



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49(8), 649-660(2021)

DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.8.649>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

개별 블레이드 조종을 통한 로터 허브 진동 저감 해석

김태주¹, 위성용², 김민우³, 이동건⁴

Rotor Hub Vibration Reduction Analysis Applying Individual Blade Control

Taejoo Kim¹, Seong-Yong Wie², Minwoo Kim³ and Dong-geon Lee⁴

Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

Through analytical method based on S-76 model, the level of rotor hub vibration reduction was analyzed according to higher harmonic actuating by individual blade control. The higher harmonic actuating method for individual blades was divided into a method of generating an additional actuating force from the pitch-link in the rotating part and generating actuating force through the active trailing edge flap control of the blade. In the 100kts forward flight conditions, the hub load analysis was performed by changing the phase angle of 15 degree for the 2P/3P/4P/5P harmonic actuation for individual blades. Through the harmonic actuation results, the sensitivity of the rotor system according to the actuating conditions was analyzed, and the T-matrix representing the characteristics of the rotor system was derived based on this analysis result. And through this T-matrix, optimal higher harmonic actuating condition was derived to minimize hub vibration level for flight condition. In addition, the effect on the performance of the rotor system and the pitch-link load under minimum hub vibration condition, as well as the noise influence through the noise analysis were confirmed.

초 록

S-76 모델을 기준으로 해석을 통해 개별 블레이드에 대한 고조화 가진에 따른 로터 허브 진동 수준을 분석하였다. 개별 블레이드에 대한 고조화 가진 방법은 회전부에 있는 피치링크 자체에서 추가적인 가진력을 발생하는 방법(Actuating by Individual Pitch-link)과 블레이드 능동 뒷전 플랩 조절을 통해 가진력을 발생하는 방법(Active Trailing Edge Flap)으로 구분하였다. 100kts의 전진비행 조건에서 개별 블레이드에 대한 2P/3P/4P/5P 조화 가진을 15도의 위상각을 변경시켜가며 허브 하중 해석을 수행하였다. 그 결과를 통해 가진 조건에 따른 로터 시스템의 민감도를 확인하였으며 이 정보를 기반으로 로터 시스템의 특성을 나타내는 전달 행렬(T-matrix)을 구성하였다. 그리고 전달 행렬을 통해 비행조건에 대해 허브 진동 수준을 최소화하는 최적의 고조화 가진 조건을 도출하였다. 그리고 최소 허브 진동 조건에서 로터 시스템의 성능 및 피치링크 하중에 대한 영향성과 더불어 소음해석을 통한 소음 영향성도 확인하였다.

Key Words : Individual Blade Control(개별 블레이드 제어), Higher Harmonic Actuating(고조화 가진), Actuating by Individual Pitch-link(피치링크 가진), Active Trailing Edge Flap(능동 뒷전 플랩), Rotor Hub Vibration(로터 허브 진동), Noise Analysis(소음 해석)

† Received : February 28, 2021 Revised : April 26, 2021 Accepted : May 21, 2021

¹ Principal Researcher, ^{2,3} Senior Researcher, ⁴ Researcher

¹ Corresponding author, E-mail : ktj@kari.re.kr, ORCID 0000-0002-1094-2400

© 2021 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

I. 서 론

헬리콥터를 개발하고 운영함에 있어서 로터에서 발생하는 진동을 줄이기 위한 노력은 헬리콥터가 개발된 이래 꾸준히 수행되어져 왔다. 로터에서 발생하는 진동은 헬리콥터 정비 간격과 구조물의 피로수명, 전자장비의 성능에 영향을 미치며 탑승객의 불편감을 발생시키기 때문이다. 로터에서 발생한 진동의 영향을 줄이기 위한 방법으로는 로터에서 발생하는 진동 자체를 줄이는 방법, 로터에서 발생한 진동이 전달되는 과정에서 진동을 감쇄시키는 방법 그리고 기체에 전달된 진동에 대해 인위적인 추가 가진력 발생을 통해 상쇄시키는 방법 등이 있다[1].

이 중 블레이드에서 발생하는 진동을 감소시키는 방법인 고조화 조종(Higher Harmonic Control, HHC) 방법은 1952년에 Stewart에 의해 후진 영역의 블레이드 실속을 지연시켜 헬리콥터 전진비행 속도를 높이기 위하여 처음 제안되었다[2]. 이후 추가적인 연구를 통해 고조화 조종 방법에 따른 허브 진동 감소가 확인되었으며, Bell사나 Boeing사 등에서 비행 시험을 통해 효과를 확인하였다[3,4]. 그러나 HHC 방법을 통한 허브 진동 감소는 경우에 따라서 블레이드 하중 증가나 일부 허브 진동 요소의 증가를 동시에 수반하기도 한다.

고조화 조종 방법은 비회전부에서 회전부로 고조화 가진력을 전달하는 방법[5]과 회전부 내에서 개별 블레이드 조종(Individual Blade Control, IBC)을 통해 고조화 가진력을 생성하는 방법[6]으로 구분할 수 있다. 앞선 방법은 추가적인 가진 작동기 없이 비회전부의 작동기 운영을 통해 가진이 가능하며 회전부에는 $(n-1)$, n , $(n+1)$ P 주파수의 가진력이 전달된다. 이와는 달리 회전부 내에서 개별 블레이드 조종을 통해 가진력을 생성하는 방법은 회전부 내에 추가적인 작동기를 적용하여야 하며 모든 주파수에 대한 고조화 가진력 발생이 가능하다.

본 연구에서는 개별 블레이드 조종을 통한 고조화 조종 방법 중 피치링크에서 조종력을 발생시키는 피치링크 가진 조종(Pitch-link Actuating Control) 방법과 블레이드 뒷전 플랩을 통해 조종력을 발생시키는 능동 뒷전 플랩(Active Trailing Edge Flap) 방법에 따른 허브 진동 감소 수준과 이에 따른 피치링크 하중, 로터 성능 및 소음 영향성을 S-76 모델을 적용한 CAMRAD II[7]를 사용하여 모델링하고 해석하여 의미를 분석하였다.

II. 본 론

2.1 개별 블레이드 조종을 통한 고조화 조종

개별 블레이드 조종을 통한 고조화 가진 방법은

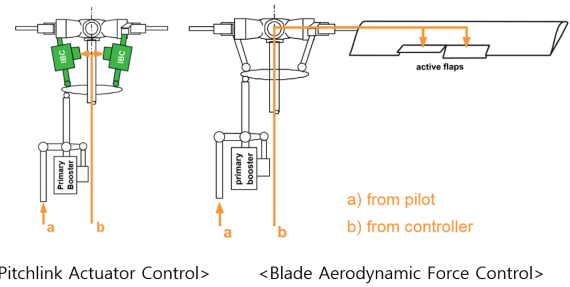


Fig. 1. IBC Configurations

크게 두 가지로 구분할 수 있다. 하나는 피치 조절 하중을 전달하는 피치링크에 가진기가 설치되어 개별 피치링크에서 개별 블레이드에 피치 조절 가진력을 발생시키는 것이다. 나머지 하나는 개별 블레이드에 능동 뒷전 플랩이나 능동 탭, 능동 뒤틀림 등을 적용하여 블레이드 일정 영역에서 발생하는 공기력을 통해 피치 조절 가진력을 발생시키는 것이다[6,8]. Fig. 1은 개별 블레이드 조종을 통한 고조화 가진 방법을 나타내고 있다.

