

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(3), 237-243(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.3.237

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

고속 전진비 조건에서의 로터 진동하중 특성 연구

나덕환*, 유영현*, 정성남**

Vibratory Loads Behavior of a Rotor in High Advance Ratios

Deok Hwan Na*, Younghyun You* and Sung Nam Jung**

Department of Aerospace Information Engineering, Konkuk University*,**

ABSTRACT

In this study, the hub vibration load characteristic is evaluated for a rotor in high advance ratio conditions while investigating blade loads through the structural load prediction and harmonic analysis. Numerical studies are performed to validate the wind tunnel test data performed in NASA as the rotor advance ratios are varied from 0.40 to 0.71. A good correlation is obtained for rotor performance calculation at the range of advance ratios considered. It is observed that the hub vibration loads remain almost unchanged when the advance ratios are higher than 0.5, even though the amplitudes of blade structural loads become larger with increasing advance ratios. A harmonic analysis on blade moments is confirmed that the dominant structural mode is 3/rev component for flap bending moments and 4/rev for lag bending moments. The reason is due to the tendency of the second flap and lag mode frequencies which approach 3/rev and 4/rev, respectively, as the advance ratios are increased.

초 록

본 연구에서는 고 전진비 조건의 로터에 대해 전진비 변화에 따른 허브 진동하중의 변화를 예측하고, 블레이드에서 발생하는 구조하중 예측 및 조화 분석을 통하여 구조하중 변화를 고찰하였다. 로터 전진비는 0.40부터 0.71까지 범위를 가지며, NASA에서 수행한 풍동시험 결과에 대해 수치모사 연구를 수행하였다. 검증한 결과를 토대로 허브 진동하중 및 블레이드 모멘트를 예측하였다. 허브 진동하중은 최초에 증가하다가 전진비가 0.5 이상의 경우에는 변화가 거의 없음을 보여주었다. 블레이드 구조하중은 전진비가 증가할수록 진폭의 크기가 증가하며, 블레이드 모멘트의 조화 분석을 수행한 결과 플랩 모멘트는 3/rev, 래그 모멘트는 4/rev의 영향이 매우 크다는 점을 확인하였다. 이는 전진비가 증가할수록 2차 플랩과 2차 래그 모드의 고유진동수가 각각 3/rev와 4/rev에 근접하기 때문인 것으로 파악되었다.

Key Words : High Advanced Ratio(고 전진비), Hub Loads(허브 하중), Blade Loads(블레이드 하중), Natural Frequency(고유진동수), Harmonic Analysis(조화 분석)

† Received : September 1, 2017 Revised : December 26, 2017 Accepted : January 18, 2018

** Corresponding author, E-mail : snjung@konkuk.ac.kr

I. 서 론

회전익기는 수직 이착륙의 이점을 가지고 있어 군, 소방 및 관광 등 여러 분야에서 폭넓게 사용되고 있다. 하지만 회전익기는 고정익에 비하여 상대적으로 느린 점이 지적되고 있다. 이러한 문제를 극복하기 위해 고속비행이 가능한 복합형 회전익기의 연구[1]가 최근 활발히 진행되고 있다. 대표적인 회전익기로는 Sikorsky사의 X2[2]와 Airbus Helicopter의 X³[3]가 있다. 이와 병행하여 고속 비행중인 회전익기의 공력 및 구조하중의 특성을 이해하기 위한 시험[4]도 실시된 바 있다. 고속 비행 조건의 시험은 시험장비 및 효율성을 위해서 로터 회전속도를 감소하여 전진비를 증가시켜 고속 비행 환경을 만들어 공력 및 구조하중을 측정하였다. 대표적인 고 전진비 조건의 시험 기체로는 Sikorsky사의 UH-60A가 있으며, 시험 결과의 다양한 측면에서 분석 및 해석[5,6], 공력 해석 및 검증[7], 성능 검증[8]에 관한 연구들이 문헌에 보고되었다.

회전익기 운용의 한계를 가져오는 또 하나의 단점은 진동문제이다. 헬리콥터에서 발생하는 진동의 원인은 매우 많지만 그 중 가장 큰 원인은 로터가 회전할 때 블레이드에서 발생하는 진동이다. 이 진동은 허브를 통해 동체에 전달되어 헬리콥터 전체에 파급된다. 특히 큰 진동은 탑승감 및 부품의 피로 특성에 큰 영향을 준다. 이러한 점들을 고려하여 블레이드에서 생성되는 진동을 예측 및 감소시키려는 연구[9]들이 많이 진행되어 왔다.

