

회전 효과를 고려한 Active Gurney Flap 의 동특성 해석<sup>§</sup>기영중<sup>\*†</sup> · 김태주<sup>\*</sup> · 김덕관<sup>\*</sup>

\* 한국항공우주연구원 회전익기 연구팀

Dynamic Characteristic Analysis of Active Gurney Flap  
Considering Rotational EffectKee YoungJung<sup>\*†</sup>, Kim TaeJoo<sup>\*</sup> and Kim DeogKwan<sup>\*</sup>

\* Korea Aerospace Research Institute, Rotorcraft Research Team

(Received January 7, 2015 ; Revised July 9, 2015 ; Accepted August 4, 2015)

**Key Words:** Gurney Flap(거니플랩), Modal Analysis(모달해석), Rotational Effect(회전효과), Dynamic Characteristics(동적특성)

**초록:** 본 논문에서는 헬리콥터 로터 시스템의 진동과 소음을 저감시키기 위해 개발이 진행 중인 능동거니플랩(AGF, Active Gurney Flap)에 대해 유한요소법을 이용하여 수행된 동특성 해석결과를 소개하였다. 거니플랩은 평판의 형태로 블레이드 하부 표면에 수직인 방향으로 전개되며, 블레이드 뒷전(T/E, Trailing Edge) 부위에 장착된다. 거니플랩 조립체는 전기모터와 L-형 링크지 및 플랩 등의 부품들로 구성되어 블레이드 내부에 장착되며, 고정프레임에서의 진동 성분들을 감소시키기 위해 3~5/rev 범위로 능동적인 제어가 필요하다. 따라서 외연적 시간적분법을 통해 로터 회전에 의한 원심력과 제어입력이 적용되고 있는 상황에서 거니플랩의 동적 응답특성을 분석하였으며, 해석 결과를 통해 거니플랩의 하향변위 요구도를 만족시킬 수 있음을 확인하였다.

**Abstract:** In this study, the finite element analysis was carried out to investigate dynamic characteristics of the AGF(Active Gurney Flap) which is under development for reducing vibration and noise of the helicopter rotor system. The Gurney flap is a kind of small flat plate, mounted normal to the lower surface of the airfoil near to the trailing edge. An electric motor, L-shaped linkages and flap parts were integrated into a rotor bade, and 3~5/rev control was given to the AGF to reduce the vibration in the fixed frame. Thus, an explicit time integration method was adopted to investigate the dynamic response of the AGF with considering both centrifugal force due to the rotor rotation and active control input, and it can be seen that the vertical displacement of the AGF was satisfied to meet the design requirement.

## 1. 서 론

회전익기 분야에서 기술적으로 극복해야 할 대표적인 과제로는 로터의 회전에 의해 발생하는 진동과 소음, 고속 비행시 높은 연료 소모율, 비행속도의 제한, 낮은 수송 능력 및 운용 반경의 제한 등을 사례로 들 수 있다. 이중 비행속도의 증가와 운용 반경 확대와 관련된 사항은 compound, tilt-rotor 또는 lift-offset 형태의 회전익 항공기 개발을 통해 기술적으로 극복하려는 노력이 진행되고 있으나, 진동과 소음 문제는 여전히 극복해 나가야 할 문제점으로 남아 있다. 헬리콥터의 진동은 조종사와 승객의 안락함과 관련된 문제이지만, 특히 외부로 방사되는 소음은 일반인의 생활에 영향을 주는 문제로 보다 높은 관심이 필요하다. 따라서 저소음 관련 친환경 항공기술은 미래의 항공우주 기술과 시장에서의 경쟁력을 좌우하는 기술로 대두되고 있으며, 유럽과 미국 등을 중심으로 국가적인 장기 계획에 따라 개발이 진행<sup>(1,2)</sup>되고 있다. 헬리콥터 로터의 진동과 소음을 저감하기 위한 방법은 수동적 제어와 능동적 제어 방법으로 나뉜다.

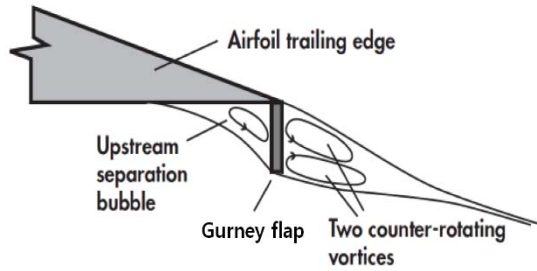
§ 이 논문은 대한기계학회 2014년도 추계학술대회(2014. 11. 11-14., 김대중컨벤션센터) 발표내용을 토대로 한 논문임.

