

## 技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(10), 888-895(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.10.888

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

## 간접기법을 이용한 한국형 기동헬기 블레이드 플래핑 각도 예측

김영진\*, 이상기\*\*, 이승재\*\*, 장인기\*\*\*, 심대성\*\*\*

Prediction of the Blade Flapping Angle for Korean Utility Helicopter  
by Applying Indirect Method

Young-Jin Kim\*, Sang-Gi Lee\*\*, Seung-Jae Lee\*\*, In-ki Chang\*\*\* and Dai-Sung Shim\*\*\*

Sacheon Regional Center, Defense Agency for Technology and Quality\*, \*\*\*

Research &amp; Development Division, Korea Aerospace Industries\*\*

## ABSTRACT

This paper shows an approximate equation which calculates a flapping angle of blade for verification of KUH safety area. The flapping behavior of blade must be reviewed in an aspect of safety because of a collision possibility with airframe. However, it is difficult to measure an exact flapping angle during flight. A prediction equation of a coning angle is derived from aeromechanics and that of a dynamic flapping angle is derived from analysis results in development phase, respectively. Following, the equations are verified by comparison the flapping angle through an aircraft simulation test to a calculation. Finally, the safety area, which was established in development phase, is verified by calculating a flapping angle during the flight which is required by the terms of safety based on AC29 and FAR29.

## 초 록

본 논문에서는 한국형 기동헬기의 안전영역 검증을 위해 블레이드 플래핑 각을 산출할 수 있는 근사식을 제시하였다. 블레이드의 플래핑 운동은 항공기 동체와의 충돌을 일으킬 수 있기 때문에 안전성 측면에서 검증되어야 하지만 비행 중의 플래핑 각을 정확하게 예측하거나 측정하는 것은 어려움이 있다. 이에 따라 공력이론을 활용한 코닝 각 예측 식과 개발해석결과를 활용한 동적 플래핑 각 예측 식을 도출하였다. 이 후 항공기 모사시험을 실시하여 식을 이용한 플래핑 각과 실측된 플래핑 각을 비교하여 산출식의 적절성을 확인하였다. 최종적으로 산출된 식을 이용하여 AC29 및 FAR29를 바탕으로 안전성 측면에서 검증이 요구되는 기동의 플래핑 각을 산출하여 개발에서 설정된 항공기 안전영역의 적절성을 확인하였다.

**Key Words** : Blade(블레이드), Safety Area(안전영역), Coning Angle(코닝각), Dynamic flapping angle(동적 플래핑 각), Rotor Mast bending moment(로터마스트 굽힘모멘트)

† Received : July 29, 2015

Revised : September 10, 2015

Accepted : September 25, 2015

\* Corresponding author, E-mail : 0jin79@hanmail.net

## I. 서론

한국형 기동헬기는 한국군이 운용중인 노후화된 헬기(UH-1H, 500MD등)를 대체하기 위하여 개발된 항공기이다. 회전익 항공기는 고정익 항공기와 달리 지상에 근접하여 수행하는 임무가 많으며 사출이 불가능하기 때문에 안전성 확보를 위한 많은 기술검토를 하고 관련된 장비를 확보하고 있다. 이 중 전선절단기(Wire cutter)는 전선이 로터 계통에 걸려 항공기가 추락하는 것을 방지하기 위한 장비로 회전익 항공기의 안전을 확보하기 위한 대표적인 장비이다[1].

한국형 기동헬기는 4개의 블레이드 회전력을 이용하여 기동을 하며, 기동의 종류에 따라 회전경사판(Swashplate)의 기울어짐과 동시에 일정한 위상차를 갖고 블레이드의 상하 플래핑 운동이 생기게 된다. 이러한 로터계통의 움직임으로 인하여 블레이드가 항공기 구조물과 충돌할 경우 안전성에 치명적인 영향을 줄 수 있다. 이에 따라 블레이드의 움직임을 감안한 전선절단기 위치, 길이 등을 지정하는 것은 항공기 안전성 확보에 중요한 역할을 한다.

이런 점을 고려하여 한국형 기동헬기는 개발기간 중 해외업체의 기술 지원과 해석 결과에 의거하여 전선절단기의 위치를 결정하였으며 지상에서 블레이드와 구조물과의 간격을 측정된 결과와 전 개발 비행시험 과정에서 로터 블레이드와 항공기 구조물 충돌 없음을 근거로 최종 입증을 마무리하였다. 하지만, 실제 비행에서 블레이드 플래핑 각을 정확히 실측하기 어렵기 때문에 블레이드와 전선절단기, 후방동체의 간격이 충분한지 확인이 어려웠으며, 또한 해석을 통한 예측으로는 안전성에 대한 충분한 검증이 이루어졌다고 보기엔 어려움이 존재한다.

