

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(4), 261-267(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.4.261>관절형 허브 로터를 이용한 전진비행조건에서의
플래핑 운동에 대한 실험적 연구

이재하*, 백동민**, 이욱***, 최종수*, 송근웅****

An Experimental Study on Flapping Motion of Forward Flight
Condition used to Articulated Hub Rotor

Jae-Ha Ryi*, Dong-Min Back**, Wook Rhee***, Jong-Soo Choi* and Keun Woong Song****

Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University *

STX Shipbuilding CO., LTD.**

DAEWOO Shipbuilding and Marine Engineering CO., LTD.***

Rotor Team, Korea Aerospace Research Institute****

ABSTRACT

In this paper, wind tunnel test and analytical prediction are compared for result of flapping motion in helicopter forward flight condition. Tests were performed at low speed wind tunnel at Chungnam National University, test section of wind tunnel has 1.8 by 1.8 meter open-jet test section area. According to the results of measured data for aerodynamic performance of model rotor in forward flight. It has to observed the difference of analytical and measured results of power coefficient for fixed thrust coefficient. And calculated and measured data of helicopter rotor flapping angles in forward flight are compared for a model rotor in a wind tunnel. A test was conducted to verify the measured data of coning and lateral/longitudinal flapping angle with predicted values.

초 록

본 논문에서는 헬리콥터 전진비행 조건에서 플래핑모션에 대하여 축소 로터 실험을 통하여 실험결과와 이론적인 예측결과를 비교하였다. 축소로터 성능 실험은 충남대학교 아음속 풍동에서 수행하였으며 1.8 x 1.8m의 개방형 시험부를 사용하였다. 전진비행조건에서의 실험 결과에 의하면 축소로터의 전진비행조건에서의 추력 결과를 고정한 조건에서 동력계수는 차이가 있는 것을 확인 할 수 있었다. 또한, 공력 성능 측정 결과와 이론적인 예측결과와의 비교를 통하여 헬리콥터의 플래핑 각도의 범위에 대하여 비교하여 보았다. Coning 각도, 횡방향과 종방향에 대한 플래핑 각도에 대해서는 실험결과와 예측결과와의 유사함을 확인하였다.

Key Words : Scaled Rotor(축소 로터), Forward Flight(전진비행), Helicopter(헬리콥터), Wind Tunnel Test(풍동실험), Articulated Hub(관절형 허브)

† Received: December 26, 2012 Accepted: March 27, 2013

<http://journal.ksas.or.kr/>* Corresponding author, E-mail : jchoi@cnu.ac.kr

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

I. 서론

항공 산업은 군사적 목적에서 민수분야로의 전환, 기업 간의 경쟁 심화 등으로 인해 항공 산업의 구조가 크게 변화하고 있다. 특히 헬리콥터로 대표되는 회전익 항공기 분야는 1925, 1926년 de la Cierva에 의해 오토자이로가 개발된 이래 계속 발전하여 왔으며, 현재 민간 및 군용으로 널리 운용되고 있다. 또한 국내에서도 다목적 헬기개발사업과 헬기 기술자립화 사업 등 헬리콥터 산업에 대한 연구가 진행되어지고 있다. 회전익 항공기는 수직이착륙 및 제자리 비행의 장점을 지니고 있다. 그러나 고정익 항공기와는 달리 회전하는 로터에서 추력과 양력을 발생하기 때문에 비정상상태의 복잡한 유동현상들이 존재하게 된다. 로터의 비정상 유동에 대한 해석은 회전익 기체의 특성상 구조 및 동역학적 해석의 어려움을 갖고 있다. 특히, 블레이드의 회전 시 발생하는 큰 탄성 거동 및 후류 등의 영향으로 인해 공기역학적 해석에 어려움이 있다. 또한, 구조 동역학과 공기역학이 결합되어 발생하는 회전익의 공탄성학 및 공력관련 진동특성에 대한 불안정성에 대한 이론적인 접근에 어려움이 존재한다. 이러한 진동특성에 대하여 해석이나 이론적인 접근을 통한 연구를 수행하기 위해서는 해석방법 개발에 있어 많은 노력이 기울여져야 할 뿐만 아니라 해석 결과를 입증하고 기준이 될 많은 실험적 연구가 필요하다. 기존에 수행된 많은 로터성능 관련 연구는 공기역학적인 관점에서 치중하여 로터의 허브시스템을 강체로 가정하여 수행하였다.

