技術論文

FAA AC120-63 Level C급 KA-32T 비행 시뮬레이션 모델 개발

전대근*, 전향식*, 최형식*, 최영규**

Development of FAA AC120-63 Level C Flight Simulation Model for KA-32T

Dae-Keun Jeon*, Hyang-Sig Jun*, Hyoung-Sik Choi* and Youngkiu Choi**

ABSTRACT

Flight simulation model for helicopter simulator is one of the most important models which affect flight performance and handling quality. It is typical to develop the model based on the raw data and models from the helicopter designers/manufacturers. The approaches in this study were to develop the basic model based on the available resources regarding helicopter operation/maintenance and to tune and validate it based on the flight test results. The basic model was developed with maintenance manuals, flight manuals, analyses, measurements, papers and so on considering that KA-32T data could not be obtained from the manufacturer. The flight test for KA-32T was performed and the reference data for the simulation validation tests were acquired. The flight simulation model was validated to have the fidelity compatible with level C of FAA AC120-63 after comparison and tuning with flight test results.

초 록

헬리콥터 시뮬레이터용 비행 시뮬레이션 모델은 비행 성능과 조종특성에 직접적인 영향을 주는 핵심 모델 중 하나로서, 헬리콥터 설계/제작사로부터 원천 자료 및 모델을 확보하여 개발하는 것이 일반적이다. 본 연구에서는 일반적인 개발 방식과는 다르게 헬리콥터 운용/정비 관련 가용한 자원을 활용하여 기본 모델을 구성하고 이를 비행시험 결과와 비교 튜닝하여 검증하는 방법을 채택하였다. 즉, 대상 헬리콥터인 KA-32T의 제작사로부터 헬리콥터 데이터를 확보할 수 없는 현실을 감안하여 정비교범, 비행교범, 해석, 실측, 논문 등을 기준으로 비행 시뮬레이션 기본 모델을 개발하였다. 이후 기준 데이터 획득을 위해 KA-32T를 대상으로 비행시험을 수행하였으며, 시뮬레이션 결과를 획득된 비행시험 결과와 비교 튜닝하여, 개발된 비행 시뮬레이션 모델이 FAA AC120-63 Level C 규격에 적합한 충실도를 보유함을 검증하였다.

Key Words : Simulator(시뮬레이터), Real Time(실시간), Flight(비행), Simulation(시뮬레이션), Model(모델), Flight Test(비행시험)

† 2008년 9월 26일 접수 ~ 2009년 2월 3일 심사완료
* 정회원, 한국항공우주연구원
교신저자, E-mail : hsjun@kari.re.kr
대전시 유성구 과학로 115
** 정회원, 부산대학교 전자전기통신공학부

Ⅰ. 서 론

항공기 비행 시뮬레이터는 비행 중 항공기의 거동을 지상에서 재현하는 것을 목적으로 하며,

엔지니어링 시뮬레이터와 같은 연구 목적의 도구로서 뿐만 아니라 조종사 훈련용 시뮬레이터와 같이 훈련 목적으로도 사용된다[1]. 이 중 조종사 훈련용 시뮬레이터는 훈련 효과를 극대화하기 위해 실제 항공기에 탑승할 때와 유사한 비행 성능(Performance) 및 조종특성(Handling Quality)을 모의하여야 하고 이를 입증해 보여야 한다.

FAA AC120-63[2]은 미 연방 항공국(FAA, Federal Aviation Administration)에서 훈련용 시뮬레이터의 비행 성능 및 조종특성을 평가하고 인증하기 위해 제시한 문서로서 각 시험 항목에 대해 평가 방법 및 오차 범위를 규정하고 있다. FAA AC120-63은 시뮬레이터의 평가를 위한 시험으로 크게 정량적 시험(Quantitative Test)인 확인 시험(Validation Tests)과 정성적 시험(Qualitative Test)인 기능 및 주관적 시험(Functions and Subjective Tests)으로 구분한다.

