



헬리콥터 시뮬레이터 기술개발현황

서강호¹, 김윤수²

Development Status of Helicopter Simulator Technology

Gang-Ho Seo¹ and Yoonsoo Kim²

Graduate School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University

ABSTRACT

The purpose of this paper is to investigate the current technical status and future prospects regarding helicopter simulators. In the introduction section, we briefly summarize the concept of the simulator and the development history of helicopter simulators. In the main section, the development status of helicopter simulation technology is first presented and the FAA/EASA certification is then introduced as a verification method for the reliability evaluation of the developed simulator technology. In addition, several issues that need to be resolved along with future development directions are discussed to improve the reliability of helicopter flight simulator.

초 록

본 논문은 헬리콥터 시뮬레이터의 기술적 현황과 향후 전망을 살펴보는 것에 목적이 있다. 서론에서는 시뮬레이터의 개념과 헬리콥터를 중심으로 한 비행 시뮬레이터의 개발 역사에 대해 간략하게 정리하였다. 본론에서는 헬리콥터 시뮬레이터의 기술현황과 신뢰성 평가를 위한 인증방안으로 미 연방 항공국(FAA)과 유럽 항공 안전청(EASA) 인증을 소개했으며, 또한 비행 시뮬레이터의 신뢰성을 높이기 위해 해결해야 할 문제점들과 향후 발전 방향에 대해 논의하였다.

Key Words : Helicopter Simulator(헬리콥터 시뮬레이터), Certification System(인증체계), Flight Dynamics Modeling(비행역학 모델링), Flight Control Law(비행제어법칙)

1. 서 론

시뮬레이션은 크게 가상 시뮬레이션(Virtual Simulation), 구성형 시뮬레이션(Constructive Simulation) 및 라이브 시뮬레이션(Live Simulation)으로 나뉘며, 대다수 항공 시뮬레이터는 가상 시뮬레이션을 구현한다. 가상 시뮬레이션이란 가상에서 실제의 사람이 훈련, 오락, 연구 등의 목적으로 활용하는 시뮬레이

션 기술을 말하는데, 이는 1930년 2차 세계대전 당시 Edwin Link 연구팀이 Vannervar Bush의 수학모형을 응용해 Link Trainer라는 비행훈련시뮬레이터를 처음 개발한 데에서 시작되었다. 초기의 시뮬레이터는 실제 하드웨어나 사람이 그 일부로 포함되느냐의 여부에 따라 HIL(Hardware-In-the-Loop) 시뮬레이터와 MIL(Man-In-the-Loop) 시뮬레이터로 구분되었다 [1]. 하지만 HIL의 경우 실제 하드웨어 시스템을 포

† Received : April 2, 2019 Revised : May 25, 2019 Accepted : May 27, 2019

¹ Graduate Student, ² Professor

² Corresponding author, E-mail : yoonsoo@gnu.ac.kr

합하므로 가격이 비싸고 상황에 따라 유연하게 사용하는 것이 힘들기 때문에 현재에는 실시간으로 출력을 구성하는 SIL(Software-In-the-Loop) 시뮬레이터가 연구 개발되어 사용되고 있다[2].

일반적인 헬리콥터 시뮬레이터가 구동되기 위해서는 Fig. 1과 같이 표현하고자 하는 개체의 동역학적 특성을 수식화한 헬기 비행역학 모델(Flight model), 외부환경에 관한 수학적 모델(Environment model), 구동기 효과를 고려한 제어법칙(Control model), 추진 및 엔진 관련 모델(Propulsion model) 등이 필요하다[3,4]. 이러한 모델링을 통해 매 시각 헬리콥터의 운동 상태 및 운동의 예측이 가능할 수 있게 된다. 일반적으로 헬리콥터 운동의 사실적인 모사를 위해서 DATCOM(Data Compendium), CFD(Computational Fluid Dynamics), 풍동시험 등을 통해 얻은 비교적 신뢰성 있는 공기역학적 데이터가 요구된다.

Figure 2는 헬리콥터 시뮬레이터를 포함한 일반적인 비행 시뮬레이터의 시스템 구성도이다. 일반적인 시뮬레이터의 경우 비행운동 모듈, 교관석 모듈(IOS: Instructor Operation Station), 창 밖 시계 시현 모듈(OTW: Out The Window), 음향드라이버, 각종 계기 및 장비 드라이버, 조종 및 운동감 구현 소프트웨어 모듈 등으로 구성되며, 이를 통해 조종사에게 현실과 같은 비행 교육환경을 제공한다[5]. 특히 훈련 목적의 시뮬레이터를 운용하기 위해서는 가상훈련의 오류가 실제의 사고로 직결될 수 있는 중요한 문제로 인해 실제 항공기와 유사한 비행성능 및 조종특성을 인증 받을 필요가 있다. 따라서 미연방항공국(FAA)과 유럽항공안전청(EASA)에서는 비행 시뮬레이터의 비행성능 및 조종특성을 평가하고 인증하기 위해 시뮬레이터의 구현 가능 자유도에 따라 Level A~D의 인증단계를 규정하고 있다.

2008년부터 한국에서도 군 전력을 효율적으로 높이기 위해 항공기 시뮬레이터의 국산 개발이 활발하게 진행되었다. 기존에 해외로부터 대당 400억 원대에 수입해오던 시뮬레이터를 국산화함으로써 인해 방위비 절감은 물론 해외 수출의 긍정적인 효과를 기

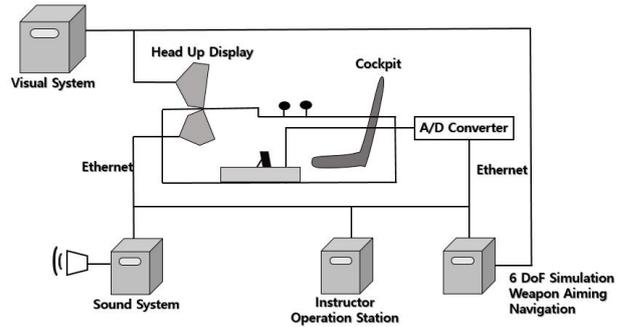


Fig. 2. System Configuration of Helicopter Simulator [5]

대하고 있다. 대표적인 한국의 항공기 시뮬레이터 제작업체로는 대한항공, 한국항공우주산업, 바로텍시너지 등이 있으며, 초음속 고등훈련기 T-50, 기동헬기 UH-60, 한국형 기동헬기 KUH-1 등 비행훈련시뮬레이터를 개발 및 배치하고 있다. 과거 국내 헬리콥터 시뮬레이터의 기술력이 조종석절차훈련장비(CPT)와 같이 제한적인 수준에 머물렀다면, 현재 국내 시뮬레이터 기술은 미 연방 항공국(FAA) Level D급을 개발하는 수준까지 성장했다. 본론에서는 이러한 헬리콥터 시뮬레이터 인증, 기술현황 및 향후전망에 대해 구체적으로 살펴본다.

국내에서는 헬리콥터 시뮬레이터 관련 제반기술(일반적인 구성, 인증, 모델링, 제어법칙 등) 개발현황에 대해 종합적으로 검토된 바가 없어, 본 논문이 헬리콥터 시뮬레이터를 운용하거나 관련 연구를 수행하고자 하는 연구자들에게 유용한 정보를 제공할 수 있으리라 기대한다.

