

# 고속 운영을 위한 능동거니플랩 설계 변경 및 고유진동수 예측

## Active Gurney Flap Design Modification for High Speed Operation and Natural Frequency Estimate

김 태 주<sup>†</sup> · 김 도 형\* · 백 승 길\*

Taejoo Kim, Do-Hyung Kim and Seung-Kil Paek

(Received August 4, 2015 ; Revised September 22, 2015 ; Accepted September 30, 2015)

**Key Words :** Active Gurney Flap(능동거니플랩), Natural Frequency(고유진동수), Elastic Deformation(탄성변형), Mode Analysis(모드해석)

### ABSTRACT

Working displacement variation by elastic deformation of active Gurney flap which was operated on high frequency was observed. Flap-wise natural frequency was lower than mode analysis result and hinge boundary condition was identified to be the cause through the simple modal test. Design modification for increasing natural frequency was conducted for minimizing the elastic deformation at maximum 35 Hz operating condition which was design requirement condition. Brass bushing was applied instead of rotating bearing for gap minimization and Gurney flap design modification was conducted to increase of the flap-wise natural frequency. Design modification effect was validated by natural frequency comparison with mode analysis result and modal test result of design modification model.

### 기 호 설 명

- $L_E$  : 편심축 길이(mm)
- $L_1$  : 거니플랩 높이(mm)
- $L_2$  : 거니플랩 길이(mm)
- $D$  : AGF 작동기 작동 길이(mm)
- $\omega_n$  : 고유 회전 주파수(rad/sec)
- $f$  : 고유진동수(Hz)
- $\rho$  : 단위 길이 당 질량(kg/m)
- $\lambda$  : 모드 상수

### 1. 서 론

거니플랩(Gurney flap)은 미국 자동차 경주 드라이버인 Dan Gurney가 고안한 것에서 유래한다. Dan Gurney는 본인의 경주용차가 운행 중 낮은 자세를 유지시킬 수 있도록 하방력(down force)을 증가시키기 위해 자동차 후방 스포일러에 조그마한 탭을 적용하였다. 이 조그마한 탭은 중량 증가를 최소화하면서 에어포일의 양력계수 및 최대양력계수를 증가시키고, 동시에 항력계수의 증가를 상대적으로 작게 하여 양항비를 증가시키는 효과를 가져오게 된

<sup>†</sup> Corresponding Author ; Member, Rotorcraft Research Team in Korea Aerospace Research Institute / Inha University  
E-mail : ktj@kari.re.kr

\* Member, Rotorcraft Research Team in Korea Aerospace Research Institute

‡ Recommended by Editor Heung Soo Kim

© The Korean Society for Noise and Vibration Engineering

다. 이러한 거니플랩의 효과는 이후 많은 공학자들에 의해 해석/시험되었고 그 효과가 확인되었다<sup>(1,2)</sup>.

헬리콥터 분야에서는 헬리콥터 기동 상태에 따라 블레이드 방위각(azimuth angle)에 따른 양향비 조절을 통해 로터 블레이드에 발생하는 진동 및 소음을 저감시키는 다양한 연구가 진행되고 있으며<sup>(3-6)</sup>, 양향비 조절 방법 중 하나로 거니플랩을 능동적으로 작동시켜 진동 및 소음을 저감시키기 위한 연구도 진행되고 있다<sup>(7-9)</sup>.

능동 거니플랩(active Gurney flap, 이하 AGF)을 로터 블레이드에 적용하기 위해서는 로터 회전속도에 맞는 빠른 운영속도, 저전력 소모 등의 성능 요구조건과 블레이드 내에 장착되어야 하는 형상 요구조건, 로터 회전에 의해 발생하는 원심력 하중 하에서 운영이 되어야 하는 하중 요구조건 등을 만족하여야 한다.

이 연구에서는 고속 운영 상태에서 탄성변형이 발생하는 AGF 작동기의 탄성변형 원인을 확인하고 탄성변형을 최소화 할 수 있도록 설계 변경을 수행하였으며, 모드해석을 통해 예측한 플랩방향 고유진동수 값을 시험을 통해 측정된 고유진동수 값과 비교하여 설계 변경의 효과를 확인하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 AGF 작동기 요구도 설정 및 설계

헬리콥터 로터 블레이드에 적용하기 위한 AGF 작동기 설계를 위해 설계 요구도를 Table 1과 같이 설정하였다. 설계 요구도는 NACA 23012 에어포일을 적용한 BO-105 헬리콥터 블레이드 장착을 기준

으로 거니플랩의 적용 위치, 크기 그리고 작동속도에 대한 파라미터 연구를 통해 최적의 성능을 낼 수 있도록 설정하였다.