이 중 확인 시험은 객관적으로 모델의 충실도를 검증하는 핵심적인 시험으로서, 시험 기준 데이터로 비행시험 데이터를 사용하도록 요구하고 있으며, 각 항목에 대한 엄밀한 평가를 위해 정량적인 허용 오차(Tolerance)를 규정하고 있다.

따라서 FAA AC120-63 Level C급 시뮬레이터 개발을 위해서는 비행 시뮬레이션 모델용 헬리콥터 원천 설계/제작 데이터 및 이를 검증할 비행시험 데이터 확보가 필수적으로 요구되며, 이들 데이터는 헬리콥터 설계 및 제작사로부터 확보하는 것이 일반적이다.

본 연구에서는 러시아가 개발하여, 국내 산림청 등 5개 기관에서 총 51대 운용 중인 KA-32T 동축 반전 헬리콥터를 대상으로, 훈련용 시뮬레이터를 위한 FAA AC120-63 Level C급 비행 시뮬레이션 모델을 개발하였다. 특히, 본 연구에서는 헬리콥터 제작사로부터의 원천 자료 및 모델의 도입이 불가능한 여건을 고려하여, 일반적인 비행 시뮬레이션 모델 개발 방식과는 다르게, 헬리콥터 운용/정비 관련 가용한 자원을 활용하여 기본 모델을 구성하고 이를 비행시험을 통해 튜닝 검증하는 방법을 사용하였다.

II. 본 론

2.1 비행 시뮬레이션 기본 모델 개발

KA-32T 비행 시뮬레이션 모델 개발을 위해 상용 툴인 Flightlab[3]을 사용하였다. Flightlab은 다물체 동역학(Multi-Body Dynamics)을 기반으로 한 헬리콥터 동역학 툴로서, 로터, 기체의 물성치를 데이터베이스화하고, 엔진 모델, 비행제어 모델 등을 Flightlab에서 지원하는 개발 언어로 개발하면 비행 시뮬레이션 모델을 구축할 수 있다. 또한 Flightlab은 비행시험 시의 조종간 입력을 기준으로 한 자동시험, 튜닝을 위한 Parametric Sweep, 후처리로서의 그래프 처리 등과 같은 엔지니어링 툴을 제공하므로, 정량적인 평가를 가능하게 한다.

표 1. KA-32T 자료 획득 경로

구분	세부 항목	출처
로터/기체	기하학적 물성치 (Geometry Data)	정비교범[4][5]
	중량/무게중심 (Weight/C.G.)	중량교범[6]
	관성 모멘트 (Moment of Inertia)	헬리콥터 성적서[7][8] 논문[9][10]
	공력 데이터 (Aerodynamic DB)	CFD 해석
	토크 Offset 등 (Torque Offset, etc.)	실측
엔진	엔진제어/성능 (Engine Control/Perf.)	정비교범[11][12][13] 비행교범[14]
	오작동 정보 (Malfunction Info.)	비행교범[14]
비행제어	비행제어법칙 (Flight Control Laws)	정비교범[15][16]
	오작동 정보 (Malfunction Info.)	비행교범[14]

비행 시뮬레이션 기본 모델을 구성하는 자료 확보 및 요소 모델링을 위해 KA-32T 정비/비행 교범, 헬리콥터 성적서, 논문, 전산유체역학 해석, 그리고 국내 도입된 KA-32T 헬리콥터 실측 등을 이용하였다. 표 1은 모델을 구성하는 주 요소별 자료 획득 경로를 보여준다.

2.1.1 로터/기체 모델

표 1에서 보는 바와 같이 로터/기체의 기하학적 물성치(Geometry Data)는 정비교범으로부터 획득하였는데, 로터 허브의 위치/방향, 로터 반경, 동체 및 제어면 위치 등이 여기에 포함된다.