II. 본 론

2.1 시뮬레이터의 인증 체계

2.1.1 FAA & EASA 인증체계

훈련용 시뮬레이터를 운용 및 수출하기 위해서는 상대국의 안전성인증을 수용하기 위한 국가 간 협약인 BASA(Bilateral Aviation Safety Agreement)가 체결되어야 한다. 각 나라마다 규제하는 인증절차와 방법들이 있지만 그 중 국제적으로 가장 영향력이 있는 것은 FAA(Federal Aviation Administration)와 EASA(European Aviation Safety Agency)의 인증이다. Table 1은 FAA와 EASA의 인증 기준을 분류한 표이다. FAA의 FTD(Flight Training Device) 1~4는 과거 정비훈련장비(MT; Maintenance Trainer) 등에 주어진 등급으로 공기역학 모델이 포함되어 있지 않다. 특히 FTD 4의 경우 고정익보다 모델링이 까다로운 헬리콥터에만 적용된다. FTD 5부터는 공기역학 모델 설계를 요구하고 있지만 FTD 5의 경우 구체적

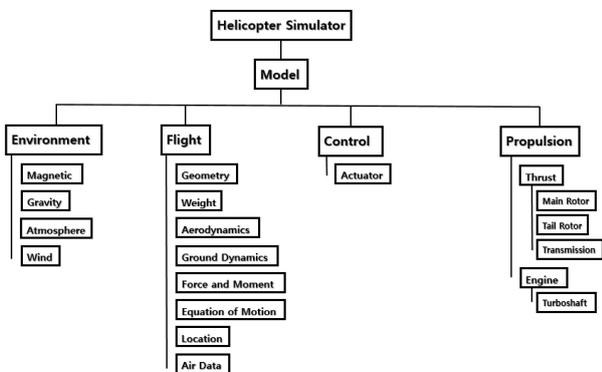


Fig. 1. Helicopter Simulator Model

Table 1. FAA & EASA Certification Levels for Simulator [6]

	FAA	EASA
Aviation Training Device (ATD)	PC ATD	
	Basic ATD	BITD*
	Advanced ATD	
Flight Training Devices (FTD)	FTD 1	FNPT ⁺ 1
	FTD 2	FNPT 2
	FTD 3	FNPT 3 MCC [#]
	FTD 4	FTD 1
	FTD 5	FTD 2
	FTD 6	
	FTD 7	FTD 3
Full Flight Simulators (FFS)	A	A
	B	B
	C	C
	D	D

* BITD: Basic Instrument Training Device

⁺ FNPT: Flight & Navigation Procedures Trainer

[#] MCC: Multi-Crew Coordination training

인 모델링 제약조건이 없는 비교적 단순한 형태의 항공기 모델을 허용하며 오락용에 많이 적용된다. FTD 6은 실제 훈련용 시뮬레이터들의 권장 기술 수준으로 조종성과 실제적인 조종석 환경을 요구한다. FTD 7는 특정 기체에 대한 구체적인 모델링과 진동 효과 구현을 요구하며 이는 헬리콥터 모델에만 해당된다.

FFS(Full Flight Simulator)의 등급은 전체 시뮬레이터의 모션 시스템 DoF(Degree of Freedom)에 따라 A~D로 나뉜다. Level A는 3-DoF 모션 시스템이며 수학적 모델링이 비교적 간단한 고정익 항공기에만 해당된다. Level B 역시 3-DoF 모션 시스템을 갖지만 헬리콥터에 맞는 신뢰성 있는 공기역학 모델을 갖추어야 한다. 이는 헬리콥터 FFS 중 가장 낮은 레벨이다. Level C는 6-DoF 모션 시스템을 갖추어야 하며 Level A, B에 비해 계산이 빠른 실시간 모델을 요구한다. 또한 시각 시스템은 조종석에서 볼 수 있는 수평 화면의 각도가 적어도 75° 이상 확보되어야 한다. Level D는 현 기술의 가장 높은 등급의 시뮬레이터로 6-DoF 모션 시스템과 일출, 일몰 등 다양한 비행 환경, 실제적인 음향효과, 그리고 조종석에서 150° 이상의 수평시야가 확보되어야 한다[6].

Table 2. FAA Level Classification [6]

		Contents	Remark
FTD	4	Basic level without aerodynamic model	Helicopter simulator only
	5	Basic level with aerodynamic model	For Airplane
	6	Specific aerodynamic model and physical cockpit required	ALL
	7	Flight model specific, vibration system required	Helicopter simulator only
FFS	A	At least 3-DoF motion system required	Airplane only
	B	3-DoF motion system; fidelity aerodynamic model required	Helicopter simulator only
	C	6-DoF motion system; horizontal view of at least 75 degrees	All
	D	6-DoF motion system; horizontal view of at least 150 degrees; special motion and visual effects	All

Table 2는 FAA 등급을 분류한 표이다. 현재 비행 훈련과 계측장비 숙련도 점검(Instrument Proficiency Checks)에 대해 어느 정도 신뢰할 수 있는 시뮬레이터의 등급은 Level C와 D이다. 하지만 현재에도 다양한 비행환경과 효과에 대해 개발이 진행되고 있기 때문에 인증에 대한 규제와 방법들도 계속 발전되어야 한다.

2.1.2 국내 시뮬레이터 인증체계

국내 국토교통부고시 제2018-290호 “모의비행훈련장치 지정기준 및 검사요령”은 1990년대 초반에 제정된 FAA의 AC-120-45A, 40B, 63 등을 기준으로 국내 현실에 맞게 제정되었지만, 2016년 갱신된 FAA 14 CFR 60에 따라 규정을 보완할 필요가 있다[6,7]. FAA 14 CFR 60은 비행훈련시뮬레이터로 지정받기 위해 승인된 품질관리시스템을 구비해야 함을 명시하고 있으며, Level C~D급의 FFS와 Level 4~7급의 FTD에 대한 기준이 이전에 비해 일부 강화되었다. 2018년 시뮬레이터 인증기술 관련 보고서[8]에 따르면 현재 국내 기술력은 설계/개발 70%, 제조 90% 수준으로 독자개발이 가능한 수준에 이르렀지만, 인증기술에 대해서는 상대적으로 낮은 35%로 수출을 위해서는 BASA가 체결된 해외의 인증이 필요한 실정이다.

Table 3. Current Status of Simulator Certification Technology in Korea [6-8]

	Criteria	CFR Part 60	Domestic rule	Remark
FTD	General	○	×	No domestic rule on rotary simulator
	Quantitative	○	×	
	Qualitative	○	×	
FFS	General	○	○	Little details specified for domestic rule
	Quantitative	○	○	
	Qualitative	○	○	

국토교통부에서 규정한 비행시뮬레이터 인증기준 현황은 Table 3과 같다. 국내 평가 및 지정기준은 비행시뮬레이터의 등급에 따라 일반요건, 정량적 평가요건, 정성적 평가요건 등으로 구분되어 있으며, 이는 FAA의 기준과도 유사한 구성을 가진다. 그러나 ATD의 경우 국내 평가 기준이 규정되어 있지 않으며 FAA의 경우 AC 61-136에서 Basic ATD, Advanced ATD 관련 평가기준을 제시하고 있다. FTD의 경우 국내의 경우 고정익 항공기 시뮬레이터에 관한 기본적인 요건만 갖추었을 뿐, 회전익 항공기 시뮬레이터에 관한 FTD 평가 및 인증기준은 규정되어 있지 않다. 다행히도 FFS 인증 기준은 국내에서도 일부 갖추어져 있지만 Windshear 훈련 등 세부적인 항목들에 대한 평가기준은 규정되어 있지 않다. 이처럼 현재 규정된 FFS와 FTD의 국내 인증기술은 FAA의 인증기준에 비해 미흡하여 FAA의 14 CFR Part 60 평가기준에 맞추어 보다 체계적인 국내 인증체계 개선이 필요한 실정이다.

다음 절에서는 현재 운용중인 헬리콥터 시뮬레이터의 국내외 기술수준과 사용된 주요 비행동역학 모델 및 제어기 설계 기술 현황을 살펴본다.

2.2 헬리콥터 시뮬레이터 기술 현황

2.2.1 국내외 헬리콥터 시뮬레이터 현황

비행 시뮬레이터는 음향, 모션, 시각, 역학적 모델, 조종석 등 다양한 소프트웨어 및 하드웨어의 집합체이다. 때문에 거의 모든 시뮬레이터 제작업체는 하나의 독립된 업체가 아닌 대표업체를 기준으로 각 분야의 여러 업체와 공동으로 개발 및 생산하는 구조를 가지고 있다.

국내 한국항공우주연구원(KARI)은 미국 ART(Advanced Rotorcraft Technology, Inc.)에서 개발한 FLIGHTLAB 모델링 툴을 기반으로 2007년 KA-32T의 Level C급을 충족시키는 시뮬레이터 모델 및 환경을 개발했다[9,10]. 국내 항공기 제작 및 수출업체인 한국항공우주산업(KAI)에서는 NASA의 회전익 항공기 기초 모델인 GENHEL을 기반으로 2012년 FAA Level D급 한국형 헬리콥터인 수리온(KUH-1) 시뮬레이터를 개발하여 논산 육군항공학교에 배치하였으며, 2019년 같은 기술 수준의 상륙기동 헬리콥터 마린온(MUH-1) 시뮬레이터를 포함 해병훈련기지에 배치할 예정이다[11].

