



광섬유 브래그 격자 센서 기반 실시간 구조 건전성 모니터링 연구

김진혁*, 권현석**, 김천곤***

(* 한국항공우주연구원, **, *** 한국과학기술원)

1. 머리말

오늘날 항공기는 운송의 편리성과 신속성으로 인해 전 세계를 쉽고 빠르게 연결하는 중요한 교통수단이 되었다. 항공운송에 대한 요구가 급격히 증가함과 동시에 항공사들은 안전 관리 시스템의 중요성을 자각하고, 수많은 사망자와 엄청난 경제적 손실을 발생시키는 항공사고를 줄이기 위한 노력을 해왔다. 항공기 사고는 잠재적인 위험 요소를 사전에 파악하고 예방하는 것이 매우 중요하기 때문에, 비행당국, 제조사, 항공사들은 다양한 방법으로 항공기 사고를 사전에 예방하기 위한 노력을 해왔다. 이를 위한 여러 노력 가운데서도, 구조 건전성 모니터링(SHM, structural health monitoring)에 대한 연구개발이 활발히 진행되고 있다. 구조 건전성 모니터링은 대상 구조물의 주요 부위에 설치된 다양한 센서를 이용하여 구조 상태를 실시간으로 관찰할 수 있을 뿐 아니라 획득한 데이터의 분석을 통해 구조 건전성을 평가 및 진단할 수 있게 해줘, 항공기의 상태 기반 정비 시스템 구축을 가능하게 한다. 따라서 SHM 시스템의 항공기 적용은 항공기 검사에 대한 높은 신뢰성을 제공함과 동시에 정비 시간과 비용을 효율적으로 감소시킬 수 있다. 이 글에서는 한국과학기술원 항공우주공학과 스마트구조 및 복합재 연구실에서 김진혁 등이

수행한 광섬유 브래그 격자 센서 기반 실시간 구조 건전성 모니터링 연구에 대한 소개를 하고자 한다⁽¹⁻³⁾.

2. 광섬유 브래그 격자 센서

2.1 광섬유 센서

항공기에는 다양한 종류의 전자장비들이 탑재되고, 극한 환경에서 장기간 동안 운용된다. 전기적 센서는 각 센서의 배선 문제 뿐 아니라 전자기장 간섭으로 인한 측정 문제, 그리고 극한 환경에 의한 부식 문제가 발생할 수 있어 항공기 구조물의 장기간 모니터링에 적합하지 않다. 이에 대한 해결책으로 물리 및 재료적 특성으로 인해 전자기장에 간섭받지 않으며 내부식성을 갖는 광섬유 센서 기반의 SHM시스템이 널리 연구되고 있다. 다양한 형태의 광섬유 센서 중에서도, FBG 센서는 크기가 작고, 무게가 가벼우며, 삽입이 가능하고, 다점 측정이 용이해 항공기 구조물의 다점 모니터링에 매우 적합한 센서이다.

2.2 광섬유 브래그 격자 센서

광섬유를 적외선에 노출시켜 광섬유 코어에 일정한 주기로 격자를 새겨 제작된 FBG 센서는 주기적인 굴절률 변화로 인해 빛의 특정 파장을 반사한다. 광섬유에 광대역 빛을 입사하면, 브래그

*** E-mail : cgkim@kaist.ac.kr

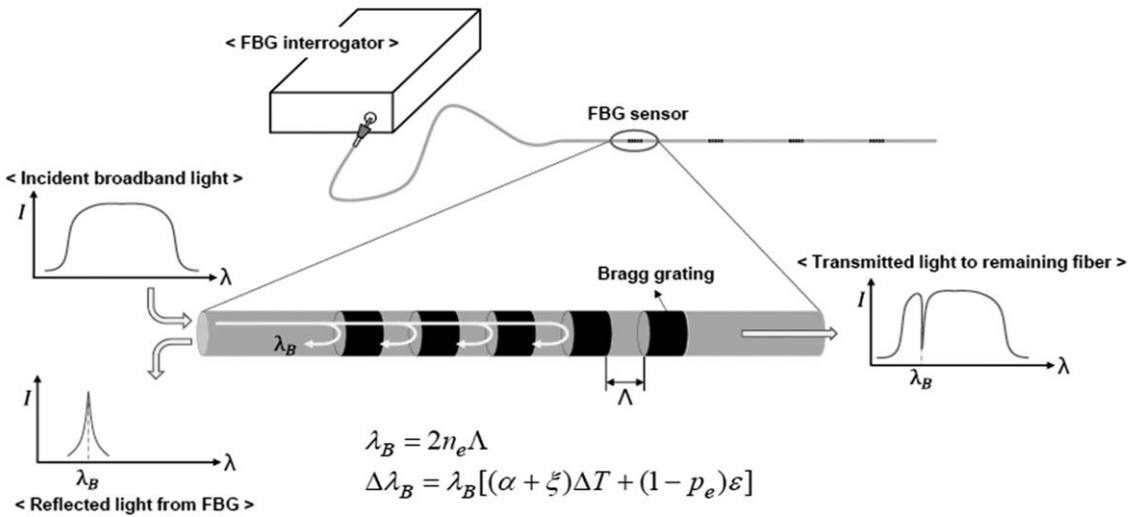


그림 1 FBG 센서의 측정 원리

격자 굴절률의 주기적인 변화로 인해 브래그 조건을 만족하는 특정 파장이 반사되고 나머지 파장은 광섬유를 통과하게 된다. 이 때, 브래그 격자에서 반사되는 빛의 파장을 브래그 파장이라고 하며 식 (1)과 같다.

$$\lambda_B = 2n_e \Lambda \quad (1)$$

위 식에서 λ_B 는 브래그 파장이고, n_e 는 격자의 유효 굴절률이며, Λ 는 광섬유에 새겨진 격자 사이의 간격이다. 외부 하중이 브래그 격자에 가해지면, 격자의 유효 굴절률과 브래그 격자의 격자 간격이 변하게 되고 이는 반사되는 브래그 파장의 변화로 이어진다. 이 때, 반사되는 브래그 파장의 변화를 측정함으로써 물리량을 측정할 수 있으며, 그림 1은 FBG 센서의 측정원리를 보여 준다.

