



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 47(5), 364-370(2019)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2019.47.5.364

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

개별 블레이드 제어(IBC) 기법을 이용한 동축반전 회전익기의 진동하중 억제에 관한 연구

홍성현¹, 유영현², 정성남³, 김도형⁴

Vibratory Loads Reduction of a Coaxial Rotorcraft Using Individual Blade Control Scheme

Seonghyun Hong¹, Younhyun You², Sung Nam Jung³ and Do-Hyung Kim⁴Department of Aerospace Information Engineering, Konkuk University^{1,3}The 4th Aero Systems Division, ADD²Rotorcraft Research Team, Korea Aerospace Research Institute⁴

ABSTRACT

In this paper, an individual blade control (IBC) methodology is applied to find the best input scenario for vibratory hub loads reduction of XH-59A co-axial rotorcraft in high speed flight. A comprehensive aeromechanics analysis code CAMRAD II is employed to analyze the aircraft. A parametric study is conducted for optimum IBC inputs leading to the maximum vibration reduction. Numerical results demonstrate that up to 50% reduction in the hub vibration index is obtained for an IBC input at 3/rev frequency with the amplitude and phase angle of 0.5 deg. and 300 deg., respectively. The upper rotor exhibits as much as 6% more vibration reduction as compared to that of the lower rotor due to a clean inflow characteristic of the rotor. It is found that further vibration reduction gain is reached for IBC inputs with advancing-side only control. The hub vibration becomes reduced by up to 17% in reference to that with full rotor disk control. It is noted that the additional gain is obtained with significantly less power input with the advancing-side only control.

초 록

본 연구에서는 능동적인 블레이드 제어기법인 개별 블레이드 제어(Individual Blade Control, IBC) 기법을 적용하여 고속비행 시 동축반전 회전익기의 허브 진동하중을 억제하기 위한 최적 제어입력을 탐색하였다. 통합 공탄성 해석 프로그램인 CAMRAD II를 이용하여 동축반전 회전익기인 XH-59A를 모델링하고 다양한 IBC 입력 조건에 대하여 파라미터 연구를 수행하였다. 파라미터 조절 연구를 통하여 허브 진동억제 성능을 구한 결과, 3/rev 가진 주파수의 0.5° 진폭에 300° 위상각을 갖는 IBC 제어 입력을 적용할 경우 기준 대비 진동 수준이 최대 50% 감소하는 것을 확인하였다. 진동 억제 성능은 후류 간섭에서 보다 자유로운 상부로터에서 6% 가량 하부로터보다 크게 나타났다. 로터의 전진면에서만 IBC 입력을 가지는 경우에는 조화 가진 입력과 동일한 입력을 가할 경우 진동 수준이 최대 17% 정도 추가적으로 감소하는 것을 확인하였다. 이러한 진동 감소는 전진면만을 대상으로 적은 에너지 투입 비용으로 달성한 특징이 있다.

† Received : September 10, 2018 Revised : March 20, 2019 Accepted : April 13, 2019

¹ Graduate Student, ² Senior Researcher, ³ Professor, ⁴ Principal Researcher³ Corresponding author, E-mail : snjung@konkuk.ac.kr

© 2019 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

Key Words : Individual Blade Control(개별 블레이드 제어), Co-axial Rotor(동축 로터), Hub Vibratory Loads(허브 진동하중), Vibration Reduction(진동억제)

I. 서 론

회전익기는 수직 이착륙과 정지 비행 능력의 이점을 기반으로 다양한 분야에서 폭넓게 활용되고 있다. 하지만 전진 비행 시 로터 디스크의 후퇴면에서 발생하는 낮은 동압과 실속 현상으로 인해 발생시킬 수 있는 양력에 제한이 있고, 로터의 톨 모멘트 평형을 유지하기 위해 전진면에서도 제한된 양력을 발생시킬 수밖에 없다. 이러한 특성으로 인하여 회전익기는 고속 비행 영역에 한계가 있다. 1970년대 미국에서는 로터 디스크 후퇴면의 실속을 억제하고 비행 영역을 확장하여 고속 비행을 구현하기 위한 ABC(Advancing Blade Concept) 로터를 연구하였다[1]. ABC의 기본 개념은 로터의 전진면에서 큰 양력이 발생되도록 하고, 여기서 발생하는 톨링 모멘트는 상반으로 회전하는 다른 로터로부터 상쇄시키는 것이다. 이러한 ABC(혹은 lift-offset) 로터 개념을 처음으로 적용한 것이 XH-59A 기술 검증기이다(Fig. 1).