† Corresponding Author, naltlguy@kari.re.kr

© 2015 The Korean Society of Mechanical Engineers

**Table 1** AGF design requirements <sup>(6)</sup>

Design Parameters		Requirements
Configuration	Flap position (chordwise direction)	243 mm (90% chord)
	Flap position (spanwise direction.)	3.69 m (75% radius)
	Flap width	0.25 m
Performance	Excitation range	3~5/rev (35 Hz, max)
	Flap stroke	5.0 mm (1.9% chord)



**Fig. 1** Configuration of the Gurney Flap <sup>(4)</sup>

수동적 제어방법은 특정 주파수의 진동만을 저감시키는 방법이며, 대표적인 사례로는 로터의 트랙킹과 밸런싱을 위해 부착된 트림탭(trim tab), 원심력을 이용한 바이필러(bifilar)<sup>(3)</sup> 등이 있다. 또한 능동적인 제어 방법으로 블레이드 뒷전에 플랩을 장착하고 이를 작동기가 가진 하여 블레이드의 캠버(camber)를 변화시킬 수 있는 TEF(Trailing Edge Flap)와 AGF (Active Gurney Flap) 방식이 있고, 블레이드의 스킨(skin)과 스파(spar)에 지능재료(smart material)를 삽입하여 구조적인 변형을 유발함으로써 비틀림 각을 조절하는 ATB (Active Twist Blade) 방식과 블레이드의 피치각을 조절하기 위해 사용되는 피치링크(pitch link)에 작동기를 장착하여 각각의 블레이드의 피치각을 제어할 수 있는 IBC (Individual Blade Control) 방식 등이 있다. 이중 AGF 방식은 미국의 경주용 자동차 레이서인 Dan Gurney 가 자신의 자동차 스포일러 끝단에 소형 탭(tab)을 부착하여 하향력(down force)을 증가시킴으로써 가속성능과 조향성능을 향상시킨 것에서 유래한다. Gurney 플랩의 효과는 소형 탭의 적용으로 중량 증가를 최소화하면서 에어포일의 양항비(lift drag ratio)를 효과적으로 증가시킬 수 있는 방법이며, 이는 여러 실험결과<sup>(4,5)</sup>를 통해 확인된 바 있다. Gurney 플랩은 Fig.1 에서 보는 바와 같이 블레이드 뒷전부위에서 공기의 흐름에 수직하게 장착되며, 일반적으로 블레이드 코드(chord) 길이의 5% 미만으로 제한된다. 따라서 이를 통해 뒷전플랩과 동일한 효과를 거둘 수 있으며, 블레이드의 캠버 변화를 통해 추가적으로 발생하는 양력을 능동적으로 제어함으로써 로터에서 발생하는 진동과 소음을 저감시킬 수 있는 효과를 기대할 수 있다.

본 연구에서는 능동 제어에 따른 Gurney 플랩의 응답특성을 검토하기 위해 원심력과 항력의 영향을 동시에 고려하였으며, 플랩의 수직방향 왕복운동에 의한 관성효과와 이로 인한 구조적인 변형을 함께 포함하도록 하였다. 또한 전기모터와 편심디스크의 회전운동을 Gurney 플랩의 수직 왕복운동으로 구현하기 위한 유효요소 해석모델의 경계조건 설정 과정을 소개하였으며, 능동 제어에 의한 동적 응답특성을 검토하기 위해 외연적 시간적분법(explicit time integration)을 적용하였다.

Table 2 AGF components and using materials

Components	Materials	Element type
1) Frame	AL-6061	Solid element (isotropic)
2) Support		
3) Linkage		
4) Flap		
5) Shaft(front/rear)	17-4PH	
6) Spacer	Brass	
7) Eccentric disk	AL-6061	Spring element