이러한 요구도를 만족시킬 수 있는 AGF 작동기 설계를 위한 AGF 작동 개념을 Fig. 1과 같이 고안하였다. 이 작동기의 작동개념은 직류 모터에 편심축을 적용하여 모터의 회전운동을 직선 왕복운동으로 변환시키고, 직선운동 하중이 회전반경이 다른 회전체를 회전시키도록 하여 플랩의 수직 왕복운동을 구현하는 것이다. 이 때 편심축의 거리는 요구되는 플랩의 왕복 거리 D에 따라 식 (1)로 유도될 수 있다.

$$2L_E : L_1 = D : L_2 \Rightarrow D = \frac{2L_E \times L_2}{L_1} \quad (1)$$

이렇게 설정된 요구도 및 작동개념을 기본으로 하여 Fig. 2와 같이 AGF 작동기를 설계하였다. AGF 작동기를 구성하는 구성품들은 크게 거니플랩, linkage, DC 모터, 편심축 그리고 각종 베어링 등으로 구분되며, 각 구성품들의 회전축에는 radial bearing을, 회전 운영 시 원심력에 의해 축방향 하중을 받는 부분에는 thrust bearing을 적용하였다.

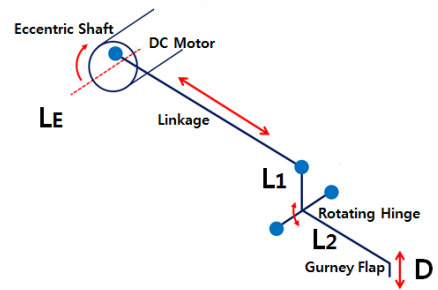


Fig. 1 AGF operating principle

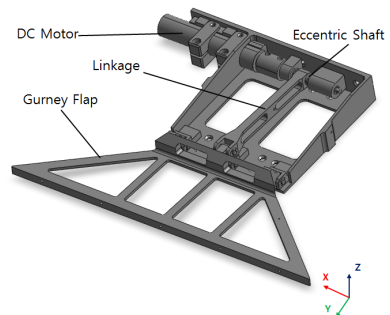


Fig. 2 AGF actuator

Table 1 AGF requirements

Contents		Requirement
Configuration requirement	Flap position (chordwise)	243 mm from LE (0.9C)
	Flap position (spanwise)	3.69 m from HC (0.75R)
	Flap width	0.25 m
	Flap stroke thickness	1 mm (0.35 % of chord length)
Performance requirement	Flap operating length	4.05 mm (1.5 % of chord length)
	Flap operating frequency	Max. 35 Hz (5/rev at 424 rpm)

이 작동기의 변위를 결정할 주요 구성품들의 길이 및 식 (1)에 따른 거니플랩의 작동거리를 Table 2를 통해 나타내었다.

## 2.2 AGF 작동기 지상 작동 시험

설계가 완료된 AGF 작동기를 실제 제작한 후, 성능 요구도를 만족하는지 확인하기 위하여 지상 작동시험을 수행하였다. 먼저 AGF 작동기를 고정하기 위하여 정반에 고정 치구를 설치하고 AGF 작동기를 고정치구에 부착하였다. 그리고 거니플랩 끝단에 레이저 변위계를 사용하여 거니플랩의 작동거리를

Table 2 AGF component dimensions

Contents	Dimensions(mm)
Eccentric shaft length( $L_E$ )	0.3
Gurney flap height( $L_1$ )	11
Gurney flap length( $L_2$ )	75
Gurney flap displacement( $D$ )	4.09

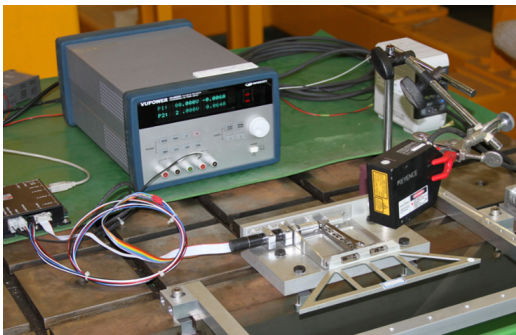


Fig. 3 AGF actuator ground operating test

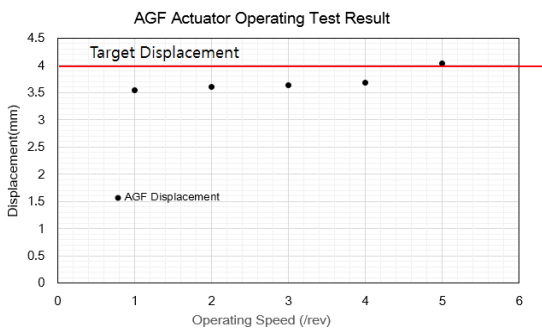


Fig. 4 AGF actuator ground operating test result

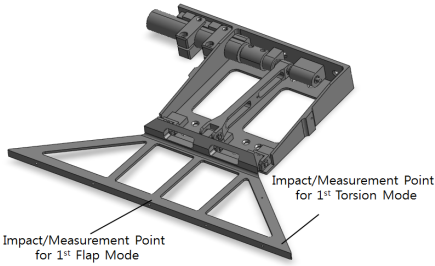
측정하였다. 레이저 변위계의 신호는 오실로스코프를 통해 데이터 파일로 저장하여 거니플랩의 변위와 운영 속도를 후처리 작업을 통해 명확히 확인할 수 있도록 하였다. Fig. 3은 AGF 작동기 지상운영시험을 위한 준비상태를 보여주고 있다.