한편, 헬리콥터에 작용하는 힘/모멘트 계산을 위해 요구되는 로터, 동체, 꼬리날개의 공력 데이터는 CFD(Computational Fluid Dynamics) 해석을 통하여 계산하였다. CFD 해석은 그림 1에서 보이는 바와 같이 로터 익형, 동체, 수평꼬리날개, 수직꼬리날개 각각에 대해 수행하였는데, 해석에 필요한 3차원 형상 생성을 위해 실제 KA-32T를 레이저 스캔(로터 익형)하거나 기구를 이용하여 실측(동체, 꼬리날개)하는 방식을 취하였다. 해석은 상용 CFD 코드인 FLUENT를 이용하였으며, 표 2에 기술된 경우에 대하여 해석을

표 2. KA-32T 로터/기체 공력해석 항목

구 분	독립변수	
로터	마하수(10개)	받음각(39개)
동체	받음각(27개)	옆미끄럼각(33개)
수직꼬리날개	러더각(5개)	옆미끄럼각(53개)
수평꼬리날개	받음각(53개)	

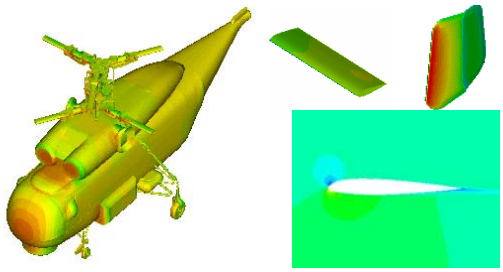

그림 1. KA-32T 로터/기체 공력해석

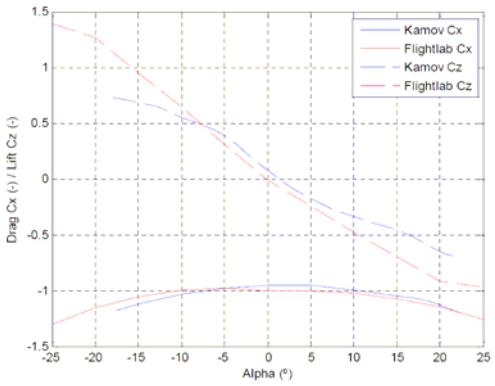

그림 2. 공력 데이터 비교 결과

수행하였다.(총 1566개 경우) 여기서 마하수의 경우 0.1간격을 유지하였으며, 나머지 독립변수의 경우 대부분 5도 ~ 30도 간격을 유지하였으나, 받음각 및 옆미끄럼각의 경우 주 운용영역으로 예상되는 영역 (-20도 ~ 20도)에 대해서는 2도 간격으로 조밀하게 데이터베이스를 구축하였다.

이와 같이 구축된 공력데이터베이스는 그림 2와 같이 KA-32T 비행교범에서 일부 제공하는 KA-32T 풍동시험 결과와 비교하여 검증하였다. 여기서 비행교범의 풍동시험 데이터는 동체, 수직/수평꼬리날개가 모두 포함된 형상에 대한 것이므로, 비교를 위해 동체 및 꼬리날개 공력 데이터를 중첩하여 계산하였다. 그림에서 보는 바와 같이 CFD 해석 결과는 풍동시험 데이터와 정확히 일치하지는 않으나, 전체적인 경향은 유사한 형태를 보였다.

한편, Level C급의 최종 기준 데이터는 비행시험 데이터이므로, 모델 구성 단계에서 공력 데이터베이스에 대한 튜닝은 수행하지 않았으며, 비행시험 수행 후, 비행시험 데이터를 기준으로 한 최종적인 평가 과정에서 튜닝을 수행하였다.

2.1.2 엔진 모델

KA-32T 장착 엔진인 TB3-117 터보샤프트 엔진 모의를 위해 Flightlab 내장 툴인 CSGE (Control System Graphical Editor)를 이용하여 엔진 모델을 구성하였다. CSGE는 Matlab과 유사한 환경으로서 Flightlab에 별다른 작업 없이 통합할 수 있다는 장점이 있다.

KA-32T 엔진모델은 그림 3과 같이 엔진 성능 모델과 연료 제어 모델로 구성하였다.