따라서 본 논문에서는 항공기 안전 확보를 위한 블레이드 플래핑 각을 예측할 수 있는 방법 및 식을 개발 자료를 활용하여 도출하고 이 식의 유효성을 항공기 모사시험으로 입증하여 제시하

고자 한다. 이후 이 방법 및 식을 활용하여 비행시 플래핑 각을 예측하여 개발단계에서 설정된 항공기 안전영역에 대한 유효성을 확인하고 추후 개발되는 항공기에 활용하고자 한다.

## II. 본론

### 2.1 간접 플래핑 각(Flapping Angle) 산출 기법

#### 2.1.1 항공기 안전영역

항공기의 안전영역(Safety Area)은 Fig. 1과 같이 항공기 운용 시 블레이드의 플래핑 각을 감안하여 로터 블레이드가 항공기 구조물과 부딪치지 않도록 설정되는 영역으로 해당 영역에는 구성품이 없어야 함을 의미한다[2]. 회전익 항공기에서 안전영역에 영향을 줄 수 있는 구성품은 주로 전선절단기(Wire cutter), 안테나(Antenna), 적외선 방해장비(IRCM) 등이 있으며 안전영역을 고려하여 위치가 조정되어야만 한다. 이에 따라 한국형 기동헬기는 체계개발규격서 및 감항인증 기준에 모든 운용 상태에서, 블레이드가 어떤 구조물에도 부딪치지 않도록 충분한 간극(Clearance)을 가지도록 규정하고 있으며[3], 설정된 안전영역을 기준으로 구성품의 위치가 설정되었다.

이 중 한국형 기동헬기의 전선절단기 위치는 조종사의 시야 방해가 없고 항공기 전방동체 및 엔진 카울 구조를 고려하여 조종실 상부로 결정이 되었으며, 전선절단기 조향기(Deflector)의 길이는 해외업체의 기술지원을 통한 안전영역과 개발업체의 전선절단기 해석결과 등을 종합하여 결정이 되었다.

#### 2.1.2 블레이드 플래핑 운동

플래핑 운동이란 블레이드가 1회전 당 주기적으로 변동되는 공기력, 관성력 및 원심력에 따라 Spherical Bearing에 작용하는 모멘트에 의해 Up 또는 Down 되는 현상으로 Fig. 2와 같이 정의할



Fig. 1. Safety Area in Helicopter[2]

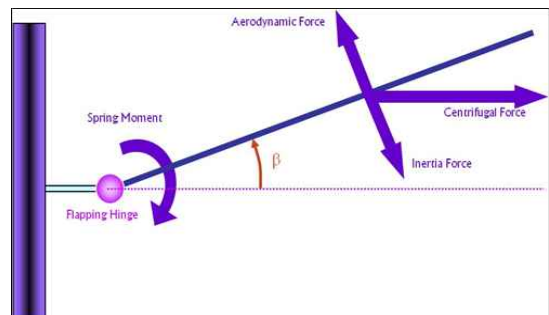


Fig. 2. Blade Flapping behavior

수 있으며 컬렉티브 조종입력에 의한 코닝 각 (Coning angle)과 싸이클릭 조종입력에 의한 동적 플래핑 각(Dynamic flapping angle)의 합으로 플래핑 각을 정의할 수 있다. 이 플래핑 각을 수식으로 정의하면 식 (1), (2)와 같다.

Flapping Angle

= Coning Angle ± Dynamic Flapping Angle

$$\beta = \beta_0 + \beta_{1c} \cos \phi + \beta_{1s} \sin \phi \quad (1)$$

$$\beta = \beta_0 \pm \sqrt{\beta_{1c}^2 + \beta_{1s}^2} \quad (2)$$

$\beta_0$  : Coning,  $\beta_{1c}$  : Long. Flapping

$\beta_{1s}$  : Lat. Flapping,  $\sqrt{\beta_{1c}^2 + \beta_{1s}^2}$  : Dynamic Flapping