유럽의 경우 스페인 마드리드에 위치한 Entrol 회사는 NASA의 GENHEL 모델을 기반으로 FTD 6, FFS Level C 수준의 EC135 시뮬레이터를 개발했으며, 이는 2014년 일본 고베에 배치되어 운용되고 있다[12-14]. 프랑스에 위치한 Thales 회사는 NASA의 ARMCOP 모델을 기반으로 FTD 7, FFS Level D급의 AW-139 시뮬레이터를 개발했으며, 호주의 브리즈번 공항에 배치되어 운용 중이다. Thales 회사는 미국의 CAE의 협력업체로 유사한 기술수준을 보유하고 있는 것으로 알려져 있다[15,16].

미국의 경우 캐나다에 위치한 CAE 회사는 FTD 6, FFS Level D급 시뮬레이터를 개발했으며, 이는 2001년 이탈리아와 2008년 미국에 배치되어 운용중이다[17]. 또한, 미국 일리노이 주에 위치한 FRASCA 회사[18]는 FTD 7, FFS Level D급의 시뮬레이터를 개발하여 2014년 중국과 2015년 미국 'Air Evac Lifeteam'에 배치했다. 미국의 경우 많은 회사들이 ARMCOP 모델[19]을 기반으로 시뮬레이터를 개발하였다.

결론적으로 항공 선진국가인 유럽과 미국의 비행 시뮬레이터 기술 수준이 현재 FAA 최고 수준인 FTD 7, FFS Level D인 것을 감안할 때, 국내 헬리콥터 시뮬레이터 개발 기술력은 시뮬레이터 시장에서 경쟁력 있는 수준까지 왔다고 판단할 수 있다. 다만, 시뮬레이터의 핵심 중 하나인 비행역학 모델은 미국에서 개발된 GENHEL, ARMCOP 또는 FLIGHTLAB 모델링 툴을 기반으로 하고 있어 모델링 기술의 국산화가 필요한 실정이다. Table 4는 한국, 유럽, 미국 등에서 개발된 주요 시뮬레이터의 기초 모델과 배치 현황 및 기술 수준을 정리한 표이다.

2.2.2 헬리콥터 시뮬레이터 모델링 발전과정

1963년 Toler와 McIntyre는 변형된 블레이드 깃 요소 방법(Modified Blade Element Approach)으로 공기역학 방정식을 만들어 헬리콥터의 운동방정식을 정의하였다[20]. 이 운동방정식은 전진비행, 방향 전환, 고도에 따른 효과변화, 지면효과, 메인로터에서의 공탄성 효과 등을 포함했다. 이 운동방정식은 조종입력과 헬기 운동 관련 주요 상태변수들의 관계를 정의하였기 때문에 이후에 아날로그, 디지털, 하이브리드 시뮬레이션 시스템에 적용하기 적합했다.

Table 4. Examples of Helicopter Simulators

Name	Image	Country (Company)	Model	Control	FAA certification	Location (Year)
KA-32T		Korea (KARI)	Based on GENHEL (using FLIGHTLAB modeling tool)	Attitude Hold, Altitude Hold, Hover Hold, Integrated Flight System(IFS)	Level C (unofficial)	KARI (2007)
KUH-1		Korea (KAI)	Based on GENHEL, (including Glauert's flow model, flapping effect, ground effect, vibration effect)	Roll/Pitch/Yaw SAS, Roll/Pitch/Yaw Attitude Hold	Level 7 Level D	Nonsan, Korea (2012)
MUH-1						Pohang, Korea (2019)
EC135		Europe (Entrol)	Based on GENHEL, (including flapping effect, ground effect, dynamic inflow model)	Yaw/Roll SAS	Level 6 Level C	Kobe, Japan (2014)
AW-139		Europe (Thales)	Based on ARM COP, (including flapping effect, ground effect)	SAS, Attitude Hold in pitch/roll	Level 7 Level D	Brisbane Airport, Australia (2016)
AW109		USA (CAE)	Based on ARM COP, (including flapping effect, ground effect)	SAS, Attitude Hold in pitch/roll	Level 6 Level D	Sesto Calende, Italy(2001)
AW-139						Morristown, USA (2008)
AS350 B2		USA (FRASCA)	Based on ARM COP, (including flapping effect, ground effect, vibration effect)	SAS, Attitude Hold, Altitude Hold, Heading Hold	Level 7 -	China (2014)
Bell-206L						Air Evac Lifeteam, Missouri, USA (2015)

LRC(Langley Research Center)는 이 운동방정식을 이용해 RTS(Real Time Simulation) System 개발을 시도했는데 당시 컴퓨터 계산능력의 한계로 다소 무리가 있었다[21]. 하지만 SABPIF(Second-order Adams Bashforth Predictor Integration Formula)를 이용해 1초 32회 계산이 가능해졌고 이 방법을 Sikorsky S-61 헬리콥터의 실시간 상태변수를 구하는데 적용하였다. 이것이 LRC에서 만든 초기의 헬리콥터 시뮬레이터 표본이다.

ARM COP은 LRC에서 만든 시뮬레이션 모델을 기준으로 ARC(Ames Research Center)에서 개발한 초기의 헬기 시뮬레이터이다. 이 시뮬레이터는 6개의 강체 운동, 3개의 로터 블레이드 운동, 메인로터 회전 등 모두 10개의 자유도를 가지고 있었다. 이때 로터 모델은 강체라 가정되었고 로터에 작용하는 힘과 모멘트는 방위각에 대해 반경방향으로 적분하여 계산하였다. 공기역학 모델에 적용되는 받음각과 옆미끄러짐각의 범위는 -15° ~ 15° 이며 그 이상의 각과 실속한

계에 대해서는 일반적인 곡선맞춤 방식을 활용했다. 안정성과 제어분석을 위해서는 간단한 엔진, 거버너, 대기압, 난류 등에 대해 선형화된 동적모델을 사용했다. ARMCOP은 이후 UH-60 블랙호크 시뮬레이터에 적용되면서 많은 보완이 이루어졌다. 더 큰 범위의 받음각과 옆미끄럼각에서의 동체 공기역학모델이 수정되었고, 공기역학이 적용되지 않았던 꼬리로터에 대해서도 수정이 이루어졌다.

Sikorsky 회사에서 개발한 GENeral HELicopter flight dynamics simulation(GENHEL)은 초기 헬기 운동의 분석 및 정비용 시뮬레이션 모델이었다. 이후 ARC에서 프로그램을 개선하여 UH-60 블랙호크의 자율비행 시뮬레이션의 기반이 되었다. GENHEL의 기초 모델은 6자유도 강체모델이고 로터의 공기역학 모델은 깃 요소 이론이 적용되어 개발되었다. 즉 로터의 모든 힘과 모멘트는 각각의 블레이드에 작용하는 공기력, 질량, 관성 하중 등의 결합으로 표현되었다. 동체의 공기역학모델은 실제 풍동시험 데이터를 기반으로 만들어졌으며, 동체계수는 받음각과 옆미끄러짐각에 대한 Look-up table(비행데이터를 통해 얻음)을 이용해 얻어진다[22]. 메인로터에 대한 Look-up table 사용 예는 Fig. 3에서 볼 수 있듯이 내부 역학적 모델을 통해 먼저 접선속도, 수직속도, 컬렉티브 피치각을 입력으로 생성하고, 생성된 입력에 대응되는 유도속도와 추력, 유도동력을 Look-up table을 통해 실시간으로 생성한다. Look-up table의 활용은 실시간 시뮬레이터를 구현하는 가장 효율적인 방법으로 현재에도 많이 사용되고 있는 방법 중 하나이다.

FLIGHTLAB은 ART(Advanced Rotorcraft Technology, Inc.)에서 1990년 GENHEL 모델에 기초해 상업적 용도로 만들어진 헬리콥터 시뮬레이션 모델링 및 해석 툴이다. 이 소프트웨어는 2001년 와류 공기역학, 유한 요소 구조역학 및 비선형 빔 모델이 추가되었다[23].