Figure 1은 H-34 헬리콥터에 대한 실기 사진이다. H-34는 미국 Sikorsky사에서 중간급 수송기로 개발되었으며, 1953년 첫 생산을 시작하여 1970년에 단종 되기까지 미국의 주력 헬기로 이용되었다. 1968년에는 NASA에서 H-34 헬리콥터의 단독 로터 풍동 시험[4]을 실시한 바 있다. 고속 비행을 모사하기 위해 로터 회전속도를 감소시켜 전진비를 0.4에서 1.0까지 변화시켰으며, 여러 가지 상황에서 시험하기 위해 각 전진비마다 다양한 허브 축 각도 및 일괄 피치각 조건에서 시험을 실시하였다. 고 전진비 조건은 풍동의 최대 풍속을 유지한 채로 로터의 회전속도를 감소시켜 얻게 된다. 풍동 시험에서는 실기 블레이드와는 다르게 안전을 고려하여 블레이드의 초기 비틀림각이 0°인 모델을 사용하였다.

본 연구에서는 회전익기 구조 동역학 해석 프로그램인 CAMRAD II[10]를 이용해서 H-34 로터 진동하중 특성을 분석하였다. 해석 결과의 신뢰도를 제고하기 위해 먼저 풍동시험 결과에



Fig. 1. H-34 test aircraft [11]

대한 검증 연구를 진행하였다. 검증된 계산결과를 이용하여 전진비에 따라 로터 허브와 블레이드에 발생하는 구조하중의 예측을 통해 진동 분석을 실시하였으며, 고 전진비 로터의 진동하중 변화에 대한 의미 있는 해석 결과를 도출하였다.

II. 본 론

2.1 시험 조건 및 해석 모델

Table 1은 풍동시험에서 이용한 H-34 로터의 블레이드 특성을 정리한 것이다. 전술한 바와 같이 H-34 실기의 블레이드와는 다르게 풍동 시험에서는 초기 비틀림각이 없는 모델을 이용한 특징이 있다. Fig 2의 (a)는 CAMRAD II를 이용한 구조 모델링을 보여주고 있다. 블레이드는 총 12개의 유한요소로 모델링했으며, 각 요소는 15개의 자유도를 가지고 있다. 이 때 구조하중의 변화가 큰 뿌리 쪽에 집중해서 유한요소가 분포하도록 모델링 하였다. Fig 2의 (b)는 CAMRAD II의 공력 모델링을 보여준다. 공력하중을 측정하기 위하여 총 15개의 공력 패널을 사용하여 모델링 하였으며, ONERA-EDLIN 비정상 공력 이론을 사용한다. 공력 모델은 공력하중 변화가 큰 블레이드 끝단으로 갈수록 조밀하게 모델링 하였다. 계산에 사용된 로터 유입비 모델은 자유 후류 모델을 사용하여 해석을 실시하였다. 본 논문에서는 4개 로터 블레이드가 형상이 동일하며, 물성치가 같다고 가정하였다.

Table 1. Properties of test rotor blade

Number of blades	4
Radius	28ft
Chord	1.337ft
Root cutout	16%
Linear twist	0°
Solidity	0.0622
Nominal rotor speed	23.2 rad/s
Airfoil	NACA 0012

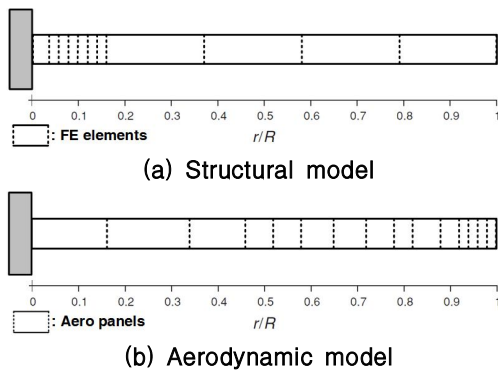


Fig. 2. Structural and aerodynamic modeling

Table 2. Test condition

μ	%NR	M_{hover}	α_s , deg	θ_{75} , deg
0.4	102	0.59	-5	4,6,8,10
0.5	95	0.55	-5	4,6,8,10,12
0.62	77.8	0.45	-4	4,6,8,10
0.71	68.1	0.39	-4	6,8,10,12