로터의 전진 속도가 증가하면 로터에서 발생하는 진동도 같이 증가하는 경향을 보인다[2]. 이러한 진동은 회전익기의 유지, 보수비용을 증대시키고 탑승객의 승차감을 떨어뜨리기 때문에 진동을 억제하여 저진동 로터를 실현시키기 위한 많은 노력이 시도되었으며, 근래에는 다양한 방식의 능동적 진동제어 기법이 제안되었다[3,4]. 능동 로터(active rotor) 기법은 회전익기의 고정부나 회전부에 장착한 작동기를 이용하여 비정상 공기력을 능동적으로 발생시켜 진동을 제어하는 방법이다. 이러한 능동적 작동 방식은 넓은 주파수 영역에서 작동이 가능한 특징이 있다. 현재까지 제안된 여러 능동 로터 기법 중 IBC 기법[5]은 피치링크에 유압 작동기를 직접 연결하여 능동적으로 블레이드의 피치각을 조절하는 방식이다. 이 기법은 상대적으로 작은 유압으로도 충분한 작동력을 발생시킬 수 있으며, 블레이드 별로 독립적인 제어가 가능한 장점이 있다[3]. IBC 제어 기법을 활용한 진동 저감 연구는 최근까지도 계속해서 수행되고 있으며, Park 등[6]은 제어 입력 값으로 다중 조화



Fig. 1. XH-59A compound helicopter [1]

함수를 사용한 연구에서 양항비의 증가와 진동저감 효과를 동시에 확인했다.

본 연구에서는 IBC 제어 기법을 적용하여 고속 비행 시 XH-59A 동축 반전 로터의 3/rev 성분의 허브 진동하중 감소 성능을 확인하는 것이 목적이다. 이렇게 최대의 진동 억제 성능을 얻기 위한 최적의 IBC 제어 입력을 찾기 위해서는 먼저 다양한 제어 입력에 대한 파라미터 연구를 수행할 필요성이 있다. 여기서는 조화 가진 입력을 2개의 동축 반전 로터의 전체 면적에 모두 작용시킨 경우(Case 1)와 1개의 로터에만 작용시킨 경우(Case 2), 그리고 로터의 전진 면에만 작용시킨 경우(Case 3)로 구분하여 각각의 적용 방법에 따른 진동 억제 성능을 분석하였다. 본 연구의 허브 진동하중 해석을 위해서는 통합 공탄성 해석 프로그램인 CAMRAD II[7]를 이용하였다.

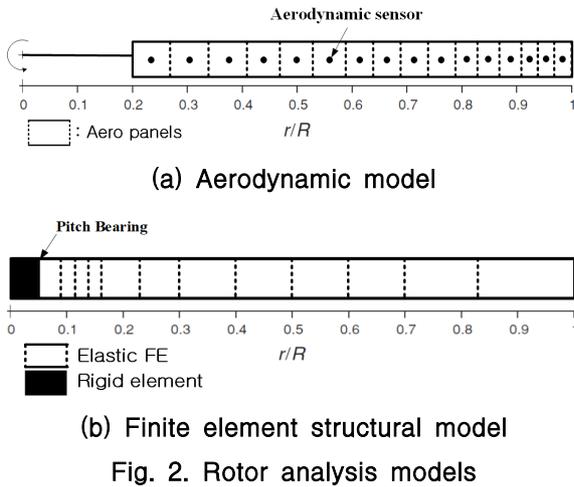
II. 본 론

2.1 로터 모델링 및 해석 결과 검증

회전익기 구조 동역학 해석을 위해 CAMRAD II를 이용하여 XH-59A 헬리콥터[1]를 모델링하고 내장된 공력모듈을 이용하여 공탄성 해석을 수행하였다. 비행조건은 전진비 0.36의 고속 비행 조건이며, 비균일 유입류와 자유 후류 모델을 사용하였다. 동적실속 해석을 위해서는 Leshiman-Beddoes 모델을 사용하였고 lift-offset은 선행연구[8]의 결과를 참고하여 실제 시험비행 결과와 가장 유사한 0.3으로 설정했다. Table 1은 XH-59A 동축 반전 로터의 공력 특성 및 기하학적 제원을 나타낸다. XH-59A에 사용된 실제 에어포

Table 1. General properties of XH-59A rotor

Properties, unit	Values
No. of blades	3
Airfoils [8]	NACA0026
	NACA0015
	NACA23012
Radius, m	5.4
Mean chord, m	0.36
Twist, deg	-10
Solidity(σ)	0.127
Tip speed, m/sec	198
C_t/σ	0.1
Crossover angle, deg.	0



일 데이터를 확보하는 것이 어려운 관계로 유사한 에어포일 데이터를 활용하여 가급적 동일한 두께 변화를 가지도록 모델링하였다[8].