본 연구에서는 2블레이드 관절형 허브를 이용하여 전진 비행 상태에서의 성능 측정을 위한 플레핑 운동에 대한 실험내용을 다루었다.

II. 본론

2.1 Flapping Motion에 대한 이론적 접근

전진비행에서의 플레핑 운동은 플레핑 힌지에 대하여 블레이드에 작용하는 전체 모멘트의 조건에 따라 결정된다. 전진비행 시 플레핑 운동은 Longitudinal Flapping Angle(β_{1c})과 Lateral Flapping Angle(β_{1s})의 Harmonic 형태로써 수식 (1)과 같이 표현된다. 이때, Coning Angle은 β_0 로 표현되며 플레핑 운동에 대한 수식의 고차항(H.O.T.)은 결과 값에 거의 영향을 미치지 않으므로 0으로 가정한다[2].

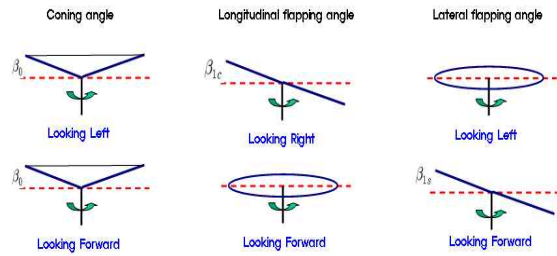


Fig. 1. Flapping Motion in Forward Flight

$$\beta = \beta_0 - \beta_{1c}\cos\psi - \beta_{1s}\sin\psi - H.O.T \quad (1)$$

힌지를 중심으로 미소 양력에 대한 플레핑 운동 dM_A 는,

$$\begin{aligned} dM_A &= ydL = \frac{1}{2}\rho C_{l_a} U_T^2 \left(\theta + \frac{U_p}{U_T}\right) cydy \quad (2) \\ &= \frac{1}{2}\rho C_{l_a} c\Omega^2 R^4 [\theta(r + \mu\sin\psi)^2 \\ &\quad + (\lambda' - r\frac{d\beta}{d\psi} - \mu\beta\cos\psi)(r + \mu\sin\psi)] r dr \end{aligned}$$

공력에 의한 미소 모멘트를 피치각이 일정하다고 가정하고 적분하여 블레이드 전체에 작용하는 모멘트, M_A 를 구하면 (3)과 같다[2].

$$\begin{aligned} M_A &= \frac{1}{2}\rho C_{l_a} c\Omega^2 R^4 \\ &\times [\theta_0(\frac{1}{4} + \frac{2}{3}\mu\sin\psi + \frac{1}{2}\mu^2\sin^2\psi) \\ &+ \int_0^1 r^2\lambda' dr - \frac{1}{4}\frac{d\beta}{d\psi} - \frac{1}{3}\mu\beta\cos\psi \\ &+ \mu\sin\psi \int_0^1 r\lambda' dr - \frac{1}{3}\mu\frac{d\beta}{d\psi}\sin\psi - \frac{1}{2}\mu^2\beta\sin\psi\cos\psi] \quad (3) \end{aligned}$$

그리고 유압류 모델을 정의하기 위해 Mangler and Squire's의 유도속도 분포 모델을 이용하여 (3)의 Inflow항을 정리하면 플레핑 운동에 대한 미분방정식은 아래와 같이 정리된다[2].

$$\begin{aligned} \frac{d^2\beta}{d\psi^2} + \frac{\gamma}{8}(1 + \frac{4}{3}\mu\sin\psi)\frac{d\beta}{d\psi} \\ + [1 + \epsilon + \frac{\gamma}{8}(\frac{4}{3}\mu\cos\psi + \mu^2\sin 2\psi)]\beta \\ = \frac{\gamma}{8}[\theta_0(1 + \frac{8}{3}\mu\sin\psi + 2\mu^2\sin^2\psi) + \frac{4}{3}\lambda \\ - 1.46\nu^{1/2}\lambda_i\cos\psi + 2\mu\lambda\sin\psi - 0.69\mu\lambda_i\nu^{1/2}\sin 2\psi] \quad (4) \end{aligned}$$