3. 비행중 변형률 모니터링

3.1 비행중 변형률 모니터링

이전의 많은 연구에서 수직 꼬리날개^(4,5), 수평 꼬리날개^(5,6), 주 착륙 장치^(5,7), 동체⁽⁵⁾ 그리고 주 날개 보^(5,8,9)와 같은 다양한 부위의 비행중 변형률을 모니터링하기 위해 스트레인 게이지를 사용하였으며 비행 중 측정된 변형률을 이용 대상구조

물의 피로 하중을 관찰하거나^(4,5,8) 혹은 하중조정 방법을 통한 다양한 비행하중을 예측하고자 하였다⁽⁵⁻⁹⁾. 이전의 연구들은 비행 환경 하에서 비행중 변형률을 성공적으로 측정하였으나, 실제 적용을 위해서는 스트레인 게이지 센서의 한계와 실용적이지 않은 센서 설치 위치 등의 문제점이 존재하였다. 따라서 이 연구실의 김진혁 박사 등은 비행중 변형률 모니터링 시스템의 실질적 구현을 위해, 실제 항공기 날개 구조물 대상 광섬유 기반 변형률 모니터링에 관한 연구를 수행하였다^(1,3).

3.2 시스템 구성 및 시험 항공기

그림 2는 FBG기반 실시간 변형률 모니터링 시스템의 개념도이다. 탑재 시스템과 지상 시스템으로 나뉘지며, 탑재 시스템은 다시 센싱 모듈과 데이터 취득/처리/저장(data acquisition and processing system, DAPS) 모듈로 나뉜다. 탑재 시스템은 대상 구조물에 설치된 다중 FBG 센서가 포함되며, 이 FBG 센서들은 비행 중 파장 변화를 감지하기 위해 탑재된 FBG 인터로게이터에 연결되고, 감지된 파장의 정보는 DAPS 모듈로 전달된다. 추가적으로, AHRS(altitude and heading reference system)로부터 기록된 항공기의 고도, 롤, 피치, 요 각도와 같은 다양한 비행 파라미터들

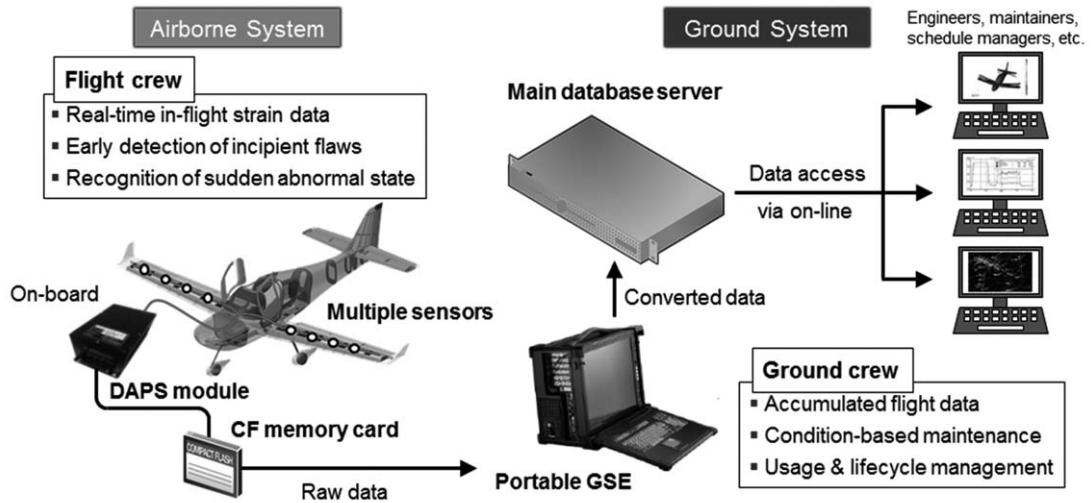


그림 2 비행중 변형을 측정을 위한 광섬유 기반 HUMS의 개념도



그림 3 HUMS 적용 및 비행시험을 위한 시험항공기 (JABIRU UL-D)

이 변형률 데이터와 동시에 DAPS 모듈로 전달되며, 이때 DAPS로 전달된 모든 데이터는 플래시 메모리 카드에 저장된다. 각각의 비행 후에 저장된 모든 데이터는 메모리 카드를 통해 지상 시스템으로 전달된다. 지상 시스템에서는 원 데이터(raw data)를 메인 데이터베이스 서버로 업로드하기 전에 휴대용 지상 보조 장비(ground support equipment, GSE)를 통해 측정 결과의 유효성을 검증한다. 휴대용 지상 보조 장비의 내부 알고리즘을 통해 원 데이터는 변형률 데이터로 변환되며, 최종적으로 모든 데이터는 지상 데이터베이스 서버로 업로드 된다. 업로드된 데이터는 인증된 사용자가 서버와 직접 연결하여 비행 시험 데이터를 온라인으로 손쉽게 접근할 수 있도록 구성된다.

비행 시험을 위한 항공기로 JABIRU UL-D 항

공기(JABIRU Aircraft Pty. Ltd, Australia)가 선정되었다. 이 항공기의 탑승 허용 인원은 최대 두 명이며, 최대 이륙 하중은 450 kg으로 제한된다. 사양에 따르면, JABIRU UL-D항공기는 UK Civil Aviation Authority에 따라 초경량항공기로 구분된다. 항공기는 주익과 수평 및 수직 안정판으로 구성되고, 날개구조는 버팀대(strut) 지지 사각 날개 구조이며, 동체와 날개 그리고 버팀대는 편 결합되었다. 이 연구에서는 주로 굽힘 모멘트에 의해 발생하는 주익의 변형률 응답을 측정하기 위해 주 날개 보의 상부 및 하부 플랜지에 FBG 센서가 설치되었다.

3.3 비행중 변형률 모니터링 시험

비행 시험은 비행중 변형률 모니터링 시스템이 적용된 시험 항공기를 이용하여 태안비행장에서 수행되었다. 비행 시험은 다양한 기동을 포함하여 총 74회의 비행이 수행되었다. 항공기 기동과 상태를 가장 명확하게 나타낸 한 FBG 센서의 비행중 변형률 데이터에 대해 그 신뢰성과 유효성을 증명하기 위해서 각 비행동안에 동시에 측정된 다른 비행 파라미터와 비교하였다.