본 연구에서 사용한 시험 조건을 정리하여 Table 2에 나타냈으며, 모든 조건은 H-34 실기 풍동 시험[4]에서 실시한 조건과 동일하다. NR은 정규 회전속도를 나타내며, μ 는 전진비를 나타낸다. M_{hover} 는 제자리 비행 시 블레이드 끝단의 Mach 속도를 나타내며, α_s 는 허브축이 기울어진 각도이다. θ_{75} 는 75%R 지점에서 일괄 피치각을 나타낸다. 전진비는 0.4에서 0.71까지 총 4가지 전진비 시험 조건을 사용했으며, 이 때 로터의 회전속도는 최대 68.1%까지 감속된다. 각 전진비에 대해 θ_{75} 를 증가시키며 계산을 수행했으며, 주기 플랩 운동이 없는($\beta_{1s} = 0 = \beta_{1c}$) 트림조건을 사용하였다.

2.2 해석 결과 검증

2.2.1 회전 고유 진동수

Figure 3은 CAMRAD II를 이용해서 계산한 로터의 팬 선도에 대한 비교 결과이다. 비교 대상으로는 1966년 풍동시험 보고서에 수록된 당시의 해석[12] 및 비교적 최근에 수행한 Yeo 등[13]의 해석 결과를 같이 보였다. 팬 선도에서 F는 플랩 모드를 나타내며 L은 래그 모드를 나타낸다. 그리고 T는 비틀림 모드를 표시한다. 그래프는 회전 속도에 따른 각 모드들의 변화를 보여주고 있다. 1차 비틀림과 3차 래그 모드의 비교 결과를 살펴보면 본 연구의 해석결과 및 최근에

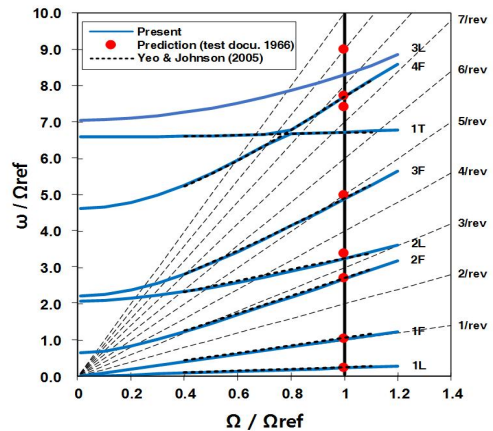


Fig. 3. Rotor blade fan plot

수행한 선행연구[19]의 결과는 서로 잘 부합하고 있음을 확인할 수 있다. 이러한 결과로부터 본 연구의 블레이드 구조 모델링은 적절하게 수행한 것으로 볼 수 있다.

2.2.2 성능 예측 및 검증

Table 2에서 언급한 시험조건에 대하여 로터 구조 동역학 계산을 실시하였다. 계산에서 사용한 후류모델은 총 두 가지 모델을 사용하였다. 첫 번째는 블레이드 끝단에서만 후류가 생성되는 rolled-up 후류 모델이고, 두 번째는 끝단을 포함하여 블레이드 안쪽에서도 후류 생성을 묘사하는 것이 가능한 multiple trailer 후류 모델이다. 본 연구에서는 Na 등[14]의 결과를 참고하여 총 12개의 trailer 모델을 사용하였다.

풍동 시험에서 얻은 성능 결과와 두 가지 후류 모델을 사용하여 계산된 성능 결과를 비교하여 Fig. 4에 나타냈다. 성능 지표로는 로터의 양력계수 대비 유입비동력(induced power) 및 형상동력