기함수와 우함수 성질을 이용하여 (4)를 정리하면 최종적으로 플레핑 모션이 결정된다.

$$\beta_0 = \frac{\gamma}{8(1+\epsilon)} [\theta_0(1+\mu^2) + \frac{4}{3}\lambda] \quad (5)$$

$$\beta_{1c} = \frac{2\mu(4\theta_0/3+\lambda)}{1-\mu^2/2} + \frac{8}{\gamma} \frac{\epsilon}{1-\mu^2/2} \beta_{1s} \quad (6)$$

$$\beta_{1s} = \frac{4(\mu\beta_0 + 1.1\nu^{1/2}\lambda_i)/3}{1+\mu^2/2} - \frac{8}{\gamma} \frac{\epsilon}{1+\mu^2/2} \beta_{1c} \quad (7)$$

일반적으로 힌지 오프셋에 의한 값은 무시되므로 높은 전진비의 플래핑 운동을 다시 정리하면 다음과 같다.

$$\beta_0 = \frac{\gamma}{8} [\theta_0(1+\mu^2) + \frac{4}{3}\lambda] \quad (8)$$

$$\beta_{1c} = \frac{2\mu(4\theta_0/3+\lambda)}{1-\mu^2/2} \quad (9)$$

$$\beta_{1s} = \frac{4(\mu\beta_0 + 1.1\nu^{1/2}\lambda_i)/3}{1+\mu^2/2} \quad (10)$$

2.2 Rotating Flapping Frequency

플래핑 주파수는 힌지에 대하여 Conning Angle을 갖는 블레이드의 플래핑 운동을 단자유도 스프링 질량시스템으로 가정할 수 있다. 본 연구에서는 Fig. 2 같은 형태의 관절형 허브를 사용하였으며 주축에서 로터의 반경을 기준으로 35mm의 간격을 갖는 위치에서 힌지(hinge)점을 갖도록 하였다. 이를 스프링상수(e)에 적용하여 분석시에 고려하였다.

$$\omega_\beta = (1 + \frac{3}{2} \frac{e}{R} + \frac{\omega_{\beta 0}^2}{\Omega^2})^{1/2} \Omega \quad \text{for } \textit{uniform Blade} \quad (11)$$

힌지의 스프링상수가 0일 경우 비회전 고유진동수($\omega_{\beta 0}$)는 0이 되므로 (11)는 (12)과 같이 정리된다.

$$\omega_\beta = (1 + \frac{3}{2} \frac{e}{R})^{1/2} \Omega \quad \text{for } \textit{uniform Blade} \quad (12)$$



Fig. 2. 2-Blade Articulated Hub for Forward Flight

2.3 실험 구성 및 실험 조건

본 논문에서 수행한 주 로터의 전진비행 실험은 충남대학교 아음속 무향 풍동에서 수행하였다. 해당 풍동은 개방형 시험부이며, Contraction 출구의 크기가 1.8m×1.8m로 35m/s의 속도까지 운용 되어질 수 있다. 추력성능 측정을 위해서

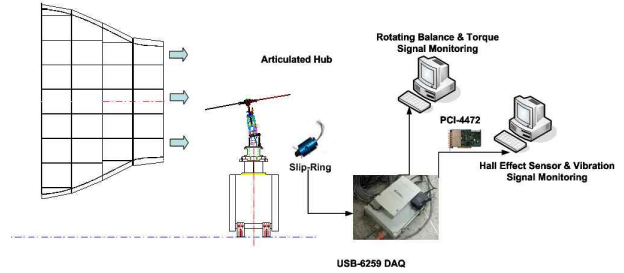


Fig. 3. Experiment Schematic in Forward Flight

Table 1. Measured Properties of Each Rotor Blades

Properties	Rectangular	
	B1-1	B1-2
Cross Section	NACA0014-Tip Modified	
Lift Slope	6.28	
Material	Carbon Composite	
Manufacture	성우 엔지니어링	
Tip Radius (mm)	721.0	
Root Cutout (mm)	188.0	
Chord Length (mm)	55.0	
Thickness (mm)	7.8	
Weight (g)	153.0	153.5
rCG (r/R)	0.609	0.605
xCG (x/C)	0.164	0.200
Hinge Location (mm)	35.0	35.0
Hinge Offset (r/R)	0.0485	0.0485
Non-rotating Flap Frequency (Hz)	15.9	16.9
Rotor Solidity	0.0385	