Fig. 4는 AGF 작동기의 지상작동시험을 통해 확인한 운영 속도에 따른 거니플랩의 변위 결과를 나타내고 있다. 결과를 분석해보면, 크게 두 가지 현상을 확인할 수 있다. 첫 번째는 낮은 운영속도에서 AGF 작동기는 목표 변위보다 최대 0.4 mm 이상 변위가 작게 발생하는 것이고, 두 번째는 운영속도가 높아질수록 변위가 증가하는 것이다. 이 중 첫 번째 현상은 편심축의 제작오차와 측정위치 오차에 의한 것으로 확인하였다. 편심축의 0.01 mm 제작 오차는 거니플랩의 0.14 mm의 변위 오차를 발생시키며, 측정위치의 1 mm 오차는 약 0.06 mm의 변위 오차를 발생시키게 된다. 편심축의 제작오차는 실제 약 0.03 mm 정도 나타난 것으로 확인하였다.

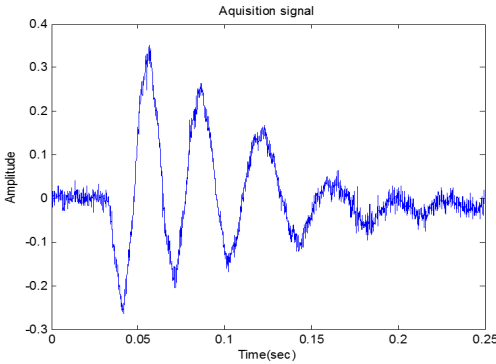
그리고 운영속도가 높아질수록 변위가 크게 발생하는 현상은 거니플랩의 왕복 운동 시 발생하는 관성력에 의한 탄성변형 때문인 것으로 판단하였다. 거니플랩이 고속으로 운영될 수록 가속도가 증가하면서 거니플랩 끝단의 관성력이 증가하게 되며, 이와 아울러 관성력이 부가되는 하중 주파수도 높아지게 된다. 따라서 거니플랩의 모드 주파수가 낮을 경우 AGF 작동기의 운영 주파수에 따라 탄성변형이 발생할 것을 예측할 수 있다.

## 2.3 거니플랩 고유진동수 시험

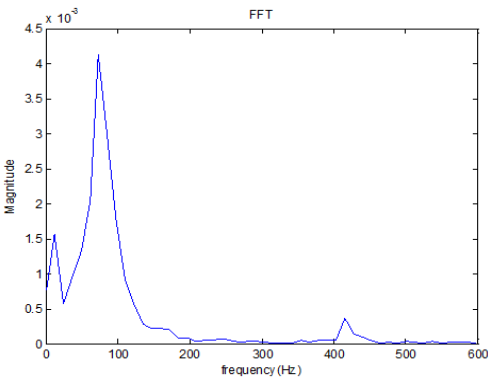
거니플랩의 고유진동수를 확인하기 위한 모드 시험을 수행하였다. 거니플랩의 탄성변형에 영향을 미칠 것으로 판단되는 모드로는 거니플랩의 운영방향인 플랩방향의 1차 모드와 거니플랩의 좌우 끝단이 각각 반대 운영방향으로 움직이는 토션 방향의 1차 모드를 예상하고 각 모드의 고유진동수를 확인하기 위한 시험을 수행하였다. 1차 플랩 모드 고유진동수 확인 시험 방법은 운영이 가능한 장착 상태의 거니플랩에 대해 중앙 끝단에 충격 하중을 부가하여 이후에 발생하는 거니플랩 중앙 끝단의 변위를 일정 시간동안 레이저 변위계로 측정하여 초당 진동수를 확인하는 방법을 적용하였다. 마찬가지로 1차 토션 모드 고유진동수를 확인하기 위한 시험 방법으로는



**Fig. 5** Impact/measurement point for 1st flap and 1st torsion mode

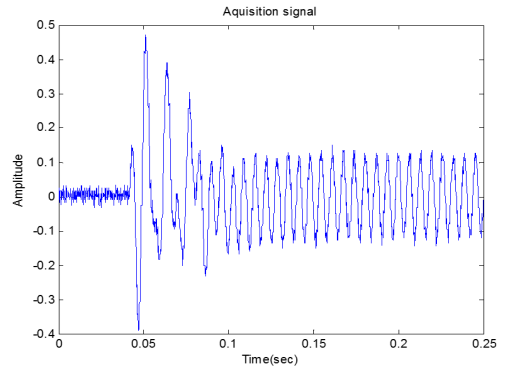


**Fig. 6** 1st flap mode acquisition data

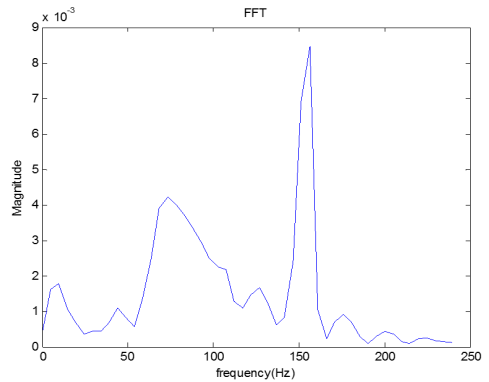


**Fig. 7** 1st flap mode FFT result

거니플랩의 우측 끝단(좌측 끝단도 상관없음)에 충격 하중을 부가하고 이후에 발생하는 거니플랩의 우측 끝단의 변위를 일정 시간동안 레이저 변위계로 측정하여 진동수를 확인하는 방법을 적용하였다. Fig. 5는 1차 플랩 모드와 1차 토션 모드 시험 수행을 위한 충격하중 부가위치 및 변위 측정 위치를 나타내고 있다.