Figure 2는 CAMRAD II 해석에서 이용된 로터 공력 및 유한요소 구조 모델을 보여준다. 블레이드에 작용하는 공력을 구하기 위해서는 ONERA- EDLIN 비정상공력 이론과 C81 에어포일 테이블 형식을 이용하였으며, Fig. 2(a)에 나타난 바와 같이 블레이드의 길이방향으로 20% 지점에서부터 모두 16개의 비균일 패널로 분할하였다. 구조해석을 위해서는 스펀 방향으로 11개의 보 요소를 이용하였다(Fig. 2(b)). 각 보 요소는 강체자유도 6개 및 플랩-래그-비틀림 방향 탄성 자유도 9개를 포함해서 총 15개의 자유도로 구성되었다.

트림 해석을 위해서는 전체 로터의 요(yaw) 모멘트 및 각 로터의 피치모멘트는 0, 그리고 롤 모멘트는 Lift offset으로 0.3을 적용했을 때의 값인 4,965 N-m을 이용하였다. 또한 무게와 로터에서 발생하는 수직축 힘이 평형을 이루도록 설정하여 총 6개의 트림 목적 값을 가지고 해석을 진행했다. 이때 트림 변

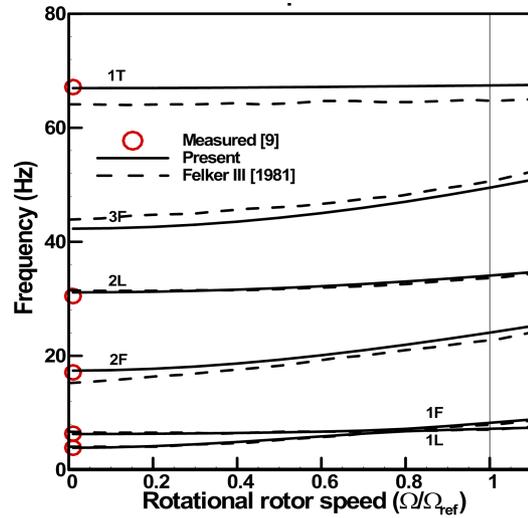


Fig. 3. Comparison of rotating natural frequencies

수는 각 로터의 파일럿 조종 입력 값이 되겠다.

로터 구조동역학 해석의 유효성을 확보하기 위해서 먼저 XH-59A 로터에 대한 회전고유진동 해석을 수행하고 이용 가능한 비회전(non-rotating) 진동시험 결과[9]와 비교하여 Fig. 3에 나타냈다. 로터의 피치 제어 시스템 강성계수값은[1] 1차 비틀림 모드를 서로 맞추는 방법으로 실제 시스템과 유사하게 모델링하였다. 이때 사용한 피치링크 계수 값은 100,000 lb/ft이며, 비틀림 강성(G) 값은 당초 설계 값을 그대로 유지했다. Fig. 3의 결과에서 알 수 있는 바와 같이 본 로터 구조동역학 해석 모델은 실제 시험결과 및 로터의 특성과 잘 부합하고 있다.

다음으로는 로터 공탄성 해석으로부터 계산한 동축의 상부(upper) 및 하부(lower) 로터에 대해 블레이드 중앙부(0.5R) 및 끝단부위(0.985R)에 작용하는 공력계산 결과를 기존의 Go 등[10]의 해석결과와 비교하여 Fig. 4에 나타냈다. 본 해석 결과는 선행 결과와 비교하여 블레이드 중앙지점에서는 거의 일치