조종사들은 에일러론(aileron), 러더(rudder) 그리고 엘리베이터(elevator)와 같은 비행 조종면을 조종함으로써 항공기 자세를 조절하며, 이는 항

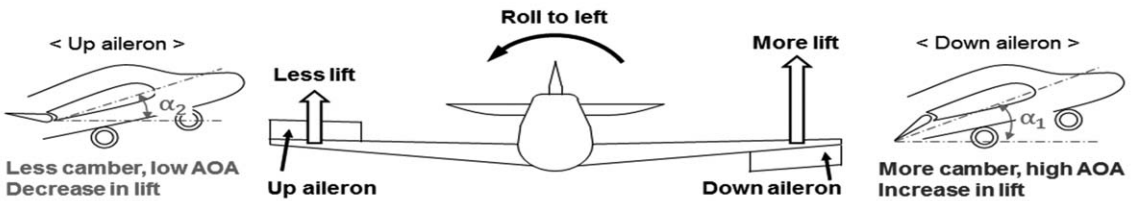
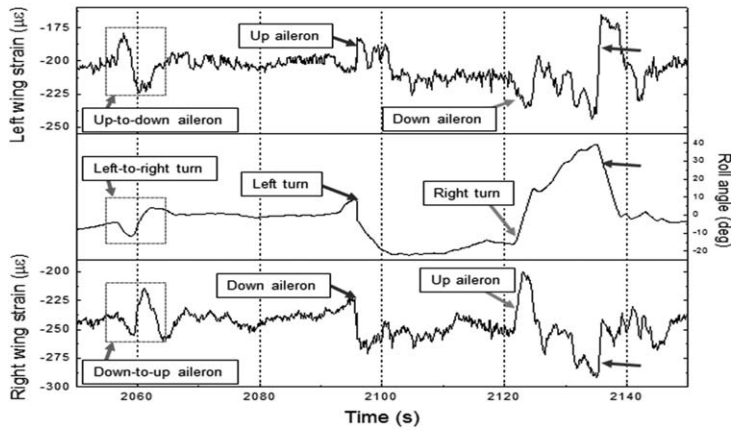


그림 4 좌선회 기동중 FBG 센서로부터 측정된 비행중 변형을 응답 및 상응하는 롤 각도

공기의 정적 평형상태를 바꾸기 때문에 주 날개의 하중 상태에 영향을 끼친다. 따라서 비행면의 조종이 주 날개 보의 하중 상태에 어떠한 영향을 끼치는지 비행중 변형을 측정 결과를 통해 살펴 보았다.

그림 4는 기동을 바꾸는 동안에 각 날개에 위치한 FBG 센서의 변형을 응답과 이에 대응되는 회전 각도를 보여준다. 항공기의 급선회 기동은 그림에서 보이는 것과 같은 변형을 분포를 야기하였다. 두 날개의 변형을 분포는 선회 동안에 반대 경향을 보여줬다. 이러한 대조적인 변형을 경향은 항공기가 원하는 방향으로 회전하기 위해 에일러론이 서로 반대방향으로 조종되어 각 날개에 서로 다른 양력이 발생되기 때문이다. 예를 들어 왼쪽으로 선회할 때 왼쪽 날개의 에일러론은 위쪽으로 움직이고, 이는 받음각과 캠버 길이를 감소시켜 양력을 감소시키게 된다. 반대로 오른쪽 날개는 그림 4에서 보이는 바와 같이 에일러론이 아래쪽으로 움직이고, 이는 받음각과 캠버 길이를 증가시켜 양력을 증가시키게 된다.

비행중 변형을 데이터는 항공기의 급격한 기동이 주익의 하중 상태와 변형을 응답에 상당한 변

화를 야기했다는 것을 보여주었다. 비행중 변형을 응답과 상응하는 비행 파라미터간의 비교로부터, 비행중 변형을 데이터가 항공기 기동에 따른 주 날개의 하중 상태와 정량적으로 상응함을 보였다. 이외에도 급작스런 기동과 실속 상황과 같은 다양한 기동에 대해서 비행중 변형을 모니터링이 수행되었으며, 항공기 기동이 날개 구조물에 작용하는 하중 상태에 끼치는 영향과 변형을 응답을 모니터링 하였다.

4. 실시간 저속 충격 위치 검출

4.1 충격 위치 검출

복합재 구조물의 파손 모드는 금속재료에 비해 매우 다양하며 실제 파손이 발생하게 되면 이들이 모두 혼합되어 나타나는 특성이 있어 그 예측이 어렵다. 특히 외부 물체와의 충돌에 의해 발생하는 충격 손상은 BVID(barely visible impact damage)를 발생시켜, 복합재 구조물의 효율적인 유지보수를 어렵게 하는 요인이 된다. 따라서 운용 중 충격이 가해졌을 때, 손상발생 가능성이 있는 충격 위치를 미리 판단할 수 있다면 이

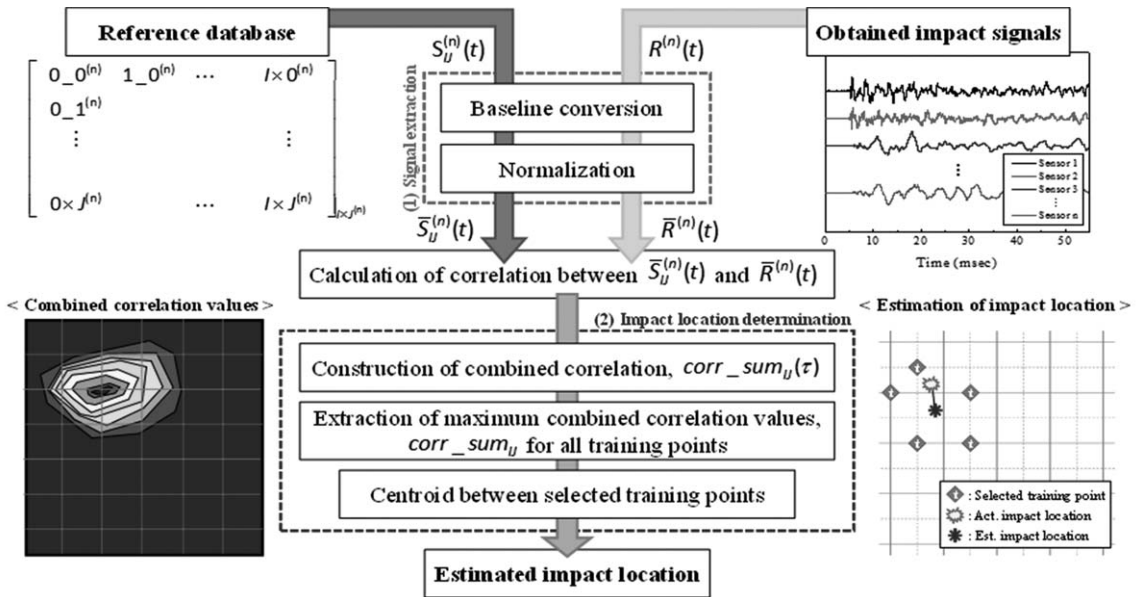


그림 5 충격 위치 검출 알고리즘의 흐름도

와 같은 유지보수 비용을 크게 절감할 수 있게 된다.