**Fig. 8** 1st torsion mode acquisition data



**Fig. 9** 1st torsion mode FFT result

**Table 3** 1st flap/torsion mode test results

1st flap mode frequency	1st torsion mode frequency
83.3 Hz	157.1 Hz

Figs. 6~9는 1차 플랩 모드와 1차 토션 모드에 대한 시험 측정 결과 및 푸리에 변환(Fourier transform) 결과를 나타내고 있으며 Table 3은 시험 결과를 통해 얻어낸 1차 플랩 모드와 1차 토션 모드 고유진동수 값을 나타내고 있다. 이 결과를 통해 1차 플랩 모드 주파수가 AGF 작동기 운영 주파수 35 Hz에 가깝기 때문에 모터 운영 속도가 증가할수록 탄성 변형에 의한 영향이 커진 것으로 판단할 수 있다.

Fig. 10은 거니플랩 힌지영역을 고정 구속으로 가정하고 거니플랩의 모드해석을 한 결과를 보여주고 있다. 해석 결과를 보면 1차 토션 모드는 시험 결과와 유사한 결과를 나타내는 반면, 1차 플랩 모드는 시험 결과의 약 2배의 주파수를 나타내고 있다.

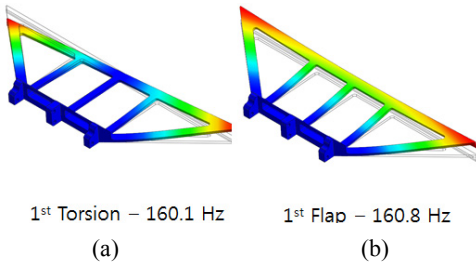


Fig. 10 Gurney flap mode analysis results - clamped B.C.

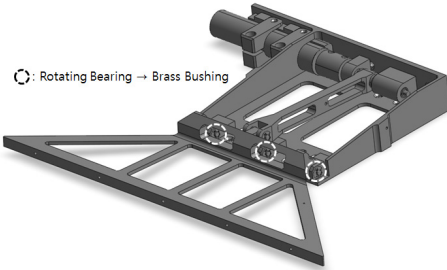


Fig. 11 Applying position of brass bushing

2.4 거니플랩 설계 변경1 - 황동부싱 적용

1차 플랩 모드에 대한 시험 결과와 해석 결과가 다른 이유로는 실제 거니플랩 힌지영역의 장착상태가 고정 구속조건이 아닌 radial bearing 경계조건에 의한 y, z방향의 강성저하 때문인 것으로 판단하였다. 따라서 거니플랩의 힌지영역을 고정구속 조건에 가깝게 구성하기 위하여 Fig. 11과 같이 거니플랩 힌지영역의 radial bearing을 황동 부싱(brass bushing)으로 교체하였다.

Figs. 12~15는 radial bearing을 황동부싱으로 교체한 후 수행한 1차 플랩 모드와 1차 토션 모드 확인 시험 결과를 나타내고 있으며 Table 4는 각각의 모드에 대한 주파수 값을 나타내고 있다.

이 결과는 회전 기능을 수행해야 하는 힌지영역에 황동부싱 적용을 통해 y, z방향의 강성을 증가시켜 1차 플랩 모드의 주파수를 증가시켰음을 보여준다. 이 결과를 바탕으로 AGF 작동기의 지상작동시험을 다시 수행하여 거니플랩의 탄성변형 발생 여부를 확인해 보았다.

Fig. 16은 radial bearing을 황동 부싱으로 교체한 후 AGF 작동기를 1~5/rev에 대해 지상 운영시험을 한 결과를 보여준다. 이 그래프를 통해 1~4/rev에서는

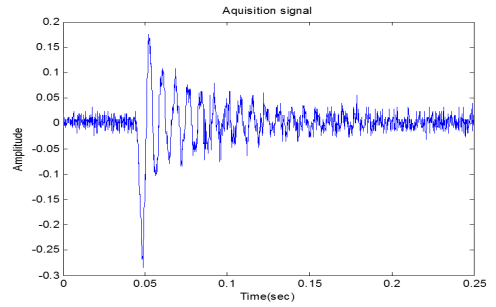


Fig. 12 1st flap mode acquisition data (brass bushing)

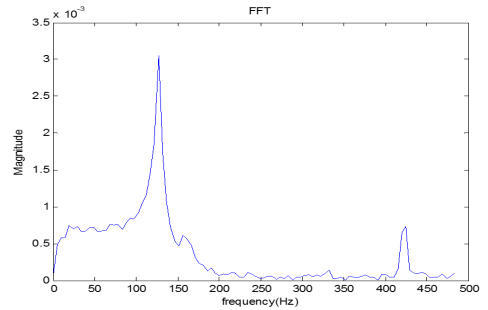


Fig. 13 1st flap mode FFT result (brass bushing)