개별 블레이드 조종을 통한 고조화 조종은 아래 식 (1)로 표현할 수 있다.

$$\theta_{\kappa} = \sum_{n=1}^N (A_{n\kappa} \cos n\psi_{\kappa} + B_{n\kappa} \sin n\psi_{\kappa})$$

N : Number of applied harmonics

n : Harmonic number

κ : Blade number

θ : Control input for blade pitch or on-blade device(eg. Flap deflection)

그리고 고조화 조종 입력과 목적값과의 관계는 이득 행렬(Gain Matrix) 연산을 통해 나타낼 수 있다. 다음의 식 (2)~(4)는 4 블레이드 로터 시스템에 대한 허브 수직력(Normal Force)과 고조화 조종 입력과의 관계를 나타내고 있다.

$$F_z = F_z^{4C} \cos 4\psi + F_z^{4S} \sin 4\psi \quad (2)$$

$$\theta = \theta_{4C} \cos 4\psi + \theta_{4S} \sin 4\psi \quad (3)$$

$$\begin{Bmatrix} \theta_{4C} \\ \theta_{4S} \end{Bmatrix} = [G] \begin{Bmatrix} F_z^{4C} \\ F_z^{4S} \end{Bmatrix}$$

F_z : Hub normal force

θ : Collective higher harmonic control input

$[G]$: Gain matrix

일반적인 고조화 조종 모델은 기본 비행조건에서의 목적 벡터와 고조화 조종 입력에 따른 목적값(Target Value) 연산결과의 합으로 표현할 수 있으며, 고조화 조종에 대한 최종 목적은 이 연산에 따른 결과를 0에 가깝게 하는 데 있다. 아래 식 (5)는 일반

적인 고조화 조종 모델을 나타내고 있다.

$$\vec{z} = \vec{z}_0 + T\vec{\theta}$$

\vec{z}_0 : Target values(ex: vibration, noise) at the baseline flight condition(no HHC applied) (5)

\vec{z} : Target value with both primary and HHC controls applied

최소화하고자 하는 목표의 개수 선정에 따라 목표값의 벡터 크기가 달라지고 입력하고자 하는 /rev 주파수 개수 선정에 따라 입력 벡터 크기가 달라지므로 전달 행렬(T-matrix)의 크기는 목표와 입력값의 개수 선택에 따라 결정된다. 다음의 식 (6)은 식 (5)에서 유도되는 일반적인 고조화 조종 알고리즘을 나타낸다.

$$\theta = -(T^T T)^{-1} (T^T z_0) \quad (6)$$

본 연구에서는 S-76 모델에 대해 전진비행 조건에서 피치링크 작동기 조절 방법과 능동 뒷전 플랩 조절 방법에 따른 Open Loop 고조화 조종 방법을 수행하여 전진비행 조건에서 4P 허브 진동이 최소화되는 전달 행렬을 도출하고 도출된 전달 행렬 결과에 따른 고조화 조종 입력 시 허브 진동 감소 수준과 로터 파워의 변화 그리고 피치링크 하중 변화를 확인하였다. 그리고 이때 발생하는 소음을 해석적으로 예측하고 증감 여부를 확인하였다.

2.2 해석 모델 구성

개별 블레이드 조종에 따른 진동 저감 및 소음 영향성 확인을 위한 해석은 CAMRAD II를 사용하였으며, 로터 모델은 S-76을 사용하였다. CAMRAD II에 사용된 익형 공기력 계수들은 공개 전산유체역학 코드인 SU²[9]를 사용하여 구성하였다.

CAMRAD II 해석은 풍동 모델 모드를 적용하였으며, 이에 따라 기체 모델링 없이 오직 로터 시스템 모델만 사용하였다. 또한 트림해석은 총 4개의 변수(양력, 항력, 횡방향 플랩 각도, 종방향 플랩 각도)를 조절하여 4개의 트림 목적값(콜렉티브 각도, 종방향 사이클릭 각도, 횡방향 사이클릭 각도, 샤프트 기울임 각도)을 획득하였다. 다음의 Figs. 2~4는 S-76 CAMRAD II 모델에 대한 Uniform inflow, Prescribed wake, Free wake 조건에서의 해석 결과를 시험결과[10]와 비교하여 보여주고 있다.

그리고 능동 뒷전 플랩 적용을 위해 S-76 블레이드 CAMRAD II 모델 수정을 수행하였다. 능동 뒷전 플랩의 형상은 미국 Boeing사에서 MD900에 적용한 플랩 형상[11,12]을 기준으로 S-76 블레이드 크기에 맞게 축소하였다. Table 1은 S-76 블레이드 CAMRAD II 모델에 적용한 능동 뒷전 플랩 형상 정보를 보여주고 있다.

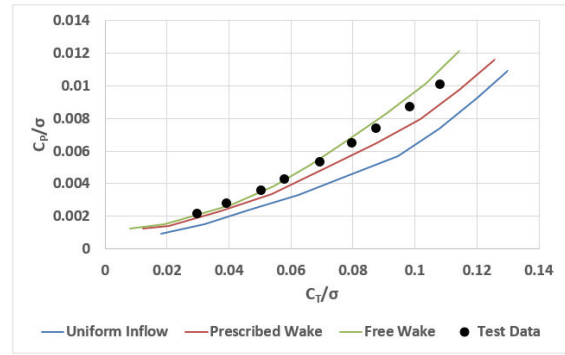


Fig. 2. Comparison of CAMRAD II Analysis Results and Wind Tunnel Test Result for S-76: C_T/σ vs C_P/σ

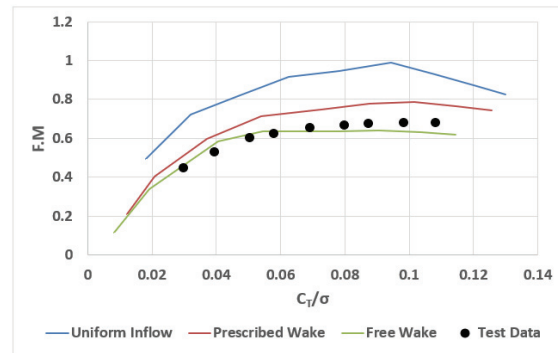


Fig. 3. Comparison of CAMRAD II Analysis Results and Wind Tunnel Test Result for S-76: C_T/σ vs Figure of Merit

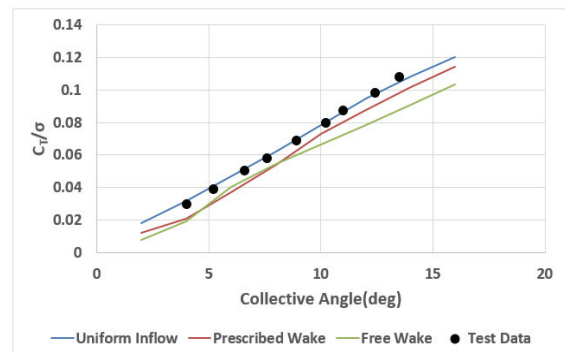


Fig. 4. Comparison of CAMRAD II Analysis Results and Wind Tunnel Test Result for S-76: Collective angle vs C_T/σ

능동 뒷전 플랩과 관련한 질량과 관성의 CAMRAD II 입력값은 두 블레이드의 형상 비율을 기준으로 스케일링하였다. 작동기의 중량 역시 플랩 중량의 비율을 반영하여 가정하였다. 플랩 힌지 스프링 계수는 두 블레이드 간의 회전주파수 비율을 반영하여 가정하였다. Table 2는 S-76 블레이드 CAMRAD II 모델에 적용한 능동 뒷전 플랩 물리적 계수 입력값을 나타내고 있다.

Table 1. S-76 Blade CAMRAD II Model Active Trailing Edge Flap Estimated Configuration

Span-wise Extent	18% R
Inboard Edge	72% R
Outboard Edge	90% R
Span-wise Center of Flap	81% R
Flap Chord	35% Airfoil Chord
Flap Hinge Chord-wise Location	75%
Flap Overhang	28.6% flap Chord

Table 2. S-76 Blade CAMRAD II Model Active Trailing Edge Flap Estimated Physical Value

Flap Weight	1.3 kg
Actuator Weight	2.2 kg
Flap Inertia	0.0018 kg.m ²
Flap Hinge Spring Constant	1911 kg.m/rad

능동 뒷전 플랩을 S-76 블레이드 CAMRAD II 모델에 적용하기 위하여 S-76 블레이드 모델 정보를 수정하였다. 블레이드 단면 물성치 입력 정보에 능동 뒷전 플랩 시작 위치와 종료 위치를 추가하고 새로 추가되는 단면 정보는 내삽 방법을 가정하여 적용하였다. 블레이드 뒷전 영역을 제거할 경우 영향을 받는 단면 물리량을 식별하였으며, 그 결과 코드 방향 굽힘 강성(Chord-wise Stiffness, EIC), 코드 방향 C.G 위치(Chord-wise C.G Location, XI), 단위 길이 당 질량(Mass per Unit Length, MASS) 그리고 Itheta, Ipolar 5가지를 식별하여 블레이드 뒷전 영역이 없는 상태의 단면 물리량을 작동기 및 능동 뒷전 플랩의 중량과 힌지 위치 등을 고려해 가정하여 입력하였다.