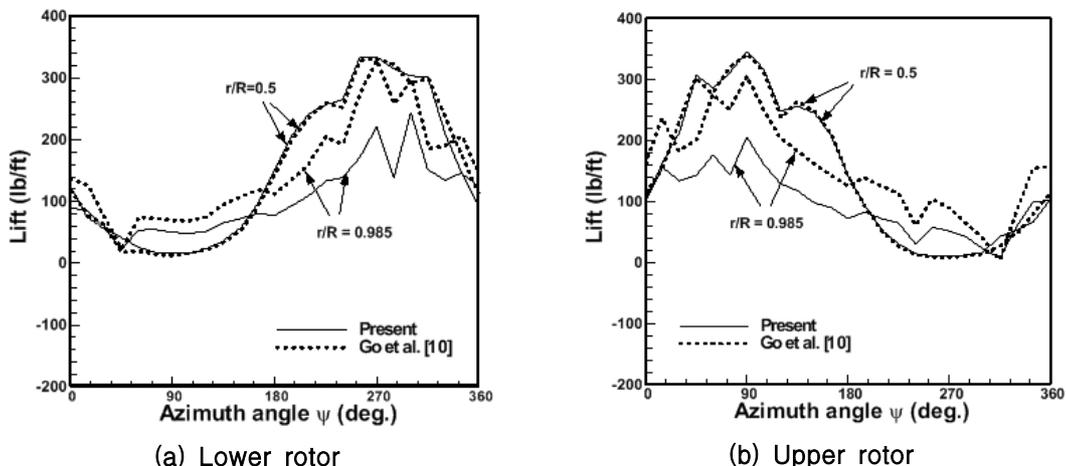


Fig. 4. Comparison of airloads results at different radial stations

하고 있으며, 끝단 부근에서는 상대적으로 저평가된 결과를 보여주고 있다. 두 해석결과 모두 전진면 및 후진면에 현저하게 나타나는 진동 성분들을 크기 및 위상각 측면에서 잘 예측하고 있음을 보여준다. 이러한 검증 결과는 본 연구의 구조 및 공력 모델이 실제 로터를 어느 정도 정확하게 모사하고 있는 것으로 평가할 수 있겠다.

2.2 IBC 허브 진동 하중의 정의

이상에서 구축한 XH-59A 동축 반전 로터에 대한 구조동역학 해석 모델을 이용하여 허브 작용 진동 하중을 계산하고 여기에 IBC 기법을 적용하여 동축 반전 로터의 진동 억제에 위한 파라미터 연구를 수행하였다. IBC 작동을 위한 로터 가진 입력을 수식으로 표현하면 다음과 같다.

$$C(\psi) = A \cos(n\psi - \phi) \tag{1}$$

여기에서 A 는 진폭, n 은 가진 주파수, 그리고 ϕ 는 위상각을 나타낸다. 본 연구에서 사용한 제어입력의 가진 주파수는 로터의 블레이드 수를 고려하여 2~4/rev 까지 고려하였으며, 진폭은 0.5°에서 2°까지 0.5° 간격으로 변화시켰다. 한편, 위상각 변화는 60° 간격을 유지하였다.

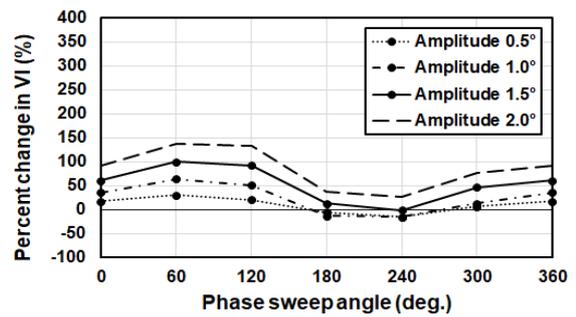
XH-59A 로터의 진동 수준은 허브에 작용하는 진동 하중을 구하여 평가하였다. 능동 제어 입력에 따른 진동 수준을 정량화하기 위하여 식 (2)와 같은 무차원 형태의 진동지수 VI(Vibration Index)를 이용하였다.

$$VI = \frac{\sqrt{\left(\frac{F_{x,3P}^2}{2}\right) + \left(\frac{F_{y,3P}^2}{1.5}\right) + F_{z,3P}^2}}{W} + \frac{\sqrt{M_{x,3P}^2 + M_{y,3P}^2}}{W \cdot R} \tag{2}$$

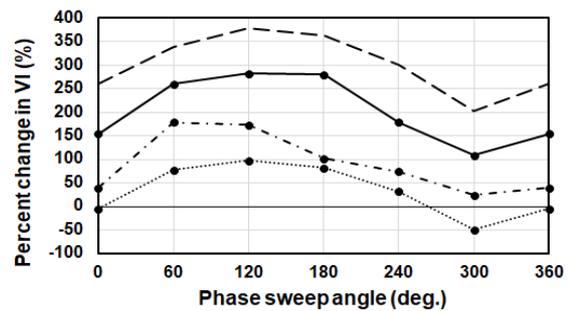
여기에서 F 및 M 은 각각 로터 디스크 평면 내 x, y 및 수직 상방의 z 축에 대한 힘과 모멘트 성분이며, W 는 기체 무게, R 은 로터 반경이다. 식 (2)에서 하첨자 3P는 진동의 3/rev(로터 회전수의 3배) 성분을 나타내며, 이는 허브진동 하중의 구성 요소 중에서 3/rev 성분을 대상으로 진동억제 연구를 수행함을 의미한다. 이때 면내 전단력 성분들은(F_x^2, F_y^2) 헬기 진동 규범(ADS-27A-SP [12])을 참고하여 각각 2와 1.5로 나눈 값을 이용하였으며, 이는 수직 전단력 성분 F_z^2 값에 대한 상대적 튜닝을 가한 것이다. 이러한 진동지수의 정의는 참고문헌 [11]에서도 적용한 바 있다.