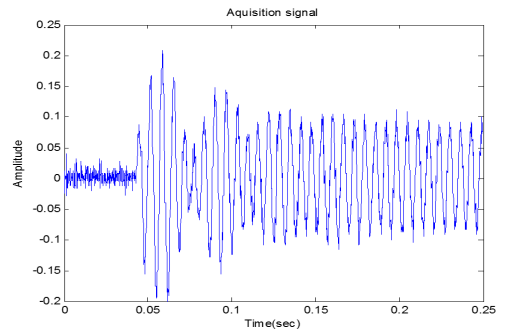


Fig. 14 1st torsion mode acquisition data (brass bushing)

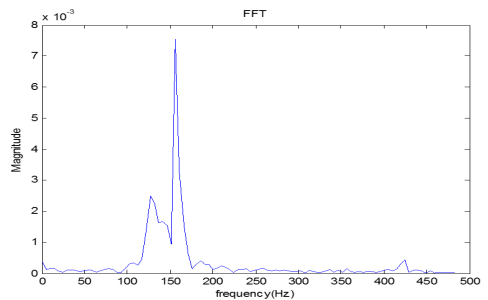
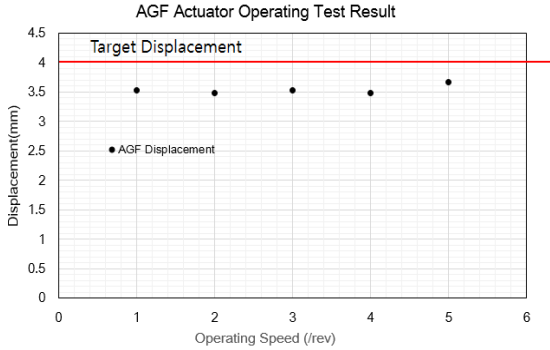


Fig. 15 1st torsion mode FFT result (brass bushing)

**Table 4** 1st flap/torsion mode test results(brass bushing)

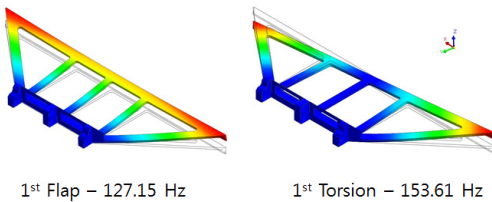
1st flap mode frequency	1st torsion mode frequency
127.1 Hz	156.3 Hz



**Fig. 16** AGF actuator ground operating test result (brass bushing)

**Table 5** Stiffness values of bush element

Axial stiffness (N/mm)			Bending stiffness (N.mm/rad)		
X	Y	Z	X	Y	Z
1E9	163.5	163.5	1E9	1E9	1E9



**Fig. 17** Gurney flap mode analysis results - brass bushing B.C.

운영속도 증가에 따른 탄성변형이 미미함에 반해 5/rev에 대해서는 약 0.15 mm의 탄성변형이 발생함을 확인할 수 있다.

그리고 황동부싱이 적용된 경계조건에서의 모드 시험 결과에 해석 결과를 맞추기 위하여 거니플랩의 유한요소 해석모델을 수정하였다. 거니플랩 해석모델의 힌지영역에 x, y, z방향으로 손쉽게 강성의 크기를 조절할 수 있는 1차원 부쉬 요소를 적용하여 경계조건을 구성하였다. 먼저 힌지영역의 경계조건

에 있는 노드들을 매우 강건한 1차원 요소를 사용하여 하나의 노드로 공유한 후, 공유된 각 노드들을 1차원 부쉬 요소로 연결하였다. 또한 경계조건은 1차원 요소로 공유된 노드들에 대해 x축 회전변위를 제외한 나머지 5개의 변위를 구속조건으로 설정하였으며, 부쉬 요소의 x, y, z방향에 대한 강성값을 조절하여 시험을 통해 얻은 고유진동수 값에 최대한 근접하도록 하였다. Table 5는 황동부싱을 적용한 경계조건을 모사하기 위한 부쉬 요소의 강성값을 보여주고 있으며, Fig. 17은 이러한 경계조건을 적용한 거니플랩의 모드해석 결과를 나타내고 있다.

**2.5 거니플랩 설계 변경 - 거니플랩 길이 변경**

5/rev에서 발생하는 탄성변형의 크기를 더 줄이기 위하여 거니플랩의 1차 플랩 모드 증가를 위한 형상 변경을 수행하였다. 일반적인 빔 형태의 구조물의 고유진동수는 탄성계수 E, 2차 관성모멘트 I, 밀도 ρ, 구조물의 길이 L의 함수로 나타나며 단위길이당 질량이 일정한 빔의 고유진동수를 계산하는 식은 아래와 같이 나타내어진다.

$$\omega_n = \frac{\lambda^2}{L^2} \sqrt{\frac{EI}{\rho}}, \quad f = \frac{\omega_n}{2\pi} \tag{2}$$

여기에서 소재 변경없이 고유진동수를 높이기 위한 방법은 빔의 길이를 줄이거나 단면 형상을 변경하여 2차 관성모멘트를 늘리는 방법이 있다. 이 중 2차 관성모멘트를 늘리기 위해 단면의 형상을 변경할 경우 경계조건이 고정구속이 아닌 관계로 2차 관성모멘트 증가에 의한 고유진동수 증가 효과가 미미할 수 있다. 따라서 경계조건의 영향을 안 받고 중량감소의 효과도 나타낼 수 있는 길이 축소 방법을 선정하였다.

