라 블레이드가 진동하게 한다. 이때의 진동 변위는 증기력의 변동 크기에 의해 일차적으로 결정되지만 또한 가진 주파수와 블레이드-디스크의 고유진동수가 얼마나 가까이 존재하는지에 따라 진동 응답은 증가할 수 있다. 가진주파수가 블레이드-디스크의 고유진동수에 가까이 접근하거나 일치하여 공진하게 되면 큰 진동 변위가 발생하고, 공진 상태의 증가된 동응력은 블레이드에 고주기 손상을 입히고, 크랙의 발생과 진전을 초래할 수 있다. 고진동에 의한 블레이드의 고주기피로 손상을 방지하기 위해서는 터빈의 전 운전 기간 동안 블레이드-디스크의 고유진동수와 가진주파수와 적합한 주파수 여유율을 가져야 한다.

터빈 제작사는 블레이드가 가진주파수와 블레이드-디스크의 고유진동수가 서로 주파수 여유율을 갖도록 설계, 제작하지만, 터빈 블레이드의 특성상 충분한 여유율을 확보하는 것이 실제적으로 쉽지 않으며, 제작오차, 쉬라우드 변경, 역설계된 블레이드 교체, 마모 등과 같이 블레이드-디스크의 질량과 강성을 변경시킬 수 있는 요인으로 여유율이 낮아지고, 이로 인해 운전 중 공진의 가능성은 존재한다.

터빈 블레이드-디스크계의 연성 진동 특성을 분석하는 가장 효과적인 방법으로 운전 중 스트레인게이지를 이용한 원격측정법(straingage telemetry test)이 알려져 있지만, 높은 시험 비용과 일부 설비의 추가적인 기계적 가공에 의해 설비 신뢰성이 저하될 수도 있다는 측면에서 단점을 갖고 있다.

운전 중 수행하는 원격측정법과는 달리, 터빈 정지 중 수행하는 터빈 블레이드-디스크에 대한 모드 시험은 비교적 적은 비용으로 블레이드-디스크의 고유진동수, 모드형상 등의 동특성 정보를 확보할 수 있는 유용한 방법으로 사용할 수 있다. 여기서 정지 중 모드 시험에 의한 블레이드-디스크의 동특성은 운전시의 온도와 요소간의 접촉상태, 원심력의 영향을 고려하지 않는다는 것을 의미한다. 따라서 정지 중 모드시험 자체만으로는 운전 중 공진평가는 불가능하며, 온도 및 접촉상태의 변화, 강성보강효과(Stress stiffening) 등을 고려할 수 있는 유한요소해석을 병행함으로써 운전 중 터빈 블레이드의 진동 특성을 예측할 수 있다. 이와 같은 이유로 정지 중 모드시험은 궁극적인 수치해석을 수행하기 위한 유한요소모델을 생성하고, 신뢰도를 검증할 수 있는 유용한 방법으로 활용할 수 있다. 한편 모드시험은 기존의 블레이드-디스크에 대한 개선, 블레이드 교체 등에 의한 진동 특성 변화를 확인하는 가장 효과적인 방법이라 할 수 있다.

2. 정지 중 터빈 블레이드-디스크 모드 시험

본 논문은 정지 중 수행한 저압터빈 블레이드-디스크 1단과 6단에 대해 모드 시험 및 결과를 기술하였다. 1단 블레이드는 73.66 mm의 길이로, Fig. 1과 같이, 루트는 2개의 후크를 갖는 tangential entry dovetail type이고, 850.90 mm 길이의 6단 블레이드는 radial entry finger pin type 루트이다. 에어포일 상부는 1단의 경우 4개의 블레이드가 하나의 커버로 묶여 있고, 6단은 모든 블레이드가 한 그룹으로 연결된 커버 형태이다. 6단 블레이드는 에어포일 중간 높이에 타이와이어로 또한 연결되어 있다.

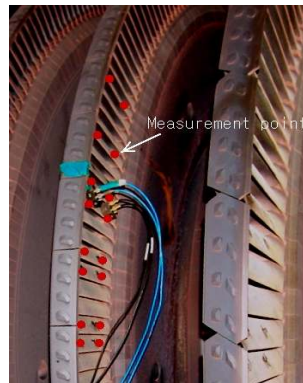


(a) 1st blade (Dovetail)



(b) 6th blade (Finger pin)

Fig. 1 Blade root type



(a) 2nd row



(b) 6th row

Fig. 2 Measurement location

Table 1 Measurement point setup

No. of Total blades	Blades per group	No. of group	Measurement points
204	4	51	8/group
94	-	-	4/blade

여러 요소가 결합되어 있는 특성으로 터빈 블레이드-디스크 모드 시험에 있어서 우선 요소간 체결의 느슨해짐(looseness)을 확인하여야 한다. 루트와 디스크, 커버와 테논, 에어포일과 타이와이어 등에서 발생하는 느슨해짐에 의해 고유진동수는 단단히 고정되었을 경우에 비해 낮아지고 또한 개별 블레이드 또는 그룹간의 고유진동수가 산재하여 분포하게 된다. 특히 축방향으로 삽입되는 루트 형식의 경우 블레이드와 디스크의 체결이 견고해지도록 접착제의 사용을 고려하여야 한다.

