

# 헬리콥터 기술시범기의 비행제어 조종권 전환 모의를 위한 기계식 조종장치 모델 설계 연구

양창덕

한국항공우주산업 헬기비행제어팀

## A Model of a Mechanical Flight-Control System for Simulating Control Authority Switching of a Helicopter Technical Demonstrator

Chang Deok Yang

<sup>1</sup>Dept. of Rotary-wing Aircraft Research & Development, Korea Aerospace Industries, LTD.

### Abstract

Since the flight-control system is critical for the safety of an aircraft, a fail-safe system is needed in a flight demonstrator used to test a new flight-control system. A backup control system is also needed to ensure safety in using a mechanical flight-control system. This paper presents a development of an MFCS (Mechanical Flight Control System) model for simulating control authority switching of a helicopter technical demonstrator, as well as the results of evaluating the developed MFCS model.

**Key Words :** Mechanical Flight Control System, Control Kinematics, Control Authority Switching

### 1. 서 론

비행제어시스템은 안전필수 항목으로서 새로운 시스템을 개발하고 비행시험으로 검증하는 데에 많은 어려움이 따른다. 참고문헌[1]의 ASRA 개발에서는 정조종사 및 부조종사 석을 각각 기존의 안전한 기계식 조종계통 과 시험대상 비행조종계통으로 나누어 위험상황 시 정조종사가 조종권한을 갖고 기계식 조종계통으로 비행을 하도록 설계하였다. 참고문헌[2,3]에서는 헬리콥터 전자식 비행제어 시스템을 적용한 비행시험의 안전성을 확보하기 위하여 기존의 기계식 비행조종계통을 유지하고 FBW 시스템을 추가 장착하였다. 조종입력장치 및 전기식 Research Actuator를 추가로 장착하고 기존 비행조종 시스템과 FBW 시스템간의 조종

권 전환을 통해서 FBW 시스템의 시험 및 검증을 수행하였다.

한국항공우주산업(주)에서는 여러 기업 및 연구기관과 함께 정부의 지원으로 헬리콥터 Fly-By-Wire 비행제어 시스템을 개발하는 프로그램을 수행하였다[4,5]. 본 프로그램은 헬리콥터 조종성 국제규격(ADS-33) 기반의 FBW 비행제어시스템을 개발하고, 소프트웨어 및 하드웨어를 개발하여, 통합시험 환경을 통해 헬기 FBW 시스템의 성능입증을 추진 한다. 이를 통하여 원천기술을 획득하는 것을 목표로 하는 사업이다. 헬기 FBW 비행제어시스템을 개발하여 시스템통합시험 환경에서 개발 결과를 검증 및 확인하였다.

본 프로그램을 통해 개발한 헬리콥터의 비행조종 시스템의 구조는 안전성 확보를 위하여 기존의 기계식 조종 시스템 (MFCS: Mechanical Flight Control System)을 back-up 시스템으로 한다. 이를 위하여 기계식 조종시스템에 영향이 없는 범위에서 헬기 FBW 비행제어 시스템을 장착하는 설계를 진행하였다. 기본/

상세설계 결과 FBW 비행제어 컴퓨터인 FLCC(Flight Control Computer), 능동형 조종간인 ACIS(Active Control Inceptor System) 및 전기 기계식 액추에이터인 EMA(Electro Mechanical Actuator)는 대상 헬리콥터 개조형상에 추가로 장착하는 것으로 설계하였다. FLCC는 항공기 객실 위치에 장착하며 ACIS는 평가조종사 석인 부조종사 석(co-pilot seat)에 장착한다. 그리고 EMA는 헬리콥터의 Serial Actuator를 대체 장착하였다. FBW 조종명령에 의한 EMA 구동이 다시 항공기의 주 로터 및 꼬리로터의 유압액추에이터를 구동하여 FBW 조종명령이 전달되도록 하는 방식으로 항공기 개조설계를 진행하였다.