수정된 S-76 블레이드 CAMRAD II 입력 정보에, 앞서 기술한 능동 뒷전 플랩 정보를 모델링하여 추가한 후 진공 조건과 대기 조건에서 Coll. 4° RPM 스윙 해석을 수행하여 수정 전 S-76 블레이드 모델의 RPM 스윙 해석 결과와 모달 주파수를 비교하였다. Fig. 5의 진공 조건에서의 결과를 보면 저차 모드는 매우 유사하게 나타남을 알 수 있고, 고차 모드에서 능동 뒷전 플랩에 의한 모드 변화가 나타나는 것을 확인할 수 있다. Fig. 6의 대기 조건에서의 결과 역시 저차 모드에서는 거의 유사하고 고차 모드에서 차이가 발생하는 것을 확인할 수 있다. 다만 60% RPM에서 모드 주파수가 튀는 현상이 나타나는데 이는 수정

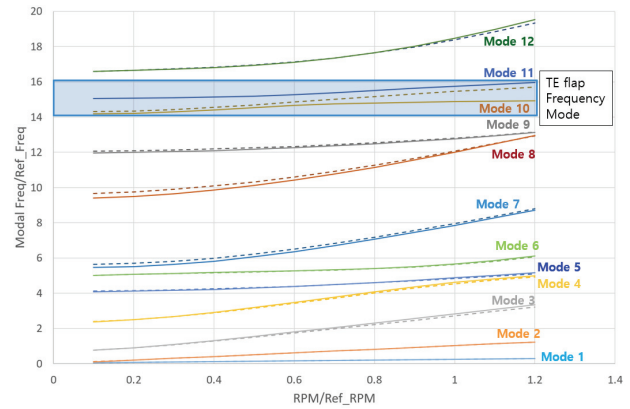


Fig. 5. Comparison of Modal Frequency in Vacuum Condition - Baseline(Dash) vs TEF(Solid)

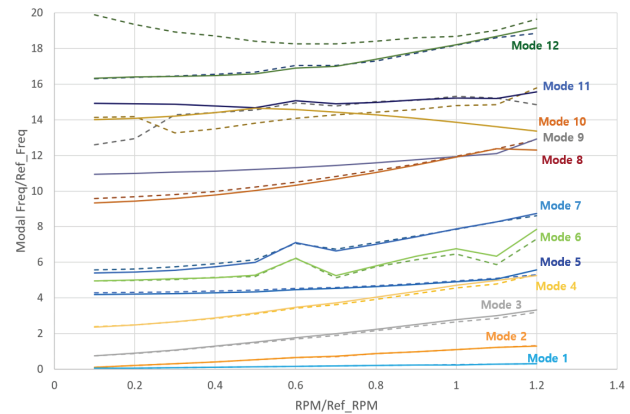


Fig. 6. Comparison of Modal Frequency in Air Condition - Baseline(Solid) vs TEF(Dash)

전 모델에서도 나타나는 현상이므로 능동 뒷전 플랩의 모델링은 문제가 없는 것으로 판단하였다.

2.3 개별 블레이드 조종을 통한 허브 진동 저감 해석

2.3.1 피치링크 작동기 조종 방법

S-76 로터 시스템 모델을 이용하여 피치링크를 통한 개별 블레이드 고조화 가진 입력을 구성하여 트림 해석을 수행하였다. 블레이드 피치각에 대한 조화 함수 적용은 다음의 식 (7)이 적용되었다.

$$\Delta\theta_{\kappa}(\psi_{\kappa}) = THHC(n)\cos(n\psi_{\kappa}) + THHS(n)\sin(n\psi_{\kappa})$$

$THHC(n)$: Pitch amplitude of $\cos(n\psi)$ for nP harmonic input
 $THHS(n)$: Pitch amplitude of $\sin(n\psi)$ for nP harmonic input

본 연구에서는 전진속도 100kts, 전진비 0.252 조건에 대해 사이클릭 피치 입력의 크기를 두 가지(0.5°, 1.0°)로 구분하고, 총 네 가지 고조화 가진 조건(2P,

3P, 4P, 5P)을 설정하여 각 조건에 대해 15°의 위상각을 변경시켜가며 해석을 수행하였다. 그리고 이에 따른 결과로 4P 허브 진동, 피치링크 하중 및 블레이드 성능을 확인하였다. 여기서 허브 진동의 경우는 진동 방향에 대한 가중치는 고려하지 않고, 진동 요소의 크기만 동일하게 고려하여 로터 회전 방향 모멘트인 M_z 를 제외한 5가지 하중에 대해 식 (8)과 같이 무차원 지수로 변환하여 결과를 확인하였다.

$$K_H = \sqrt{(\overline{F_x^2} + \overline{F_y^2} + \overline{F_z^2} + \overline{M_x^2} + \overline{M_y^2})/5} \quad (8)$$

Figures 7~9는 전진비행 100kts 조건에서 피치링크를 통한 개별 블레이드 고조화 가진을 2P, 3P, 4P, 5P 주파수에 대해 피치각 0.5° 크기로 15° 위상각 스윙을 통한 해석 수행 시 고조화 조종을 적용하지 않은 일반 비행조건을 기준으로 4P 허브 진동, 피치링크 하중 그리고 로터 파워의 증감 비율을 나타내고 있다. Fig. 7의 결과를 통해 225°의 위상각을 적용한 3P 가진을 부가했을 때, 4P 허브 진동이 가장 많이 감소하는 것을 확인할 수 있다. 그리고 이때 피치링크 하중이나 로터 파워의 비율을 보면 1% 내외의 증감을 나타낼을 알 수 있다.

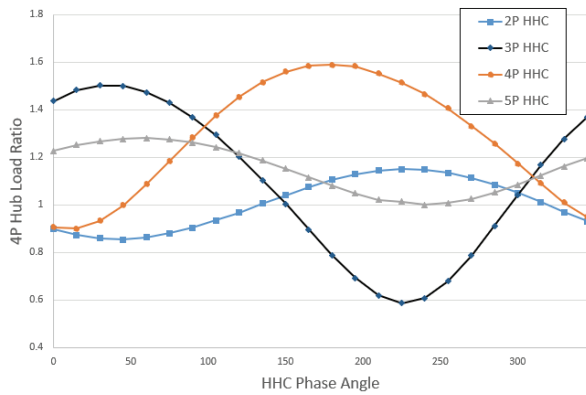


Fig. 7. 4P Hub Load Ratio - 100kts PAC 0.5 Amp.

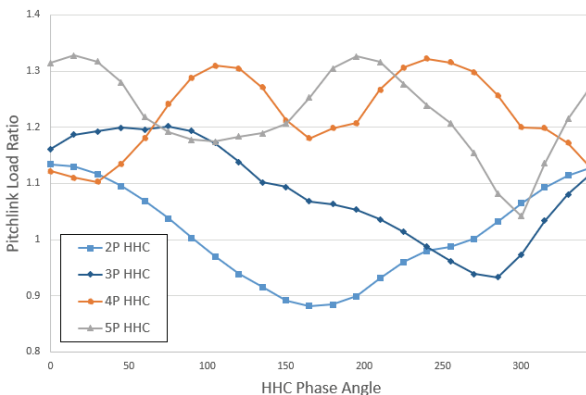


Fig. 8. Pitch-link Load Ratio - 100kts PAC 0.5 Amp.

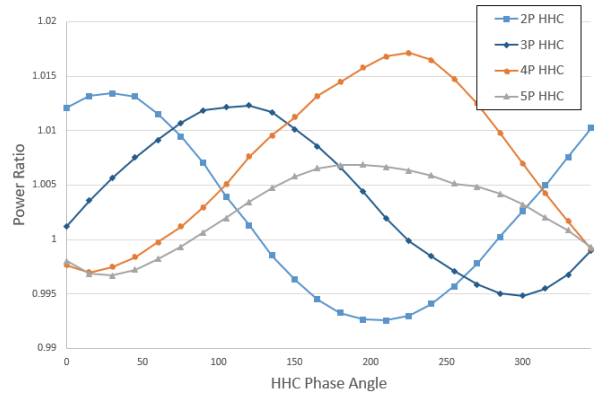


Fig. 9. Power Ratio - 100kts PAC 0.5 Amp.