연료 제어 모델은 KA-32T 장착 엔진인 TB3-117의 EACS(Engine Automatic Control System)를 모의하는 것으로서, 컬렉티브 위치를 입력으로 주 로터 속도 제어, 가스 발생기 속도 제어 등을 수행하여 최종적으로 연료 유량(FF, Fuel Flow)을 엔진 성능 모델에 전달하는 역할을 수행하도록 구성하였다. 연료 제어 모델은 EACS의 기능에 대해 상세히 기술하고 있는 엔진 정비교범[11][12][13]을 기준으로 하여 모델링하되, 정비교범에 기술된 EACS의 기능 중 단순 기계적 기능 모사 부분은 제외하였다[17].

표 3에 보여지는 바와 같이 엔진 제어 모델은 엔진 시동/정상/전환 상태에서 필요한 연료 유량을 제어하는 Main Fuel System과 시스템 제한기로서 터빈 흡입구 온도 제어를 위한 TIT

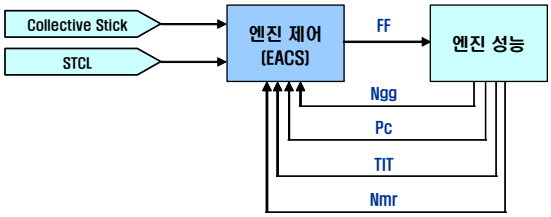

그림 3. KA-32T 엔진 모델 구성

표 3. 엔진 제어 모델 구성

모 델	기 능
Main Fuel System	자동 시동 제어 주 로터 속도 제어 가스 발생기 속도 제어
TIT Limiting System	터빈 흡입구 온도 제어
Engine Power Condition Limiting System	로터 최대속도 제어

(Turbine Inlet Temperature) Limiting System, 로터 최대 속도 제어를 위한 Engine Power Condition Limiting System으로 구성하였다.

엔진 성능 모델은 Piece-wise Linear 모델로서, 연료 제어 모델에서 생성된 연료소모율을 바탕으로 가스발생기 속도 변화율을 계산하고, 이 변화율로부터 계산된 가스발생기 속도를 입력으로 최종 연료소모율 및 토크 등의 물성치를 계산한다. 이를 위해서는 가스발생기 속도를 입력으로 하는 정상상태 테이블이 필요한데, 이는 정비교범 및 비행교범의 값을 사용하였다[17].

2.1.3 비행제어 모델

비행제어 모델은 KA-32T의 Integrated Flight System (IFS) 정비교범[15]에 관련 비행제어 시스템 상세 구성도가 제공되므로 이를 기준으로 그림 4와 같이 비행제어법칙 및 스위칭 로직을 개발 적용하였다.

단, IFS 정비교범은 비행제어 관련 구성도만 제공하므로 실제 비행제어 모델 개발에 필요한 게인은 별도로 확보하여야 하는데, 이는 IFS의 정비 및 시험 목적으로 사용되는 External Systems Simulator의 정비교범[16]으로부터 획득하였다.

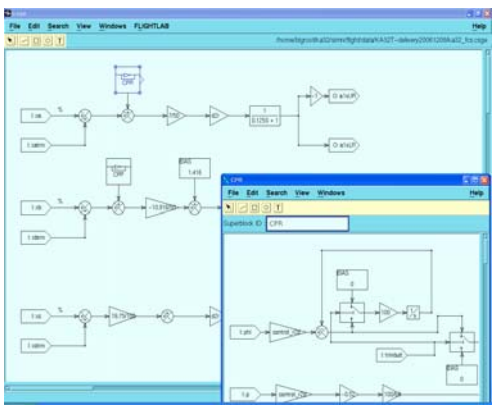

그림 4. KA-32T 비행제어 모델

2.2 비행시험 수행

비행 시뮬레이션 모델의 충실도 검증을 위해 국내 최초로 민간 헬리콥터 시뮬레이터용 비행시험을 수행하였다.

비행시험은 2007년 7월 16일부터 8월 31일까지 산림청 익산산림항공관리소에서 운용하고 있는 KA-32T 헬리콥터를 이용하여 수행하였으며, 비행 시간은 총 60여 시간, 비행시험 항목은 약 200여 종에 이른다[18].