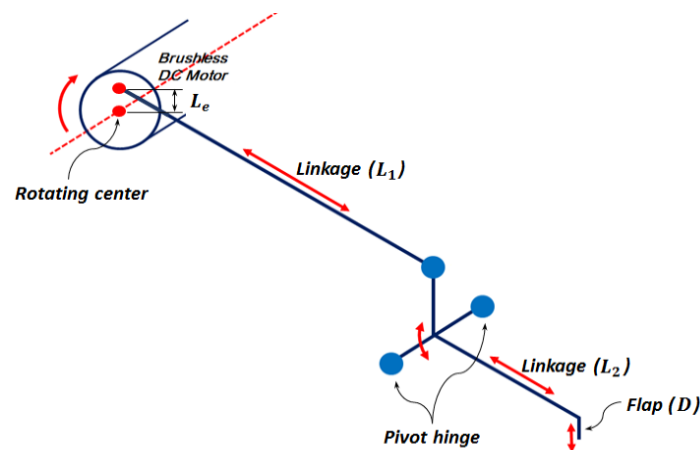


Fig. 2 Actuating mechanism of the AGF system

## 2. AGF 설계

Gurney 플랩은 블레이드의 끝단에 위치하는 것이 가장 이상적이지만 블레이드 내부에 플랩을 장착하기 위해서는 블레이드 두께 방향의 길이에 따른 제한이 있다. 그러나 기존의 능동 진동/소음 저감 장치에 적용된 TEF 방식에 비해 AGF 방식은 상대적으로 작은 면적만으로도 추가적인 양력을 발생시킬 수 있으며, 낮은 전력으로도 운용이 가능하다는 장점<sup>(7)</sup>이 있다. 더불어 항력의 증가에 비해 양력의 증가효과가 더 월등하기 때문에 충분한 양력 발생 효과를 얻을 수 있다. 본 연구에서는 AGF 조립체를 적용하기 위한 대상 기종으로 독일의 MBB사에서 제작된 BO-105<sup>(8)</sup>를 선정하였다. BO-105 헬리콥터의 운용 특성을 고려하여 주로터 블레이드 내부에 AGF 조립체가 장착될 수 있도록 설계 요구도를 설정하였으며, Table 1에 주요 설계 요구도를 제시하였다.

AGF의 작동 원리는 1차적으로 DC 모터에 부착된 편심 디스크(eccentric disk)의 회전운동을 링크지의 직선 왕복운동으로 변환하고, 2차적으로 링크지의 직선 왕복운동을 피봇 힌지(pivot hinge)의 회전운동으로

변환시킴으로써 플랩의 상하 왕복운동을 가능하게 한다. 회전디스크의 편심길이( $L_e$ )와 링크지의 길이( $L_1, L_2$ )의 비율을 이용하여 Gurney 플랩의 상하 왕복길이( $D$ )를 결정할 수 있으며, Fig. 2 를 통해 링크지, 피봇 힌지 및 플랩의 거동 개념을 나타내었다.

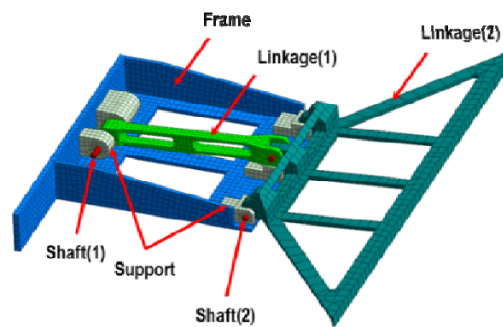
### 3. AGF 동특성 해석

#### 3.1 유한요소 모델링

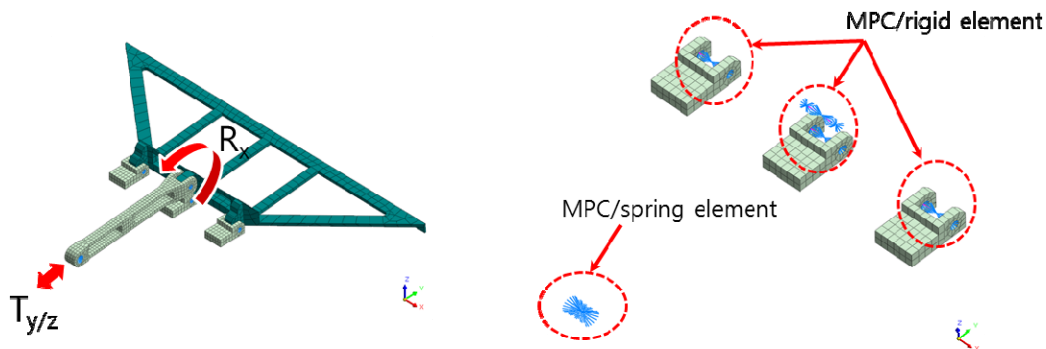
AGF 조립체의 모드해석과 편심디스크의 가진에 의한 동적 응답특성을 검토하기 위해 유한요소 해석 소프트웨어인 Midas-NFX<sup>(9)</sup>를 이용하였다. AGF 조립체의 각 구성품에 대해 4-node, 8-node 고체요소(solid element)를 적용하였으며, 구성품의 형상과 적용된 소재 및 요소의 특성을 Table 2 와 Fig. 3 에 나타내었다.