거니플랩의 위치 요구도에 따라 작동위치 0.9C는 변경되어서는 안되므로, 거니플랩의 길이를 줄이기 위해서는 linkage를 포함한 AGF 작동기가 에어포일 뒷전 방향으로 이동을 해야 한다. 그런데 에어포일 형상의 특성 상 뒷전 방향으로 갈수록 내부 공간의 높이가 줄어들기 때문에, 거니플랩의 길이를 줄이기 위해서는 구성품들의 높이를 줄여야 한다. 이러한 특성을 Fig. 18을 통해 나타내었다.

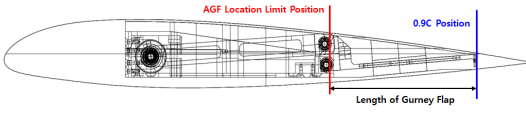


Fig. 18 AGF actuator location limitation

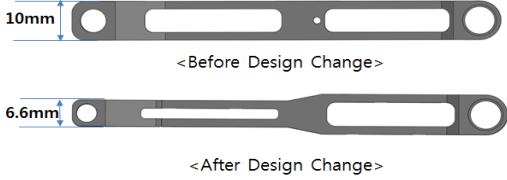


Fig. 19 Linkage design modification

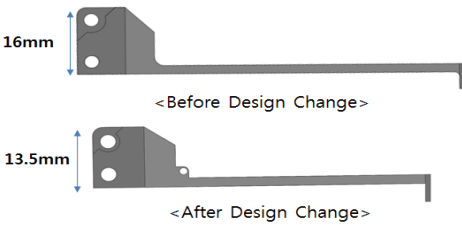


Fig. 20 Gurney flap design modification - height

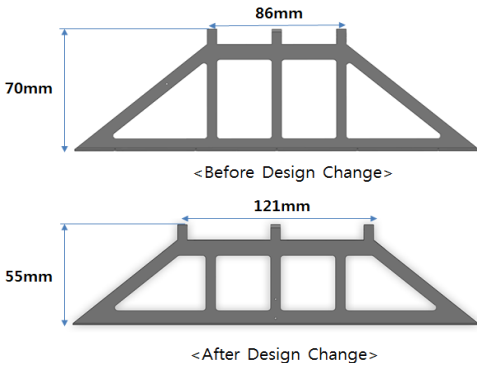


Fig. 21 Gurney flap design modification - width and length

이로 인해 Figs. 19, 20과 같이 linkage와 거니플랩의 높이를 낮추어 AGF 작동기가 뒷전방향으로 이동할 수 있도록 하였으며, 작동기가 뒷전으로 이동한 거리만큼 거니플랩의 길이를 줄여주었다. 또한 거니플랩의 경계조건이 되는 힌지에서 거니플랩 끝단까지의 길이를 줄이기 위하여 힌지영역의 폭을 증가시켰다. Fig. 21은 거니플랩의 형상 변경 내용을 보여주고 있다.

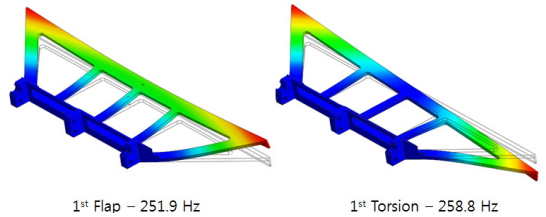


Fig. 22 Modified Gurney flap mode analysis results - clamped B.C.

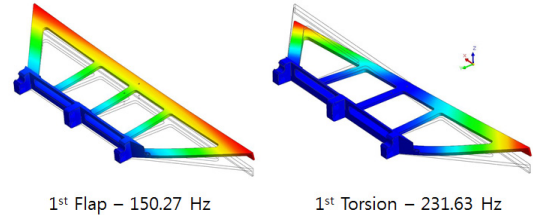


Fig. 23 Modified Gurney flap mode analysis results - brass bushing B.C.

## 2.6 설계 변경된 거니플랩 고유진동수 예측 및 확인

설계 변경된 거니플랩의 고유진동수를 예측하기 위해 모드해석을 수행하였다. 우선 고정구속 상태에서 모드해석을 수행하여 설계 변경으로 인한 고유진동수의 증가율을 확인하였다. Fig. 22는 설계 변경된 거니플랩의 고정구속 조건에 대한 모드해석 결과를 보여주고 있다. 앞선 Fig. 9의 결과와 비교해 봤을 때 1차 플랩 모드와 1차 래그 모드와 고유진동수가 각각 57.3%와 60.9% 증가하였음을 나타낸다.