< Operating Condition >

- Collective Pitch Angle : 11.1°
- Lateral Cyclic Pitch Angle(@Actuator): 1.26°
- Longitudinal Cyclic Pitch Angle(@Actuator): 2.69°
- Rotating Speed of Rotor: 300rpm(@ $M_{TIP} = 0.07$)
- Shaft Tilting Angle : 3deg
- Inflow Velocity : 5m/s
- Advance Ratio : 0.21768
- Diameter of Main Rotor : 1440mm
- Hinge Offset Distance : 35mm
- Tip Path Plane on Ground : 2200mm
- Wind Tunnel Section : 1800mm X 1800mm



Fig. 4. Rotor Test in Forward Flight

회전 밸런스를 사용하였으며 추력과 허브모멘트를 측정한다. 회전밸런스 설계용량은 추력을 450N, 허브모멘트는 4.2Nm 범위를 고려하였다 [8]. 또한, 주로터 블레이드의 공력 성능 데이터 취득을 위해서 Fig. 3과 같이 실험 장치를 구현하였다. 실험장치는 PC Base DAQ 장비를 이용하여 펄스변조방식(PWM)명령 값에 따라 로터의 피치각 조절이 가능하도록 구성하였으며, 약 16마력의 유압시스템을 주축 구동부로 하여 풍동실험을 수행하였다. 그 외 실험에 사용된 로터 블레이드 형상 및 실험조건에 대한 정보는 Table 1과 Operation Condition에 제시된 내용과 같다.

2.4 공력 측정 결과 및 분석

로터 시험 장치를 풍속이 불어오는 방향으로 3도 기울인 상태로 전진비행 조건을 구성하여 실험을 수행한다. Rotating Balance와 토크미터에서 측정된 추력과 토크를 바탕으로 추력계수와 동력계수를 구하였으며 또한 추력계수가 고정된 상태에서의 동력계수와 Lift to Drag Ratio를 이론을 바탕으로 계산하여 비교 및 검증하였다. 전진비행조건의 로터 시험은 복잡한 유동과 진동으로 인한 불안정성을 모니터링하며 데이터를 측정하였다.

본 논문에서는 전진 비행하는 헬리콥터에 요구되는 전체 동력을 유도속도로 인해 요구되는 유도동력과 점성효과와 관련된 형상항력과 기체의 항력을 극복하기 위해 요구되는 유해동력, 중력을 이겨내기 위한 상승 동력의 합으로 정의하였다. 본 논문에서는 기체가 상승하는 조건이 없으므로 상승 동력은 고려하지 않았다[6]. 식 13~16을 활용하여 본 논문의 동력계수를 구하였으며 이를 실험 결과와 비교하였다.

$$C_{p_i} = \frac{\kappa C_T^2}{2\sqrt{\lambda^2 + \mu^2}} \approx \frac{\kappa C_T^2}{2\mu} \quad \text{for larger } \mu \quad (13)$$

κ : induced power factor

$$C_{p_0} = \frac{\sigma C_{d_0}}{8} (1 + K\mu^2) \quad (14)$$

$K = 4.6 \text{ (Bennett)}, 4.7 \text{ (Stepniewski)}$

$$C_{p_p} = \frac{1}{2} \left(\frac{f}{A}\right) \mu^3 \quad (15)$$

$\frac{f}{A}$: $\frac{\text{equivalent flat plate area}}{\text{rotor disk area}}$

Total Power coefficient (16)

$$C_p = C_{p_i} + C_{p_0} + C_{p_p}$$

제자리 비행에서는 FM(Figure of merit)이 로터의 성능 효율을 나타내지만 전진 비행에서는 Lift-to-Drag Ratio가 이를 대신한다. 이는 다른 로터와의 전진 성능을 비교할 때 사용되며 이에 대한 수식은 다음과 같다.

$$\frac{L}{D} = \frac{T \cos \alpha_{TPP}}{(P_i + P_0)/V_\infty} \approx \frac{WV_\infty}{P_i + P_0} \quad (17)$$