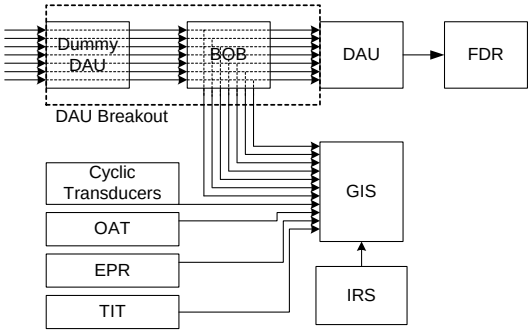

그림 5. 비행시험 데이터 획득 경로

비행시험 계측 대상 목록은 FAA AC120-63 요구 파라미터를 기준으로 선정하였으며, 이들 데이터는 대부분 FDR(Flight Data Recorder)에 기록된다. 그러나 FDR 데이터는 기록 주기가 1~8Hz로 낮은 편이므로, 그림 5와 같이 DAU(Data Acquisition Unit) 전단의 아날로그 신호를 분기하여 비행시험 계측장비 (GIS, General Instrumentation System)에 기록하도록 하였다. 이외 FDR에 기록되지 않는 데이터, 즉 OAT(Outside Air Temperature), EPR(Engine Pressure Ratio), Cyclic Stick Position, Trim Button, TIT(Turbine Inlet Temperature)는 별도로 센서를 부착하여 계측하는 방식을 취하였다.

계측된 비행시험 데이터는 후처리 과정을 거쳐, 비행성능 및 조종특성 관련, 시뮬레이션 결과와 비교 검증 및 튜닝을 위한 기준 데이터로 활용하였다.

2.3 비행성능/조종특성 튜닝 및 시험

비행시험을 통해 획득한 기준 데이터를 이용하여 비행성능 및 조종특성 관련 튜닝 및 확인 시험(Validation Test)을 수행하였다.

그림 6은 FAA AC120-63 Level C 기준, 시뮬레이션 모델의 확인 시험 절차를 보여준다. 그림에서 보는 바와 같이 국내 가용 자원을 통해 구축한 비행 시뮬레이션 모델의 모의 결과는 비행시험 결과와 비교한 후, 튜닝 과정을 거쳐 최종적으로 FAA AC120-63에서 요구하는 허용 오차 범위 내에 있음을 검증하였다.

비행 모델의 튜닝 방법으로는 Parameter Identification(PI) 기법을 고려할 수 있으나, 이는 충분한 양의 데이터와 추출 결과가 요구되는 통계적인 방법이므로, Level C급 훈련용 시뮬레이터와 같이 시험 항목이 다양하고, 허용 오차가 엄격한 경우에는 적용하기 힘들다. 따라서 본 연구에서는 모델을 구성하는 각종 파라미터 및 데

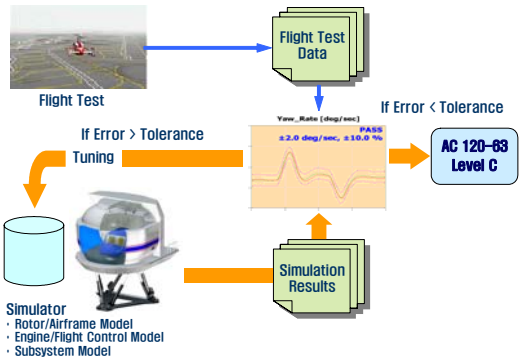

그림 6. FAA AC120-63 Level C 확인시험 절차

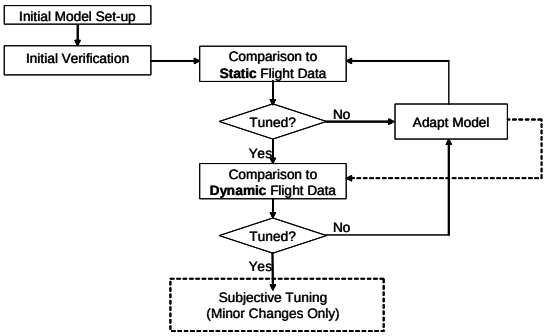

그림 7. 비행 시뮬레이션 모델 튜닝 절차

이터의 비행 특성에 대한 민감도를 Parametric Sweep을 통해 분석 한 후, 이를 바탕으로 파라미터 및 데이터를 수동으로 튜닝하는 방법을 사용하였다.