2.3 허브 진동 하중 파라미터 해석 결과

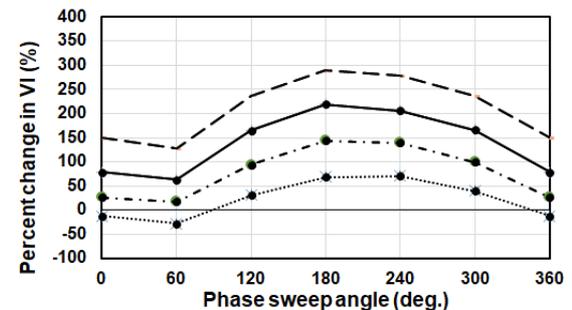
XH-59A 동축 반전 로터에 식 (1)과 같은 조화가



(a) 2/rev harmonic input



(b) 3/rev harmonic input



(c) 4/rev harmonic input

Fig. 5. Parameter sweep results on hub vibration reduction (Case 1)

진 함수로 구성된 IBC 입력을 가하고, 이로부터 가진 주파수 및 진폭, 그리고 위상각에 따른 허브 진동 하중의 변화를 살펴보았다. Fig. 5는 Case 1의 경우에 대해 허브 진동 지수 VI의 파라미터 해석결과를 기준 로터(uncontrolled rotor)와 대비하여 나타낸 것이다. 진동수의 변화에 따른 해석결과를 보면, 가진 함수의 진폭이 커짐에 따라 대체로 허브 진동하중이 증가함을 알 수 있다. 특히, 진폭 1.5° 이상에서는 허브 진동하중이 줄지 않고 전 범위에서 증가하고 있다. 이러한 경향은 로터의 공력 탄성학적 특성이 상당히 강한 비선형적 거동을 나타냄을 의미하고 있다. 한편, 모든 주파수 영역에서 0.5°의 진폭을 갖는 경우에 상당한 허브 진동 억제 가능성이 있음을 보이고 있다. 구체적으로는 3/rev 가진 주파수와 0.5°의 진폭, 그리고 300°의 위상각을 갖는 IBC 입력에서 기

준로터 대비 최대 50% 정도 허브 진동하중 감소 효과가 나타났다.

한편, 3/rev IBC 입력의 경우는 최대의 진동 감소 효과를 기대할 수 있는 반면에 위상각 및 가진 진폭의 변화에 매우 민감하며, 다른 주파수 제어와 비교하여 허브 진동하중의 변화폭이 가장 큰 것으로 나타났다. 결국 최적의 제어 입력을 정교한 해석을 통해 정확히 찾는 것이 중요할 것이다. 이상의 해석은 동축 반전 로터에 동시에 제어입력을 발생시킨 경우에 대한 해석결과이다.

다음으로는 XH-59A 동축 반전 로터에 IBC 입력을 개별적으로 가하고 허브 진동하중의 변화를 고찰하였다(Case 2). Case 2는 하부로터 및 상부로터 중에서 어떤 로터가 허브 진동 하중 감소에 보다 효과적인지를 정량적으로 확인하기 위한 것이다. 여기서는 문제의 단순화를 기하기 위해 앞선 IBC 파라미터 해석을 통하여 최대의 허브 진동하중 감소를 보였던(Fig. 5) 0.5° 진폭 및 300° 위상각의 3/rev 가진 주파수 입력을 상부 및 하부로터에 단독으로 가하고 허브에 작용하는 진동하중의 변화를 살펴보았다. Fig. 6은 허브 진동지수 VI의 변화량을 도식적으로 나타낸 것이다. 하부로터에만 제어입력을 가했을 경우 기준 로터 대비 약 27%의 허브 진동하중 감소효과가 있으며, 상부로터만을 제어하는 경우에는 약 33%의 허브 진동하중 감소를 얻었다. 이렇게 하부로터 제어의 진동하중 감소 성능이 상부로터 제어에 비해 상대적으로 떨어지는 것은 상부로터에서 발생한 후류가 하부로터에 영향을 미쳐 IBC 입력에 의한 로터의 비정상 공기력 분포가 보다 유해한 방향으로 달라졌기 때문으로 분석된다. 이 결과는 상부로터와 하부로터를 분리하여 각 로터에 서로 다른 최적화 IBC 입력을 가할 경우 추가적인 진동 감소 효과를 얻을 수 있음을 시사하고 있다. 물론, 로터별로 개별적인 IBC 제어입력을 발생시키기 위해서는 기구학이나 H/W적인 측면에서 보다 면밀한 검토가 필요하며, 추가적인 연구가 요구된다.