2.1.3 코닝 각(Coning Angle) 산출

비행시험을 통해 계측된 데이터(하중배수, 중량, 컬렉티브 피치, 밀도) 조건에서 공력이론을 적용하여 코닝 각 근사식을 만들고, 이 근사식의 이용한 결과와 한국형 기동헬기 설계하중보고서의 CAMRAD II 통합해석 프로그램 결과 값과 비교하여 식의 적절성을 검증한다. 먼저 전진 비행 시 코닝 각은 식 (3)과 같이 나타낼 수 있으며, 추력계수 ( $C_T$ )와 Solidity of rotor(S)와의 관계는 식 (4)와 같이 나타낼 수 있다[4]. 식 (3)과 (4)를 한국형 기동헬기 블레이드 루트 부위 14.5° 오프셋을 반영한 컬렉티브 피치를 적용하여 정리하면 식 (5)와 같은 코닝 각 식을 유도할 수 있다. 식 (5)에 Lock No.와 추력계수를 대입하여 정리하면 식 (6)을 유도할 수 있으며 한국형 기동헬기의 물성치를 대입하면 코닝 각은 식 (7)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\beta_0 = \frac{\gamma}{6} \left\{ \left[ \frac{3}{4} + \frac{3\mu^2}{4} \right] \theta_0 + \left[ \frac{3}{5} + \frac{\mu^2}{2} \right] \theta_t \right. \\ \left. + \mu [\alpha_{TPP} - (\theta_{1s} + \beta_{1s})] - \frac{v_1}{R\Omega} \right\} - \frac{3gR}{2(R\Omega)^2} \quad (3)$$

$$\frac{C_T}{S} = \frac{a}{4} \left\{ \left[ \frac{2}{3} + \mu^2 \right] \theta_0 + \left[ \frac{1}{2} + \frac{\mu^2}{2} \right] \theta_t \right. \\ \left. + \mu [\alpha_{TPP} - (\theta_{1s} + \beta_{1s})] - \frac{v_1}{R\Omega} \right\} \quad (4)$$

$$\beta_0 = \frac{2\gamma}{3a} \frac{C_T}{S} + \frac{\gamma}{72} (\theta_0 + 14.5) \\ - \frac{3\gamma}{72} \mu^2 (\theta_0 + 14.5) + \frac{\gamma}{60} \theta_t - \frac{3gR}{2(R\Omega)^2} \quad (5)$$

$$\beta_0 = \frac{2gR^3}{3bI_\beta V_T^2} (nM) + \frac{acR^4}{72I_\beta} (\rho\theta_0) \\ + \left[ \gamma \left( \frac{14.5}{72} - \frac{11.75}{60} \right) - \frac{3gR}{2(R\Omega)^2} \right] \quad (6)$$

$$\beta_0 = 0.0907(nM) + 0.15041(\sigma\theta_0) - 0.0073 \quad (7)$$

$\gamma$ : lock. No.,  $\mu$ :tip speed ratio,  $\theta_t$ :blade twist,  $\theta_{1s}$ :long. cyclic pitch,  $\Omega R$ : tip speed of rotor, S: solidity of rotor,  $\alpha_{TPP}$ : angle of attack of the tip path plane,  $C_T$ : coefficient of thrust, a: slope of lift curve, c: chord of blade,  $\beta_{1s}$ :magnitude of lateral flapping,  $I_\beta$ : moment of Inertia of flapping hinge, n: load factor, M: mass,  $\sigma$ : density ratio,  $\theta_0$ : collective pitch

한국형 기동헬기 개발 설계하중보고서의 기동별 결과와 식 (7)을 활용한 결과 값을 비교하면 Table 1의 결과와 같이 최대 0.5°의 근사한 차이로 유사함을 알 수 있다.

Table 1. Coning Angle (Deg.)

기동종류	설계하중보고서	근사식(7)
Hover	5.2	4.7
Climb	5.4	5.0
Descent	4.5	4.2
Sideward	4.2	3.7
Level	5.2	5.0
Sideslip	5.0	5.1
BankTurn	8.4	8.5
BankTurn	9.1	9.6

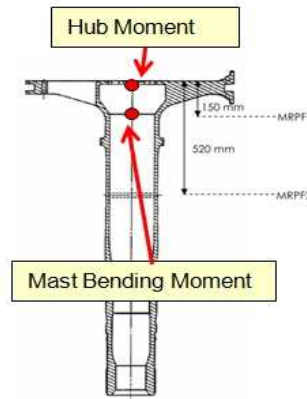


Fig. 3. Rotor Mast Bending Moment

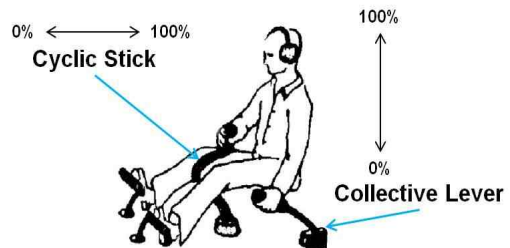


Fig. 4. Helicopter Control Unit

### 2.1.4 동적 플래핑 각(Dynamic Flapping Angle) 산출

동적 플래핑 각이 마스트 굽힘 모멘트(Mast Bending Moment)와 선형 관계를 갖는 것을 간략한 이론적 관계를 통하여 도출이 가능하며 다음과 같다.