**Table 3** Flap tip displacements with respect to the excitation method (force/displacement constraint)

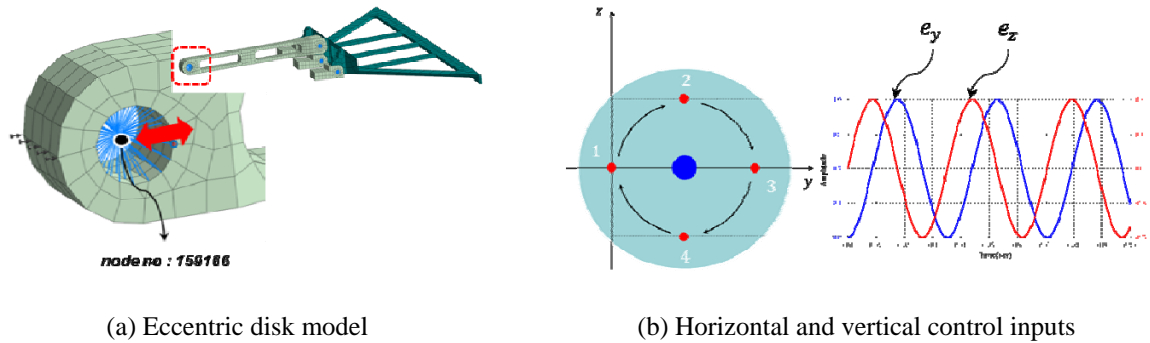
Excitation frequency	Flap tip displacement (mm)	
	Force constraint	Displacement constraint
4/rev (28Hz)	0.51	0.51
6/rev (42Hz)	0.53	0.51



**Fig. 3** Configuration of the analysis model



**Fig. 4** Boundary conditions and constraints for hinge rotation



(a) Eccentric disk model

(b) Horizontal and vertical control inputs

Fig. 5 Eccentric disk model and horizontal/vertical strokes of eccentric disk, 5/rev

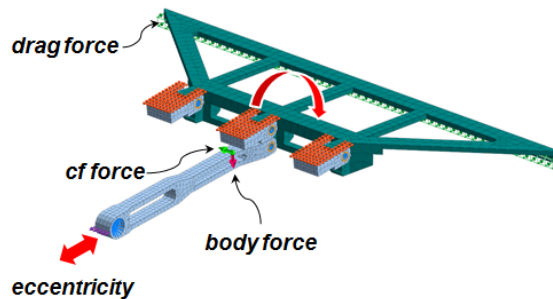


Fig. 6 Applied forces (centrifugal, drag, and body force)

기하학적인 경계조건을 구현하기 위해 편심디스크와 피봇 힌지의 회전축을 강체요소(rigid element)로 모델링 하였으며, 강체요소와 회전축 주위의 절점(node) 간의 다중 구속조건(MPC, Multi-Point Constraint)을 통해 Gurney 플랩의 회전운동을 모사할 수 있도록 하였다. Gurney 플랩과 피봇힌지의 회전운동, 링크지의 수평 왕복운동 등을 구현하기 위해 적용된 경계조건을 Fig. 4에 나타내었다

### 3.2 하중 경계조건

Fig. 5(a)에 나타난 바와 같이 편심디스크에 의한 가진은 'Node number-159166'에 편심하중(400N)을 적용하는 경우와 강제변위(0.51mm)를 적용하는 경우로 구분하였으며, 각각의 경우에 대한 거니플랩 끝단에서의 수직방향 변위 차이를 검토하였다. Table 3에서 보는 바와 같이 편심디스크에 의한 가진을 편심하중으로 모사한 경우 AGF 조립체의 운용속도가 증가함에 따라 편심거리도 함께 증가함을 확인할 수 있다. 이는 편심디스크를 스프링요소(spring element)로 모델링 함에 따라 가진 속도가 증가하는 경우 스프링요소에 작용하는 관성의 영향도 함께 증가하게 되어 강제변위로 적용하는 경우에 비해 편심거리가 증가하는 것으로 이해할 수 있다. 따라서 가진 주파수의 크기와 관계없이 일정한 편심거리를 유지하기 위해서는 편심 디스크의 가진을 강제변위로 적용하는 것이 적절함을 확인할 수 있었다. 편심디스크의 수평방향가진( $e_y$ )과 수직방향가진( $e_z$ )을 강제변위를 통해 구현하였으며, 과도응답 해석을 위해 적용된 편심디스크 가진의 무차원화된 시간이력(time history)을 Fig. 5(b)에 나타내었다. 또한 블레이드의 회전에 의해 발생하는 원심력(2.5kN)은 AGF 조립체가 BO-105 블레이드 반경의 75% 지점에 장착된 경우를 기준으로 산출되었으며, 플랩이 수직방향으로 전개되었을 때 작용하는 전체항력(39N)을 플랩 영역의 분포하중으로 적용하였다. 각각의 구성품에 작용하는 하중의 성분과 작용 방향을 Fig. 6에 나타내었다.