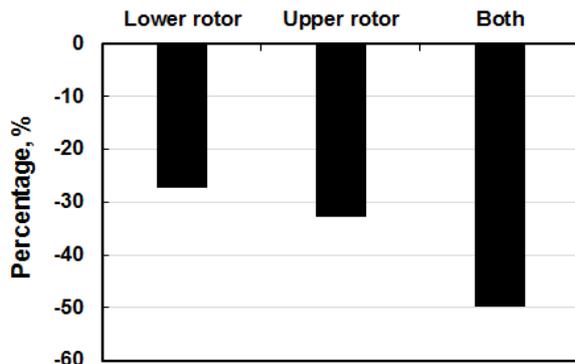


Fig. 6. Effect of individual rotor IBC actuation on hub vibration reduction (case 2)

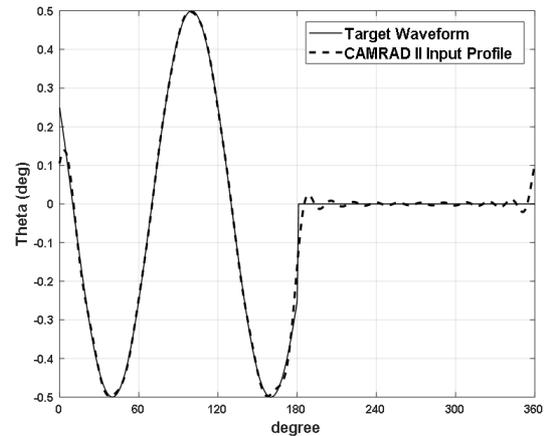
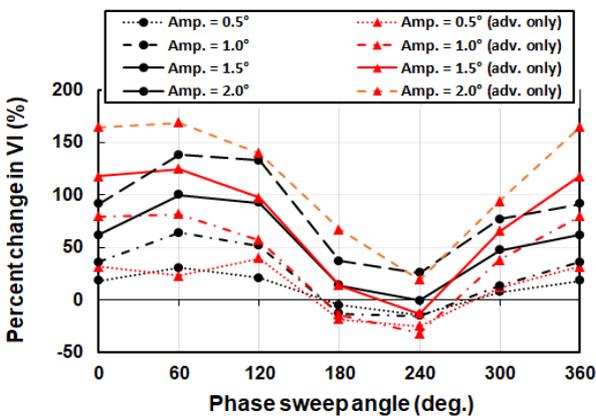


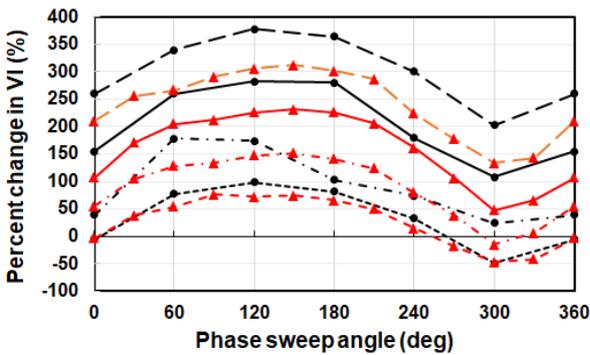
Fig. 7. IBC input profile sample for advancing-side only control (Case 3)

XH-59A 동축 반전 로터는 로터 디스크의 전진면에서 대부분의 양력을 얻는 ABC 개념을 사용하기 때문에 허브 진동하중에 영향을 미치는 진동 요인도 로터 디스크의 전진면에서 주로 발생한다고 가정할 수 있다. 따라서 IBC 입력을 로터 디스크의 전 영역이 아닌 전진면에만 가할 경우 적은 투입 비용으로 보다 효율적인 진동 억제 효과를 기대할 수 있을 것이다. 본 연구에서는 Fig. 7에 보인 바와 같이 로터의 전진면에서만(방위각 0° ~ 180° 구간) 입력파형을 발생시키고 후퇴면에서는 제어입력이 없는 비교전적 조화함수를 생성하여 허브진동 하중 연구를 수행하였다. 해석의 일관성을 위해 Fig. 5의 파라미터 해석과 동일한 형태의 가진 입력을 로터 디스크의 전진면에서만 발생시켜(Case 3) 허브 진동하중의 변화를 살펴보았다. Fig. 8은 전진면에서만 IBC 입력을 부가하고 얻은 허브진동 해석결과를 원래의 해석 결과와 함께 비교하여 나타낸 것이다. 그림에서 원형 표식이 있는 선은 로터 디스크 전체에 IBC 입력을 가했을 때의 파라미터 해석 결과이고, 삼각형 표식이 있는 선들은 로터 디스크 전진면에만 제어 입력을 가한 경우의 진동 해석 결과이다.