그림 7은 비행 시뮬레이션 모델 튜닝 절차를 보여준다. 그림에서와 같이 튜닝에 앞서 먼저 기본 비행 시뮬레이션 모델을 구성하는 세부 모델에 대한 초기 검증(Initial Verification)을 수행하였다. 초기 검증은 엔진 시동/정지, 조종간 입력에 따른 기동 등 엔진 및 비행제어 모델의 기능적인 측면을 중심으로 정성적으로 수행하였다. 초기 검증이 완료된 이후, 비행 성능과 관련한 정상 상태 비행시험 데이터를 이용하여 정량적인 튜닝을 수행하였으며, 이후 조종특성과 관련된 기동 시험 데이터를 이용하여 튜닝을 수행하였다. 한편 조종특성 튜닝 과정에서 변경한 일부 파라미터에 의해 비행 성능 튜닝의 결과가 달라질 수 있으므로 그림에서 보는 바와 같이 비행 성능 항목에 대해 재시험 또는 동시 시험을 수행하였고, 이 과정을 전체 시험 항목에 대한 시험 결과가 허용 오차를 만족할 때까지 되풀이 하였다.

표 4. 모델 구성 요소별 튜닝 내역

	비행시험 이전	비행시험 및 튜닝 이후
중량/CG	중량교범	지상시험 실측치 적용
관성모멘트	성적서, 논문	기존 값에 Multiplier 적용
로터 후류	Peters-He Six State Inflow	Inflow Correction Factor 적용
상하 로터 간 간섭	미적용	3 State Interference 적용 (상->하, z 방향에 한함)
기체 공력	CFD 해석	피칭 모멘트, 양력 계수에 Multiplier 적용
엔진	정비교범	정상 상태 테이블 및 변환 함수 수정
비행제어	정비교범	조종간-조종면 관계 수정 Autopilot 게인 수정
지면동력학	동급 헬기 수치	지상시험 결과 이용 수정

표 4는 비행시험 결과를 기준으로 한 튜닝 결과를 요약한 것으로서, 각 요소 모델별로 튜닝 전후 변경 내역을 보여 준다.

FAA AC120-63 Level C 기준 튜닝 및 확인시험(Validation Test)은 총 101개 시험 항목에 대해 수행하였는데, 그림 8~11는 그 중 일부 항목에 대한 시험 결과를 보여준다.

그림 8은 엔진 모델의 충실도 검증을 위한, 엔진 시동 및 가속(FAA AC120-63 2.d.(1).(a) Engine Start and Acceleration) 시험 결과로서, 지상 정지 상태에서 엔진 시동 시도 이후 엔진 가스 발생기 속도가 안정화될 때까지의 시간 이력(Time History)을 보여준다. 시뮬레이션 결과는 비행시험 데이터와의 정량적인 비교 평가 결과, FAA AC120-63 Level C에서 요구한 허용오차(Gas Generator Speed ±5%, Gas Temperature ±30℃, Rotor Speed ±3%)를 만족하였다.