### 3.3 모드해석 결과

AGF 조립체의 모드해석을 통해 고유진동수와 모드형상을 검토하였으며, 최저차 모드에서의 고유진수가 127Hz로 예측되었다. 이는 AGF 조립체의 운용범위인 3~5/rev(35Hz)보다 상대적으로 높은 값이므로

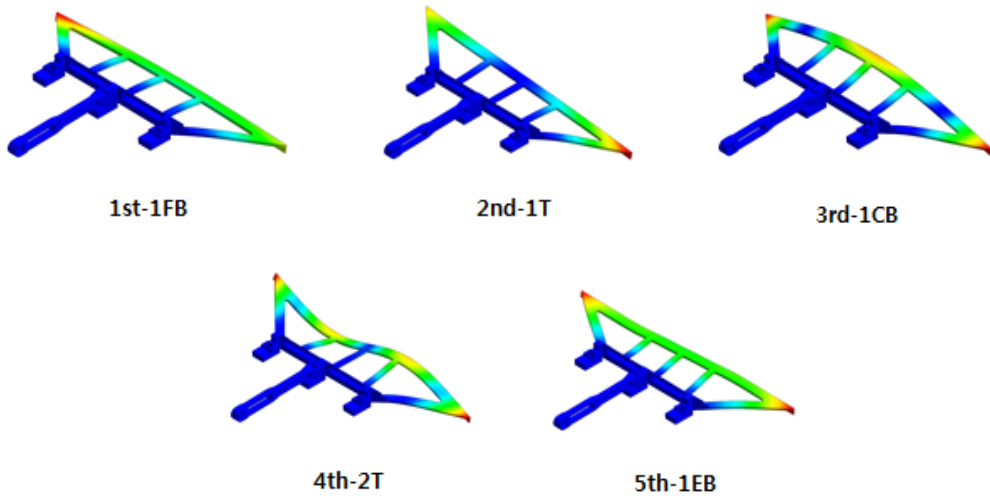


Fig. 7 Modal analysis results, mode-shapes

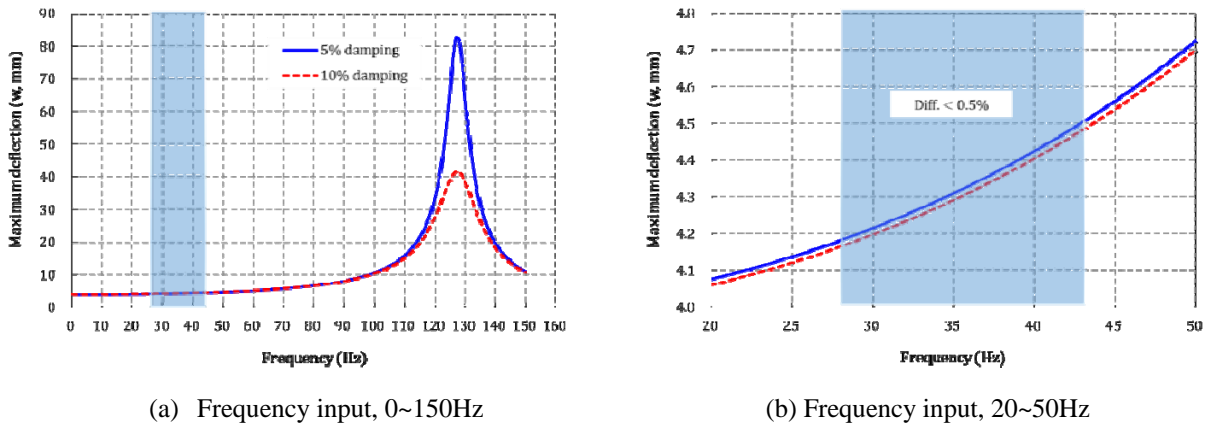


Fig. 8 Frequency response analysis results

Gurney 플랩이 가진되는 주파수 영역에서 공진현상의 발생 위험성은 낮다는 것을 확인할 수 있었다. 1~5 차 모드의 고유진동수 값과 모드형상을 Fig. 7 과 Table 4 에 나타내었다.