$$\beta_{1c} \approx \frac{M_y}{2eF_c} = C_1 M_y \quad (8)$$

$M_y$  : Longitudinal Bending Moment,  $F_c$  : Centrifugal Force,  $e$  : Hinge Offset,  $\beta_{1c}$ : Magnitude of Long. flapping

이론적으로 허브 모멘트가 플래핑 각의 선형 관계를 보여주지만 실제 개발과정에서 Fig. 3의 허브상부 150mm 아래부위에서 측정된 마스트 굽힘 모멘트(Mast Dynamic Bending Moment)와 차이가 미미하여 마스트 굽힘 모멘트에 대한 플래핑 각의 선형관계를 도출하였다. 비행시험을 통하여 계측된 데이터와 탄성체 블레이드 및 고차 플래핑을 고려한 CAMRAD II 통합해석 프로그램을 이용한 결과에 최소자승법을 적용하여 도출한 선형 근사식 (9)가 동적 플래핑 각을 예측하는데 적절한 것으로 판단하였다.

$$\beta_{dyn} = 2.9883e^{-4}(Mast\ Bending\ Moment) + 0.54186 \quad (9)$$

### 2.2 간접 플래핑 각 산출기법의 적절성 확인

앞 절에서 도출된 식 (9)의 적절성 검증을 위해 전선절단기 위치와 후방동체에 Safety Stick을 적용한 실제모사시험을 실시한다. 모사시험동안 로터 마스트 굽힘 모멘트와 플래핑 각을 동시에 정확히 측정할 수 있다면 식 (9)의 적절성을 쉽게 확인 가능하지만 비행 중의 플래핑 각을 정확히 측정할 수 있는 방법이 없기 때문에, 사이클릭 피치와 로터마스트 굽힘 모멘트, 사이클릭 피치와 플래핑 각 사이의 관계를 통하여 로터마스트 굽힘 모멘트와 플래핑 각 사이의 관계를 확인한다. 모사시험 시 사이클릭 피치와 로터 마스트 굽힘 모멘트는 센서를 이용하여 측정하고, 사이클릭 피치와 플래핑 각의 관계는 지상 활주 시 조종석에서 로터 블레이드 끝단의 처짐 각을 측정함으로써 도출하였다. 이렇게 도출된 두 관계를 통하여 식 (9)를 1차적으로 검증하고, 최종적으로 항공기에서 Safety Stick과 영상장비를 활용하여 안전영역을 확인하였다. 이 과정을 단계별로 정리하면 아래와 같다.

- Step 1 사이클릭 피치와 플래핑 각의 관계 :

모사시험 간 측정된 사이클릭 피치와 블레이드 높이를 이용하여 플래핑 각을 산출한 후 해석 값과 비교

- Step 2 사이클릭 피치와 로터마스트 굽힘 모멘트 관계 : 개발/모사 시험 시 Taxing 조건에서 획득된 값과 해석결과와 비교하여 적절성 확인
- Step 3 플래핑 각과 로터마스트 굽힘 모멘트 관계 : 앞 단계의 플래핑 각과 마스트 굽힘 모멘트를 개발해석결과와 산출식과 비교하여 적절성 확인