Table 1의 내용과 같이 측정된 추력계수를 바탕으로 유도동력을 계산하고 기본 형상조건과 운영조건에 따른 형상항력과 유해항력과 합하여 동력계수를 예측하여 비교하였다. 비교한 결과 동력계수와 Lift to Drag Ratio의 예측 값이 측정값보다 작음을 확인할 수 있다. 이는 실험결과와 비교를 위해 사용된 이론식에서 정의한 κ 또는 K 와 같은 상수변수의 값이 실제 기체를 기준으로 정의된 값이기 때문에 지름이 약 1.4m인 본 연구의 로터실험결과에 적용을 하였을 때 다소 오차를 보이는 것으로 판단된다.

Table 2. Comparison of Aerodynamic Performance in Forward Flight [Calculated Equation.: ref.[6]]

Fixed Condition		
Rotational Speed	303.796rpm	
Advance Ratio	0.21768	
Thrust [N]	3.95252	
Thrust Coefficient	0.00373	
	Measured Value	Calculated Value
Torque [Nm]	0.40901	0.14492
Power Coefficient	0.00028	0.00012
Lift to Drag Ratio	1.51880	2.64686

2.5 동력학적 특성 결과 및 분석

헬리콥터가 전진비행을 하면 전진부에서는 동압이 증가하여 그 결과로 공기력이 증가하여 깃이 회전면에 대해 위쪽으로 향하고 후퇴부에서는 반대로 공기력이 감소하여 아랫부분으로 향하는 운동을 하게 된다. 이러한 경향을 확인하기 위하여 고정된 회전속도에서 허브에 작용하는 모멘트를 Cyclic Control를 통해 안정하게 유지시킨 후 Hall Effect Sensor를 통하여 Azimuth Angle에 따른 Flapping Motion을 측정하여 Coning Angle과 Longitudinal Flapping Angle, Lateral Flapping Angle을 이론값과 비교 및 검증하였다.

Figure 5와 Fig. 6은 방위각에 따라 측정된 플래핑 각도를 나타낸 것이다. Fig. 7은 전진비행조건 풍동실험에서 측정된 실험값을 나타낸 그래프인데 일정주기도 같은 파형의 플래핑 운동을 보이는 것을 확인할 수 있다. Fig. 8에서는 이론식을 이용한 계산 값과 실제 실험값에 대하여 비교하기 위하여 실험결과를 조화평균 (Ensemble Average)으로 값을 구하였다. 약 6초 동안 취득된 실험값을 로터의 회전속도를 기준으로 측정한 트리거신호를 사용하여 로터가 1회전하는 조건에서 얻어지는 플래핑에 대한 값을 30회 조화평균의 값으로 구하였다. 또한, 본 실험에서는 회전수를 기준으로 트리거신호를 취하였기 때문에 30회

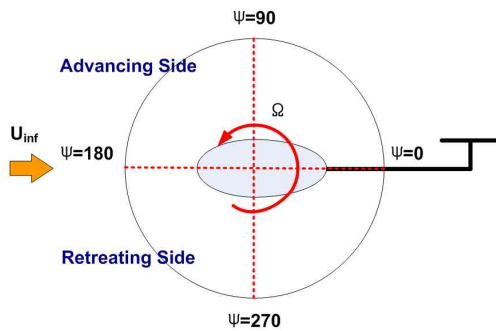


Fig. 5. Forward Flight Schematic

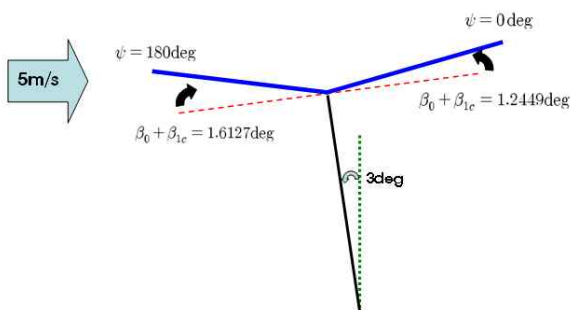


Fig. 6. Measured Longitudinal Flapping Angle

각각에 취득되는 데이터의 수가 차이가 있을 수 있다. 이를 보정하기 위하여 방위각(Azimuth Angle)에 1도 간격으로 기준으로 데이터를 재취득하였다. 전진부에서의 동압증가와 후퇴부에서의 동압감소에 의한 플래핑 각도를 확인할 수 있다. 그리고 플래핑 각도의 측정값을 이론을 바탕으로 계산한 값과 실험을 통해 취득한 결과와 비교하였다.