대상 구조물에 가해진 외부 저속 충격을 검출하기 위하여 구조물에 설치된 다양한 센서를 이용한 충격 신호 관찰이 수행되어왔다. 측정된 충격 신호는 다양한 위치 검출 기술을 통하여 후처리되었다. 다양한 충격 위치 검출 방법 가운데, 설치된 센서들에 의해 측정된 도착시간을 이용하여 충격 위치를 검출하는 time of flight 방법이 가장 널리 연구되어왔다. 하지만, 이 방법은 대상 구조물의 구조형상 또는 균속도에 대한 사전지식을 필요로 하며, 파의 속도는 구조물의 형상과 파의 진행방향에 따라 달라져 실제 복잡한 구조물에 대한 적용성이 제한적이다. 이에 김진혁 박사 등은 정규화된 상호 상관관계 검사법을 이용한 FBG 센서 기반의 충격위치 검출 방법을 제안하였으며 실험을 통해 검증하였다^(2,3).

4.2 정규화된 상호 상관관계 검사법

상호 상관관계는 두 개의 연속적인 신호 f 와 g 가 주어질 때 두 개의 신호 중 하나의 신호에 시간 지연을 주면서 두 신호 간에 곱 연산을 수행한 값을 말하며, 식 (2)와 같다.

$$(f \otimes g)(\tau) = \int_{-\infty}^{\infty} f(t)g(t+\tau)dt \quad (2)$$

동일한 신호 f 에 대해서 상호 상관관계를 수행할 경우 시간 지연이 0인 경우에 상호 상관관계가 최대가 되며, 이때 값을 F^2 이라 두면 식 (3) 과 같이 정의 할 수 있으며, 동일한 방법으로 연속적인 신호 g 에 대해서도 G 를 정의할 수 있다.

$$\begin{aligned} F^2 &= (f \otimes f)(0) \\ &= \int_{-\infty}^{\infty} (f(\tau))^2 d\tau = \left(\int_{-\infty}^{\infty} |f(\tau)| d\tau \right)^2 \end{aligned} \quad (3)$$

두 신호가 동일한 모양을 가지면서 그 진폭만 다른 경우 ($g(t) = k \cdot f(t)$), 두 신호는 완벽하게 연관성을 가지고 있기 때문에, 이 경우 상호 상관관계가 최대가 되어야 한다. 앞서 정의한 F 와 G 를 이용하여 $\frac{f}{F}$ 와 $\frac{g}{G}$ 의 상호 상관관계를 구하면, 식 (4)와 같다.

$$\begin{aligned} \left(\frac{f}{F} \otimes \frac{g}{G} \right)(t) &= \frac{1}{F(kF)} (f \otimes kf)(t) \\ &= \frac{1}{F^2} (f \otimes f)(t) \end{aligned} \quad (4)$$

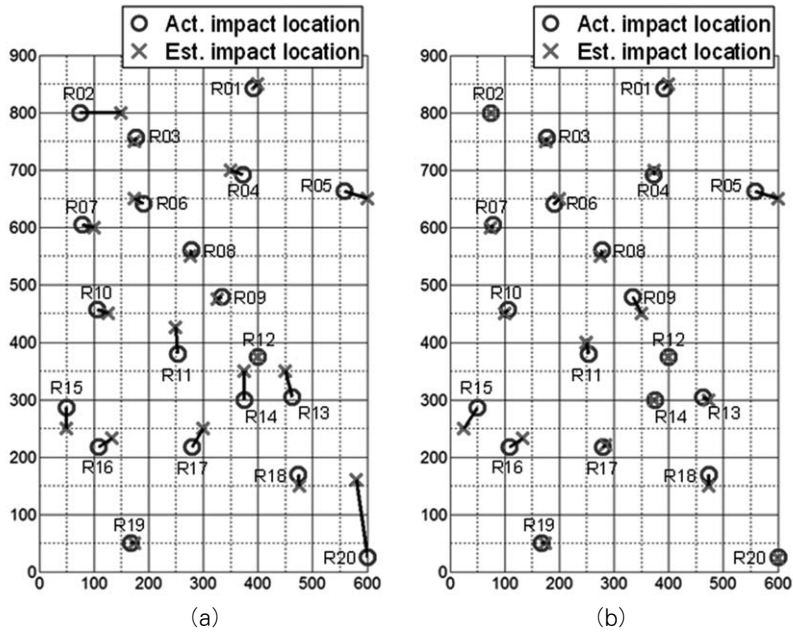


그림 6 (a) 정규화 되지 않은 상호 상관관계 검사법과 (b) 정규화된 상호 상관관계법의 충격위치 검출 결과

이는 지연 시간이 0인 경우 1의 값을 가지고, 지연시간이 0에서 멀어질수록 작은 값을 가지게 된다. 따라서 충격의 세기가 변하더라도 상호 상관관계 결과에 영향이 없으며, 이를 정규화된 상호 상관관계라 정의한다. 두 신호 간 연관성이 높을수록 상관관계 값이 높기 때문에, 대상 구조물에 대하여 기준 신호 데이터를 추출한 후, 실제 충격신호와 기준신호 데이터에 대하여 상관관계 값이 최대가 되는 점을 찾아 충격위치를 정할 수 있다.

그림 5는 충격위치 검출 알고리즘의 흐름도를 보여준다. 알고리즘은 신호 추출부분과 충격위치 결정부분으로 나뉜다. 신호 추출부분은 원 충격 신호가 사용가능한 신호 형태로 바뀌며, 이 과정에서 신호들은 앞서 설명한 과정에 따라 정규화된다. 이 정규화된 기준신호와 충격신호 데이터의 상호 상관관계 결과를 바탕으로 충격 위치 결정 부분에서 충격위치를 예측한다.

4.3 실시간 저속 충격 위치 검출 실험 결과

정규화된 상호 상관관계 검사법의 충격위치 검출 성능을 확인하기 위하여, 복합재 판을 이용한

검증 시험이 수행되었다. 복합재 판에는 4개의 광섬유가 설치되었으며, 충격 해머를 이용하여 총 20번의 임의의 충격이 가해졌다. 제안된 방법의 충격 위치 검출 성능을 평가하기 위해, 실제 충격 위치와 추측되는 충격위치간 거리사이의 절대값을 충격 위치 검출 오차로 설정하였다.