그 후 황동부싱 경계조건을 적용하여 모드해석을 수행하였다. 황동부싱 경계조건을 구현하기 위해서 앞서 2.4절에서 설명한 1차원 부싱 요소를 동일하게 적용하였으며 강성값도 Table 5 값을 그대로 적용하였다. Fig. 23은 황동부싱 경계조건을 적용한 설계 변경된 거니플랩의 모드해석 결과를 보여주고 있다. 이 해석 결과를 통해 1차 플랩 모드는 설계 변경된 후 황동부싱이 적용된 경계조건 상태에서 약 18.1%의 고유진동수 증가가 나타남을 알 수 있다.

이러한 해석 결과를 바탕으로 형상 변경된 거니플랩을 제작하여 고유진동수 시험을 수행하였다. 시험 방법은 앞에서 설명한 방법과 동일한 방법으로

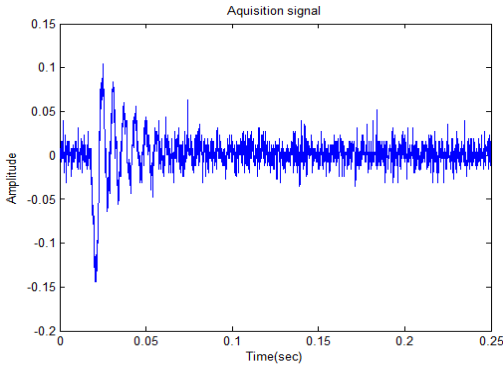


Fig. 24 1st flap mode acquisition data - modified Gurney flap

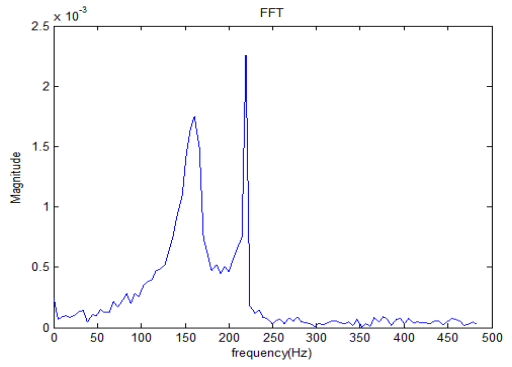


Fig. 27 1st torsion mode FFT result - modified Gurney flap

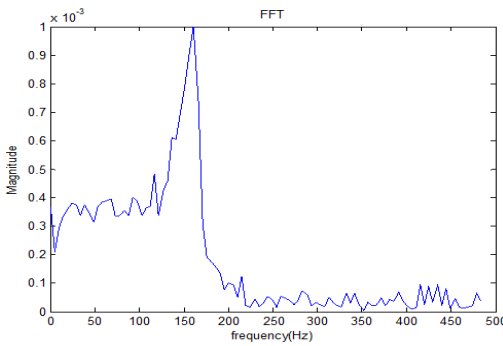


Fig. 25 1st flap mode FFT result - modified Gurney flap

Table 6 1st flap/torsion mode test results - modified Gurney flap

1st flap mode frequency	1st torsion mode frequency
161.13 Hz	219.73 Hz

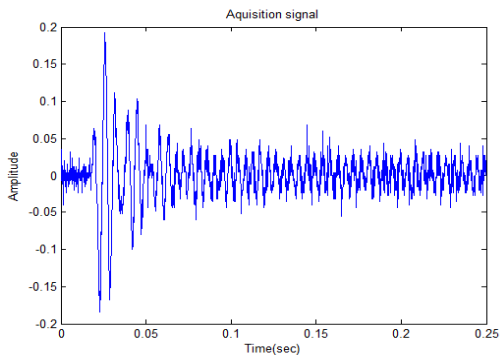


Fig. 26 1st torsion mode acquisition data - modified Gurney flap

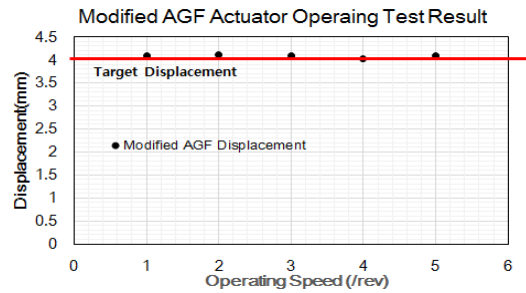


Fig. 28 Modified AGF actuator ground operating test result

수행하였으며 Figs. 24~27 및 Table 6은 시험 결과를 나타내고 있다. 이 시험 결과를 해석 결과와 비교하였을 때, 1차 플랩모드와 1차 토션 모드에 대해 각각 약 -6.7%와 5.4%의 오차가 나타남을 확인할 수 있다. 오차의 원인으로는 형상 변경된 거니플랩

및 각각의 거니플랩에 적용된 황동부싱의 제작 편차 때문일 것으로 판단된다.

Fig. 28은 형상 변경된 거니플랩을 적용한 AGF 작동기의 지상작동시험 결과를 나타내고 있다. 이 결과는 1~5/rev의 운영 속도에 대해 계측 오차 수준 내에서의 변위 차이를 제외한 다른 변위는 나타나지 않음을 보여주고 있다.