블레이드의 가진에는 가진기와 임팩트해머를 이용할 수 있는데, 임팩트해머는 실험장비의 설치 및 측정에 가진기보다 용이하지만, 타격과 응답의 측정에 더욱 주의가 필요하다. 측정 주파수 범위와 관계되는 충격 시간은 임팩트해머의 팁의 재질에 따라 달라지는데, 시험에 사용한 강재의 팁은 블레이드-디스크를 가진하기 위해 필요한 충분한 강성을 보여주었다.

충격에 의한 응답의 측정에는 차지형 가속도계를 사용하였고, 블레이드에 왁스로 부착된 센서의 중량 부가는 대상물의 특성에 영향을 미칠 수 있어, 단일 블레이드의 모드시험 시에는 주의가 필요하겠지만, 블레이드-디스크는 자체의 중량으로 인해 일반적으로 사용하는 소형 센서의 경우 시험에 미치는 영향은 매우 작다고 말할 수 있다. 본 시험에서는 다축 가속도계를 사용하여 반경방향, 축방향의 응답을 측정하였다.

터빈 블레이드-디스크의 모드시험을 위한 격자구성은 반경방

향, 축방향, 비틀림방향의 세 기본 모드를 볼 수 있도록 Fig. 2와 같이 구성하였다. Table 1에 나타난 바와 같이, 6단은 블레이드 당 4점에서 측정하였으며, 1단의 경우 짧은 블레이드 길이로 인해 그룹당 4점으로 구성하였고, 블레이드 길이방향으로도 에어포일 상하 두 지점으로 나누었다. 타격이나 응답측정을 위한 절점의 위치 선정시 국부적인 변형이 큰 에어포일 후익은 피하였고, 에어포일 상단 전익부를 타격점으로 결정하였다.

본 시험은 터빈의 크기를 고려해 터빈 위치조정이 수월하도록 임팩트해머를 이용하여 가진하고, 센서를 이동시켜 모든 절점에서의 가속도 응답을 순차적으로 측정하였는데, 타격을 이동하고 고정된 가속도 응답을 측정하는 것에 비해 타격 방향의 변동에 의한 오차를 줄일 수 있었다.

3. 터빈 블레이드-디스크계 진동 모드

블레이드-디스크의 경우에는 외력에 의해 강하게 가진되거나 또는 공진이 일어나기 위해서는 가진주파수가 고유진동수와 일치할 뿐 아니라, 가진력의 분포 또한 고유모드형상과 일치하여야 한다고 알려져 있다. 이러한 공진 평가는 간섭선도를 통해 용이하게 수행할 수 있다. 간섭선도는 디스크 원주를 따라 존재하는 정현파의 개수, 즉 노달직경(nodal diameter) 변화에 따른 고유진동수의 변화를 보여주는 선도로, 터빈 회전속도를 나타내는 임펄스라인과 고유진동수와와의 주파수 여유율을 계산하여 공진 가능성을 평가할 수 있다. 정지 중 시험 결과에 대해서도 간섭선도를 통하여 블레이드-디스크의 진동 특성을 용이하게 확인할 수 있다.

1단 블레이드-디스크의 정지 중 모드 시험 결과로부터 얻은 간섭선도를 Fig. 3에 나타내었다. 첫 번째 축방향 모드의 고유진동수는 1015.6 Hz이었으며, 노달직경의 변화에 따라 변화하는 고유진동수 그룹이 잘 나타났다. 반면 첫 번째 축방향 고유진동수 그룹에 비해 접선방향 등 상위 모드는 명확히 구분되지 않았다. 6단 블레이드-디스크의 경우에도 노달직경에 따라 변화하는 고유진동수 그룹을 Fig. 4의 간섭선도에서 확인할 수 있다.

각 고유진동수에서의 모드 형상은 Fig 5에 나타난 바와 같이 낮은 노달 직경에서는 비교적 명확한 구분이 가능한 움직임을 보여주었지만, 노달직경이 증가할수록 노달직경을 명확히 구분할 수 없었다.