그림 6은 20번의 충격위치에 대한 정규화된 상호 상관관계 검사법과 정규화되지 않은 상호 상관관계 검사법의 충격위치 검출 결과를 보여준다. 비교 결과에서, 정규화된 상호 상관관계 검사법의 충격위치 검출 성능은 정규화 되지 않은 경우보다 향상된 충격위치 검출 성능을 보여줬다.

추가적으로, 단일 센서를 이용한 충격위치 검출 가능성을 확인하기 위해 센서의 개수가 충격 위치 검출 성능에 미치는 영향을 살펴보았다. 그림 7의 결과에서, 정규화된 상호 상관관계 검사법을 이용한 충격위치 검출은 센서 개수 감소에 따라 평균 오차가 약간 증가하지만 높은 정확도를 보였으며, 정규화되지 않은 상호 상관관계 검사법은 센서 개수 감소에 따라 오차가 크게 증가하였다.

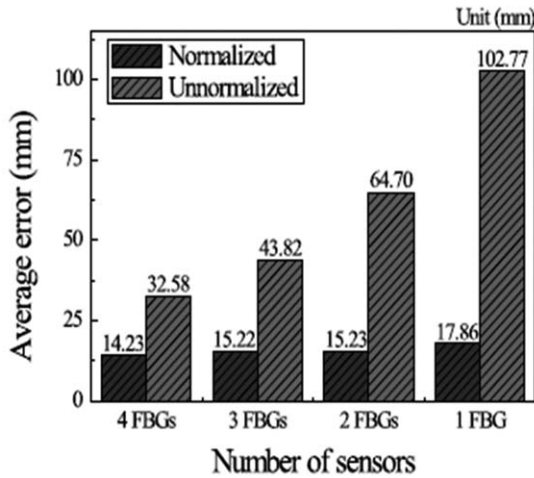


그림 7 센서 수에 따른 충격위치 검출 평균오차

검증 시험을 통해 제안된 정규화된 상호 상관 관계 검사법이 기존의 방법보다 충격 위치를 예측함을 정확하게 보였으며, 적은 센서를 이용한 충격 위치 결과도 높은 정확성을 갖음을 보였다.

5. 맺음말

이 연구에서는 광섬유 기반의 항공기 날개 구조물 충격위치 검출과 실시간 변형률 모니터링에 대한 연구가 수행되었다. 정규화된 상호 상관 관계법을 이용한 충격위치 검출 알고리즘은 기존의 방법들보다 정확한 충격위치 검출 성능을 보였으며, 비행중 항공기 주익 구조물의 변형률 데이터 모니터링을 통해 비행 기동이 비행중 주익 구조물의 하중상태에 끼치는 영향을 관찰하였다. 이 연구에서 제시된 FBG 센서 기반 모니터링 기술을 채택함으로써, 기존의 항공기 실시간 모니터링의 문제점과 한계가 상당부분 해결될 것으로 기대된다. 이 FBG 기반 모니터링 기술은 다른 종류의 항공기 뿐 아니라, 실시간 모니터링 시스템이 요구되는 다른 교통수단 혹은 기반 시설에 적용 될 수 있다. 이 연구의 결과를 통해, FBG 센서 기반 항공기 구조 건전성 실시간 모니터링 기술을 채택함으로써, 항공기의 안전성과 신뢰성이 크게 향상될 것으로 기대된다. **KSNVE**

참고문헌

- (1) Kim, J. H. and Kim, C. G., 2015, Aircraft Health and Usage Monitoring System for In-flight Strain Measurement of a Wing Structure, *Smart Materials and Structures*, Vol. 24.
- (2) Kim, J. H. and Kim, C. G., 2015, Low-velocity Impact Localization in a Stiffened Composite Panel Using a Normalized Cross-correlation Method, *Smart Materials and Structures*, Vol. 24.
- (3) Kim, J. H., 2016, Impact Localization and In-flight Strain Measurement of Aircraft Wing Structure using Fiber Bragg Grating Sensors, Ph. D. Dissertation, KAIST.
- (4) Aktepe, B., Molent, L., Graham, A. D. and Conser, D., 1999, Buffet Loads and Structural Redundancy Considerations in Vertical Tail Fatigue Monitoring Programs, *Proc. 8th International Aerospace Congress*.
- (5) Reymer, P. and Leski, A., 2011, Flight Loads Acquisition for PZL-130 Orlik TCII Full Scale Fatigue Test, *Fatigue of Aircraft Structures*, Vol. 2011, pp. 78~85.
- (6) Galea, S. and Powlesland, I., 2009, Caribou Loads Flight Survey Using a Rapid Operational Loads Measurement Approach, *Materials Forum*, Vol. 33, pp. 100~109.
- (7) Tang, A. N., Zhou, Z. T. and Cao, J. T., 2010, A Technique of Landing Gear Loads Calibration with Strain Gages, *Proc. 27th International Congress of the Aeronautical Sciences*.
- (8) Jebáček, I., 2010, Measurement of the Strain and Bending Moment on the Wing of an Aircraft and Using of These Findings for Fatigue Test, *Proc. 27th International Congress of the Aeronautical Sciences*.
- (9) Gudmundsson, S., 2013, *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*(Oxford: Butterworth-Heinemann), pp. 87~88.

회전체동역학 설계기술 개론

이 안 성

(한국기계연구원 시스템다이나믹스연구실)

1. 머리말

스팀터빈, 가스터빈, 압축기, 펌프, 발전기, 모터를 비롯한 스핀들 등 다양한 회전기계 로터-베어링 시스템의 동역학적 설계 건전성을 다루는 기술 분야가 회전체동역학 설계기술이다. 특히, 비출력(로터 중량 대비 출력) 극대화 또는 고속작업의 필요성으로 인해 로터가 위험속도에 근접하거나 위험속도를 넘어 운전하는 회전기에 있어 회전체동역학적 설계 건전성검증은 필수 설계요건이 된다. 이 글에서는 회전체동역학 설계기술의 전반적인 개요에 대하여 논하고자 한다. 회전기계 로터-베어링의 시스템의 보다 상세한 회전체동역학 설계 개념 및 절차는 API STD 684⁽¹⁾와 이안성⁽²⁾을 참조하기 바란다.