### 2.2.1 플래핑 각도 확인을 위한 시험

회전의 항공기의 기동은 Fig. 4와 같이 두 개의 조종간과 페달에 의해서 조종이 된다. 항공기의 피치와 롤 움직임을 조종하는 사이클릭 스틱(Cyclic Stick)과 수직방향 움직임을 조종하는 컬렉티브 레버(Collective Lever)의 움직임에 따라 블레이드의 회전면이 변한다. 지상에서 과도한 사이클릭 움직임은 급격한 조종면 변화와 지면에 고정되어 회전운동에 제한이 있는 동체로 인하여 과도한 하중을 유발하기 때문에 지상에서 사이클릭 조종간 움직임은 최소화 하여야 한다. 하지만 본 시험에서는 플래핑 각도 측정과 사이클릭 제한 사항 설정을 위해 최대한 사이클릭 움직임을 가하도록 한다. 조종간 위치표기는 사이클릭 스틱의 경우 조종사 쪽으로 최대한 당겼을 경우가 100%이며 최대한 앞쪽으로 밀었을 경우가 0%가 된다. 중립위치는 60%에 위치하고 있다. 컬렉티브 레버의 경우는 최대로 내렸을 경우가 0%이며 최대한 당겼을 때가 100%로 표현된다. 한국형 기동헬기 비행데이터 및 예측 결과를 분석해 보면 지상에서 고속기동 시 컬렉티브 레버는 20~30% 정도에서 최대 플래핑이 발생하는 것으로 판단된다. 이에 따라 컬렉티브 레버는 28~31%로 일정하게 유지하고 사이클릭 입력으로만 증속을 하는 조건에서 플래핑에 따른 안전영역을 확인하는 모사시험 조건을 수립하였다.

블레이드 플래핑 각도 확인을 위해서 전선절단기에 연결된 브라켓과 나무로 만들어진 Safety Stick을 활용한다. Safety Stick은 회전익 블레이드가 전선절단기 또는 테일붐(Tailboom) 등을 치는지를 확인하기 위한 도구로 전방용으로는 총 4단으로, 후방용으로는 3단으로 제작되었다. 전방 Safety Stick은 Fig. 5, Table 2에서와 같이 전선절단기와 높이가 같은 3단을 기준으로 전선절단기보다 150mm 긴 1단, 100mm 긴 2단 및 100mm 낮은 4단으로 구성하였다. 후방 Safety Stick은 블레이드가 테일붐과 충돌할 가능성이

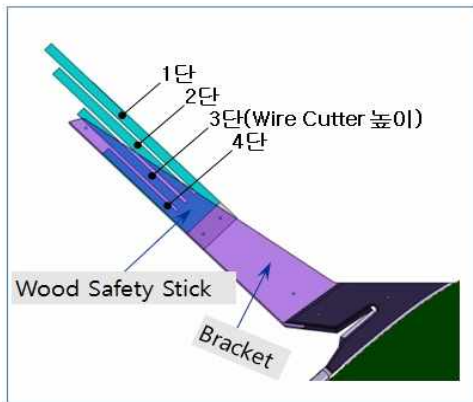


Fig. 5. Safety Stick Configuration



Fig. 6. Test Configuration of KUH

Table 2. Safety Stick in forward area

Safety Stick	높이
1단	전선절단기+150mm
2단	전선절단기+100mm
3단(기준)	전선절단기
4단	전선절단기-100mm

Table 3. Safety Stick in rear area

Safety Stick	OEI Landing용 높이	AEI Landing용 높이
1단	870mm	970mm
2단	620mm	870mm
3단	490mm	750mm

있는 2가지 기동에 따라 Table 3과 같이 3단으로 제작되었다. 항공기의 장착형상은 Fig. 6과 같다. 시험동안 조종입력, 속도, 착륙장치 변위 및 로터 마스트 굽힘 모멘트 등을 실시간으로 측정하며 카메라를 통해 Safety Stick 부분을 녹화한다. 또한 Safety Stick 탈락이 없는 경우는 Fig. 12와 같이 지상에서 찍은 사진 분석으로 플레핑 각을 확

Table 4. Simulation test results ( I )(Ground Taxiing)

순번	Cyclic	Collective	시험결과
1	Neutral→27%	28~29%	특이사항없음
2	Neutral→9%	31%	1/2단 탈락 (51.5kts획득)
3	Neutral→2.8%	28%	3단 탈락 (44.3kts획득)



Fig. 7. Safety stick after Ground taxi test

인한다. Safety Stick이 탈락되는 경우는 Safety Stick 높이와 로터 반경 등으로부터 기구학적으로 플레핑 각을 산출할 수 있다.

모사시험결과는 Table 4와 같으며 이를 플레핑 각으로 변환한 결과는 Table 5와 같다. Table 5에서 알 수 있듯이 코닝 각은 0에 가까움으로 이는 동적 플레핑 각으로 판단할 수 있다. 시험 후 Safety stick의 모습은 Fig. 7과 같다.