Figures 10~12는 전진비행 100kts 조건에서 피치링크를 통한 개별 블레이드 고조화 가진을 2P, 3P, 4P, 5P 주파수에 대해 피치각 1° 크기로 15° 위상각 스윙을 통한 해석 수행 시 고조화 조종을 적용하지 않은 일반 비행조건을 기준으로 4P 허브 진동, 피치링크 하중 그리고 로터 파워의 증감 비율을 나타내고 있다. Fig. 10의 결과를 통해 240°의 위상각을 적용한 3P 가진을 부가했을 때 4P 허브 진동이 가장 많이 감소하는 것을 확인할 수 있으며, 감소율은 피치각

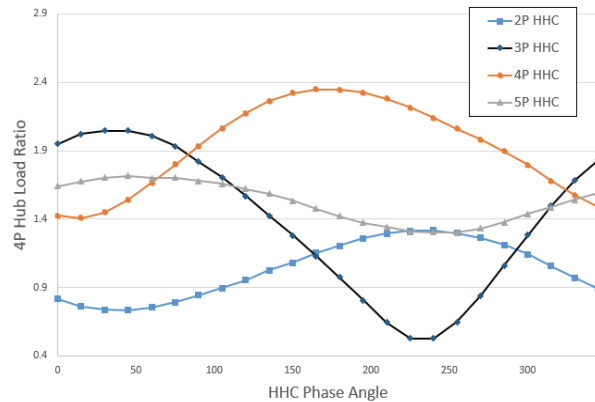


Fig. 10. 4P Hub Load Ratio - 100kts PAC 1 Amp.

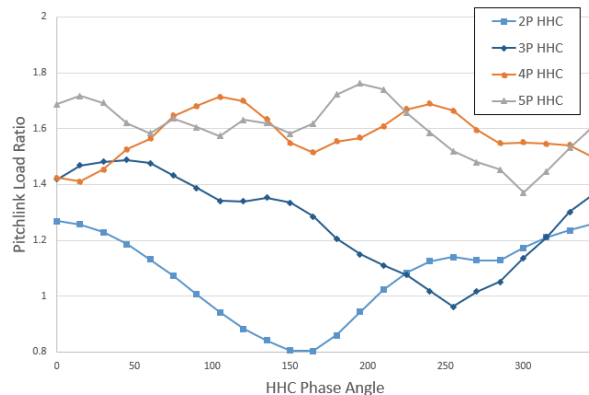


Fig. 11. Pitch-link Load Ratio - 100kts PAC 1 Amp.

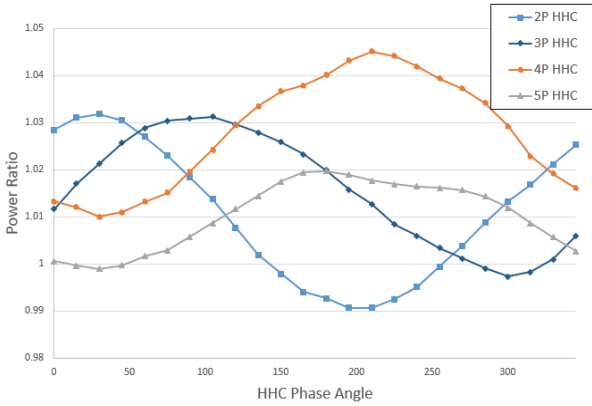


Fig. 12. Power Ratio - 100kts PAC 1 Amp.

0.5도 부가했을 때 최고 감소율과 비교해서 6% 더 감소함을 알 수 있다. 그리고 이때 피치링크 하중이나 로터 파워의 비율을 보면 앞서 피치각 0.5° 가진 부가했을 때와 마찬가지로 1% 내외의 증감을 나타냄을 알 수 있다.

앞서 수행한 매개변수 연구를 통해 획득한 자료를 기반으로 허브 진동 최소화를 위한 전달 행렬을 도출하였다. 입력 변수는 피치 조종을 통한 고조화 조종 입력이므로 2P, 3P, 4P, 5P에 대한 sin/cos 입력으로 식별할 수 있으며, 이에 대한 출력값은 허브 진동 하중인 F_x, F_y, F_z, M_x, M_y 에 대한 sin/cos 형태로 구분할 수 있다. 다음의 식 (9)는 입력값을, 식 (10)은 출력값을 보여주고 있다.

$$\{\Delta\theta\}_{8 \times 1} = \begin{pmatrix} \Delta\theta_{2s} \\ \Delta\theta_{2c} \\ \Delta\theta_{3s} \\ \Delta\theta_{3c} \\ \Delta\theta_{4s} \\ \Delta\theta_{4c} \\ \Delta\theta_{5s} \\ \Delta\theta_{5c} \end{pmatrix} \quad (9)$$

$$\{\Delta F\}_{10 \times 1} = \begin{pmatrix} \Delta FX_{4s} \\ \Delta FX_{4c} \\ \Delta FY_{4s} \\ \Delta FY_{4c} \\ \Delta FZ_{4s} \\ \Delta FZ_{4c} \\ \Delta MX_{4s} \\ \Delta MX_{4c} \\ \Delta MY_{4s} \\ \Delta MY_{4c} \end{pmatrix} \quad (10)$$

여기서 위상각 스위치를 통한 해석을 15° 간격으로 수행했으므로 총 24 조건에 대한 매개 변수 분석 결과를 가지게 되고, 전달 행렬은 식 (11)과 같이 정의할 수 있다.

$$[T]_{n \times m} \{\Delta\theta\}_{m \times N} = \{\Delta F\}_{n \times N}$$

$$[T]^T = (\{\Delta\theta\} \{\Delta\theta\}^T)^{-1} (\{\Delta\theta\} \{\Delta F\}^T)$$

m : Control number of harmonic

n : Vibration target number of harmonic

N : Total number of phase sweep cases

(11)

이렇게 도출한 전달 행렬을 활용하여 기준 비행조건인 허브 진동을 최소화하는 최적의 고조화 가진 조건을 분석하였다. 여기서는 비행 조건에 따른 주도적인 진동 요소가 다르게 구성될 수 있으므로 조절하고자 하는 진동 요소에 부가 인자를 적용하여 효율적인 진동 조절이 될 수 있도록 부가 행렬을 적용하였다. 식 (12)는 식 (6)에서 특정 허브 진동 요소에 가중치를 부가할 수 있도록 부가 행렬을 적용한 고조화 가진 신호를 도출하는 식을 나타내고 있다.

$$\theta_{opt} = -[T^T W T]^{-1} T^T W z_0$$

W : $n \times n$ Weighting matrix

z_0 : Baseline hub vibration value

(12)

식 (9)~(11)을 통해 도출한 전달 행렬을 식 (12)에 적용하여 전진 속도 100kts 비행조건에서 허브 진동 최소화를 위한 최적의 고조화 가진 신호를 도출하였다. 최적 가진 신호는 전체 진동 최소화, Fx 진동 최소화, Fy 진동 최소화, Fz 진동 최소화 네 가지 조건에 대해 수행하여 그 경향을 비교 분석하였다.

다음의 Table 3은 전진속도 100kts 비행조건에서 네 가지 허브 진동 최소화를 위한 최적 가진 신호에 대한 각 조화 성분별 크기를 보여주고 있으며, Fig. 13은 네 가지 최적 신호의 Azimuth 위치별 입력 신호를, Fig. 14는 각 최적 신호의 nP 성분의 비율을 나타내고 있다.