FLYRT는 McDonnell Helicopter System에서 개발된 AH-64A의 RTS 모델이다. FLYRT는 GENHEL과는 달리 메인로터 모델 시 Look-up table(특정 입력에 대한 출력 값을 정의)과 같은 방법을 선택했다. 이 접근 방법은 1970년에 실시간 계산을 위해 개발된 계산 방법이었다[24]. 이후 컴퓨터의 능력이 향상되면서 깃 요소 방법의 실시간 구현이 가능해졌고 FLYRT도 깃 요소 방법을 사용한 모델링을 채택하였다. 이러한 모델링 과정에서 BEMAP(Blade Element Model for Apache)라는 이론을 도입하였는데, 이는 GENHEL의 메인로터 모델에 기초하여 깃 요소 모듈을 사용하면서 새로운 트림조건 및 업그레이드된 운동방정식을 채택한 것이다. 또한 실제 비행데이터를 모델링에 반영해 신뢰성을 대폭 향상시켰다.

2000년대로 접어들면서 몇몇 대학에서도 독자적인 헬기 모델링 작업이 이루어졌다. University of Liverpool의 F-B412는 Bell-412 헬리콥터를 모델링한 것이다[25].

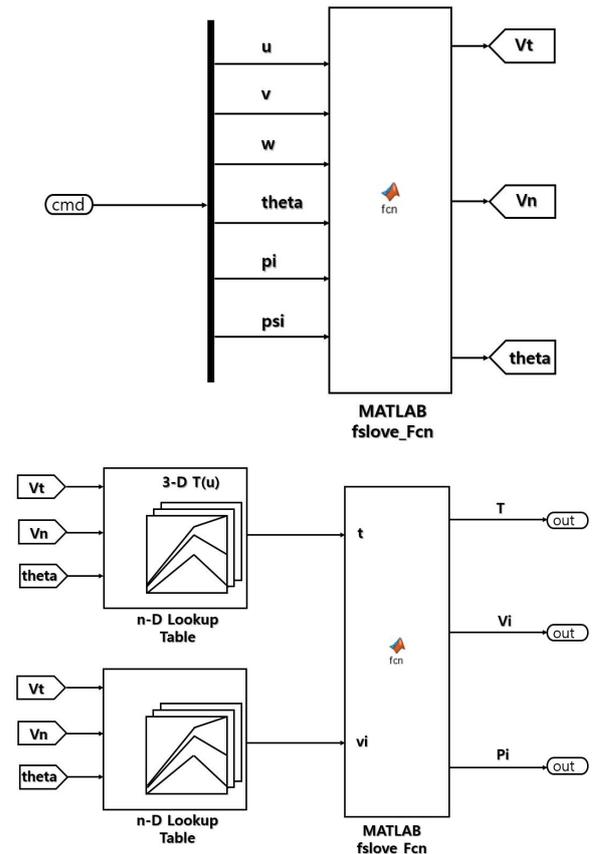


Fig. 3. Calculation of main parameters with respect to a command using look-up tables [22]

이 모델도 깃 요소 방법에 기초하여 메인로터에 강제조건과 관절조건을 적용하고 추가로 블레이드의 flapping 및 lagging 효과를 넣은 모델이다. 비선형적으로 변하는 받음각과 동압, 마하수에 대해 깃 요소를 두 방향으로 나누어 각각 공기역학적 하중을 계산하였다. 동체모델링에는 Panel method 및 Look-up table을 사용하여 받음각과 옆미끄럼각에 대한 동체계수를 얻는다. 꼬리로터의 공기역학 모델은 Bailey의 로터모델을 사용하고 공기유입(inflow) 모델은 PeterHe의 FSDI(Finite State Dynamic Inflow) 모델을 사용하였다.

University of Toronto의 UTIAS는 GENHEL의 모델에 기초하여 Matlab Simulink 환경에서 개발된 UH-60의 모델이다[26]. 메인로터는 깃 요소 방법 사용하였고 공기유입 모델은 PittPeters의 Dynamic Inflow 모델을 사용하고 있다. 꼬리로터는 Bailey의 로터모델을 따르며 동체와 꼬리날개에 대한 힘과 모멘트는 Look-up table을 이용해 결정한다. University of Pennsylvania의 Advanced GENHEL은 GENHEL의 모델에 기반으로 FLIGHTLAB의 모델링 툴을 이용해 만든 UH-60의 실시간 모델이다[27]. ART

Table 5. Evolution of Helicopter Dynamic Modeling for Simulators [28]

Model (Modeling tool)	Blade element method	Rigid blade	Fuselage look-up table	Tail Bailey model	Empennage look-up table	Uniform inflow	Year	Developer
ARMCOP	○	○				○	1980s	NASA
GENHEL	○	○	○	○	○	○	1980s	NASA
FLIGHT LAB	○	○	○	○	○		1990s	ART
FLYRT		○	○	○	○	○	1990s	McDonnell Douglas
BEMAP	○	○	○	○	○	○	1990s	NASA
F-B412	○	○	○	○	○		2000s	University of Liverpool
UTIAS	○	○	○	○	○		2010s	University of Toronto
Advanced GENHEL	○	○	○	○	○		2010s	University of Pennsylvania

(Advanced Rotorcraft Technology, Inc.) 회사에서 제공한 FLIGHTLAB 모델링 툴을 이용하여 MATLAB 환경에서의 시각적인 블록으로 제어를 만들고 수정할 수 있다. Table 5는 초기의 헬기 시뮬레이터가 현대에 이르기까지 신뢰성 높은 실시간 시뮬레이터를 구현하기 위해서 선택된 모델 및 모델링 기술의 변화 과정을 보여준다.

2.2.3 헬리콥터 시뮬레이터 제어기 발전과정

헬리콥터 제어시스템 현황에 관한 2017년 논문[29]에 따르면, 초기 헬리콥터는 기계적 연결을 통해 제어되었지만 디지털 기술이 개발되며 복잡한 기능 지원 및 전력감축에 있어서 시스템 처리품질이 좋은 Fly-By-Wire(FBW)가 적용되었다. 이 기술은 JUH-60A, AH-64D, CH-47B, RAH-66, Bell-205, NH-90, UH-60A 등 대부분의 헬리콥터 시뮬레이터에 적용되고 있다. 현재 헬리콥터 FCS(Flight Control System)는 일반적으로 PID 기반의 피드백을 사용하거나 기존에 개발된 아키텍처를 따르는 모델을 사용하여 설계되고 있으며, 최신 제어 기법으로는 최적 제어(Optimal control), INDI(Incremental Nonlinear Dynamic Inversion), 관측기(Observer) 피드백과 같은 제어기법들이 개발되었다. 이 외에도 LQR/LQG 제어, 적응 제어(Adaptive control), LPV(Linear Parameter Varying) 제어, 슬라이딩 모드 제어(Sliding Mode Control), Backstepping Control, MPC(Model Predictive Control) 등이 활용되고 있다[29].

PID 기반의 피드백 제어기를 사용할 때는 헬리콥터의 동역학적 운동방정식을 직접적으로 고려하지 않고 예상되는 동적 응답을 고려해 PID 제어 이득(gain) 값으로 설정한다. 제어 이득 값은 주로 경험적

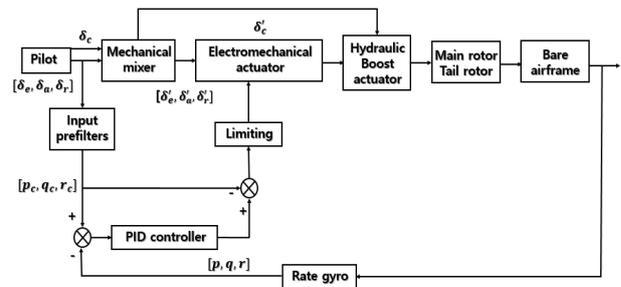


Fig. 4. PID Control Architecture for ARH-70 [30]

으로 얻은 데이터를 이용하며 Look-up table 형식으로 저장되어 사용된다.