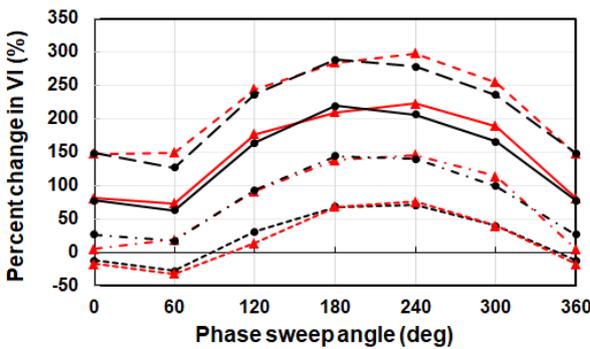
Figure 8의 결과를 살펴보면, 전진면에만 IBC 입력을 가한 경우(Case 3)에 대체로 큰 진동 감소효과가 있음을 보여준다. 2/rev 가진에서는 로터 디스크 전면에 IBC 입력을 가한 경우, 1.0° 진폭과 240° 위상각에서 허브 진동하중이 최대 15% 감소한 반면에 로터 디스크 전진면에만 IBC 입력을 가한 경우 32%까지 감소하여 대략 17% 정도 추가적인 진동 감소 효과를 보였다. 또한, 4/rev 가진에서는 로터 전면에 IBC 입력을 가한 경우, 0.5° 진폭과 60° 위상각에서 허브 진동하중이 최대 27% 감소한 반면에 로터 디스크 전진면에만 IBC 입력을 가하는 경우, 상대적으로 5% 정도의 추가적인 감소효과가 있음을 나타냈다. 3/rev 가진의 경우에도 정도의 차이는 있지만 대체



(a) 2/rev harmonic input



(b) 3/rev harmonic input



(c) 4/rev harmonic input

Fig. 8. Comparison of hub vibration reduction performance (Case 3)

적으로 진동 감소 효과가 있음을 보이고 있다. 이러한 추가적인 진동 감소효과는 전체 회전면의 절반에 해당하는 면적에만 부분적으로 제어입력을 발생시킨 것이다. 결국 진동억제를 위해 투입되는 에너지 비용을 50% 내외로 대폭 절감시키면서 최대 17%까지 향상된 진동제어 성능을 얻은 특징이 있다. Fig. 9는 최적의 3/rev IBC 입력(진폭 0.5°, 위상각 300°)의 발생 여부에 따라 상부로터 작용하는 수직방향 힘 성분에 대한 공력하중의 변화 양상을 등고선 형태로 나타낸 것이다. 그림에서 보는 바와 같이 IBC

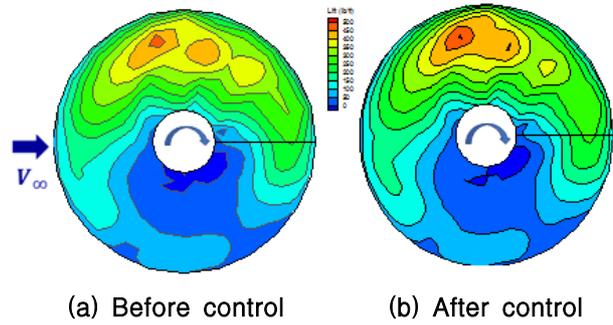


Fig. 9. Changes of airloads contour due to 3/rev optimum IBC actuation (upper rotor)

작용에 의해 특히 로터 전진면에서의 공력하중의 크기와 위상각에 변화가 초래되며, 이로부터 재트림과정(re-trim)을 거쳐 회전면에서 공력하중의 재분배가 이루어져 결과적으로 진동하중의 감소가 일어나는 것으로 설명할 수 있다.

이상의 연구는 해석적으로 구한 수치모사 연구결과이며, 이를 실제 시험을 통해 입증할 경우 저 진동의 친환경적인 로터를 구현하는 것이 가능할 전망이다.