Table 3. Harmonic Input for Hub Vibration Reduction - 100kts PAC

Har. Comp.	Total Opt.	Fx Opt.	Fy Opt.	Fz Opt.
θ_{2C}	-0.4823	-0.7032	-0.2644	-0.4823
θ_{2S}	0.2778	0.2462	0.2898	0.2777
θ_{3C}	-0.564	-0.5959	-0.5384	-0.5369
θ_{3S}	-0.5258	-0.535	-0.5141	-0.5258
θ_{4C}	0.2211	0.2384	0.2036	0.2212
θ_{4S}	0.0436	0.0391	0.0484	0.0436
θ_{5C}	-0.1691	-0.1684	-0.1653	-0.1691
θ_{5S}	-0.2312	-0.2284	-0.2235	-0.2312

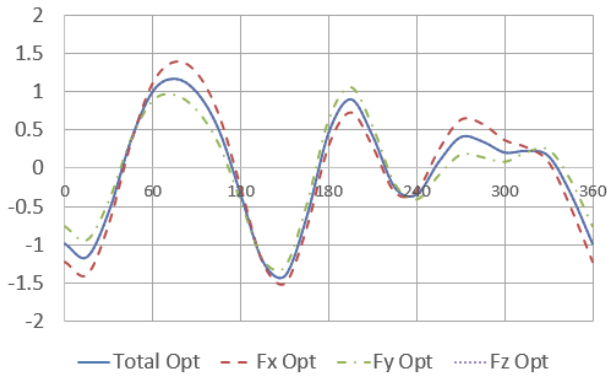


Fig. 13. PAC Optimal Control Input Signal - 100kts

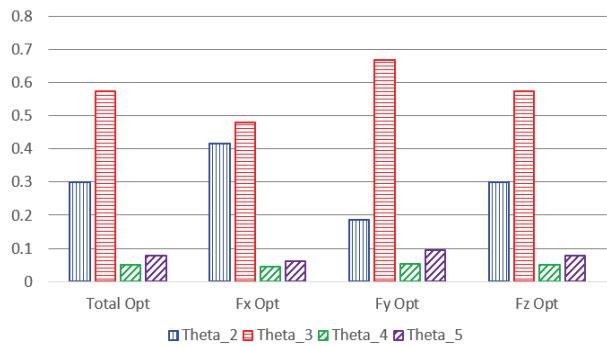


Fig. 14. Ratio of PAC Optimal HHC Input - 100kts

Table 3과 Fig. 13을 통해 전체 진동 최소화 입력 신호와 Fz 진동 최소화 입력 신호가 거의 유사함을 확인할 수 있다. 이는 전체 허브 진동 요소 중 Fz 진동 요소가 매우 큰 비율을 차지함을 알려준다. Fig. 14는 네 가지 진동 최소화 입력 신호 중 가장 큰 영향을 미치는 신호는 3P 신호임을 보여주고 있다. 이는 앞선 매개변수 연구 과정에서 Fig. 7과 Fig. 10을 통해 3P 고조화 입력 신호에서 허브 진동 저감이 가장 많이 됨을 확인하였었고, 본 최적화 연구 과정에서 3P 조화 입력이 100kts 전진속도 조건에서 허브 진동 저감에 가장 큰 영향을 미치는 것을 다시 한번 확인할 수 있다.

Figure 15는 100kts 전진비행 조건에서의 허브 진동 수준을 기준으로 전체 허브 진동 최소화를 위한 고조화 신호 입력 시 허브의 진동 수준의 비율을 보여주고 있다. 허브 진동 최소화 입력 신호는 1/2, 1 두 가지 진동 저감 가중치를 적용하여 해석하였으며, 그 결과 진동 저감율은 49%, 93% 수준으로 나타났다. Fig. 16은 각 해석 케이스에 대한 로터 동력과 피치링크 하중의 비율을 나타내고 있다. 이 결과는 진동 최소화를 위한 고조화 가진을 부가하더라도 로터 동력은 크게 변하지 않음을 보여준다. 그러나 피치링크 하중의 경우 진동 저감 가중치 1을 적용하였을 때, 기준값보다는 낮지만, 가중치 1/2을 적용하였을 때보다는 높게 나타난다. 이는 고조화 가진을 위

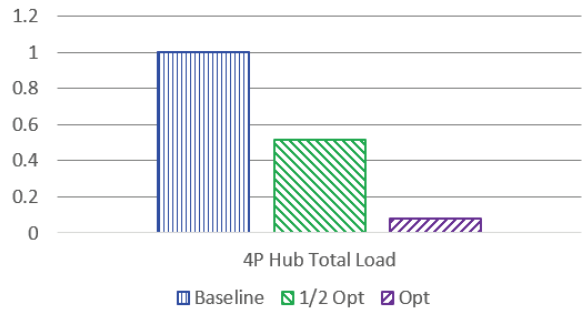


Fig. 15. PAC Optimal Control Result Ratio of 4P Hub Load - 100kts

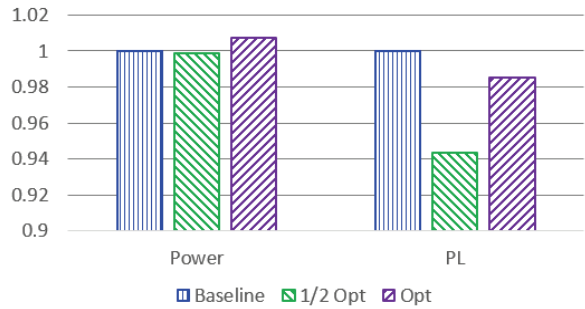


Fig. 16. PAC Optimal Control Result - Ratio of Power & Pitch-link Load - 100kts

한 피치각 변화가 커지게 되면, 이에 따른 공기력 및 관성력이 이전 신호와는 다른 경향을 나타내며 하중 특성이 다르게 나타나는 것으로 판단된다.

2.3.2 능동 뒷전 플랩 조종방법

S-76 로터 시스템 모델을 이용하여 능동 뒷전 플랩 조종을 통한 개별 블레이드 고조화 가진 입력을 구성하여 트림 해석을 수행하였다. 블레이드 뒷전 플랩 피치각에 대한 조화함수 적용은 다음의 식 (13)이 적용되었다.

$$\Delta\theta_{\zeta}(\psi_{\zeta}) = DHHC(n)\cos(n\psi_{\zeta}) + DHHS(n)\sin(n\psi_{\zeta}) \tag{13}$$

$DHHC(n)$: Flap amplitude of $\cos(n\psi)$ for nP harmonic input
 $DHHS(n)$: Flap amplitude of $\sin(n\psi)$ for nP harmonic input

본 연구에서도 앞서 피치링크 작동기 조종 방법과 마찬가지로 전진속도 100kts 조건에 대해 충분한 블레이드 비틀림이 발생할 수 있도록 능동 뒷전 플랩의 피치 입력의 크기를 두 가지(3°, 6°)로 구분하고, 총 네 가지 고조화 가진 조건(2P, 3P, 4P, 5P)을 설정하여 각 조건에 대해 15°의 위상각을 변경시켜가며 해석을 수행하였다. 그리고 이에 따른 결과로 4P 허브 진동, 피치링크 하중 및 블레이드 성능을 확인하였다. 이때 허브 진동값도 앞서와 마찬가지로 M_z 를

제외한 5가지 하중에 대해 식 (8)을 적용, 무차원 지수로 변환하여 결과를 확인하였다.

Figures 17~19는 전진비행 100kts 조건에서 능동 뒷전 플랩을 통한 개별 블레이드 고조화 가진을 2P, 3P, 4P, 5P 주파수에 대해 플랩 피치각 3° 크기로 15° 위상각 스위치를 통한 해석 수행 시 고조화 조종을 적용하지 않은 일반 비행조건을 기준으로 4P 허브 진동, 피치링크 하중 그리고 로터 동력의 증감 비율을 나타내고 있다. Fig. 17의 결과를 통해 90°의 위상각을 적용한 3P 가진을 부가했을 때 4P 허브 진

동이 가장 많이 감소하는 것을 확인할 수 있다. 그리고 이때 로터 동력은 1% 수준의 증가 수준을 보여준다. 그러나 피치링크 하중은 40% 수준의 증가를 나타냄을 알 수 있다.