Figure 4는 ARH-70 헬리콥터에 대한 PID 피드백 제어 블록 다이어그램이다. 그림에서는 조종사의 입력에 대해, 헬리콥터 각속도 출력(Rate gyro 출력)을 피드백해서 헬리콥터의 자세를 제어하도록 설계되었다[30]. Mechanical mixer 블록은 피치와 롤의 동적 간섭(coupling) 현상을 제거해주며, 제한(limiting) 블록은 구동기 입력이 일정 한계를 초과하는 것을 방지해준다. 다수의 비행시험을 통해 ARH-70의 PID 제어 이득 값이 최적화되었지만, 고전적인 PID의 여러 문제점(시간에 따라 변화하는 외란 및 시스템 상수들에 대한 대응에 취약 등)으로 인해 제어에 한계가 있었다.

모델추종제어(Model-following control)는 대체로 명령추종과 동적 역변환(Dynamic inversion)를 통해 수행되며 이 제어방법은 현재 헬리콥터 FCS설계에 많이 쓰이고 있다[31]. 일례로 2005년에 시콜스키 회사의 연구원들은 ADS-33에서 요구하는 비행성을 만족시키는 모델추종제어기법을 개발하였다[32]. 개발된

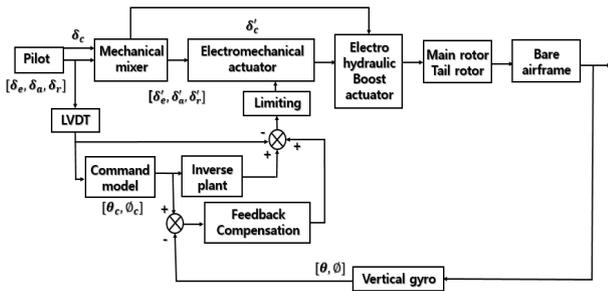


Fig. 5. Model-following Control Architecture for UH-60A [32]

기법은 비행시험 테스트 결과 바람 및 난기류에 작동할 때에도 잘 동작하는 것으로 확인되었다. Fig. 5의 UH-60A 제어 시스템에서 알 수 있듯이, Inverse plant 블록을 통해 동적 역변환 혹은 피드백 선형화가 수행되고 Feedback compensation 블록을 통해 외란 보상 및 플랜트 안정화가 이루어진다[32]. 이는 자세유지에 대한 비행성은 향상시키지만, 역변환에 사용된 모델(특히 메인로터 모델)의 불확실성으로 인해 야기되는 문제점들의 해결을 요한다.

헬리콥터의 비선형적인 동작을 선형화시키기 위해 Gain Scheduling 제어도 제안되었다[33]. 이 제어방법은 비행영역을 분할하고 각각의 동작점(trim condition)에서 선형제어기를 설계한 후 적절한 보간법을 사용해 헬리콥터의 부드러운 동작을 전 비행영역에서 달성하는 방법이다. 이 방법은 주로 앞에서 설명한 PID나 모델추종제어와 함께 사용되며 각 동작점에 대한 PID 제어 이득 값 등을 적절하게 경험을 통해 설정해야 한다.

H_∞ 최적 제어는 관심 있는 전달함수(예: 외란에 대한 헬리콥터의 자세 전달함수)의 주파수 응답 크기를 전 주파수 영역에서 최소화시키는 제어기를 설계하는 방법이다[34]. 이 방법은 외란에 강인하며 불안정한 시스템도 Coprime factorization 등의 기법을 통해 안정화시킬 수 있다는 장점이 있다. 하지만 보수적인 제어기 설계로 인해 민첩한 기동을 요구하는 헬리콥터 제어에는 다소 적합하지 못하다는 단점이 있다. Fig. 6은 Bell-205 헬리콥터의 H_∞ 제어 블록 다이어그램이다[35]. 2005년 NRCC Fly-by-wire Bell-205의 비행 시뮬레이터를 위한 LMI(Linear Matrix Inequality) 기반의 H_∞ 제어기가 설계되었으며, 이는 비행 테스트를 통해 그 성능이 검증되었다[36].

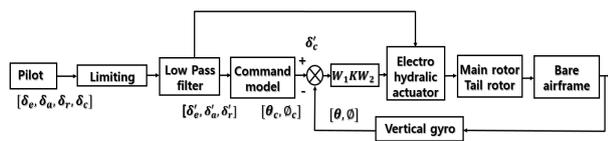


Fig. 6. H_∞ Control Architecture for Bell-205 [35]

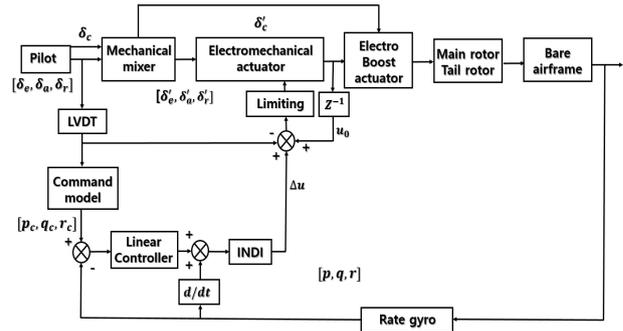


Fig. 7. INDI Control Architecture for AH-64 [41]

헬리콥터 선형 FCS 설계 시 모든 상태변수에 대한 측정값의 획득이 거의 불가능하며 설사 측정이 가능하더라도 많은 경우 비실용적이다. 따라서 측정이 가능한 센서 출력 값을 관측기를 통해 상태변수로 재구성하여 제어기 설계에 활용할 수 있다. 1986년부터 최적 관측기인 칼만 필터(Kalman Filter)가 헬기 종축 선형 제어에 사용되었으며, LTR(Loop Transfer Recovery)과 같은 튜닝 프로세스를 통해 상태변수 피드백 시의 주파수 응답 특성을 점근적으로 복구하도록 하는 제어기 설계도 이루어졌다[37]. 이러한 제어방법으로 상태 추정을 통한 실제 데이터 기반의 제어가 가능해졌으며 비선형적인 시스템의 실시간 제어도 가능해졌다. 일례로 2014년 Hager 등은 피치 추종 능력을 향상시키기 위해 Brunovsky의 차수 감소 관측기를 Rooivalk 공격 헬리콥터에 적용하였고[38], 2015년 Greiser 등은 롤 축 진동을 억제하기 위해 외란 관측기 기반 제어기를 연구용 비선형 헬리콥터 모델인 EC135 ACT/FHS에 적용하였다[39]. 설계된 제어기는 지상 시뮬레이터에서 테스트되었고 실제 비행시험을 통해서도 검증되었다. 대부분의 관측기 설계는 칼만 필터 유형 체계를 사용하고 제어기 성능은 관찰 신호 모델에 크게 의존한다. 많은 경우 다소 단순한 프로세스 및 측정 잡음 모델을 가정하므로 보다 현실적인 잡음 모델에 대한 실시간 상태추정기의 개발이 요구된다.

최근 INDI(Incremental Nonlinear Dynamic Inversion) 기법이 헬리콥터 제어에 적용된 사례들이 보고되고 있다[40]. Fig. 7의 블록 다이어그램에서 보이는 것과 같이 INDI 제어기는 단위 지연 연산자를 사용하여 현재 제어입력 값을 얻은 후 센서를 통해 얻은 측정값을 활용해 제어입력을 수정한다. 이는 모델 불확실성에 취약한 NDI 제어기법의 성능을 상당히 향상시킬 수 있지만, 센서 측정값의 정확도에 그 성능이 크게 영향을 받는다. 2016년 TU Delft와 Boeing Mesa가 공동으로 AH-64D 헬리콥터에 INDI 제어를 적용한 사례가 있다[41].