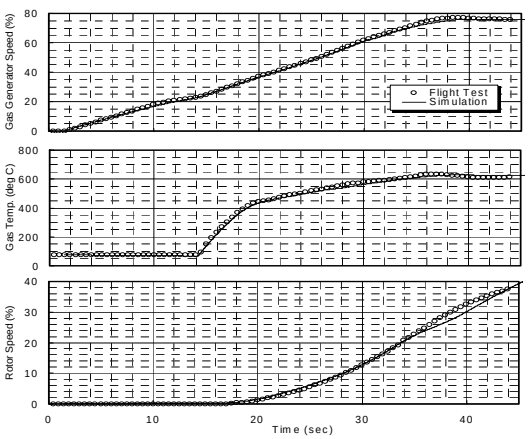

그림 8. Engine Start and Acceleration

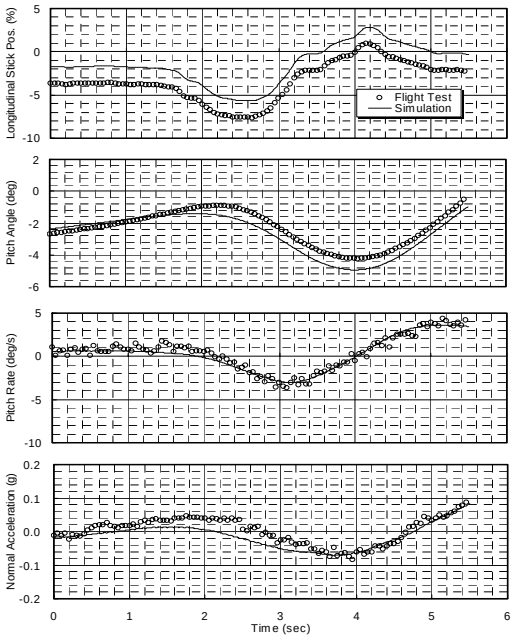

그림 9. Longitudinal Dynamic Stability

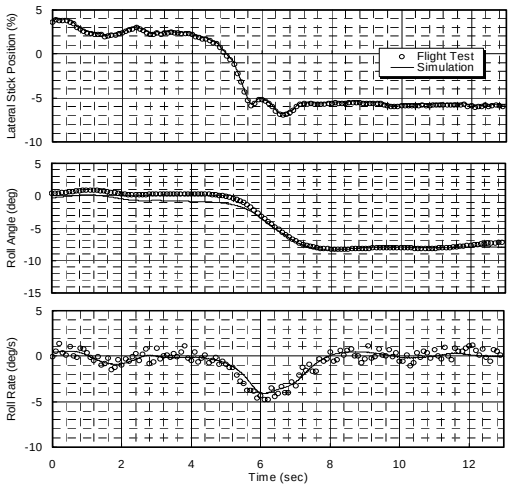

그림 10. Lateral Control Response

그림 9는 세로 동안정성(Longitudinal Dynamic Stability)에 대한 시험 결과로서, Pitch Doublet 기동 시 헬리콥터의 피치 운동 및 가속도 특성을 비교하였다. 시험 결과 FAA AC120-63 Level C 에서 요구한 허용오차(Pitch ±1.5°, Pitch Rate ±2°/sec, Normal Accel. ±0.1g)를 만족하였다.

그림 10, 그림 11은 각각 가로, 방향 조종 특성(Lateral-Directional Control Response)에 대한

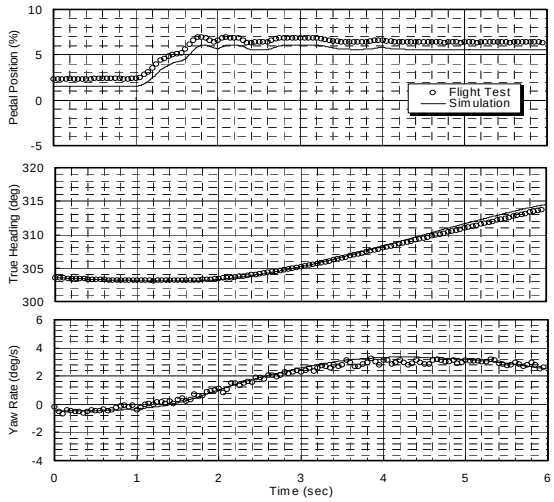

그림 11. Directional Control Response

시험 결과로서, 모두 허용오차(Roll Rate ±10% 또는 ±3°/sec, Roll ±10% 또는 ±3°, Yaw Rate ±10% 또는 ±2°/sec, Yaw ±10% 또는 ±2°)를 만족하였다.