### 3. 결 론

이 논문에서는 최대 35 Hz의 운영속도를 요구도로 가지는 AGF 작동기에 대해 지상작동시험을 통해 고속 운영 시 탄성변형이 발생함을 확인하고 이를 최소화



화하기 위한 AGF 작동기의 형상변경 사항 및 이에 따른 시험/해석 결과를 기술하였다. AGF 작동기에 조립된 거니플랩에 대해 1차 플랩 및 토션 모드 확인 시험을 수행하여 1차 플랩 모드의 고유진동수가 5/rev 운영주파수에 가까움을 확인하였다. 이에 따라 1차 플랩 모드 고유진동수 증가를 위해 거니플랩 ힹ지영역에 있는 radial bearing을 황동 부싱으로 교체하여 1차 플랩모드 고유진동수를 약 52% 증가시켰으며 이에 따라 탄성변형도 최대 0.15 mm로 감소하였음을 시험을 통해 확인하였다. 그리고 거니플랩의 길이 축소 형상 변경을 수행하여 해석을 통해 약 18.1%의 1차 플랩모드 고유진동수 추가 증가를 확인하고, 이를 근거로 형상변경 거니플랩을 제작하여 고유진동수 시험 및 지상운영 시험을 수행하였다. 형상변경 거니플랩에 대한 고유진동수 시험을 수행한 결과 모드해석 결과와 시험 데이터의 오차가 약 -6.7%임을 확인하여 해석모델의 신뢰성을 확인하였으며, 지상운영시험을 통해 탄성변형은 계측 오차 이내로 발생함을 확인하였다.

## 후 기

이 논문은 한국항공우주연구원 주요사업 “소음저감을 위한 능동제어 로터 국제협력 연구”과제 결과 중 일부임.

## References

- (1) Van Dam, C. P., Ten, D. T. and Vijgen, P. M. H. W., 1999, Gurney Flap Experiments on Airfoils and Wings, *Journal of Aircraft*, Vol. 36, No. 2, pp. 484~486.
- (2) Maughmer, M. D. and Bramesfeld, G., 2008, Experimental Investigation of Gurney Flaps, *Journal of Aircraft*, Vol. 45, No. 6, pp. 2062~2067.
- (3) Lee, J., Choi, J. H. and Shin, S. J., 2011, Development of an Intelligent Active Trailing-edge Flap Rotor to Reduce Vibratory Loads in Helicopter, *Proceedings of the KSNVE Annual Spring Conference*, pp. 492~497.
- (4) Natarajan, B., Eun, W. J. and Shin, S. J., 2013, Enhancement of SNUF Active Trailing-edge Flap Blade Mechanism Design, *Transactions of the Korean Society*

for Noise and Vibration Engineering, Vol. 23, No. 7, pp. 645~653.

(5) Milgram, J., Chopra, I. and Straub, F., 1998, Rotors with Trailing Edge Flaps: Analysis and Comparison with Experimental Data, *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 43, No. 4, pp. 319~332.

(6) Kim, D. H., Kang, H. J., Wie, S. Y. and Kim, S. H., 2013, Modeling of a Rotor System Incorporating Active Tab and Analysis of BVI Noise Reduction Characteristics, *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 11, pp. 855~864.

(7) Kinzel, M. P., Lesieutre, G. A. and Maughmer, M. D., 2005, Miniature Trailing-edge Effectors for Rotorcraft Performance Enhancement, *American Helicopter Society 61st Annual Forum*, Grapevine, Tx, pp. 146~158.

(8) Thiel, M. R., Lesieutre, G. A., Maughmer, M. D. and Koopmann, G. H., 2006, Actuation of an Active Gurney Flap for Rotorcraft Applications, *47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Con.*, Newport, Rhode Island.

(9) Kim, S. H., 2014, Study on the Safety Enhancement of Eco-friendly Aircraft Technology, *Korea Aerospace Research Institute*.



**Taejoo Kim** received M.S. degree in aerospace engineering from Inha University in 2004. He is a senior researcher in rotorcraft research team at KARI. His research interests are helicopter rotor system composite blade and hub component structure design, analysis and test.



**Do-Hyung Kim** is senior research engineer of KARI. He received his Ph.D.(2004) degree from KAIST in Aerospace Engineering. His Ph.D. thesis is about vibration suppression of smart structures. He joined Rotorcraft Research Department of KARI in Dec. 2003, has continued to

work on the Korean Helicopter Program, and several basic research programs related to noise and vibration reduction of rotorcrafts. His major role is analysis of rotor dynamics and loads, testing model rotor systems, and development of active vibration control systems for rotorcrafts.



**Seung-Kil Paek** received the M.Sc. and Ph.D. degrees in the aerospace engineering from KAIST, Daejeon, Korea, in 1993 and 1998, respectively. Until 2006, he worked for T-50 supersonic jet trainer development as aer-

oelasticity engineer. Since then, he has been a principal researcher in Rotorcraft Research Team of KARI and worked for Korean Helicopter Program. He is interested in flight vehicle aeroelasticity, active vibration control, and model based system modeling and analysis.