이외에도 실제 헬리콥터 제어에는 쓰이지 않지만 FCS 디지털 시뮬레이션 수준에서 연구개발 되고 있는

Table 6. Advantages and Disadvantages of Popular Helicopter Controllers

	Advantages	Disadvantages
PID control	No need of helicopter models; being applied to various kinds of helicopters	No effectiveness to parameter changes and helicopter coupling effect
Model-following control	Shaping the dynamic characteristics to a prescribed model; robust to disturbances such as wind or turbulence	Difficulty in identifying good models for time-varying flight conditions due to the main rotor; possibly imperfect dynamic inversion
Gain-scheduling control	Using a set of easily implementable linear controllers (e.g. PID with different gains) for a nonlinear system having time-varying parameters	Difficulty in proving stability for actual nonlinear system, especially during the switching or transition between linear controllers
H_{∞} optimal control	Robust linear control with respect to disturbances or parameter changes	Conservative control design which may degrade the helicopter's maneuverability
Control with observer	Estimation of state variables with possibly few sensor measurements which enables state feedback control	Performance of observers such as Kalman filter highly depending on assumed noise model
INDI control	Dynamic inversion control with its incremental change based on sensor measurements; improving NDI's performance being degraded due to model uncertainties	Requiring reliable sensor measurements
Intelligent control (Fuzzy, ANN, etc.)	Making use of rules having physical meaning to the control designer; no need of accurate dynamical model	Being used only for simulation purposes so far (many implementation issues which need to be sorted out)

지능 제어(Intelligent Control) 방법이 있다. 지능 제어 방법으로는 대표적으로 퍼지 제어(Fuzzy Control)와 인공신경망 제어(ANN; Artificial Neural Networks Control) 기법이 있다. 퍼지 제어는 인간의 사고방식을 모방한 제어방법으로 제어기 설계 시 다양한 요구조건 반영이 용이하며, 정확한 비행역학 모델을 요구하지 않는다. 이러한 제어기 설계의 단순함 때문에 퍼지 제어는 1990년대부터 헬리콥터 제어 시뮬레이션에 사용되어져 왔다. 1996년 Jiang 등은 [42]에서 AH-64 헬리콥터의 자세명령 추종에, Mulgund와 Zacharias는 [43]에서 UH-1H 헬리콥터의 정상 비행영역 이탈 방지를 위한 퍼지 제어를 제안하였다. 2010년대에 들어와서는 퍼지 제어와 H_{∞} 제어를 결합하여 UH-60A 헬리콥터가 ADS-33D Level 1의 비행성을 만족할 수 있도록 한 연구결과도 보고되었다[44,45].

인공신경망 제어는 정보 처리를 위해 자체 학습 및 적응이 가능한 뉴런으로 구성된 분산 병렬 계산 시스템을 활용하는 제어기법이다. 이 제어기법은 오프라인(off-line)에서 훈련이 된 비행영역에 대해서는 온라인(on-line)에서 제어기 실행 시 요구되는 계산량이 적어

실시간 제어에 많이 사용되고 있다. 1997년 Kim과 Calise는 Lyapunov 안정성을 기반으로 하는 신경회로망훈련 알고리즘을 개발하였다[46]. 이후 Leitner는 헬리콥터의 명령 추종 능력을 향상시키기 위해 신경회로망 기반 적응제어 알고리즘을 개발했으며[47], 2004년 Sahani 와 Horn는 신경회로망을 기반으로 헬리콥터(UH-60A)의 비행영역보호 알고리즘을 개발했다[48]. 하지만 이러한 지능 제어기법들은 아직 헬리콥터 시뮬레이터 수준에서 적용되고 있으며 실제 헬리콥터에 적용되기 위해서는 구현 시 발생하는 여러 문제들(예: 훈련되지 않은 비행영역에서의 제어)이 해결되어야 한다. Table 6은 앞에서 소개한 제어방법들의 장단점을 정리한 표이다.

2.3 헬리콥터 시뮬레이터 향후전망

2.3.1 헬리콥터 모델 독자개발 필요성

FAA D급 수준의 시뮬레이터 개발을 위해서는 해당 기체에 대한 신뢰성 있는 모델링이 수행되어야 한다. 이러한 수준의 모델링은 실제 기체의 비행데이터를 기반으로 설계되기 때문에 국외 개발 항공기에

Table 7. Domestic Helicopter Market [49]

(Unit : Million USD)

	2015	2016	2017	2018
KUH and variants	583	752	571	643
LAH/LCH and variants	-	59	89	130

대한 정확한 모델링은 매우 어렵다. 따라서 시뮬레이터 모델을 설계하기 위해서는 해당 기체에 대한 독자개발이 선행되어야 한다. 다행히도 국내에서는 2012년부터 KUH(한국형 다목적 헬리콥터; 수리온)를 독자 생산해 운용중이며, 또한 Table 7에서 보는 것과 같이, 산업통상자원부와 방위사업청이 공동으로 주관하는 노후헬기 교체를 위한 소형 무장헬기(LAH; Light Armed Helicopter) 및 소형 민수헬기(LCH; Light Civil Helicopter) 사업 등으로 헬리콥터 생산 규모가 증가추세에 있다. 따라서 KUH를 기반으로 보다 신뢰성 있는 헬리콥터 시뮬레이터 개발 및 그 인증체계 개선을 위한 노력을 경주해야할 것이다. 이러한 노력은 해외의존도가 매우 높은 헬리콥터 비행 성능해석 툴(CAMRAD-II[50], Dymore[51], RCAS[52], CHARM[53], FLIGHTLAB[54])의 사용으로 인해 소비하는 막대한 비용을 절감하는데 크게 기여할 것으로 보인다.

2.3.2 다양한 비행 상황의 모델링

비행훈련시뮬레이터는 교관석에서 주어지는 기본적인 자유비행 임무뿐만 아니라 결빙, 실속, 낙뢰에 의한 구조결함 등 이상비행상태에 대한 다양한 훈련을 추가적으로 수행할 수 있다. 이러한 효과들을 시뮬레이터 내에서 모의하기 위해서 각 상황에 대한 추가적인 모델링 되어야 한다. 이와 같은 추가적 모델링은 예기치 못한 상황에 대한 조종사의 안정적 대처와 인증체계에서 요구하는 조건에 대한 헬리콥터 성능의 부합도 등을 평가할 때 매우 유용하다. 일례로 2016년 3월 KUH는 결빙 및 낙뢰에 관한 비행 안전성을 확보하지 못하여 FAA 감항 검사를 통과하지 못했다[55]. 따라서 결빙, 낙뢰, 구조결함 등으로 인한 항공기(블레이드, 동체 등)의 공기역학적 특성 변화를 정확하게 모델링함으로써 시뮬레이터를 통해 항공기의 비행 성능을 예측하고 필요하다면 기존 항공기 설계를 개선할 수 있도록 하는 것은 매우 중요한 연구 분야라 할 수 있다.

실제로 결빙의 경우 Figs. 8, 9, 10과 같이 동체의 비행 속도 대비 블레이드 끝단의 회전속도(TSR; Tip Speed Ratio)와 받음각의 조건에 의해 결빙증식의 형태와 그에 따른 공력특성이 달라진다[56]. TSR이

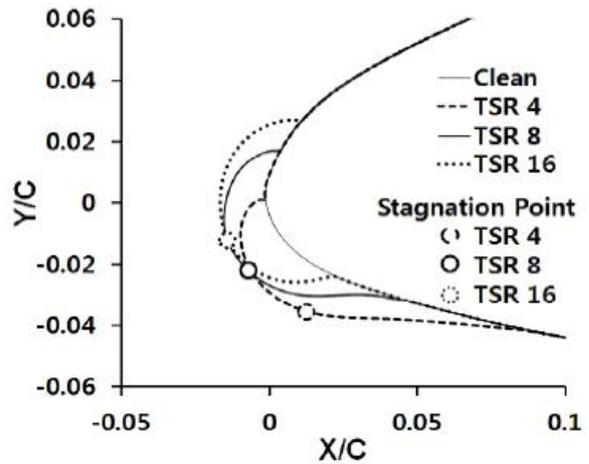


Fig. 8. Effect of Tip Speed Ratio on Shape of Ice Accretion at the Blade Tip [56]

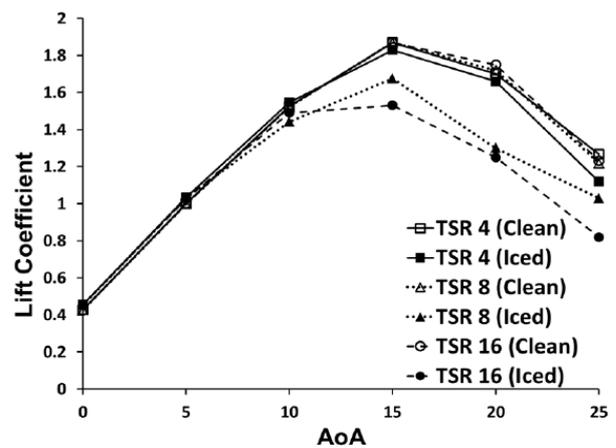


Fig. 9. Comparison of Lift Coefficient Versus Angle of Attack (Clean and Iced) [56]