따라서 FBW 비행제어 시스템의 시험 및 검증은 안전한 비행조종 Back-up 시스템인 기계식 조종 시스템과 FBW 비행제어 시스템 간의 조종권 전환을 통해서 수행된다. Fig. 1은 헬기 FBW 기술시범기의 시스템 개략도를 보여준다.

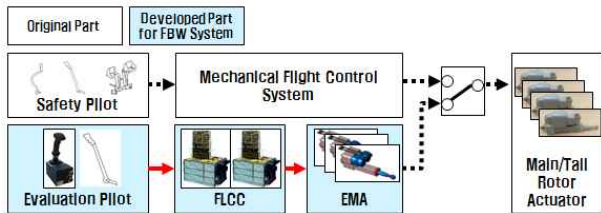


Fig. 1 Helicopter Demonstrator Control System Architecture

HILS (Hardware In the Loop Simulation) 환경을 활용한 비행제어 시스템의 검증은 비행제어 개발에 필수적인 절차이다[6]. HILS를 통한 조종권 전환 시험을 위해서는 실시간 시뮬레이션 환경에서 사용이 가능한 신뢰성 있는 기계식 조종장치 모델이 필요하다. 현재까지 개발된 ADAMS [7,8]를 활용한 기계식 조종장치 모델은 실시간 시뮬레이터 환경에 통합하여 활용하기에 어려움이 있어왔다.

본 연구에서는 기존의 비행제어 시스템과 기계식 조종장치 시스템의 조종권 전환 모의를 위해 HILS (Hardware In the Loop Simulation) 환경에서 실시간 시뮬레이션으로 활용할 수 있는 일반적인 중형 헬리콥터의 기계식 조종장치 기구학 모델을 설계하였다. 본 논문에서는 설계한 기계식 조종장치 기구학 모델의 해석 결과를 상용도구인 ADAMS를 이용한 해석 결과 [9] 및 항공기 측정 비교결과를 수록하고 설계모델의

적절성을 검토하였다.

## 2. 기계식 조종장치 기구학 모델링

### 2.1 주요 모델링 요소

기계식 조종장치는 조종사의 조종간 입력을 주 로터 및 꼬리 로터의 구동기까지 전달하는 장치로써, 헬기의 종 방향 및 횡 방향 제어를 위한 사이클릭 조종장치, 수직 상승 및 하강 제어를 위한 컬렉티브 조종장치 그리고 방향 제어를 위한 요 페달 조종장치로 구성된다. 이들은 레버, 벨 크랭크 등과 같은 기계적 링크지와 플렉서블 볼 베어링 및 로드로 연결되어진다.

기계식 조종장치의 주요 기구학 모델링 요소는 Fig. 2와 같이 ① 컬렉티브-요 커플링(Collective-Yaw Coupling), ② 페이징 유니트(Phaing Unit), ③ 믹싱 유니트(Mixing Unit), ④ 주 로터 액추에이터(Main Rotor Actuator) 그리고 ⑤ 스와시플레이트(Swashplate)로 구성된다.

컬렉티브-요 커플링은 컬렉티브 조종입력에 대해 꼬리로터의 추력을 보상하기 위한 장치이며, 페이징 유니트는 조종간의 조종입력을 스와시플레이트 형상에 따른 조종입력으로 변환하여 전달하는 장치이다. 믹싱 유니트는 사이클릭 스틱의 입력과 컬렉티브의 입력을 혼합하여 조종면 작동기의 입력을 전달하는 장치이다. 스와시플레이트는 액추에이터의 출력변위에 따른 기울임 운동을 통해서 블레이드 피치각을 변위를 발생시키는 장치이다.