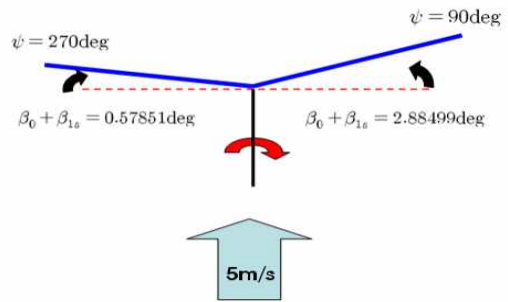


Fig. 7. Measured Lateral Flapping Angle

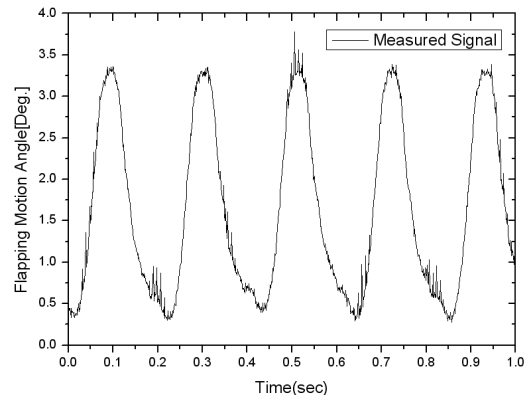


Fig. 8. Measured Flapping Motion Signal at 300rpm

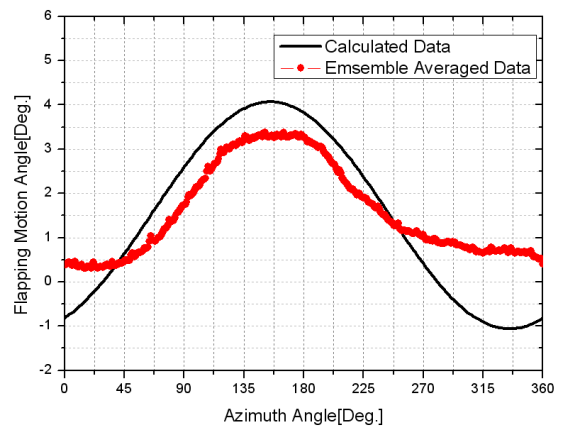


Fig. 9. Comparison of Measured Flapping Motion and Calculated Flapping Motion for Azimuth Angle

Table 2. Comparison of Flapping Angle between Measured Data and Calculated Data

	Flapping Motion	Measured Data	Calculated Data
	Coning angle [deg]	1.51098	1.50585
Longitudinal flapping angle β_{1c} [deg]	$\psi = 0\text{deg}$	-0.26608	-2.31731
	$\psi = 180\text{deg}$	+0.10167	+2.31731
Lateral flapping angle β_{1s} [deg]	$\psi = 90\text{deg}$	+1.37401	+1.09503
	$\psi = 270\text{deg}$	-0.93247	-1.09503