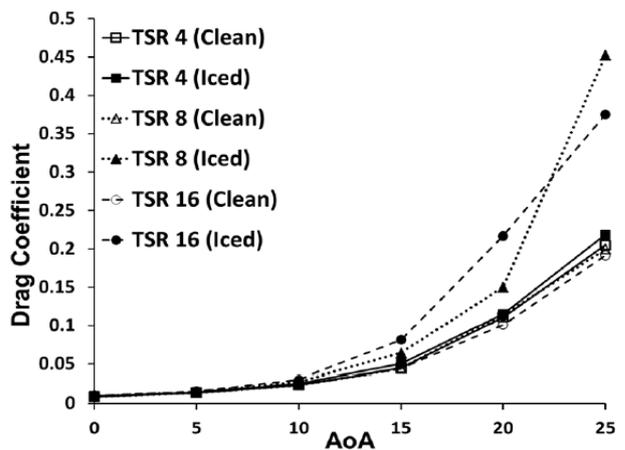


Fig. 10. Comparison of Drag Coefficient Versus Angle of Attack (Clean and Iced) [56]

높아질수록 에어포일 앞전 주변에 축적물이 높아지며 그에 따라 공력성능이 대체적으로 저하되는 것을

알 수 있다. 이와 같은 공력 데이터를 바탕으로 기존의 공력모델에 결빙상황에 대응되는 C_L , C_D 값들을 사용하면 보다 실제상황에 근접한 항공기 시뮬레이션이 가능할 것이라 기대한다. 또한 이러한 모델을 바탕으로 결빙상황에서의 비행제어 성능 평가 및 설계 개선도 가능하리라 예상된다.

2.3.3 국내 인증체계 개선

2.1.2절에서 설명한 바와 같이 국내업체의 시뮬레이터 개발기술 수준은 이미 세계적 수준에 도달해있다. 하지만 설계, 개발, 제조에 비해 인증기술은 부족한 실정이다. 때문에 해외 항공안전협약(BASA)에 따라 FAA 또는 EASA의 인증에 의존하는 실정이다. 고충실도(High-fidelity) 시뮬레이터는 실제 기체의 비행데이터를 기반으로 모델링되기 때문에 독자 개발한 항공기에 한해서만 상위 수준의 인증에 부합하는 모델링이 가능하다. 기체의 수출량은 곧 시뮬레이터 운용에 직결되기 때문에 국내 독자기술의 항공기 개발이 먼저 선행되어야 하며 국내 인증체계 기술의 개발은 효율적인 생산 및 수출에 있어 중요한 항목일 것이다.

2018년 12월 ‘민항기 시뮬레이터 개발 및 핵심 인증기술 개발 보고서’[8]에 따르면, 비행시뮬레이터의 경우 기존의 국토교통부고시 2018-290호의 기본형식을 유지하는 경우, Table 8과 유사하게 구비요건에 따라 회전의 1~3등급으로 구분하며 각 등급은 FAA의 AC 120-40B, AC 120-63에서 제시한 B~D등급의 기준을, FTD의 경우 가~라 (혹은 A~D) 등급으로 구분하며 이는 FAA AC 120-45A에서 지시한 4~7등급의 기준을 제안하고 있다. 그리고 모든 인증 항목에 있어서 미흡한 부분은 2016년 개정된 FAA의 CFR Part 60과 유사하게 변경할 것을 제안하고 있다. 만약 기존의 국토교통부 고시 2018-290호의 기본형식을 유지하지 않을 경우, FAA의 CFR Part 60에 맞게 기본형식의 전면개정이 필요할 것으로 보인다. 또한 현재 ATD에 대한 인증기준은 없기 때문에 FAA AC 61-136를 준용하여 1~3등급으로 규정하는 것이 바람직하다고 판단된다.

시뮬레이터와 비행교육훈련 산업은 항공기 산업과 일체화되고 있는 것이 현 추세이며 향후 10년간 비행훈련시뮬레이터의 수요 및 교육훈련 시장이 증가할 것으로 예상된다. FAA는 FAR Part 141을 통해 비행시뮬레이터를 통한 비행인정시간이 실제 비행의 50%를 넘을 수 없도록 규정하고 있지만 시뮬레이터 기술의 발전으로 신뢰성이 확보된다면 이 비율이 향후 상향될 것으로 예상할 수 있다. 하지만 국내 시뮬레이션 시장 상황은 매우 어려운 실정이다. 국내 최대 시뮬레이터 제작 업체가 국방시뮬레이터 시장이 포화되면서 경쟁력을 잃고 몰락하였으며, KAI와 같이 자체적인 고유인프라 및 고유시장을 갖지 못한

Table 8. Proposal of Domestic Certification Criteria in Comparison with FAA

	FAA	Domestic rule
Aviation Training Device (ATD)	PC ATD	1
	Basic ATD	2
	Advanced ATD	3
Flight Training Devices (FTD)	FTD 4	A
	FTD 5	B
	FTD 6	C
	FTD 7	D
Full Flight Simulators (FFS)	B	1
	C	2
	D	3

국내 시뮬레이터 전문 제작용체는 한계에 부딪히고 있다. 게다가 유럽의 Thales사를 군용시뮬레이터 전문 제작용체인 L-3 Link가 인수합병하고 미국의 CAE사가 Lockheed Martin Commercial Flight Training을 인수합병 하는 등 시뮬레이터 시장이 좁아지고 있는 게 현실이다. 따라서 국내기업이 세계 시뮬레이터 및 교육훈련 시장에서 경쟁력을 갖추기 위해 하루 빨리 인증체계 기술을 확보할 필요가 있어 보인다.

III. 결 론

본 논문에서는 헬기시뮬레이터 인증체계, 기술현황(모델링 및 제어법칙설계 기술), 문제점, 바람직한 개선방향 등에 대해 살펴보았다. 현재 우리나라는 초음속 고등훈련기 T-50, 다목적 헬기 UH-60, 한국형 다목적 헬기 KUH 등 비행훈련시뮬레이터를 개발 및 배치하고 있지만, 시뮬레이터의 핵심기술 중 하나인 비행역학 모델링은 미국에서 개발된 ARMCOP나 GENHEL을 기반으로 하고 있어 독자 모델링 기술의 개발이 절실하다. 또한 인증체계 부분에서 현재 국내 인증기술은 미흡한 부분이 많기 때문에 세계 시장 진입을 위한 발 빠른 대응이 필요해 보인다. 향후 이러한 헬기시뮬레이터 관련 기술개발 시 본 논문이 유용한 정보를 제공할 수 있기를 기대해본다.

후 기

본 연구는 2017 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단의 지원(NRF-2017R1A5A1015311)을 받아 수행되었습니다.