2. 설계검토 주안점

회전기계의 회전체동역학 설계해석 또는 건전성 검토는 크게 세 가지 설계특성에 주안을 두고 진행된다. 즉, 로터-베어링 시스템의 1) 위험속도, 2) 진동 수준(크기), 3) 동적 안정성이다.

2.1 위험속도

위험속도는 간단히 로터의 회전 운전속도와 일치하는 로터-베어링 시스템의 선회 고유진동수(whirl natural frequency)로, 넓은 범위에서는 정격속도와 같은 특정 운전속도에서 로터-베어링 시

스템이 갖는 선회 고유진동수를 포함한다. 위험속도는 로터를 지지하는 베어링 계의 강성(그림 1의 위험속도 맵 참고) 및 시스템의 극관성의 영향을 받는다. 로터-베어링 시스템의 감쇠(damping) 좀 더 엄밀하게는 증폭계수(amplification factor) 특성을 고려하지 않는 경우, 운전속도 또는 특정 회전속도와 위험속도 사이에 통상 약 20% 이상의 분리여유(separation margin)가 요구된다.

2.2 진동 수준

모든 회전기계 로터에는 불균형(unbalance)이 존재하며, 이 불균형은 로터-베어링 시스템에 1X(회전수 동기) 강제가진 외력으로 작용한다. 특히, 정격 연속 운전속도 및 위험속도를 통과할 때 불균형에 따른 진동 수준(흔히, 불균형 진동 응답)이 설계 검토된다. 정격 운전속도에서의 진동 크기는 베어링의 강성에 그리고 위험속도에서의 진동 크기는 베어링의 감쇠에 보다 의존한다.

2.3 동적 안정성

로터-베어링 시스템은 다양한 원인에 의해 스스로 동적으로 불안정해질 수 있으며, 여기서, 주목되는 대표적인 원인은 베어링 그리고 시일 또는 임펠러와 디퓨저 사이의 공력 상호작용(예, aerodynamic cross-coupling)에 의한 연성강성(cross-coupled stiffness)이다. 고정 패드를 갖는 유막 저널 베어링은 속도가 올라감에 따라 연성강성이 커져서 베어링의 효과 직접감쇠(net-effective

* E-mail : aslee@kimm.re.kr

기초강좌

direct damping)를 감소시키기 때문에 중국에는 오일-휠 또는 오일-휠의 불안정성을 초래할 수 있다. 이러한 베어링 기인 불안정성을 방지하기 위해 고속 로터-베어링 시스템은 단순 저널 베어링 대신 3-lobe, pressure dam, offset half 저널 베어링 등을 채용하거나, 원천적으로 연성강성을 배제시키는 틸팅패드 저널 베어링을 채용한다^(3,4). 한편, 고속 고압의 프로세스 압축기 또는 초임계 고압 스팀터빈에서는 틸팅패드 저널 베어링의 채용에도 불구하고 공력 연성강성의 영향으로 로터-베어링 시스템이 불안정해질 수 있기 때문에, 틸팅패드 저널 베어링의 불안정성 저항 능력을 극대화시키는 세심한 설계를 요구한다^(5,6).

3. 위험속도와 모드 형상

그림 1은 between-bearing 로터(소위, 임펠러 또는 블레이드 디스크가 베어링 사이의 축상에 위치하는 로터) 시스템의 전형적인 위험속도 맵(critical-speed map)으로 지지 베어링 강성 설계에 따른 위험속도 특성을 예시적으로 나타낸다.

그림 2에서 A는 soft-stiffness support 영역으로 이에 해당하는 대표적인 회전기계에는 soft 구조강성을 갖는 squirrel cage 또는 allison ring에 조립된 구름 베어링을 채용하는 항공용 가스터빈 또는 APU(auxiliary power unit)가 있으며, 아울러, 최근의 공기 포일 베어링을 채용하는 터보기계도 이에 해당한다. A 강성 영역의 회전기계는 1, 2차의 rigid mode 위험속도를 빠르게 통과하여 2차와 3차(bending mode) 위험속도 사이에서 정격 운전된다.

B는 intermediate-stiffness support 영역으로 틸팅 패드를 포함한 유막 저널 베어링을 채용하는 대부분의 압축기, 스팀터빈, 가스터빈 등이 이에 해당하는 회전기계이다. B 강성 영역의 회전기계는 흔히 semi-bending mode 특성을 갖는 1차 위험

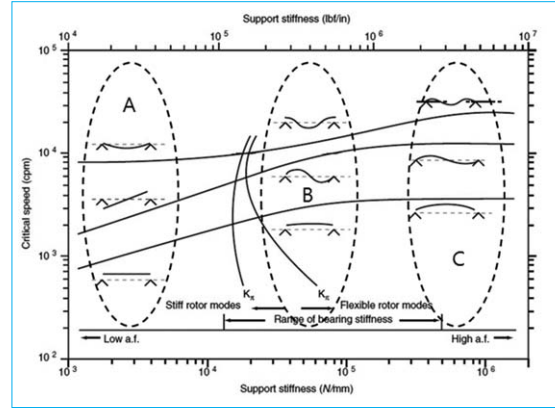


그림 1 Between-bearing 로터 시스템의 예시적 위험속도 맵과 모드형상

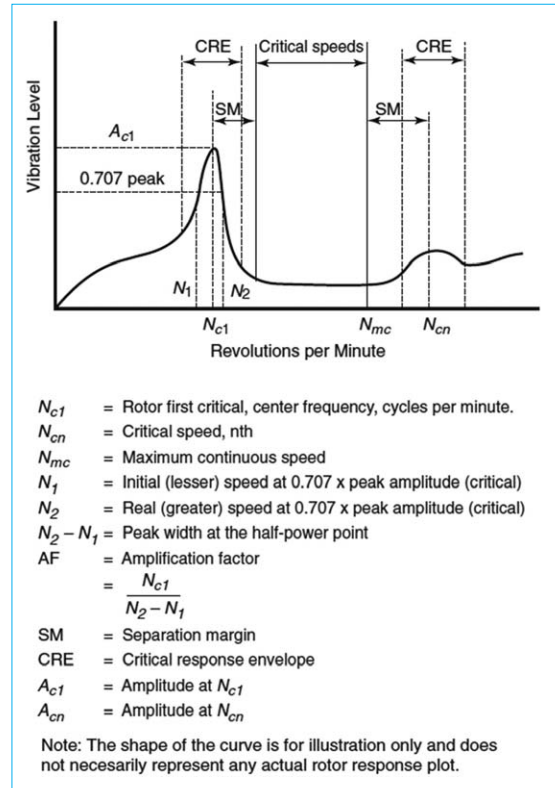


그림 2 운전속도의 함수로 나타낸 예시적 로터 응답선도
속도를 통과하여 2차 위험속도 아래에서 운전되거나 1, 2차 위험속도를 통과하여 3차 위험속도

아래에서 운전된다. Bending mode 위험속도를 통과하기 때문에 위험속도에서의 증폭계수 또는 불균형 진동응답 수준이 중요한 설계 검토항목이 된다. 이러한 증폭계수 또는 불균형 진동응답 수준은 베어링의 감쇠 또는 LogDec(logarithmic decrement)에 큰 영향을 받는다.