Figures 20~22는 전진비행 100kts 조건에서 능동 뒷전 플랩을 통한 개별 블레이드 고조화 가진을 2P, 3P, 4P, 5P 주파수에 대해 플랩 피치각 6° 크기로 15° 위상각 스위치를 통한 해석 수행 시 고조화 조종을 적용하지 않은 일반 비행조건을 기준으로 4P 허브 진동, 피치링크 하중 그리고 로터 파워의 증감 비

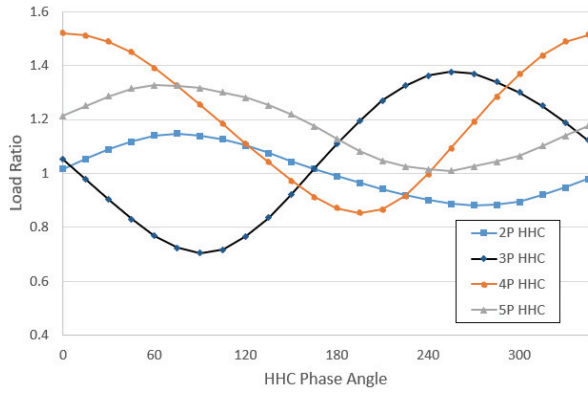


Fig. 17. 4P Hub Load Ratio - 100kts TEF 3 Amp.

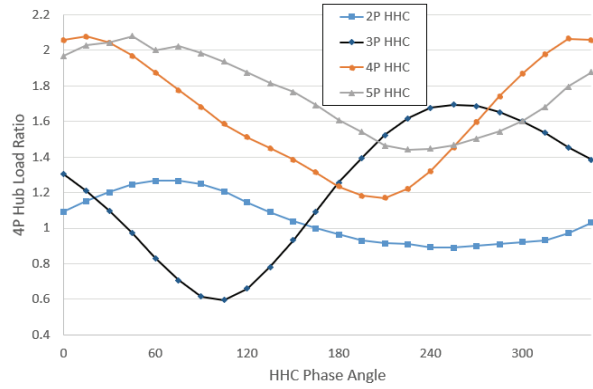


Fig. 20. Hub Load Ratio - 100kts TEF 6 Amp.

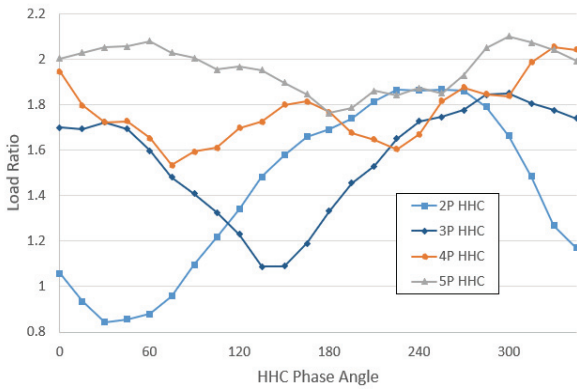


Fig. 18. Pitch-link Load Ratio - 100kts TEF 3 Amp.

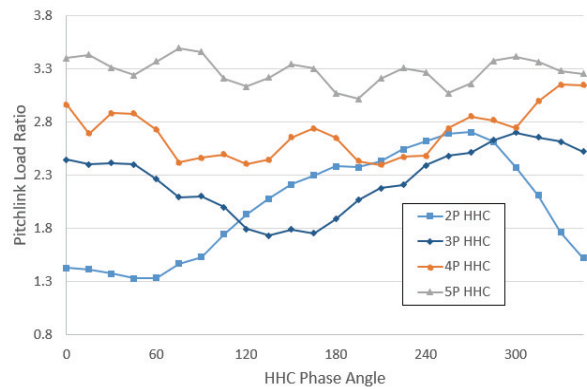


Fig. 21. Pitch-link Load Ratio - 100kts TEF 6 Amp.

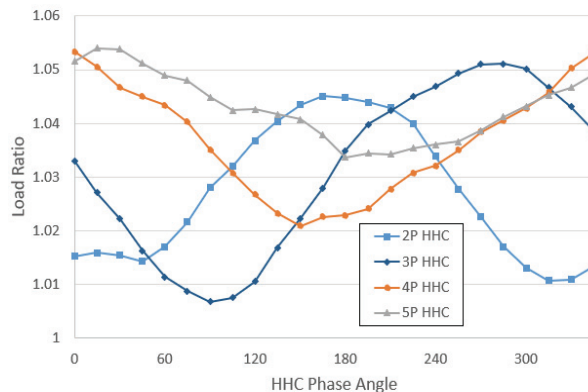


Fig. 19. Power Ratio - 100kts TEF 3 Amp.

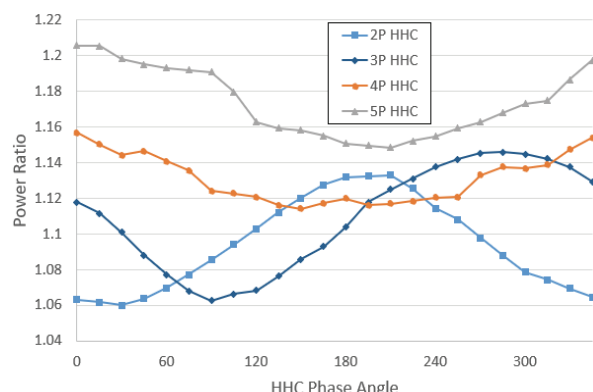


Fig. 22. Power Ratio - 100kts TEF 6 Amp.

율을 나타내고 있다. Fig. 20의 결과를 통해 105°의 위상각을 적용한 3P 가진을 부가했을 때 4P 허브 진동이 가장 많이 감소하는 것을 확인할 수 있으며 감소율은 플랩 피치각 3° 부가했을 때 최고 감소율과 비교해서 10% 더 감소함을 알 수 있다. 그리고 이때 피치링크 하중이나 로터 파워의 비율을 보면 로터 파워의 경우 5% 수준의 증가를, 피치링크 하중의 경우 100% 수준의 하중 증가를 가져옴을 알 수 있다.

앞서 피치링크 작동기 조종 방법 때와 동일한 방법으로 전진속도 100kts 비행조건에 대한 허브 진동 최소화를 위한 능동 뒷전 플랩의 최적의 고조화 가진 신호를 도출하였다. 최적 가진 신호는 전체 진동 최소화, Fx 진동 최소화, Fy 진동 최소화, Fz 진동 최소화 네 가지 조건에 대해 수행하여 그 경향을 비교 분석하였다.

다음의 Table 4는 전진속도 100kts 비행조건에서 네 가지 허브 진동 최소화를 위한 최적 가진 신호에 대한 각 조화 성분별 크기를 보여주고 있으며, Fig. 23은 네 가지 최적 신호의 Azimuth 위치별 입력 신호를, Fig. 24는 각 최적 신호의 nP 성분의 비율을 나타내고 있다.

Table 4와 Fig. 23을 통해 앞선 피치링크 작동기 조종 방법의 경우와 마찬가지로 전체 진동 최소화 입력 신호와 Fz 진동 최소화 입력 신호가 거의 유사함을 확인할 수 있다. Fig. 24는 네 가지 진동 최소화 입력 신호에 대해 2P 신호가 가장 큰 영향을 미침을 보여준다. 이는 앞선 매개변수 연구 과정에서 Fig. 17과 Fig. 20을 통해 3P 고조화 입력 신호에서 허브 진동 저감이 가장 많음이 확인되나 진동 증가 특성 또한 크게 나타나므로 최적화 신호에서는 크게 반영되지 않고, 진동 감소 특성이 크지는 않으나 진동 증가 특성 또한 높지 않은 2P 고조화 입력신호가 가장 큰 영향을 미친 것으로 분석된다.