3.4 주파수 응답특성

Gurney 플랩이 운용되는 주파수에 따라 가진력에 의한 관성의 영향과 플랩 끝단에서의 동적 변형 특성을 검토하기 위해 주파수 응답해석을 수행하였다. AGF 조립체의 감쇠계수는 5%와 10%로 가정하여 적용하였으며, 가진 주파수 대역에서 감쇠 값이 AGF 조립체의 응답특성에 미치는 영향을 함께 검토하였다. 0~150Hz 까지 Gurney 플랩의 운용 주파수를 증가시키며 응답특성을 검토하였으며, Fig. 8(a)에 나타낸 바와 같이 약 127Hz 근처에서 변형 값이 최대가 됨을 확인할 수 있었다. 따라서 모드해석 결과와 주파수 응답을 통해 확인된 1 차 플랩모드의 고유진동수가 127Hz 로 동일한 결과를 확인할 수 있었다. 또한 1 차 플랩모드의 고유진동수 근처에서 AGF 조립체의 감쇠계수가 5%에서 10%로 증가하는 경우 Gurney 플랩 끝단에서의 최대 변형 값이 50% 수준이하로 감소함을 확인할 수 있었다. 더불어 AGF 의 운용범위인 3~5/rev 영역에서 감쇠계수 차이에 따른 주파수 응답특성을 검토하였으며, Fig. 8(b)에 제시한 바와 같이 감쇠계수가 5%인 경우와 10%인 경우 플랩 끝단에서의 변형 값의 차이가 0.5% 미만이므로 AGF 의 운용범위 내에서 감쇠 값의 차이가 플랩의 응답 특성에 미치는 영향이 작다는 것을 확인할 수 있었다.