Table 2의 예측 값은 공기력과 블레이드의 관성력 관계인 Lock Number를 계산하여 입력 값으로 사용하였다[1]. Coning Angle과 Lateral Flapping Angle의 이론값과 실험값은 비교적 유사한 것을 확인하였으며, Longitudinal Flapping Angle은 이론값과 실험값의 오차를 갖는 결과를 얻었다. 이러한, 로터의 깃 움직임은 풍속과 로터 회전수에 영향을 의해서 방위각의 위치에 따라 시간 지연에 의해서 최대와 최소의 플래핑 각도가 각각 다른 위치에서 일어나게 된다. 실제로 전진 비행 시에 발생하는 Reverse Flow 영역에 대한 고려와 낮은 전진비에서 비선형적인 유입속도분포에 대한 영향에 대한 부분이 고려된다면 보다 정확한 실험값을 측정할 수 있을 것으로 생각된다. 그 외에도 실험결과와 예측 결과에 대한 오차의 원인으로 고려되는 조건으로는 실험에 사용한 로터 실험장치의 트림 조정 조건이 잘못된 경우를 고려할 수 있다. 헬리콥터의 전진비행 실험을 위해서는 로터의 회전속도 및 Shaft Tilting Angle, 전진비에 따라 Collective Pitch 및 Cyclic Pitch를 조정하게 된다. 이는 로터의 전진비 조건에 따라 허브모멘트를 고려한 트림조건을 찾아야 함을 의미한다. 본 논문에서 다른 전진비행 실험 조건은 회전수 300rpm의 조건에서 0.217의 전진비를 갖는 하나의 조건에서 수행되었다. 플래핑 모션에 대해서 보다 정확한 결과를 얻거나 혹은 정확한 원인을 분석하기 위해서는 전진비에 대한 실험조건을 보다 넓은 범위에 대해서 수행하고 해당 조건에서 로터의 트림조건을 안정화된 조건

에서 불안정 조건까지 넓은 범위에 대한 수행 후 경향을 분석해보는 연구가 필요할 것으로 판단된다.

III. 결 론

본 연구에서는 전진 비행하는 로터 블레이드의 전진 비행 조건에서의 플래핑 모션을 선형화된 이론 해를 바탕으로 예측하고 실험을 통한 측정결과와 비교 및 분석하였다. 헬리콥터의 경우 블레이드의 회전면이 헬리콥터의 비행 방향과 일치한다면 블레이드는 뒤로 누우려는 현상을 보인다. 이것은 전진 비행방향을 기준으로 로터의 회전면에 발생하는 공기력의 좌우불균형 현상에 의해서 발생되는데 본 연구의 Lateral Flapping Angle의 실험결과로부터 확인을 하였다. 하지만 Longitudinal Flapping Angle의 경우 예측 값과 실험결과가 차이나는 것을 확인 할 수 있었는데 이는 실험조건인 로터의 낮은 회전속도에 의해서 깃의 시간지연 움직임이 명확하게 나타나지 않았거나 전진비에 따른 로터 트림이 불안정 상태를 고려할 수 있다.

본 연구는 300rpm이라는 낮은 운용 조건에서 실험을 수행하였으며, 추력과 허브모멘트를 측정 및 모니터링 할 수 있는 회전밸런스를 활용하여 전진비행 실험을 수행하였다.[8] 헬리콥터 전진비행 실험에 대한 본 논문의 결과는 향후 보다 높은 조건의 전진비 및 회전수 운용조건에 대해서 접근할 수 있는 참고 자료로 활용 될 수 있다고 판단된다.

향후 연구에서는 다양한 전진비 및 상대적으로 높은 Tip 마하수 조건에서 로터성능 및 플래핑 운동에 대한 실험연구를 수행하고자한다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원 주요사업 “친환경 저소음 로터기술 연구” 과제의 연구결과 중 일부임.

References

- 1) Raymond W, Prouty, "Helicopter performance, stability and control", Krieger-Publishing Company Malabar, Florida, 1989

- 2) A.R.S Bramwell , George Done , David Balford.. "Bramwell's Helicopter Dynamics" Butterworth-Heinemann, 2001
- 3) JOHN D, ANDERSON, JR, "Fundamentals of Aerodynamics", second edition, McGRAW-HILL INTERNATIONAL EDITIONS.
- 4) F.X. Caradonna and C. Tung, "Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover", NASA Technical Memorandum 81232, September, 1981.
- 5) Wayne Johnson, "Comparison of calculated and measured Helicopter rotor lateral flapping angles", U.S. Army Research and Technology Laboratories NASA. Ames Research Center Moffett field, California.
- 6) J. Gordon Leishman, "Principles of Helicopter Aerodynamics", Cambridge Aerospace Series.
- 7) Bendat, J.S., Piersol, A.G., "Random Data", John Wiley & Sons, 1986
- 8) Jaeha Ryi, Wook Rhee, Jong-soo Choi "A Rotating Balance Design and Performance Estimation for a Rotor Test Jig," J. KSAS, Vol. 36, No. 5, pp.301-306, 2009. 3.