III. 결 론

본 연구에서는 고속 비행 시 XH-59A 동축 반전 로터에 IBC 기법을 적용하여 로터의 허브 진동하중 감소효과를 살펴보고, 최대의 진동하중 억제를 위한 최적의 제어입력 조건을 탐색하였다. 본 수치해석 연구를 통하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1) XH-59A 로터에 대한 회전 고유진동 해석 결과 본 연구로부터 구성한 구조/공력 해석 모델은 실기의 구조동역학 특성을 잘 반영하고 있음을 확인하였다. 아울러 블레이드에 작용하는 공력하중을 기존의 연구결과와 비교하고 해석의 타당성을 확보하였다.

2) XH-59A 로터 전체 디스크 면적을 대상으로 IBC 제어입력을 가하고 파라미터 연구를 수행한 결과, 3/rev 진동수와 진폭 0.5°, 위상각 300°의 조건에서 최대 50% 정도 허브진동 지수의 감소효과가 있음을 확인하였다.

3) 동축 반전 로터의 상부 및 하부 로터 각각에 대해 개별적으로 IBC 입력을 가하고 진동억제 성능을 비교한 결과, 하부 로터에서 약 6% 정도의 진동 감소 성능 저하가 나타남을 확인하였다. 이는 상부로터에서 발생한 후류의 영향으로 분석된다.

4) 상부 및 하부 로터의 전진면에서만 IBC 제어입력을 가하고 진동억제 성능을 비교한 결과, 전체 디스크 면적을 대상으로 얻은 VI에 비해 최대 17%의 추가적인 진동감소 효과가 있음을 확인하였다. 이는 50% 내외로 줄어든 투입 비용으로부터 얻은 추가적인 진동억제 성분인 점이 특징이다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 지원으로 차세대 고속 복합형 무인 회전익기 특화연구실에서 수행되었습니다. 이 논문은 2017년도 정부(교육부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업임(2017R1D1A1A09000590). 이 논문은 2018학년도 건국대학교의 연구년 교원 지원에 의하여 연구되었습니다.

References

- 1) Ruddell, A. J., "Advancing Blade Concept (ABC) Technology Demonstrator," USAAVRADCOM TR 81-D-5, April 1981.
- 2) Leishman, J. G., *Principles of Helicopter Aerodynamics*, Cambridge University Press, New York, 2000.
- 3) Chopra, I. "Status of Application of Smart Structures Technology to Rotorcraft Systems," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 45, 2000, pp.228~252.
- 4) O'Leary, J., and Miao, W., "Design of Higher Harmonic Control for the ABC," *American Helicopter Society National Specialists' Meeting on Rotor System Design*, Philadelphia, PA, October 1980.
- 5) Jacklin, S. A., Habor, A., de Simone, G., Norman, T. R., Kitaplioglu, C., and Shinoda, P., "Full-scale Wind Tunnel Test of an Individual Blade Control System for a UH-60 Helicopter," *Proceeding of the American Helicopter Society 58th Annual Forum*, Montreal, Canada, June 11-13, 2002.
- 6) Park, J. S., Kim, D. H., Chae, S. H., Lee, Y. L., and Go, J. I., "Vibration Reduction Analyses Using Individual Blade Pitch Controls For Lift-Offset Rotors," *44th European Rotorcraft Forum*, Delft, The Netherlands, September 18-21, 2018.
- 7) Johnson, W., "CAMRAD II, Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics," Palo Alto, CA, Johnson Aeronautics, 1992.
- 8) Kim, D. H., "Modeling and Performance Analysis of XH-59A Coaxial Rotorcraft," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2016.
- 9) Felker III, F. F., "Performance and Loads Data from Wind Tunnel Test of a Full-scale, Coaxial, Hingeless Rotor Helicopter," NASA TM 81329, 1981.
- 10) Go, J. I., Kim, D. H., and Park, J. S., "Performance and Vibration Analysis of Lift-offset Helicopters," *International Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 2017, Article ID 1865751.
- 11) Lim, J. W., Boyd, Jr., D. D., Hoffmann, F., van der Wall, B. G., Kim, D. H., Jung, S. N., You, Y. H., Tanabe, Y., Bailly, J., Lienard, C., and Delrieux, Y., "Aeromechanical Evaluation of Smart-twisting Active Rotor," *40th European Rotorcraft Forum*, Southampton, U.K., September 2-5, 2014.
- 12) Anonymous, "Requirements for Rotorcraft Vibration Specifications, Modeling and Testing, Aeronautical Design Standard," ADS-27A-SP, US Army Aviation and Missile Command, Redstone Arsenal, Alabama, 2006.