2.2.2 싸이클릭 피치와 동적 플레핑 각 사이의 적절성 확인

근사적으로 로터마스트 수직 라인으로부터 블레이드 처짐은 식 10과 같이 로터반경\* $\sin$ (플레핑 각)의 관계를 가진다. (Fig. 8) 블레이드 높이, Safety stick의 길이, 로터반경 등을 활용하면 블레이드와 Safety Stick 충돌 시 플레핑 각을 산출할 수 있다. 모사시험결과에 따른 동적 플레핑 각과 식 (7)을 활용한 코닝 각은 Table 5와 같으

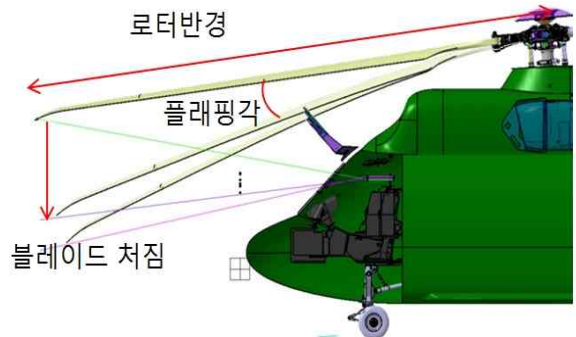


Fig. 8. Blade deflection and flapping angle @Ground Taxi



Table 5. Simulation test results (II)

Cyclic Pitch	Tip Deflection	Dyn. Flapping Angle	Coning Angle (식7)	Mast Bending moment
(%)	(mm)	(Deg.)	(Deg.)	Nm
27	-980	7.1	-0.012	21651
9	-1700	12.4	0.047	42578
3	-2020	14.8	-0.012	48865

Table 6. Analysis results in development

Cyclic Pitch	Tip Deflection	Dyn. Flapping Angle	Coning Angle	Mast Bending moment
(%)	(mm)	(Deg.)	(Deg.)	Nm
28	-1065	8.0	0.4	22725
8	-1946	13.9	0.0	39001
0	-2311	16.4	-0.2	45550

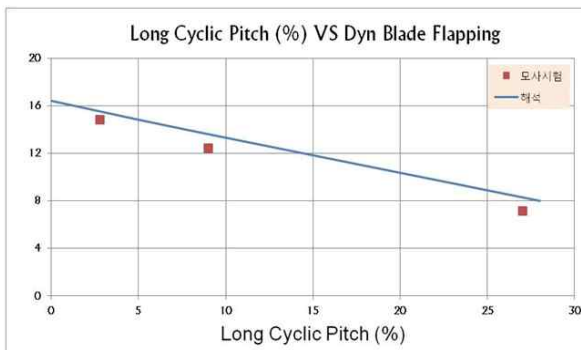


Fig. 9. Relation between dynamic flapping angle and long. cyclic pitch

며, 유사한 조건에서 개발해석결과는 Table 6과 같다. Table 6의 결과는 한국형 기동헬기 개발에서 수행된 해석결과로 모사시험 사이클릭 조건과 유사한 지점을 선택하여 그 때 플래핑 각을 해석으로 찾은 값이다. Fig. 9에 사이클릭 피치에 따른 플래핑 각을 해석결과와 시험결과 동시에 표시하였으며, 동적 플래핑 각은 최대 1.6도 크며 해석결과가 보수적으로, 해석결과 적용에 문제가 없는 것으로 판단된다.

$$\sin(\text{플래핑 각}) = \text{블레이드 처짐} / \text{로터반경} \quad (10)$$

### 2.2.3 사이클릭 피치와 로터마스트 굽힘 모멘트 사이의 적절성 확인

모사시험에서 수행된 Taxiing 조건에서 획득된 사이클릭 피치와 로터 마스트 굽힘 모멘트 값은 Table 5와 같으며, 유사조건에서 해석 프로그램