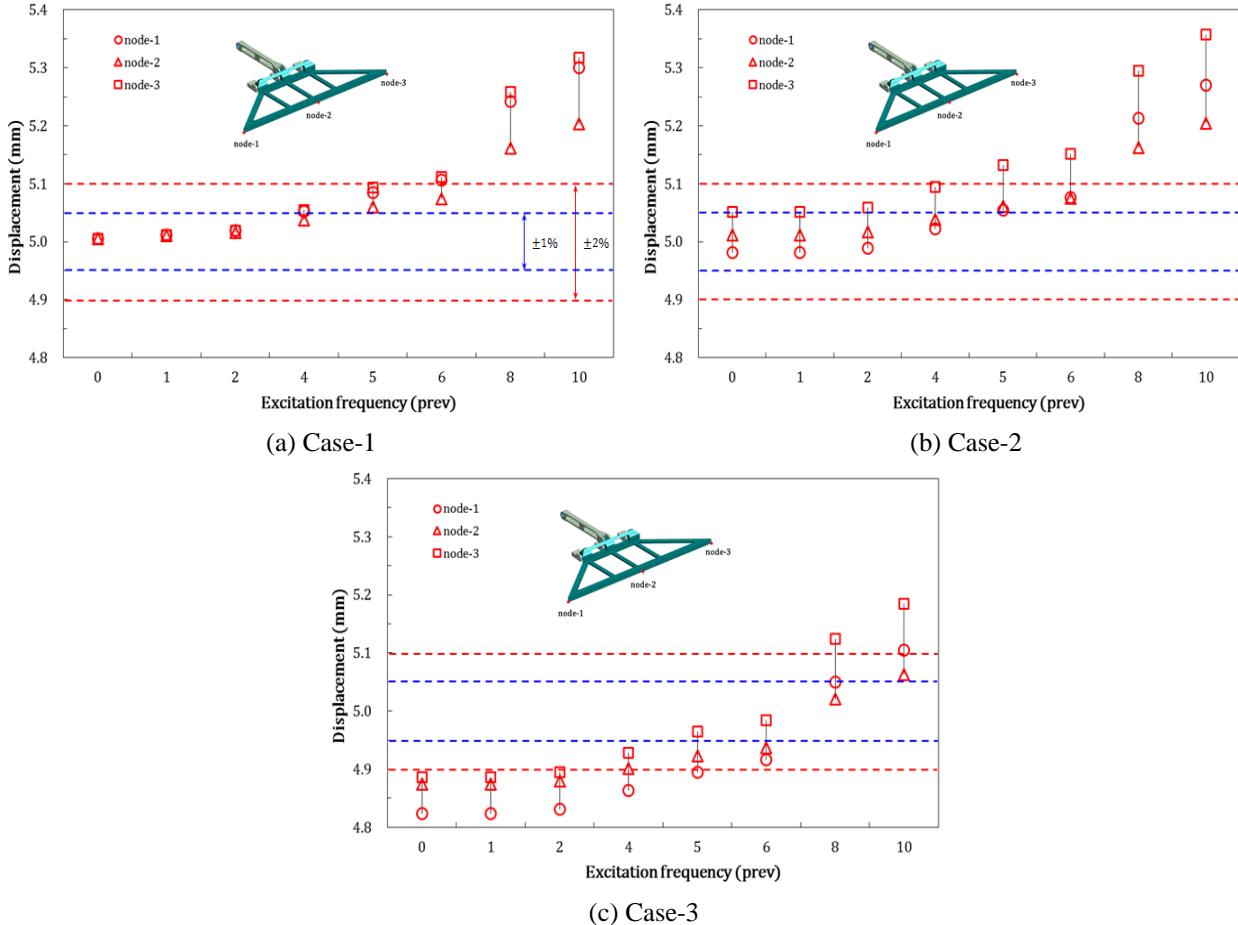
## 3.5 과도응답 해석

편심디스크의 회전을 이용하여 Gurney 플랩을 수직방향으로 가진하게 되므로, 플랩 끝단에서의 하향 변위 요구도 5.0mm 대비  $\pm 1\%$  변동 범위를 만족하는 가진 영역을 확인하기 위해 과도응답 해석을 수행하였다. 편심디스크의 수평방향 가진과 수직방향 가진을 모두 적용하였으며, 가진 범위를 1~10/rev 으로 설정하였다. 가진력이 작용하는 인가시간은 30ms 이며, 편심디스크의 가진에 의한 Gurney 플랩의 동적인 응답특성을 예측하기 위해 외연적 시간적분법을 사용하였다. 편심디스크의 가진 이외에 블레이드 회전으로 인해 발생하는 원심력과 항력의 적용 여부에 따라 세 가지 경우로 구분하여 응답 특성을 검토하였다.

- ▶ Case-1: 편심디스크에 의한 가진만을 고려
- ▶ Case-2: 편심디스크의 가진 및 원심력(2.5kN)을 고려
- ▶ Case-3: 편심디스크 가진, 원심력(2.5kN) 및 항력(39N)을 고려

Table 4 Natural frequencies and mode shapes

Mode no.	Frequency (Hz)	Mode shape
1	127	1 <sup>st</sup> flap bending
2	264	1 <sup>st</sup> torsion
3	556	1 <sup>st</sup> chordwise bending
4	1,154	2 <sup>nd</sup> torsion
5	1,412	1 <sup>st</sup> edgewise bending