Table 4. Harmonic Input for Hub Vibration Reduction - 100kts TEF

Har. Comp.	Total Opt.	Fx Opt.	Fy Opt.	Fz Opt.
θ_{2C}	-6.0636	-33.9469	0.7085	-6.0523
θ_{2S}	14.6909	-7.0542	-14.9296	-14.8192
θ_{3C}	-4.6657	-14.7846	-1.9681	-4.7011
θ_{3S}	1.6827	8.0329	0.5052	1.6598
θ_{4C}	-1.8185	2.6239	-2.6928	-1.7856
θ_{4S}	2.5124	9.5939	0.6471	2.5489
θ_{5C}	-0.616	2.2753	-1.2678	-0.5949
θ_{5S}	0.7242	-2.7259	1.364	0.7142

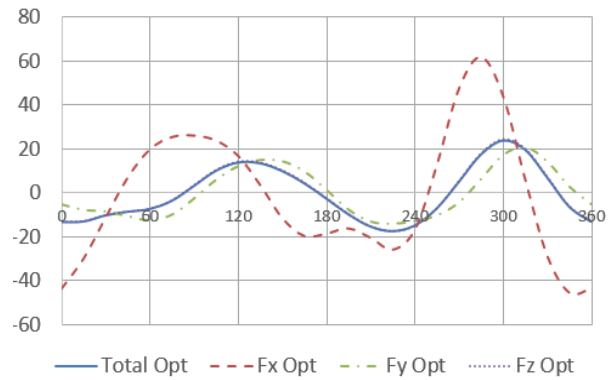


Fig. 23. TEF Optimal Control Input Signal - 100kts

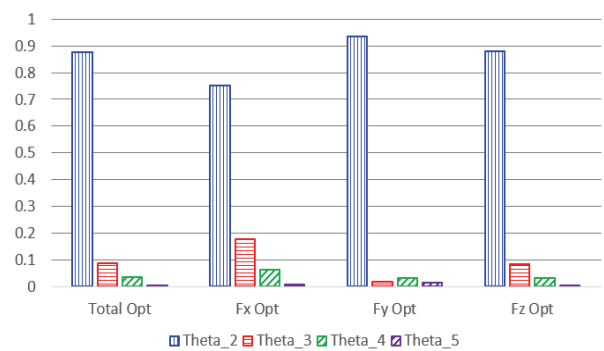


Fig. 24. Ratio of TEF Optimal HHC Input - 100kts

Figure 25는 100kts 전진비행 조건에서의 허브 진동 수준을 기준으로 전체 허브 진동 최소화를 위한 능동 뒷전 플랩 고조화 신호 입력 시 허브의 진동 수준의 비율을 보여주고 있다. 허브 진동 최소화 입력 신호는 1/2, 1 두 가지 진동 저감 가중치를 적용하여 해석하였다. 그 결과 진동 저감 가중치를 1/2로 적용하였을 경우 진동 저감율은 28%로 나타났으나, 진동 저감 가중치를 1로 적용하였을 경우 오히려 71% 증가하는 것으로 나타났다. 이는 최적화 과정에서 플랩 변위에 대한 제한을 설정하지 않아 능동 뒷전 플랩 작동 신호의 크기가 최대 20°까지 발생하면서 공기역학적 하중이 예측대로 발생하지 않음으로 인해 발생하는 현상으로 분석된다. Fig. 26은 각 해

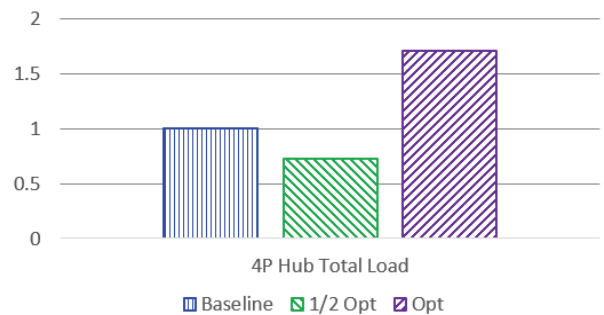


Fig. 25. TEF Optimal Control Result Ratio of 4P Hub Load - 100kts

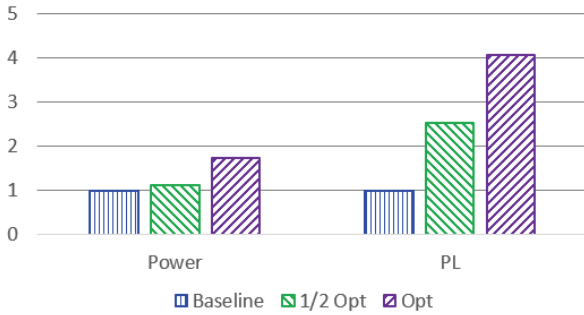


Fig. 26. TEF Optimal Control Result - Ratio of Power & Pitch-link Load - 100kts

석 케이스에 대한 로터 동력과 피치링크 하중의 비율을 나타내고 있다. 이 결과는 허브 진동 최소화를 위해 능동 뒷전 플랩에서 고조화 가진을 부가할 경우 로터 동력은 12~74%의 증가를, 피치링크 하중은 2.5~4배의 증가를 가져옴을 보여준다.

2.4 최소 허브 진동 조건에서의 소음 해석

최소 진동 조건에서의 소음 변화 확인을 위해 소음해석을 수행하였다. 본 연구에서는 진동만을 최적화하였으며 소음에 대해서는 최적화를 수행하지 않았다. 피치링크 작동기 조종 방법과 뒷전 플랩 적용 방법에 대한 소음은 PSU-WOPWOP 코드[13]를 사용하여 예측하였다. 소음해석은 CAMRAD II 공기력 정보를 이용하여 두께소음과 비정상 공기력 하중소음에 대해 계산하였다. 소음해석의 해상도를 높이기 위해 CAMRAD II의 Post-Trim 기법을 통해 2도 간격의 비정상 공기력을 계산하였다.

소음해석을 위한 마이크로폰 위치는 로터 회전 중심 기준 앞쪽으로 67m, 아래쪽으로 33m 위치로 정하고 계산하였다. Fig. 27, Fig. 28은 피치링크 작동기 조종 방법과 뒷전 플랩 적용 방법에 연구 과정에서 Fig. 17과 Fig. 20을 통해 3P 고조화 대해 마이크로폰 위치에서 계산된 음압의 시간에 정보를 Baseline 조건과 비교한 그림이다. 100knot 해석 조건에서 급격한 음압 변화와 주파수 특성을 고려해 볼 때 와류 간섭(BVI: Blade Vortex Interaction)이 발생함을 유추할 수 있다.

다행히 피치링크 작동기 조종과 뒷전 플랩 적용을 통한 허브 진동 최소화 조건에서 소음이 크게 변하지 않음을 Fig. 27, Fig. 28에서 알 수 있다. 주파수 특성 또한 크게 바뀌지 않음을 Fig. 29, Fig. 30에서 알 수 있다.

Table 5는 전체 주파수 영역 SPL에 대한 Overall SPL(Sound Pressure Level)이다. 피치링크 작동기 조종과 뒷전 플랩 적용을 통한 허브 진동 최소화 조건 모두 약 0.4dB 소음이 줄어들었다. 전체 소음 크기인 103dB를 고려했을 때 소음 변화는 미미하였다.