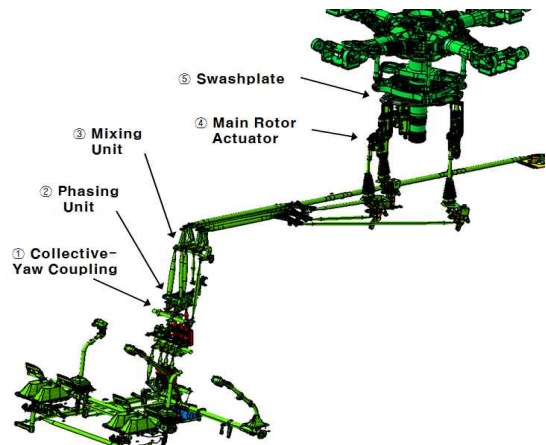


Fig. 2 Modeling Components of Mechanical Flight Control System

### 2.2 Control rod 및 bell-crank 모델링

Control rod의 운동에 의한 revolute 조인트를 중심으로 회전하는 bell-crank 기구학 모델형상은 Fig. 3과 같다. 회전각  $\theta$  만큼 이동한 조인트 P의 위치 벡터는 오일러 각을 이용하여 식 (1)과 같이 좌표변환 형태로 표현된다.

$$R_P = T_{J_x, J_y, J_z} R_2(\theta) T_{L_2, 0, 0} \quad (1)$$

여기서,  $R$ 과  $T$ 는 각각 homogeneous rotation 및 transformation matrix를 나타내며  $R_2(\theta)$  및  $T_{J_x, J_y, J_z}$ 는 각각 식 (2), (3)과 같다.

$$R_2(\theta) = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$T_{J_x, J_y, J_z} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & J_x \\ 0 & 1 & 0 & J_y \\ 0 & 0 & 1 & J_z \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

Control rod의 운동에 의한 bell-crank의 회전운동을 회전각  $\theta$ 로 나타내면 식 (4)와 같다.

$$f(\theta) = \|R_P - G\| - l_1 \quad (4)$$

여기서,  $\| \cdot \|$ 는 벡터에 대한 norm을 나타낸다.

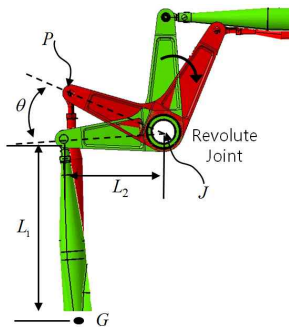


Fig. 3 Control Rod and Bell-crank Modeling Configuration

### 2.3 기계식 조종장치 기구학 모델링

주요 모델링 요소인 컬렉티브-요 커플링, 페이징 유닛, 믹싱 유닛, 주 로터 액추에이터의 스트로크 및 non-rotating 스와시플레이트 기울임 각에 관한 모델링 형상을 Table 1-3에 나타내었다. Fig. 5에서와 같이 컬렉티브-요 커플링 모델에서는 컬렉티브 (collective) 및 페달 컨트롤 링크지(pedal control linkage)의 운동에 의해 정의되는  $\theta_{ped}$ 와 조인트 Y의 변위를 해석하였다. Fig. 7은 횡방향(lateral) 및 종방향 사이클릭 컨트롤 링크지(longitudinal cyclic

control linkage)에 의해 운동하는 페이징 유닛 모델 형상을 보여준다. 페이징 유닛 모델에서는 횡방향 사이클릭 컨트롤 링크지(lateral cyclic control linkage)의 운동에 의한 변위각  $\theta_{lat}$  및 믹싱 유닛의 링크지와 연결되는 조인트 J의 변위를 해석하였다. 횡방향 사이클릭(lateral cyclic) 페이징 유닛 회전축 O는 종방향 사이클릭(longitudinal cyclic) 페이징 유닛의 운동에 의해 결정된다. 따라서 종방향 사이클릭 컨트롤 링크지의 운동에 의한 페이징 유닛의 변위 각  $\theta_{lon}$ , 조인트 P 및 O의 변위를 해석하였다. Fig. 8의 믹싱 유닛에서 벨크랭크(bell-crank) 회전축은 컬렉티브 컨트롤 링크지(collective control linkage)의 운동에 의해 변위가 발생한다. 컬렉티브 및 사이클릭 컨트롤 링크지(cyclic control linkage)의 운동에 의한 회전각  $\theta_{col}$ ,  $\theta_D$  및 조인트 B의 변위를 해석하였다. Fig. 9, 10은 스와시 플레이트와 주 로터 액추에이터의 모델링 형상을 보여준다. 주 로터 액추에이터는 스트로크의 변위에 따라서 조인트 B를 중심으로 회전운동을 하며 조인트 S와 연결된 비회전 스와시플레이트(non-rotating swashplate)를 기울인다. 비회전 스와시플레이트는 gimbal point GB를 중심으로 기울임 운동을 하며 로터 마스트를 축으로 상하 이동을 한다. 주 로터 액추에이터 및 비회전 스와시플레이트 모델에서는 스와시플레이트의 기울임 각  $\phi_{SW}$ ,  $\theta_{SW}$ , gimbal point  $GB_x$ ,  $GB_z$  및 주 로터 액추에이터의 기울임 각  $\phi_A^i$ ,  $\theta_A^i$ 의 해석을 수행하였다.