C는 hard-stiffness support 영역으로 통상 구름 베어링을 채용하고 상대적으로 3,600 rpm이하의 저속에서 운전하는 대부분의 중소형 모터, 펌프 등이 이에 해당하는 회전기계이다. C 강성 영역의 회전기계는 충분한 베어링의 감쇠를 기대할 수 없기 때문에 강한 bending mode 특성을 갖는 1차 위험속도 보다 충분 이상으로 낮은 속도에서 정격 연속 운전하도록 설계된다.

한편, 그림 1의 위험속도 맵은 각 지지 강성 영역별 1, 2, 3차 위험속도의 전형적인 모드 형상을 참고적으로 보여준다. Bending 모드를 통과하는 경우는 로터 제작 시 보다 정밀한 밸런싱 작업을 요구하며, 설계적으로는 증폭계수가 낮은 즉, 불균형에 대한 민감도가 낮은 로터-베어링 시스템의 설계 도출을 요구한다.

4. 증폭계수와 분리여유

그림 2는 1차 위험속도를 통과하여 1차와 2차 위험속도에서 운전하는 회전mechanical의 운전속도에 따른 전형적인 진동응답 선도(운전속도에 따른 로터의 진동 크기를 나타내는 bode-plot이 이에 해당, 흔히 위상 선도와 짝으로 구성됨)를 예시적으로 보여준다.

그림 2에서 운전속도의 증감에 따라 진동이 민감하게 증폭되는 구간(CRE, critical response envelope)의 피크 점을 이루는 속도가 위험속도이다. 이때, 위험속도에서의 증폭계수(AF, amplification factor)는 다음 식으로 정의된다.

$$AF = \frac{N_{c1}}{N_2 - N_1} \quad (1)$$

여기서, N_{c1} 은 1차 위험속도, N_1 은 위험속도 진동 크기의 0.707 크기에 해당하는 좌측(보다 낮은) 회전속도, 그리고 N_2 는 위험속도 진동 크기의 0.707 크기에 해당하는 우측(보다 높은) 회전속도이다. 이러한 증폭계수는 베어링의 감쇠 능력 또는 LogDec에 크게 의존한다. API 표준은 실용적인 측면에서 증폭계수에 따른 위험속도 분리여유(SM, separation margin)를 규정하고 있다.

- $AF < 2.5$ 의 경우, 위험속도 분리여유를 요구하지 않는다. 즉, 해당 위험속도에서 진동이 잘 감쇠되어 실질적으로 위험하지 않은 위험속도로 취급한다.

- $AF \geq 2.5$ 의 경우,

- 위험속도가 최소 연속 운전속도 아래일 때, SM은 다음의 식으로 얻어지는 값 또는 16 중 작은 값보다 작지 않아야 한다.

$$SM = 17 \left(1 - \frac{1}{AF - 1.5} \right) \quad (2)$$

- 위험속도가 최대 연속 운전속도 위일 때, SM은 다음의 식으로 얻어지는 값 또는 26 중 작은 값보다 작지 않아야 한다.

$$SM = 10 + 17 \left(1 - \frac{1}{AF - 1.5} \right) \quad (3)$$

5. 진동 크기 제한

회전기계 로터 축의 진동 크기 제한규정은 ISO, API 표준 등을 참고할 수 있는데, 여기서는 API 표준의 진동 크기 제한규정을 인용하고자 한다.

$$A_i = 25.4 \sqrt{\frac{12,000}{N}} \quad (\mu\text{m, pk-to-pk unfiltered}) \quad (4)$$

기초강좌

여기서, N 은 운전속도(rpm)이다.

한편, API 표준은 베어링 위치에서 로터 축의 진동 크기가 식(4)의 한계치에 이르렀을 때 고정 부와의 주요 근접 틈새를 이루는 로터 내부 각 위치에서도 충분한 틈새 여유를 유지할 것을 요구 하고 있다. 즉, 주요 근접 틈새부의 설계 틈새의 75% 이하의 진동 크기 제한을 규정한다.

6. 대수감소율(LogDec)

일반 진동 교과서에서와 같이 자유진동을 하는 진동계의 연속 진폭비의 대수(자연 Log)로 정의 되는 LogDec(logarithmic decrement, 대수감소율)은 로터-베어링 시스템의 운동방정식의 고유치 문제의 해 s 로부터 그림 3을 참고하여, 다음의 식으로 표현될 수 있다.

$$\delta = \frac{-2\pi \text{Real}(s)}{|Im(s)|} = \frac{-2\pi p}{|w_d|} \quad (5)$$

여기서, p 는 감쇠 지수로 $(-\zeta\omega_n)$ 이다. 그리고 LogDec과 AF 사이에는 간단히 다음의 관계가 성립한다.

$$AF \approx \frac{\pi}{\delta} \quad (6)$$

로터-베어링 시스템의 동적 안정성을 위해서, 수학적으로, δ 이 이상의 양의 값을 가져야 하며, API 표준은 보수적으로 $\delta \geq 0.1$ 을 규정한다.