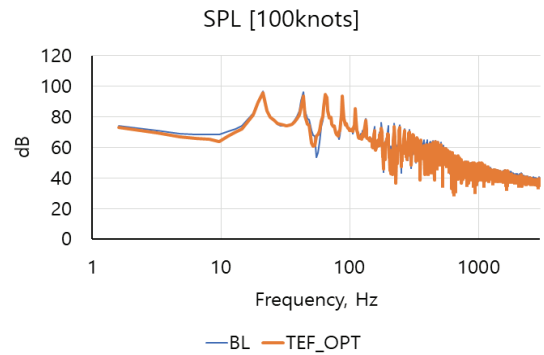


Fig. 27. Noise Spectrum of TEF Optimization

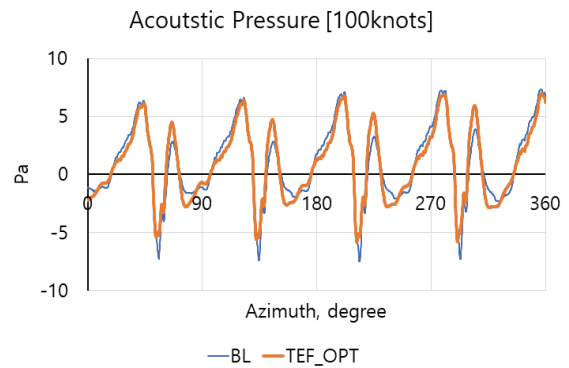


Fig. 28. Acoustic Pressure - TEF Optimal Control

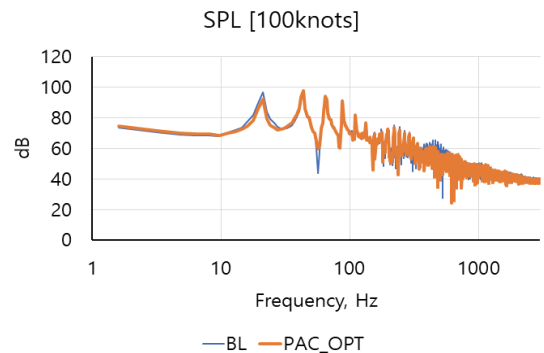


Fig. 29. Noise Spectrum of PAC Optimization

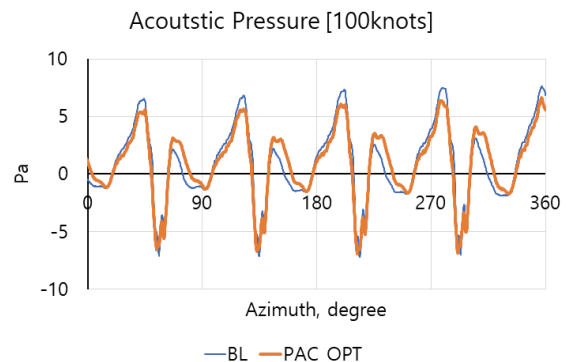


Fig. 30. Acoustic Pressure - PAC Optimal Control

Table 5. Overall SPL - 100kts

	PAC	TEF
Baseline	103.4 dB	103.3 dB
Optimization	103.0 dB	102.9 dB

100kts 전진비행 조건에서의 피치링크 작동기 조종과 뒷전 플랩 적용을 통한 허브 진동 최소화 운영 시 소음 변화 없이 진동을 감소시킴을 소음해석을 통해 확인하였다.

III. 결 론

S-76 모델을 기준으로 해석을 통해 개별 블레이드 조종에 의한 고조화 가진에 따른 로터 허브 진동 및 소음 저감 수준을 분석하였다. 해석 도구는 CAMRAD II를 사용하였으며, S-76 해석 모델에 대한 분석 결과를 시험 결과와 비교함으로써 모델의 신뢰성을 확인하였다. 개별 블레이드 조종 방법은 피치링크 작동기 조종 방법과 능동 뒷전 플랩 조종 방법으로 구분하였으며, 능동 뒷전 플랩 조종 방법을 해석적으로 구현하기 위해 기존의 S-76 블레이드 모델을 수정하여 능동 뒷전 플랩 특성을 적용하였다.

피치링크 작동기 조종 방법과 능동 뒷전 플랩 조종 방법을 각각 적용하여 100kts 비행 조건에 대해 위상각 스위치를 통한 매개변수 연구를 수행하여 2, 3, 4, 5P 고조화 가진 시 각 방법에 대한 4P 허브 진동 변화 및 로터 동력, 피치링크 하중 변화 특성을 확인하였다. 그리고 이를 기반으로 허브 진동 최소화를 위한 최적 전달 행렬을 도출하고 진동 저감 가중치를 1/2과 1을 적용하였을 경우 각각에 대한 4P 허브 진동 수준 및 로터 동력, 피치링크 하중 수준의 변화를 확인하였다. 그 결과 피치링크 작동기 조종 방법 적용 시 4P 허브 진동은 최대 93%까지 감소하며 이때, 로터 파워 및 피치링크 하중은 크게 변동이 없음을 확인하였다. 이에 반해 능동 뒷전 플랩 조종 방법 적용 시 진동 저감 가중치를 0.5로 적용하였을 때는 4P 허브 진동이 감소하는 경향을 보이나, 진동 저감 가중치를 1로 적용하였을 경우 오히려 진동이 증가하는 경향을 나타내었다. 그리고 로터 파워나 피치링크 하중의 경우에도 최대 4배 이상 증가하는 결과를 확인할 수 있었다. 또한 피치링크 작동기 조종, 능동 뒷전 플랩 조종에 의한 소음 변화를 살펴보면 대상으로 하는 비행조건에서는 소음변화가 크지 않음을 알 수 있다. 이는 소음 증가 없이 허브 진동이 최적화되었음을 의미한다.

이러한 결과는 고조화 조종 신호 입력을 통해 로터 파워나 피치링크 하중의 큰 변화 없이 목표하고자 하는 허브 진동 수준을 감소시킬 수 있음을 보여

준다. 다만 이번 연구에서 능동 뒷전 플랩을 적용했을 경우 허브 진동 감소 특성과 로터 파워/피치링크 하중 변화 특성이 좋지 않은 경향으로 나타났다. 그러나 이는 동일 모델을 기반으로 두 가지 방법의 성능을 분석하였기 때문에 능동 뒷전 플랩 조종 방법에 맞는 낮은 비틀림 강성을 가지는 블레이드가 고려되지 않았고 이로 인해 최적 신호 분석 시 과도한 플랩 작동 신호가 도출되었기 때문으로 분석된다. 이는 최적화 입력 값을 1/2로 적용하였을 경우 4P 진동 감소 특성이 나타나는 것을 통해 유추할 수 있다. 또한 플랩의 위치나 크기에 따른 성능 변화와 같은 선행 연구 결과도 반영되지 않았으므로 본 연구 결과만으로 개별 블레이드 조종 방법과 비교하여 능동 뒷전 플랩의 성능을 판단하기에는 무리가 있다고 분석된다. 따라서 추후 능동 뒷전 플랩 조종 방법에 대한 연구를 위해서는 블레이드 구조 설계 변경 연구가 선행되어 능동 뒷전 플랩용 블레이드를 활용한 연구가 수행되어야 할 것이다.

후 기

이 논문은 과학기술정보통신부 한국항공우주연구원 연구운영비지원사업(기본사업)의 지원을 받아 수행된 연구 결과입니다. (과제명: 다중 전기추진 프로펠러 및 허브시스템 기술연구, 과제고유번호: FR21A05)

References

- 1) Peak, S., Song, K. and Kim, S., "Current Status of Helicopter Active Vibration Control System and Development Plan," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, April 2013, pp. 888~891.
- 2) Steward, W., "Second Harmonic Control of the Helicopter Rotor," Aeronautical Research Council, R&M 2997, London, August 1952.
- 3) Bell Helicopter Company, "An Experimental Investigation of a Second Harmonic Feathering Device on the UH-1A Helicopter," U.S. Army Transportation Research Command, Fort Eustis, Virginia, TR62-109, June 1963.
- 4) Boeing Company Vertol Division, "Advanced Vibration Development (AVID) Program," Report 107MD09, April 1965.
- 5) Kessler, Ch., "Active Rotor Control for Helicopters: Motivation and Survey on Higher Harmonic Control," 36th European Rotorcraft forum, Paris, Paper 045-II, September 2010.
- 6) Kessler, Ch., "Active Rotor Control for

Helicopters: Individual Blade Control and Swash-plateless Rotor Designs," 36th European Rotorcraft forum, Paris, Paper 045-II, September 2010.

7) Johnson, W., "CAMRAD II Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics," Johnson Aeronautics, Palo Alto, CA, 2007.

8) Bartels, R., Kuefmann, P. and Kessler, Ch., "Novel Concept for Realizing Individual Blade Control(IBC) for Helicopters," 36th European Rotorcraft forum, Paris, Paper 023, September 2010.

9) Palacio, F., Colonno, M. R., Aranake, A. C. and Campos, A., "Stanford University Unstructured (SU2): An open-source integrated computational environment for multi-physics simulation and design," 51st AIAA Aerospace Meeting, 2013.

10) Shinoda, P. M. and Johnson, W., "Performance Results from a Test of an S-76 Rotor in the NASA Ames 80- by 120- Foot Wind Tunnel," 11th Applied Aerodynamics Conference, Monterey, CA, August 1993.

11) Straub, F. K. and Kennedy, D. K., "Design, Development, Fabrication and Testing of an Active Flap Rotor System," 61st AHS Annual Forum, Grapevine, Texas, June 2005.

12) Straub, F. K., Anand, V. R., Birchette, T. S. and Fau, B. H., "Wind Tunnel Test of the SMART Active Flap Rotor," 65st AHS Annual Forum, Grapevine, Texas, May 2009.

13) Brentner, K. and Farasst, F., "Modelling Aerodynamically Generated Sound of Helicopter Rotor," *Progress in Aerospace Science*, Vol. 30, 2003.