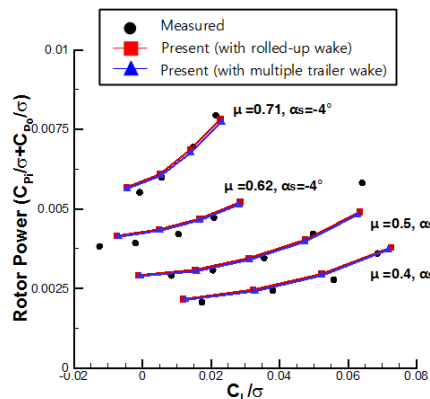


Fig. 4. Performance validation

(profile power)을 합한 결과를 이용하였다. σ 는 고형비(solidity)를 나타낸다. 그림에서 알 수 있듯이 본 연구에서 산출한 성능 해석 결과는 전속도영역에 걸쳐 시험 값과 잘 부합하는 결과를 보여주어 본 계산이 유효하게 수행되었음을 보여주고 있다. 두 가지 후류 모델 결과도 차이가 매우 작은 것을 볼 수 있다. 이는 큰 전진비로 인해 블레이드에서 생성된 후류가 빠르게 지나가 후류의 영향이 상대적으로 작기 때문으로 이해되고 있다. 따라서 계산시간 및 효율을 고려하여 이 후 계산에서는 rolled-up 후류 모델을 사용하였다.

2.3 진동하중 예측

다음으로는 전진비에 따라 변하는 허브 및 블레이드의 진동하중을 예측하고 분석하였다.

2.3.1 허브 진동하중

로터에서 발생하는 진동은 헬리콥터 허브를 통하여 동체에 전달된다. 허브를 통하여 N_b/rev (N_b : 블레이드 개수)의 진동이 전달되기 때문에 그 중에서도 가장 대표적인 $4/\text{rev}$ 성분만 살펴보았다. 전진비는 0.4, 0.5, 0.62 그리고 0.71 4가지 경우를 고려하였으며, 각 전진비에서 추력계수(C_T)가 비슷한 값을 가지는 시험 조건을 설정하기 위하여 일괄 피치각을 각각 4° 부터 10° 까지 2° 씩 증가시켜 가며 비교 연구를 진행하였다.

허브 진동하중 크기를 비교하기 위하여 진동판별 지수 VI(Vibration Index)로 다음에 나타낸 수식을 사용하였다[15].

$$VI = \frac{\sqrt{(F_x/2)^2 + (F_y/1.5)^2 + F_z^2}}{W_0} + \frac{\sqrt{M_x^2 + M_y^2}}{W_0 R} \quad (1)$$

F_x, F_y, F_z 는 허브 작용 힘이고, M_x, M_y 는 허브 작용 모멘트 성분들이다. W_0 는 헬기 무게로 7900 lb를 사용하였으며, R 은 로터 반경 길이이다. x, y, z 방향은 허브의 고정 좌표계에서 각각 헬기의 뒤쪽, 오른쪽(starboard side) 그리고 위쪽 방향을 나타낸다. Fig. 5는 전진비 크기별 VI값을 나타낸 결과이다. 그림에서 보인바와 같이 전진비 0.4에서 0.5는 증가했지만, 그 이후에는 변화가 거의 없는 것을 확인할 수 있다. 즉, 전진비가 일정 이상 증가해도 허브에 전달되는 진동의 크기가 크게 증가하지는 않는 것을 보여주고 있다. 이는 해석에서 사용한 자유 후류 모델의 정확성이 떨어지기 때문으로 유추될 수 있으며, 추후 전산유체해석과 연계하는 보다 정교한 해석을 통

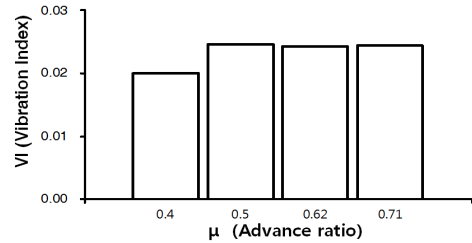


Fig. 5. Vibration index (VI)

해 확인이 필요한 사항이다. 이와는 별도로 블레이드 하중의 크기와는 별도로 허브 자체가 필터 역할을 하면서 허브하중이 줄어드는 결과를 보일 수 있겠다.

2.3.2 블레이드 모멘트 및 조화 분석

전진비에 따라 블레이드에서 발생하는 모멘트의 변화를 살펴보았다. 먼저 블레이드에서 발생하는 플랩, 래그 그리고 비틀림 모멘트가 전진비에 따라 변하는 경향을 살펴보기 위해 3차원 그래프로 살펴보았다. 블레이드에서 발생하는 여러 성분들 중에서 $N_b, N_b \pm 1/\text{rev}$ 의 자연배수(n)에 해당하는 진동성분이 허브축을 통해 전달되기 때문에 조화 분석(harmonic analysis)을 통하여 3, 4, 5/rev 주파수의 주요($n = 1$) 블레이드 하중 성분 변화를 추적하였다.