각각의 모델링 요소에서의 링크지 운동에 대한 조인트의 위치 및 회전각은 관계식(5) ~ (8)로 표현할 수 있다.

### 2.4 기계식 조종장치 기구학 해석

Figure 2와 같은 형상의 헬리콥터의 기계식 조종장치의 운동을 해석하기 위해서는 식 (5)의 조종간의 변위에 대한 Collective-yaw coupling 해석, 식 (6)에서의 Phasing unit 해석, 식 (7)의 Mixing unit 해석 그리고 식(8)에서의 Main rotor actuator 및 swashplate의 운동을 순차적으로 해석하여야 한다. 식 (5) ~ 식(7)는 colsed form으로 표현되어 조인트의 새로운 위치 점에 대해 revolute joint의 회전 각을 해석

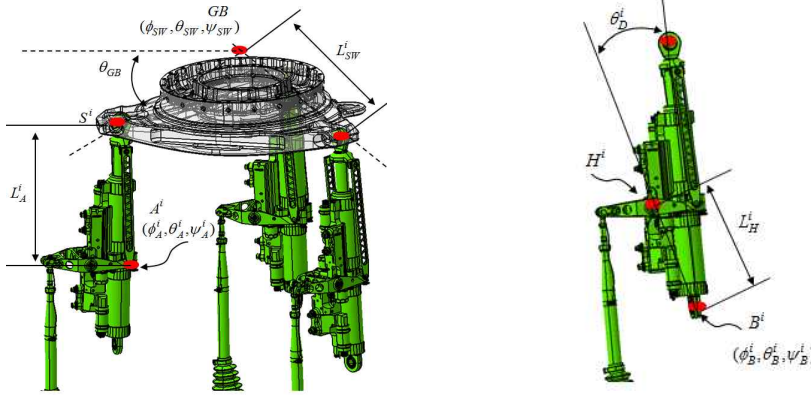
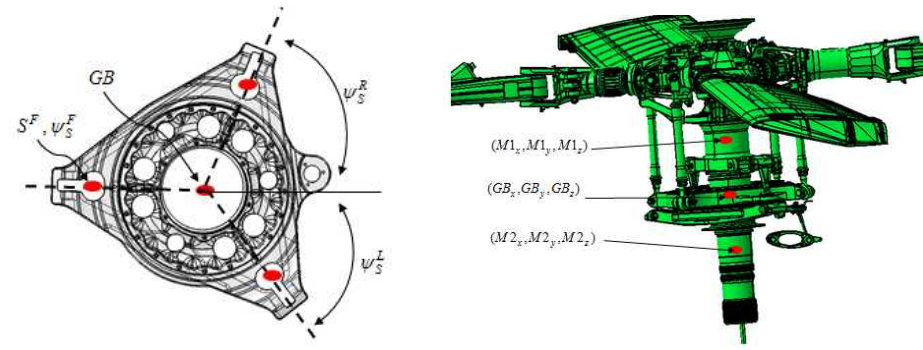
**Table 1** Collective-Yaw Coupling and Phasing Unit Modeling Configuration