Fig. 9 Transient analysis results, 1<sup>st</sup> configuration

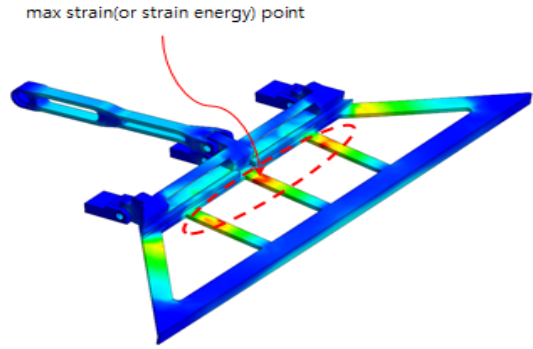


Fig. 10 Strain distributions due to the drag force

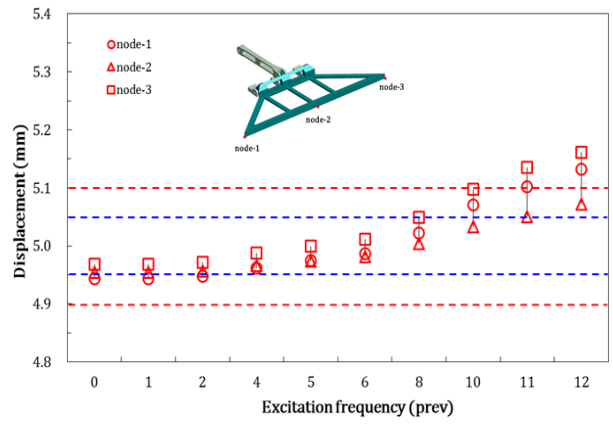


Fig. 11 Transient analysis results, 2<sup>nd</sup> configuration

편심디스크의 회전만을 고려하는 경우, Fig. 9(a)에서 보는 바와 같이 플랩 끝단의 목표 변위 대비  $\pm 1\%$  이하의 오차를 만족하는 가진 범위는 1~4/rev(28Hz, max.)으로 제한됨을 확인하였으며, 이때 플랩 양쪽 끝단 (node-1,3)에서의 변형이 node-2 를 기준으로 대칭임을 확인할 수 있었다. 또한 Fig. 9(b)와 같이 원심력을 추가적으로 고려하는 경우에도 편심디스크의 회전만을 고려하는 경우와 동일한 가진 범위임을 확인하였다. 단, 원심력이 작용하는 방향과 동일하게 node-3 에서의 수직변형 값이 node-1 에 비해 크게 나타났으며, Gurney 플랩의 전체적인 변형이 비대칭 형상임을 알 수 있었다. 항력을 추가적으로 적용한 경우에는 Fig. 9(c)에서 보는 바와 같이 편심디스크의 가진과 원심력을 적용한 경우에 비해 모든 가진 영역에서 플랩의 변형 값이 작게 나타났으며, Fig.10 에 나타난 바와 같이 Gurney 플랩에 작용하는 항력에 의한 굽힘 변형에 따라 플랩 끝단에서의 하향 변형 값이 감소하게 됨을 알 수 있었다.

항력에 의한 굽힘 변형을 감소시키기 위해 변형 값이 최대인 영역을 기준으로 플랩과 래그 방향의 강성이 증가될 수 있도록 단면 형상을 변경하였으며, 강성이 보강된 형상에 대해 과도응답 해석을 수행하였다. 플랩과 래그 방향의 강성이 보강된 형상의 경우, Fig. 11 에서 보는 바와 같이 플랩 끝단의 목표 변위 대비  $\pm 1\%$  이하의 오차를 만족하는 가진 범위가 1~8/rev 으로 확장되었으며, 이를 통해 AGF 의 모든 운용범위(3~5/rev) 내에서 플랩 끝단의 하향변위 요구도를 만족시킬 수 있음을 확인하였다.

#### 4. 결론

헬리콥터 로터 시스템의 진동과 소음을 저감시키기 위한 AGF 조립체에 대해 유한요소 해석법을 이용하여 동특성 해석을 수행하였다. 편심디스크에 의한 회전과 링크지의 수평 왕복운동 및 Gurney 플랩의 수직왕복운동을 구현할 수 있도록 경계조건을 설정하였으며, 특히 가진 주파수에 따라 회전디스크의 편심 거리 변화를 최소화하기 위해 강제변형을 적용하였다. 유한요소 해석결과를 통해 Gurney 플랩의 하향변위



요구도 만족여부를 확인할 수 있었으며, 향후 AGF 조립체의 지상 회전시험을 통해 해석모델의 적절성을 평가할 예정이다.

## 후 기

본 연구는 한국항공우주연구원 주요사업 “소음 저감을 위한 능동제어 로터 국제협력 연구” 과제 결과 중 일부이며, 지원에 감사 드립니다.

## 참고문헌 (References)

- (1) [www.cleansky.eu/content/page/green-rotorcraft](http://www.cleansky.eu/content/page/green-rotorcraft)
- (2) Lau, B. H., Obriecht, N., Gasow, T., Hagerty, B. and Cheng, K. C., Boeing-SMART Rotor Wind Tunnel Test Data Report for DARPA Helicopter Quieting Program, NASA TM 2010-216404.
- (3) Leishman, J. G., 2006, Principles of Helicopter Aerodynamics, Cambridge University Press.
- (4) Ashwani, K., Padthe, L. L. and Friedmann, P., 2010, “A Comprehensive Study of Active Microflaps for Vibration Reduction in Rotorcraft,” 66th AHS Forum.
- (5) Dam, C. P., Ten, D. T., 1999, “Gurney Flap Experiments on Airfoils and Wings,” *Journal of Aircraft*, Vol.36, No.2, pp.484~486.
- (6) Kim, S. H., 2014, International Cooperative Research on the Active Controlled Rotor Technology for Noise Reduction, Korea Aerospace Research Institute, Research Report.
- (7) Kang, H. J., Kim, D. H. and Kim, S. H., 2013, “Aerodynamic Effects of the Tab on a Hovering Rotor Blade,” *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.18, No.3, pp.60~66.
- (8) Taylor, John W. R., Jane’s All the World’s Aircraft, Coulsdon, Surrey, UK, Jane’s Information Group.
- (9) [www.NFX.co.kr](http://www.NFX.co.kr), Midas-NFX User’s manual.