Figure 6은 전진비에 따른 플랩 모멘트의 변화를 나타낸다. 전진비가 증가할수록 진폭이 전체적으로 증가하는 모습을 보여주고 있다. 특히 전진비가 커짐에 따라 로터 후퇴면 부분에서 역류(reverse flow) 구간이 넓어지는데, 이로 인해 허브쪽에서 역추력이 발생하여 방위각 270° 부분에서 모멘트가 크게 증가하는 것을 확인할 수 있다.

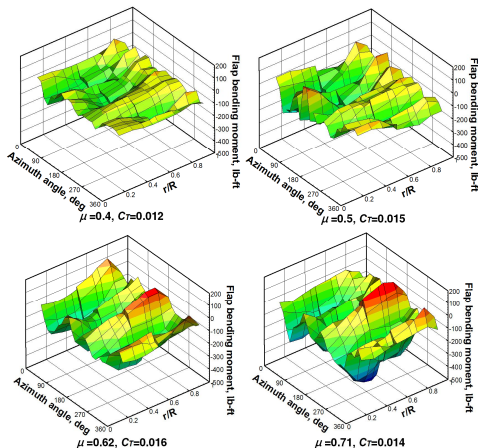


Fig. 6. Flap bending moment

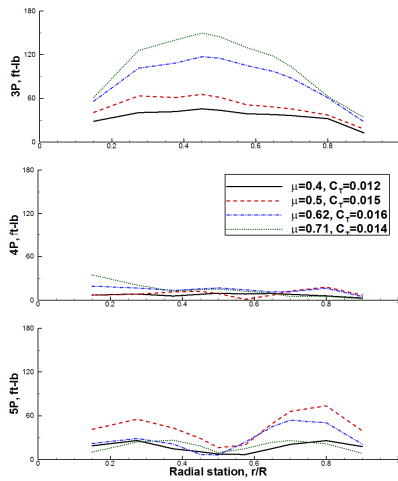


Fig. 7. Flap bending moment harmonics

Figure 7은 플랩 모멘트의 조화 분석을 실시하여 진동에 영향을 주는 3, 4, 5/rev 성분을 비교한 그래프이다. 4/rev와 5/rev에 비해서 3/rev 성분이 전진비가 증가할수록 크기가 증가하였다. 그 이유는 팬 선도에서 전진비가 증가할수록 로터 회전속도가 감소하여 2차 플랩 모드 성분이 3/rev와 점점 근접하기 때문이다. 반대로 5/rev 성분은 전진비가 0.5보다 증가할수록 크기가 작아지는 경향을 보여준다. 그 이유는 팬 선도에서 로터 회전 속도가 감소할수록 3차 플랩 모드가 5/rev에서 멀어지기 때문으로 이해된다.

Figure 8은 래그 모멘트를 전진비에 따라 나타낸 그래프이다. 플랩 모멘트의 변화와 비슷한 결과를 보여준다. 전진비가 증가할수록 진폭이 상당히 증가하는 모습을 보여준다. 플랩 모멘트와 반대로 방위각 270° 부분에서 래그 모멘트의 크기는 감소하는 것을 볼 수 있다.