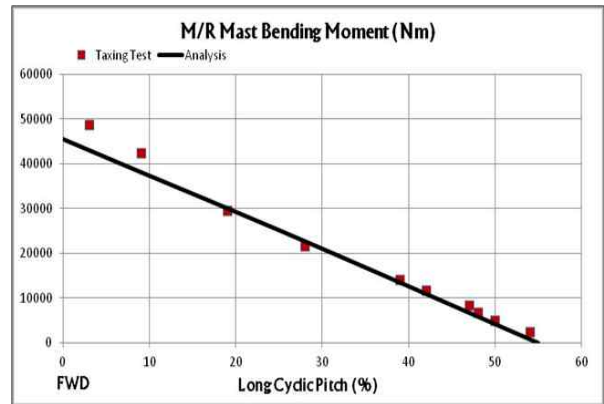


Fig. 10. Relation between mast bending moment and long. cyclic pitch

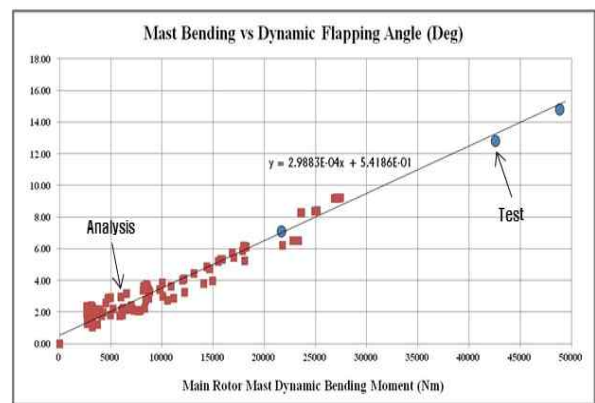


Fig. 11. Relation between rotor mast bending moment and long. cyclic pitch

을 이용하여 산출한 해석 결과는 Table 6과 같다. 실제 시험에서 사용된 컬렉티브 조종 입력은 사이클릭 30%까지는 주로 30%내외이며 30~60% 구간에서는 주로 15~25%를 조종입력을 이용하였다. Fig. 10에 사이클릭 피치에 따른 마스트 굽힘 모멘트를 시험결과와 해석결과 동시에 표시하였으며 사이클릭 피치에 따른 해석결과와 시험결과가 유사한 것을 확인할 수 있다. 또한 마스트 굽힘 모멘트가 사이클릭 조종간을 중립(60%)에서 앞으로 밀어 블레이드 TPP(Tip Path Plane)를 앞으로 숙일수록 로터마스트에 작용하는 굽힘모멘트가 선형적으로 증가하는 것을 확인할 수 있다.

### 2.2.4 로터마스트 굽힘 모멘트와 플래핑 각도 사이의 적절성 확인

앞 절의 결과를 통해서 사이클릭 피치와 플래핑 각, 사이클릭 피치와 로터 마스트 굽힘 모멘트가 선형적 관계를 가지는 것을 확인할 수 있으며 이를 통하여 로터 마스트 굽힘 모멘트와 플래핑 각 역시 일정한 관계를 가지고 있음을 유추할

수 있다. 최종적으로 Table 5, 6의 결과와 개발 설계하중보고서의 동적 플래핑 각, 로터 마스트 굽힘 모멘트를 식 (9)와 함께 그래프에 도시하면 Fig. 11과 같이 나타난다. 근사식 (9)와 개발해석, 모사시험결과가 유사하게 나오는 것을 알 수 있고, 플래핑 각과 로터 마스트 굽힘 모멘트가 선형적으로 나타난다. 이에 따라 식 (9)는 플래핑 각을 적절하게 모사하는 것으로 판단된다.

**2.3 항공기 비행시험 및 플래핑각 예측**

앞 절에서 도출된 식 (7), (9)를 바탕으로 비행 시 항공기가 가지는 플래핑 각을 개발과 모사 시험에서 획득한 변수를 바탕으로 Table 7과 같이 예측하였다. 기동조건은 FAR 29와 AC 29를 바탕으로 개발 비행영역 중 운용영역을 벗어난 영역, 엔진진동을 위한 과조작, 로터/동체 간극에 영향성이 없는 기동을 제외한 기동에 대하여 예측하였다[5, 6]. 이 중 사진 분석으로 플래핑 각 확인이 가능한 지상에서 기동조건(Nose-Up Slope Landing)의 경우 Fig. 12와 같이 약 -3.7° 플래핑 각을 확인하였으며 이는 산출식을 활용한 Table 7의 -3.9°와 거의 유사한 것으로 확인되었다. 실제 비행의 경우는 지상에서와 같이 사진을 찍을 수 없기 때문에 항공기에 달린 카메라로 찍은 영상을 분석하여 충분한 간극이 있는지 확인하였다. Fig. 13은 Fig. 12의 지상시험 시 전방 카메라를 통하여 블레이드와 전방 Safety Stick을 포함한 구조물과의 충분한 간극을 확인한 것이다. Fig 14는 비행 중 확인된 간극이다. 비행시험 시 Safety Stick이 간섭되지 않는 범위에서 비행 시험 결과가 도출되었으며 플래핑 각은 사진에서의 전선절단기 브라켓과 블레이드 익단 사이의