상기 기술한 시험 항목을 포함한 101개 전 시험 항목에 대한 확인 시험 결과는 비행성능 및 조종특성 시험평가 문서인 QTG (Qualification Test Quide)[19]에 수록하였다.

III. 결 론

FAA AC120-63 Level C급 KA-32T 훈련용 시뮬레이터를 위한 실시간 비행 시뮬레이션 모델을 개발하였다.

KA-32T 헬리콥터 제작사로부터 헬리콥터 데이터를 확보할 수 없는 현실을 감안하여 정비교범, 비행교범, 해석, 실측, 논문 등을 기준으로 비행 시뮬레이션 모델을 개발하였으며, 개발된 시뮬레이션 모델은 비행시험 수행 후 비행시험 데이터와 비교 시험 평가 및 튜닝 과정을 거쳐 최종 시뮬레이터에 통합하였다.

본 연구개발 과정을 통해, 국내 운용 중이지만 원천 설계/제작 데이터를 확보할 수 없는 헬리콥터의 시뮬레이터 개발을 위한 일련의 과정, 즉, "가용 자원을 활용한 비행 모델 개발", "시뮬레이터용 비행시험 수행을 통한 기준 데이터 획득", "기준 데이터를 활용한 모델 튜닝" 각각에 대한 기술을 획득하였으며, 이는 개발 진행 중이거나 향후 진행될 시뮬레이터 사업에 좋은 본보기가 될 것으로 판단된다.

또한 비행시험 데이터는 국내 최초 헬리콥터 시뮬레이터용 비행시험을 통해 획득한 데이터로서, 향후 관련 절차에 의거하여 국내 학계 및 산업계에 이전되어 헬리콥터 및 시뮬레이터 개발 관련 기초/응용연구에 적극 활용될 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 국토해양부 항공선진화사업 "훈련용 헬기 시뮬레이터 개발"에 의해 연구비 지원을 받았으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

1) J. M. Rolfe and K. J. Staples, Flight Simulation, Cambridge Univ. Press, 1986.

2) "Helicopter Simulator Qualification", AC 120-63, Federal Aviation Administration, 1994.

3) “FLIGHTLAB Theory Manual", Advanced Rotorcraft Technology, Inc., 2003.

4) "KA-32T Maintenance Manual Book 1, Airframe, Rotors, Helicopter Controls", KA-AF-M101, Kamov Company.

5) "KA-32T Maintenance Manual Book 2 Part 1, Helicopter Systems", KA-AF-M102, Kamov Company

6) "KA-32T Weight and Balance Manual," Kamov Company

7) "Upper rotor blade certificate", Kamov Company

8) "Lower rotor blade certificate", Kamov Company

9) Voronkov, Triphonova, "Characteristics of metal-polymeric bearings of blade drag hinges, realized on coaxial helicopters", 50th AHS Forum

10) Mikheyev S.V., "Helicopter Against Helicopters", The fighter helicopter conference, 1990.

11) "TB3-117 Engine Maintenance Manual Book 1", KA-EN-M101, Kamov Company

12) "TB3-117 Engine Maintenance Manual Book 2", KA-EN-M102, Kamov Company

13) "TB3-117 Engine Maintenance Manual Book 3", KA-EN-M103, Kamov Company

14) "KA-32T Rotorcraft Flight Manual", Kamov Comany

15) "Integrated Flight System Manual", KA-RE-M112, Kamov Company

16) "External Systems Simulator (ESS) Maintenance Manual", Kamov Company

17) 전대근, 최형식, 전향식, 김동민, “KA-32T 시뮬레이터용 엔진 모델링", 한국항공운항학회 춘계학술대회, 2007.

18) 최형식, 장재원, 전대근, 전향식, “KA-32T 헬리콥터 시뮬레이터 검증을 위한 비행시험", 항공우주기술 제6권 제1호, 2008.

19) 최형식, 전대근, 전향식, "KA-32T Simulator Qualification Test Guide", 한국항공우주연구원, 2008.