요소	Collective-yaw Coupling	Phasing Unit
모델링 형상	<p><b>Fig. 4</b> Collective-Yaw Coupling</p>	<p><b>Fig. 5</b> Phasing Unit Lateral and Longitudinal Linkage Motion</p>
수학 모델	$f(\theta_{ped}) = \ R_P - G\  - L_1$ $R_P = T_{C_x, C_y, C_z} R_2(\theta_{ped}) T_{L_1, 0, 0} \quad (5)$ $R_Y = R_P R_2(\theta_{cp}) T_{L_3, 0, 0}$	$f(\theta_{lon}) = \ R_P - AG\  - L_1$ $f(\theta_{lat}) = \ R_J - OG\  - L_3$ $R_J = T_{O_x, O_y, O_z} R_2(\theta_{lat}) T_{L_4, 0, 0} \quad (6)$ $R_P = T_{A_x, A_y, A_z} R_2(\theta_{lon}) T_{L_2, 0, 0}$ $R_O = T_{H_x, H_y, H_z} R_2(\theta_{lon}) R_2(\theta_d) T_{L_5, 0, 0} T_{0, L_6, 0}$

**Table 2** Mixing Unit Modeling Configuration

요소	Mixing Unit
모델링 형상	<p><b>Fig. 6</b> Mixing Unit Collective and Cyclic Linkage Motion</p>
수학 모델	$f(\theta_{col}) = \ R_C - GC\  - L_2$ $f(\theta_D) = \ R_D - GL\  - L_6$ $R_C = T_{A_x, A_y, A_z} R_2(\theta_{col}) T_{L_1, 0, 0}$ $R_{PC} = T_{A_x, A_y, A_z} R_2(\theta_{col}) R_2(\theta_{PC}) T_{L_3, 0, 0} \quad (7)$ $R_{PL} = R_{PC} T_{0, L_1, 0}$ $R_D = R_{PL} R_2(\theta_B) T_{L_5, 0, 0}$ $R_B = R_{PL} R_2(\theta_B) T_{0, L_7, 0}$

**Table 3** Main Rotor Actuator and Swashplate Modeling Configuration

요소	Main Rotor Actuator, Non-rotating Swashplate
모델링 형상	 <p style="text-align: center;"><b>Fig. 7</b> Main Rotor Actuator and Swashplate</p>  <p style="text-align: center;"><b>Fig. 8</b> Swashplate and Rotor Mast</p>
수학 모델	$f_{1,2,3}(x) = \  R1_{S^i} - A^i \  - L_A^i$ $f_4(x) = \frac{(GB_x - M1_x)}{(M2_x - M1_x)} - \frac{(GB_z - M1_z)}{(M2_z - M1_z)}$ $f_{5,6,7}(x) = \  R2_{S^i} - GB \  - L_{SW}^i$ $f_{8,9,10}(x) = R1_{S^i} - R2_{S^i} \tag{8}$ $x = [\phi_{SW}, \theta_{SW}, GB_x, GB_z, \phi_A^{FWD}, \theta_A^{FWD}, \phi_A^{LH}, \theta_A^{LH}, \phi_A^{RH}, \theta_A^{RH}]^T$ $R1_{S^i} = T_{GB_x, GB_y, GB_z} R_2(\theta_{SW}) R_2(\theta_{GB}) R_3(\psi_{SW}^i) T_{L_{SW}^i}$ $R2_{S^i} = T_{A_x^i, A_y^i, A_z^i} R_2(\theta_A^i) T_{L_A^i, 0, 0}$ <p>여기서, <math>i = FWD, LHS</math> 및 <math>RHS</math></p>

하였다. 식(8)의 주 로터 및 swashplate 모델은 swshplate의 기울임 각, 액추에이터 stroke 및 gimbal 위치에 의한 비선형 관계식으로 표현된다. 따라서 식(8)을 풀이하기 위해 jacobian으로 유도하고 이를 수치적으로 해석하였다.