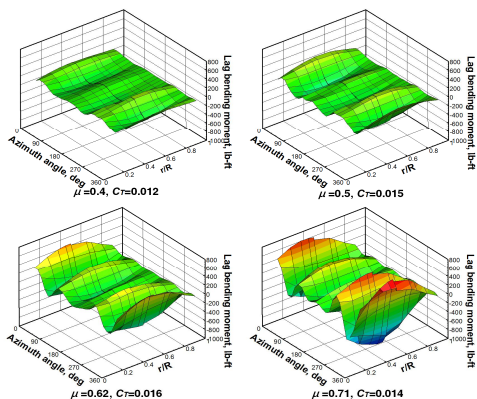


Fig. 8. Lag bending moment

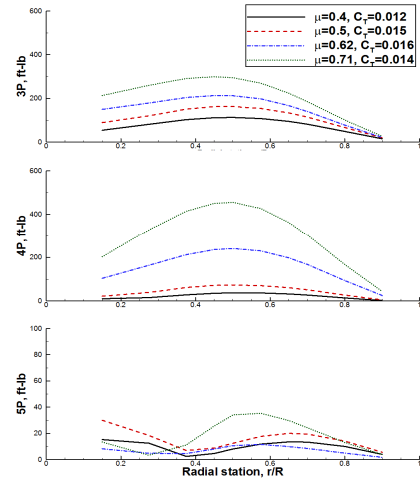


Fig. 9. Lag bending moment harmonics

Figure 9는 래그 모멘트의 조화 분석을 통하여 전진비 크기에 따른 블레이드 하중 성분을 그린 그래프이다. 전진비가 제일 낮은 0.4에서는 3/rev 성분이 가장 큰 값을 가지나, 전진비가 증가할수록 3/rev보다 4/rev의 영향이 커지는 경향을 확인할 수 있다. 그 이유는 2차 래그 모드가 전진비가 작을 때는 3/rev와 가깝지만 전진비가 증가할수록 회전속도가 감소해 3/rev와 멀어지고 4/rev와 보다 근접하기 때문이다.

Figure 10은 비틀림 모멘트를 전진비 크기에 따라 나타낸 그래프이다. 전진비가 증가할수록 방위각 90° 부분의 크기는 감소하고 있다. 반대로 방위각 270° 부분의 블레이드 허브 쪽 비틀림 모멘트는 크게 증가하였다.

Figure 11은 비틀림 모멘트를 조화 분석으로 블레이드 진동하중 성분을 도식화한 결과이다. 전진비가 증가할수록 블레이드 끝단 쪽의 변화는

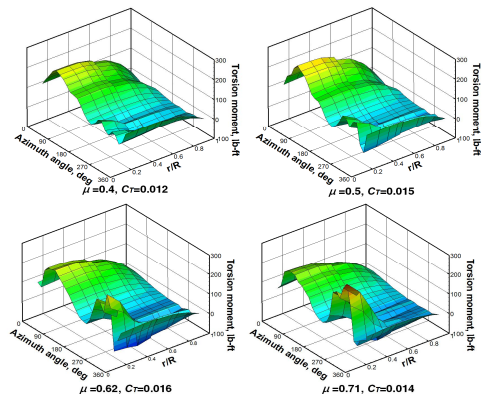


Fig. 10. Torsion moment

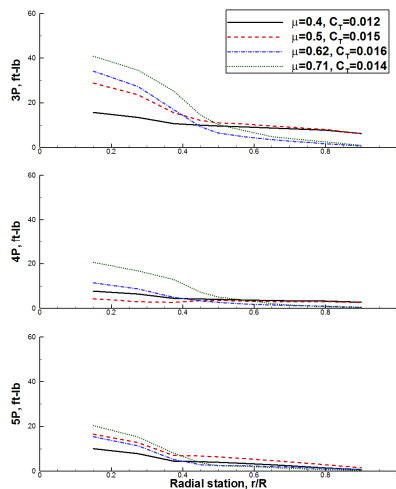


Fig. 11. Torsion moment harmonics

작지만 허브 쪽의 크기가 증가하는 모습을 보이며, 3/rev 성분의 증가가 제일 크게 나타나고 있음을 보여주고 있다.

III. 결 론

본 연구에서는 고 전진비 조건에서 H-34 단독 로터 풍동 시험 결과를 회전익기 전문 해석 프로그램을 사용하여 검증하였고, 전진비 크기에 따른 허브 진동하중 및 블레이드 모멘트를 예측 및 분석하였다. 본 연구를 통해 도출된 결론은 다음과 같다.

(1) 회전 고유 진동 해석 및 전진비 증가에 따른 성능 해석 결과는 기존의 풍동시험 결과와 잘 부합하였다. 두 가지 서로 다른 자유 후류 모델을 고려하여 진동해석을 수행하고 그 결과가 크게 다르지 않음을 확인하였으며, 계산 효율 등을 고려하여 rolled-up 후류 모델을 적용하였다.

(2) 허브 진동 하중을 정량화시켜 전진비 증가에 따른 변화를 계산한 결과, 전진비가 0.5 이상의 영역에서도 진동 하중이 크게 변하지 않았다.