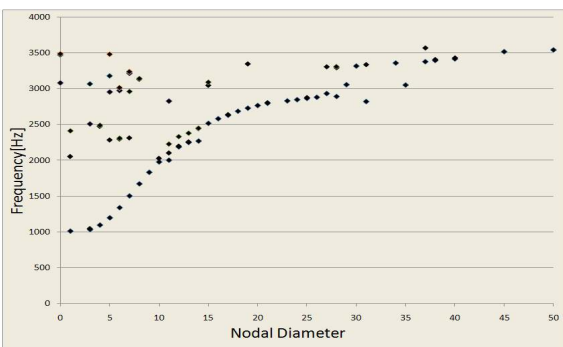


Fig. 3 Interference diagram of 1st bladed-disk at zero-rpm

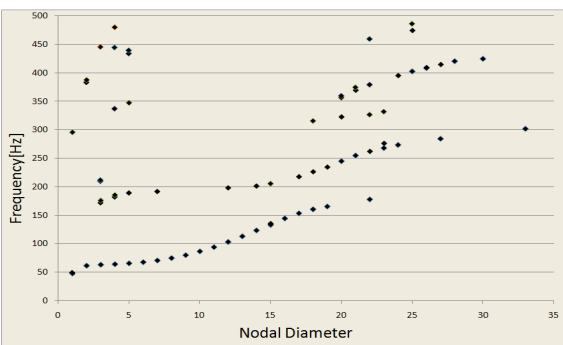


Fig. 4 Interference diagram of 6th bladed-disk at zero-rpm

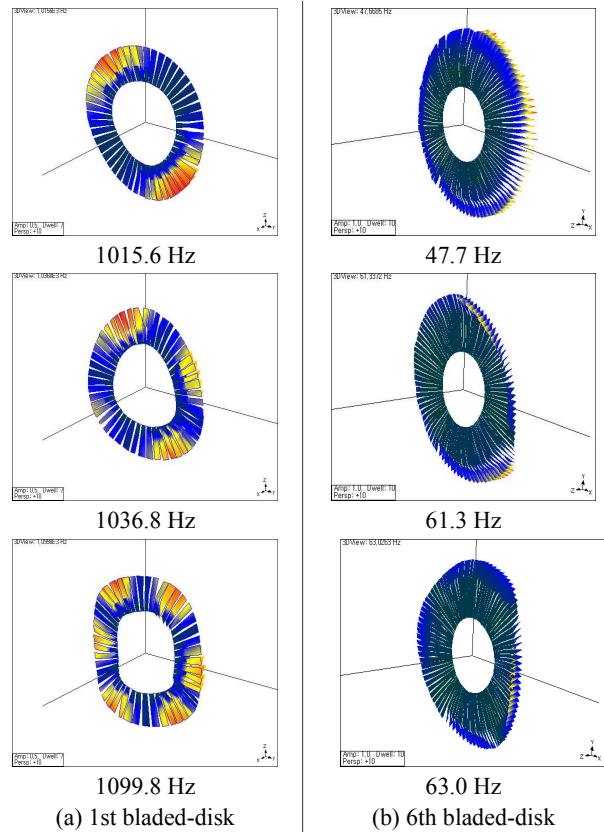


Fig. 5 Modes at zero-rpm

4. 결론

정지 중 터빈 블레이드-디스크 모드 시험은 터빈 블레이드의 진동특성을 단기간에 구할 수 있는 저비용의 효과적인 방법으로, 유한요소해석과 동반하여 운전 중 공진을 평가할 수 있는 매우 경제적이고, 강력한 방법이다.

모드 시험을 통하여 저압터빈 1단 및 6단 블레이드-디스크에 대한 고유진동수와 모드형상을 측정하였으며, 본 시험 결과는 향후 블레이드 교체, 쉬라우드 변경 등의 터빈 정비, 개선에 따른 진동 특성 변화를 확인하고, 해석모델의 검증에 위한 기준으로 활용될 것으로 기대된다.

한편 에어포일 루트, 디스크, 커버, 타이와이어 등으로 구성된 블레이드-디스크 모드 시험에 있어서 특히 루트와 디스크의 체결을 견고하게 유지하여야 하며, 이러한 특성을 적합하게 반영할 수 있는 해석 방법의 개발이 필요한 것으로 사료된다.

후기

본 연구는 한국남동발전(주), 한국남부발전(주), 한국중부발전(주) 및 한국서부발전(주)의 전력기술연구개발협약에 의한 연구비 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

1. Lam T. C., Rieger N. F. and McCloskey T. H., "Turbine Blade Life Assessment and Improvement," Proceedings of the American Power Conference, Vol. 50, pp. 191~203, 1988.
2. Shiga. M., "Vibration Characteristics of Grouped Steam Turbine Blades," JSME International Journal, pp.592-596, Series III, Vol. 32, No.4, 1989.
3. N. F. Rieger, "The Relationship between Finite Element Analysis and Modal Analysis", Sound and vibration
4. J. S. Rao, Turbomachine Blade Vibration, John Wiley & Sons, New York, 1991.