본 연구를 통해 설계한 기계식 조종장치 모델을 임의의 조종간의 입력에 대해 시뮬레이션 해석을 수행하였다. 조종간 입력에 대한 기계식 조종장치 최종단인 주 로터 액추에이터의 변위를 참고문헌 [9]의 다 물체 동역학 해석용 상용 소프트웨어인 ADAMS를 이용한



해석 결과 및 항공기 측정 결과와 비교하였다.

항공기에서의 측정은 유압을 제거한 후 조종간의 위치에 대해 주 로터 액추에이터의 변위를 측정 하였다. 그러나 항공기의 조종간 변위의 정밀한 측정이 어려웠고 주 로터 액추에이터와 swshplate의 분리가 어려워 시험 시 맞물려 움직이는 환경에서 측정하였다. 측정 오류를 제외한 결과 가용한 시험 데이터로 각각의 액추에이터에 대해 4개의 시험결과를 비교 대상으로 선정하였다. ADAMS 해석 자료는 해당 항공기의 기계식 조종장치 설계 시 사용한 모델로서 이와의 비교검토로 본 논문에서 설계한 모델이 적절함을 확인하였다.

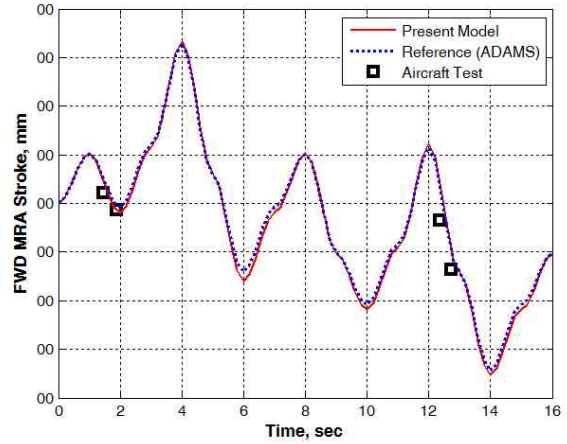
기계식 조종장치의 해석 조건은 Table 4와 같이 컬렉티브 Up/Down 입력에 대해 사이클릭 및 페달이 움직일 수 있는 전체 범위로 순차적으로 운동 할 때에 대해서 각각의 요소에 대한 운동해석을 수행하였다.

Figure 9~11은 조종간 입력에 대해 주 로터 액추에이터의 변위결과를 비교한 것으로 본 연구 설계 모델이 ADAMS의 해석 결과 및 항공기 시험결과와 비교하여 적절한 해석을 수행하였음을 보여준다.

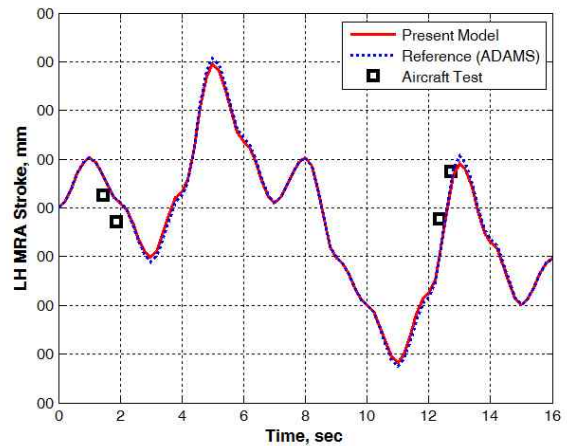
본 연구에서 설계한 기계식 조종장치 모델을 적용하여 실시간 조종성 시뮬레이터인 HQS(Handling Quality Simulator)상에서 조종성 시험을 수행하였다 [10]. HQS의 조종성 검토를 통해서 본 연구에서 설계한 기계식 조종장치 모델의 사용 가능성을 확인하였다. Fig. 12는 기계식 조종장치 모델을 활용한 실시간 시뮬레이터의 조종성 시험을 보여준다.