(3) 전진비 증가에 따른 블레이드 구조하중의 변화를 살펴보았으며, 플랩 및 래그 모멘트 하중은 진폭이 계속해서 증가하는 경향을 보였다. 이는 2차 플랩 및 2차 래그 모드가 로터 회전수 감소에 의해 블레이드의 회전 고유진동수에 접근하기 때문인 것으로 분석되었다.

(4) 블레이드 구조하중에 대한 조화 분석을 수행한 결과, 전진비가 증가함에 따라서 플랩 모멘트와 래그 모멘트는 3/rev 혹은 4/rev이 각각 가

장 중요한 하중 성분임을 보였다.

이상의 감속로터에 관한 연구는 동축 반전 로터와 같은 복합형 회전익기의 진동 해석 및 설계에 유용하게 활용될 수 있을 것이다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 지원으로 차세대 고속 복합형 무인 회전익기 특화연구실에서 수행됨. 본 연구는 2016년도 산업기술평가관리원(KEIT) 연구비 지원에 의한 연구임(No. 10053155, 소형무장헬기 연계 민수헬기 국제공동 체계개발과제).

References

- 1) Yeo, H., and Johnson, W., "Optimum Design of a Compound Helicopter," *Journal of Aircraft*, Vol. 46, No. 4, July-Aug. 2009.
- 2) Fegely, C., Juhasz, O., Xin, H., and Tischler, B. B., "Flight Dynamics and Control Modeling with System Identification Validation of the Sikorsky X2 Technology TM Demonstrator," *American Helicopter Society 72nd Annual Forum*, Florida, May 2016.
- 3) Roesch, P., "Fast Hybrid Helicopter with Long Range with Longitudinal Trim Control," U.S. Patent No. 2010/0224720 A1, Sept. 2010.
- 4) McCloud, J. L., Biggers, J. C., Ames Research Center, and Stroub, R. H., "An Investigation of Full-Scale Helicopter Rotors at High Advance Ratios and Advancing Tip Mach Numbers," NACA Technical Note, July 1968.
- 5) Datta, A., Yeo, H., Norman, T. R., "Experimental Investigation and Fundamental Understanding of a Slowed UH-60A Rotor at High Advance Ratios," *American Helicopter Society 66nd Annual Forum*, VA, May 2011.
- 6) Yeo, H., "Investigation of Performance and Loads of a UH-60A Rotor at High speed ratios," *American Helicopter Society 68nd Annual Forum*, Texas, May 2012.
- 7) Bowen-Davies, G. M., Chopra, I., "Aero-mechanics of a Slowed Rotor," *Journal of The American Helicopter Society*, Vol. 60, Apr. 2014.
- 8) Bowen-Davies, G. M., Chopra, I., "Performance and Loads Predictions of a

Mach-Scaled Rotor at High Advance Ratios,” *Journal of The American Helicopter Society*, Vol. 61, May 2015.

9) Milgram, J., and Chopra, I., “Helicopter Vibration Reduction with Trailing Edge Flaps,” *Structural Dynamics and Materials Conference*, Apr. 1995

10) Johnson, W., “CAMRAD II: Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics,” Johnson Aeronautics, Palo Alto, CA, 1992.

11) Bousman, W. G., “Rotorcraft Airloads Measurements—Extraordinary Costs, Extraordinary Benefits,” Ames Research Center, Aug. 2014.

12) J. P. Rabbott, Jr., A. A. Lizak, and V. M. Paglino, “A Presentation of Measured and

Calculated Full-scale Rotor Blade Aerodynamic and Structural Loads,” USAAVLABS Technical Report, 66-31, July 1966.

13) Yeo, H., and Johnson, W., “Prediction of Rotor Structural Loads with Comprehensive Analysis,” *31st European Rotorcraft Forum*, Florence, Sept. 2005.

14) Na, D. H., You, Y. H., and Jung, S. N., “Comprehensive Aeromechanics Predictions on Air and Structural Loads of HART I Rotor,” *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 18, No. 1, Feb. 2017.

15) You, Y. H., and Jung, S. N., “Optimum Active Twist Input Scenario for Performance Improvement and Vibration Reduction of a Helicopter Rotor”, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 63, Dec. 2016.