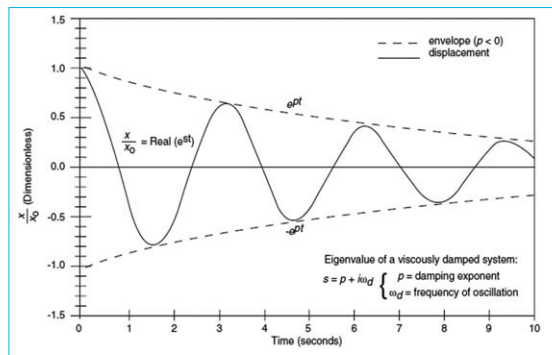


그림 3 안정적인 시스템의 전형적인 자유진동 응답

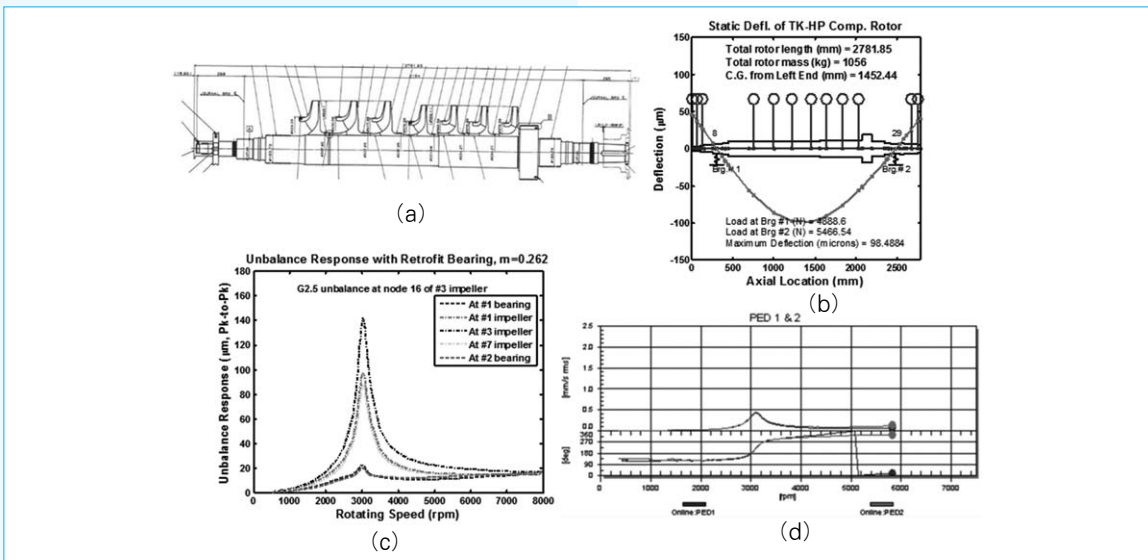


그림 4 7단 프로세스 압축기 로터 시스템의 회전체동역학 해석 및 시험 예. (a) 로터의 조립 도면, (b) FE 회전체동역학 해석모델, (c) 3,030 rpm의 위험속도를 나타내는 불균형 진동응답 예측 결과, (d) 3,080 rpm의 위험속도를 나타내는 로터의 회전 진동응답 시험 결과

한편, 그림 4는 프로세스 압축기 로터-베어링 시스템에 대한 일련의 회전체동역학 모델, 해석, 시험결과의 예를 보여준다. 그림 4에서 (a)는 질량 1,056 kg과 정격 5,830 rpm을 갖는 압축기 로터의 설치용 조립도면, (b)는 로터의 FE 해석모델, (c)는 불균형 진동응답 해석결과, 그리고 (d)는 실제 틸팅패드 베어링을 장착한 압축기 로터의 회전 진동시험 결과이다. 제작사의 정밀한 로터 모델링 데이터가 없는 상황에서, 로터의 조립도면(a)과 베어링 정보를 사용하여 해석을 통해 얻은 (c)의 위험속도 3,030 rpm과 (d)의 회전시험에서 얻은 위험속도 3,080 rpm이 잘 일치하여, 현재의 회전체 동역학 해석기술의 수준을 가늠해 볼 수 있다.

6. 맺음말

이 글에서는 스팀터빈, 가스터빈, 압축기, 펌프, 발전기, 모터, 스핀들 등 다양한 회전기계 로터-베어링 시스템의 동역학적 설계 건전성을 다루는 회전체동역학 설계기술을 개요적으로 살펴본다. 회전체동역학 설계 건전성 검토는 크게 로터-베어링 시스템의 1) 위험속도, 2) 진동 수준(크기), 그리고 3) 동적 안정성의 세 가지 설계특성에 주안을 둔다.

한편, 로터 시스템의 위험속도와 진동 크기는 지지 베어링 계의 강성에 크게 의존하고, 위험속도 분리여유를 결정하고 동적 안정성 나타내는 AF와 LogDec은 베어링 계의 감쇠에 크게 의존한다. 즉, 베어링의 강성·감쇠 동특성은 회전기계 로터-베어링 시스템의 회전체동역학 설계해석에 있어, 로터의 정밀한 모델링 이상으로 중요한 부분을 차지한다. 특히, 스팀 터빈, 가스터빈, 압축기, 터보 차저 등 대부분의 주요 터보기계의 로터가 저널 베어링으로 지지되기 때문에, 운전속

도에 따라 동특성이 크게 변화하는 이들 저널 베어링에 대한 정확한 동특성 파악은 회전체동역학 설계특성 규명에 있어 매우 중요하다. 다행히, 저널 베어링의 동특성 해석기술은 현재 상당한 기술 발전을 이룩한 바, 시험을 거치지 않고도 설계해석에 필요한 데이터 정보를 얻을 수 있는 상황이다. **KSNVE**

참고 문헌

- (1) API 684 2nd Ed, 2005, API Standard Paragraphs Rotordynamic Tutorial: Lateral Critical Speeds, Unbalance Response, Stability, Train Torsional, and Rotor Balancing.
- (2) 이안성, 1998, 핵심 회전설비의 신뢰성 보장을 위한 로터다이나믹 설계감리, 한국소음진동공학회지, 제8권, 제5호, 소특집: 회전체 구조물의 진동, pp. 775~783.
- (3) Nicholas, J. C., 1996, Hydrodynamic Journal Bearings - Types, Characteristics and Applications, Mini Course Notes, 20th Annual Meeting, The Vibration Institute, Willowbrook, Illinois, pp. 79~100.
- (4) Nicholas, J. C., 1994, Tilting Pad Bearing Design, Proceedings of the 23rd Turbomachinery Symposium, Texas A&M Univ., pp. 179~194.
- (5) 이안성, 2013, 프로세스 고속 경량 원심 압축기의 로터다이나믹 안정성 강화를 위한 설계해석 - Part I: 베어링 설계의 영향, 한국윤활학회지, 제29권, 제6호, pp. 386~391.
- (6) 이안성, 2014, 프로세스 고속 경량 원심 압축기의 로터다이나믹 안정성 강화를 위한 설계해석 - Part II: 로터다이나믹 안정성 개선, 한국윤활학회지, 제30권, 제1호, pp. 9~14.