**Table 4** Control Input

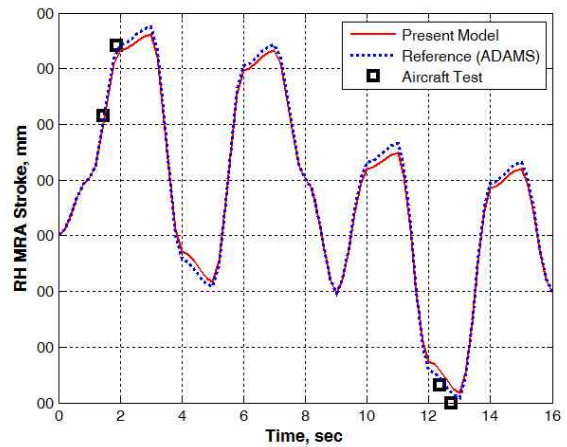
	Collective Input	Cyclic Input
1	Up	Full Travel 0->1->2 ... 8->9->0
2	Down	



**Fig. 9** Main Rotor Forward Actuator Stroke



**Fig. 10** Main Rotor Left Actuator Stroke



**Fig. 11** Main Rotor Right Actuator Stroke



Fig 12 기계식 조종장치 모델 HQS 조종성 시험

### 3. 결론

본 논문에서는 기계식 조종장치를 back-up 시스템으로 하는 헬리콥터 기술시범기의 조종권 전환 시뮬레이션 시험을 위해 일반적인 중형 헬리콥터에 대한 기계식 조종장치 모델을 설계하였다. 설계한 기계식 조종장치 모델은 상용 툴을 이용한 해석결과 및 시험 결과와 비교하여 검증을 수행하였다. 또한 실시간 시뮬레이터 상에서 조종성 시험을 실시하였다. 본 논문에서 설계한 기계식 조종장치 모델과 기존의 조종 시스템의 조종권 전환을 위한 시뮬레이션 모델로의 사용이 가능함을 확인하였다.

### 후 기

본 논문은 산업통상자원부 산업기술혁신사업으로 지원된 연구결과입니다. [10053157, 소형무장헬기 연계민수헬기 핵심기술 개발사업]

### 참 고 문 헌

[1] Ellis, D.K. and A.W. Gubbels, "Development and Flight Testing of a Command Validation Algorithm for a Simplex Fly-By-Wire Helicopter," *American Helicopter Society 55th Annual Forum*, Montreal, Canada, 1999.

[2] Dones, F., et al., "An Advanced Fly-By-Wire Flight Control System Designed for Airborne Research - Concept to Reality," *American Helicopter Society*

*56th Annual Forum*, Virginia Beach, VA, May 2000.

[3] Kaletka, J., "FHS: The New Research Helicopter: Ready for Service," *European Rotorcraft Forum*, 2003.

[4] In-Je Cho, "Helicopter Digital Flight Control(FBW) System Development Based on Flying Quality Standard Specification(ADS-33)," *The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Conference*, 2012.

[5] Jangho Lee, Eung-Tai Kim, Sugchon Lee, "Control Law Design Optimization for Helicopter Handling Qualities Using CONDUIT," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 6, No. 2, 2012.

[6] Chang Deok Yang, et., al., "A Design of Helicopter Control Law Rapid Prototyping Process Using HETLAS," *J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 43, No. 8, 2015.

[7] anon., "ADAMS/View reference manual," *MSC software Co.*, 2005.

[8] Wansoo Park, Jaeup Hwang, "Dynamic Characteristics Analysis of Landing Gear that Consider 6-Degree of Freedom of Helicopter," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 2, No. 1, pp. 1-6, 2018.

[9] Won Tea Hoon, et., al, "Kinematics Analysis of Mechanical Flight Control System Using ADAMS," *The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Conference*, 2003.

[10] Chang Deok Yang, et., al. "A Design of Handling Quality Assessment Environment Based on FLIGHTLAB Model Using Legacy Simulator," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 6, 2016.