Fig. 12. Flapping angle in Nose-Up Slope Landing



Fig. 13. Length between blade and wirecutter bracket on ground



Fig. 14. Length between blade and wirecutter bracket during flight

Table 7. Prediction of flapping angle during flight

항공기 중요영역	안전 영역	기동 조건	플래핑각 간섭 예측(°)		비행 시험 (°)
			개발	모사	
항공기 전방간극 (Nose)	-XX.X (°)	Nose-Up Slope Landing (12°)	-6.17	-3.9	-3.7
		Pushover, 0g	-4.72	-3.3	<-7.5
항공기 후방간극 (Tail)	-XX.X (°)	OEI Landing	-9.44	-5.72	<-8.0
		AEO Landing	-5.56	-3.75	<-7.0

길이와 지상에서의 길이를 비교하여 그 결과를 식 (10)을 활용하여 산출 후 Table 7에 표시하였다. 개발비행시험 결과를 이용한 플래핑 각과 양산에서 수행한 모사시험결과를 활용한 예측한 값의 차이는 항공기 비행조건(외기온도, 속도 등)과 조종입력 차이에 기인한 것으로 판단된다. 조종사의 특성과 비행 조건 차이에 따라 싸이클릭, 컬렉티브 입력이 틀릴 수 있으며 이에 따라 같은 항공기 기동에서도 측정되는 속도, 로터마스트 굽힘 모멘트가 차이가 날 수 있고 이는 플래핑 각의 차이로 나타나게 된다. Table 7의 보수적인

결과인 개발시험 결과를 활용한 플레핑 각 예측에서도 확인할 수 있듯이 비행 중에는 조종 입력과 상관없이 안전영역 내에서 플레핑 각이 위치하고 있는 것을 확인할 수 있다.

### III. 결 론

본 논문에서는 한국형 기동헬기의 안전영역 유효성 확인을 위하여 블레이드 플레핑 각을 예측할 수 있는 식을 도출하였다. 회전익 항공기는 안전성, 생존성 확보를 위하여 전선절단기, 적외선 방해장비 등이 동체에 장착되어 있으며 이는 블레이드와 간섭현상이 일어나지 않도록 위치하여야 하며 안전성이 검증되어야 한다. 하지만, 블레이드의 플레핑 각도를 실측하는 것은 위험한 시험이며 또한 비행 시에는 확인하기가 매우 어렵다. 이에 따라서 한국형 기동헬기에서 개발에서 확보된 로터마스트 굽힘 모멘트, 하중배수, 중량, 콜렉티브 피치, 밀도 등을 활용한 간접 식을 도출하였으며 지상 및 비행 모사시험을 실시하여 식의 유효성을 검증하였다. 이 후 이 식을 활용하여 주요 기동조건에서 플레핑 각을 예측하였다. 비행외기조건, 속도, 조종입력 등의 차이에 의하여 개발시험결과를 활용한 결과와 모사시험을 활용한 결과의 차이가 존재하지만 두 경우 모두 안전영역 안에 있는 것으로 확인 되었다. 또한 지상에서는 과도한 사이클릭 입력에 의해서 블레이드와 전선절단기가 충돌하는 것으로 모사시험결과 확인이 되었다. 이에 따라 과도한 사이클릭 입력을 제한하는 것이 안전성에 아주 중요

한 요소가 될 것으로 판단되었다.

본 논문의 결과는 향후 회전익 개발 사업에 좋은 참고가 될 것으로 판단되며, 플레핑 각 예측 식을 더 정확하게 하기 위한 연구가 필요할 것으로 판단된다. 또한 블레이드 플레핑은 항공기 안전성에 큰 영향을 미치는 거동으로 해석이나 수식적인 방법이 아닌 실제 항공기에서 플레핑 각도를 확인할 수 있는 장비에 대한 연구가 필요한 것으로 판단된다.

### 후 기

본 논문은 수리온 양산 사업의 일환으로 수행되었습니다. 관련 기관의 도움에 감사드립니다.

### Reference

- 1) Helicopter, Utility, Korean defense specification 1520-4001-2, 2013.
- 2) AH-KAI Engineering Coordination Memo.
- 3) Federal Aviation Regulation 29 Airworthiness Standard, 29.661 Rotor Blade Clearance, 2014.
- 4) Helicopter Performance, Stability, and Control, *Raymond W. Prouty*, 2007, pp. 171~173
- 5) Federal Aviation Regulation 29 Airworthiness Standard, Subpart B Flight, 2014.
- 6) Advisory Circular 29 Airworthiness Standards : Transport category rotorcraft, Subpart B Flight, 2014.