References

- 1) Yoon, S. J., "Current of Aircraft Simulator Technology," *Proceeding of The Institute of Electronics and Information Engineers Spring Conference*, 1998, pp. 172~181.
- 2) Kim, T. H., Yoo, M. G., Kim, S. J., and Hong, S. G., "Implementation of The Helicopter SIL Simulator Based on Realtime Computer for Development of Autonomous Flight Path Following Algorithm," *Proceeding of The Institute of Control and Robotics and Systems Spring Conference*, 2016, pp. 392~393.
- 3) Lee, S. H., Hong, Y. O., Lee, S. G., and Yoon, S. J., "Flight motion modeling for simulation game application," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, April 2003, pp. 1242~1245.
- 4) Jeon, H. S., Jeon, D. G., Choe, H. S., and Choe, Y. G., "Engine Control and Performance Modeling Technique for Helicopter Simulator," *Korea Institute of Information and Communication Engineering*, December 2008, pp. 2239~2246.
- 5) Lee, H. K., Lee, E. Y., Heo, G. B., Jeon, C. W., and Go, J. S., "Development of Flight Evaluation Simulator," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 1996, pp. 157~164.
- 6) Federal Aviation Administration, Helicopter Simulator Qualification, 14 CFR Part 60, 2016.
- 7) Hong, D. G., Approval for Synthetic Flight Trainer 2018-290, Korea's Ministry of Land, Infrastructure and Transport Affairs, 2018.
- 8) Yoon, S. J., et al., "Development of Civil Aviation Simulator and Core Certification Technologies," Final Report, Korea's Ministry of Land, Infrastructure and Transport Affairs, December 2018.
- 9) Jeon, D. K., Jun, H. S., Choi H. S., and Choi, Y. K., "Development of FAA AC120-63 Level C Flight Simulation Model for KA-32T," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, April 2009, pp. 406~412.
- 10) Jeon, D. K., Jun, H. S., Choi H. S., and Choi, Y. K., "Development of KA-32 Real-Time Flight Simulation Model," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, April 2007, pp. 853~857.
- 11) Security Management Institute of Korea, A Study on Actual Condition and Development plan of Defense Simulator, 11-1290451-000026-01, September 2017.
- 12) Pedro, V. M. S., "Helicopter Nonlinear Flight Control Using Incremental Nonlinear Dynamic Inversion," University Tecnica de Lisboa Graduate Paper, October 2011.
- 13) Entrol, S. L., "EC-135 Multiengine Helicopter Simulator," Entrol document H11 FNPT 2 MCC, July 2016.
- 14) Ravindra, J., "Aerodynamic Modeling and System Identification from Flight Data-Recent Applications at DLR," RTO Mission at Tübitak-SAGE, Ankara, Turkey, May 2008.
- 15) European Helicopter Safety Team, Advantages of Simulators (FSTDs) in Helicopter Flight Training, July 2013.
- 16) Thales, AW139 Helicopter Full Flight Simulator Recives Level D Qualification from EASA, Thales Blog News, November 2016.
- 17) Giovanni, B., and Sergio, B., "Results of an A109 Simulation Validation and Handling Qualities Study," NASA Technical Memorandum, May 1989.
- 18) <http://www.frasca.com/frasca-history/> [last visit date : 2018.11.20]
- 19) Larsen, W. E., Randle, R. J., and Popish, L., N., Vertical Flight Training: An Overview of Training and Flight Simulator Technology with Emphasis on Rotary-Wing Requirements, NASA Reference Publication 1373 DOT/FAA/CT-94/83, 1994.
- 20) Toler, J. R., and McIntyre, W., Simulation of Helicopter and V/Stol Aircraft. Vol 1. Helicopter Analysis Report : NAVTRADEV CEN, NAVTRADEV CEN 1205-1, 1963.
- 21) Houck, J. A., Gibson, L. H., and Steinmetz, G. G., A Real-time digital computer program for the simulation of a single rotor helicopter, NASA TM X-2874, 1974.
- 22) Howlett, J. J., UH-60 Black Hawk Engineering Simulation Program, Vol. 1. Mathematical Model, NASA CR-166309, 1981.
- 23) Wayne, J., A History of Rotorcraft Comprehensive Analyses, NASA TP-216012, 2012.
- 24) Harding, J. W., and Bass, S. M., "Validation of a flight simulation model of the AH-64 apache attack helicopter against flight test data," *Proceeding of American Helicopter Society 46th Annual Forum*, Washington DC, 1990, pp. 1309~1325.
- 25) Gubbels, A. W., Carignan, S., and Ellis, D. K., "The NRC Bell-412 Advanced Systems Research

Aircraft-A New Facility for Airborne Simulation," *Canadian Aeronautics and Space Journal*, vol. 46, 2000, pp. 106~115.

26) Haycock, B., and Grant, P. A., "Realtime Helicopter Model with Flexible Main Rotor Blades," *Proceeding of AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference (AIAA 2011-6278)*, Portland, USA, August 2011.

27) Caudle, D. B., "Damage Mitigation for Rotorcraft through Load Alleviation Control," Penn. state University Graduate Paper, 2014.

28) Gu, H. B., Fu, J., and Hu, J. S., Review on Key Techniques of Dynamics Modeling for Helicopter Simulator, *Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, Vol. 33, No. 6, December 2016.

29) Hu, J. S., and Gu, H. B., "Survey on Flight Control Technology for Large-Scale Helicopter," *International Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 2017, No. 1, pp. 1~14.

30) Christensen, K. T., Campbell, K. G., Griffith, C. D., Ivler, C. M., Tischler, M. B., and Harding, J. W., "Flight Control Development for the ARH-70 Armed Reconnaissance Helicopter Program," *Proceeding of American Helicopter Society International 63rd Annual Forum*, 2007, pp. 839~863.

31) Hilbert, K. B., "The Design of a Model-Following Control System for Helicopters 84-1941," *Proceeding of the 17th Fluid Dynamics, Plasma Dynamics, Laser Conference*, Snowmass, USA, June 1984.

32) Tischler, M. B., Blanken, C. L., Cheung, K. K., Swei, S. S. M., Sahasrabudhe, V., and Faynberg, A., "Modernized Control Laws for UH-60 Optimization and Flight-test Results," *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 28, No. 5, 2005, pp. 964~978.

33) Oosterom, M., Schram, G., Babuska, R., and Verbruggen, H. B., "Automated Procedure for Gain-Scheduled Flight Control Law Design," *Proceeding of 18th Applied aerodynamics Conference*, Denver, Colorado, USA, August 2000.

34) Mammar, S., and Duc, G., "Loop Shaping Design : Application to the Robust Stabilization of a Helicopter," *Control Engineering Practice*, Vol. 2, 1993, pp. 349~356.

35) Smerlas, A. J., Walker, D. J., Postlethwaite, I., Strange, M. E., Howitt, J., and Gubbels, A. W., "Evaluating H_∞ Controllers on the NRC Bell 205 Fly-by-wire Helicopter," *Control Engineering Practice*,

Vol. 9, No. 1, 2001, pp. 1~10.

36) Prempain, E., and Postlethwaite, I., "Static H_∞ Loop Shaping Control of a Fly-by-wire Helicopter," *Automatica*, Vol. 41, No. 9, 2005, pp. 1517~1528.

37) Hendricks, E., and Holst, J., "An Extended Kalman Filter Applied to Helicopter State and Parameter Estimation," *Proceeding of 13th Atmospheric Flight Mechanics Conference*, Williamsburg, USA, 1986.

38) Hager, L. vS., Uren, K. R., and van Schoor, G., "Series-Parallel Approach to On-line Observer Based Neural Control of a Helicopter System," *IFAC Proceeding Volumes*, Vol. 47, No. 3, 2014, pp. 2545~2550.

39) Greiser, S., "Disturbance Observer-based Control to Suppress Air Resonance for the EC135 ACT/FHS Research Helicopter," *Proceeding of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference (AIAA 2015-0856)*, Kissimmee, USA, January 2015.

40) Simplicio, P. V. M., "Helicopter Nonlinear Flight Control Using Incremental Nonlinear Dynamic Inversion," Master Thesis, Universidade Tecnica de Lisboa, 2011.

41) Pavel, P. V. M., Shanthakumaran, P., Strooma, O., et al., "Development of Advanced Flight Control Laws for the AH-64 Apache Helicopter-Sketches form the Work of TU Delft-Boeing Project in SIMONA Simulator," *Proceedings of the American Helicopter Society 72th Annual Forum*, USA, 2016.

42) Jiang, T. Y., Prasad, J. V. R., and Calise A. J., "Adaptive Fuzzy Logic Flight Controller for Rotorcraft," *Proceedings of the Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, San Diego, USA, 1996.

43) Mulgund, S. S., and Zacharias, G. L., "A Hybrid Neural Network-Fuzzy Logic Limit Protection System for rotorcraft," *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, San Diego, USA, 1996.

44) Dai, J. Y., and Tan, C., "Helicopter Flight Control and Simulation Based on Fuzzy Smooth Switching," *Journal of System Simulation*, Vol. 23, No. 6, 2011, pp. 1273~1277.

45) Dai, J., Tan, C., and Wu, G., "Fuzzy Multi - Model Switching H-infinity Control for Helicopters in a Full Envelop," *Circuits, Systems and Signal Processing*, Vol. 32, No. 5, 2013, pp. 2185~2197.

46) Kim, B. S., and Calise, A. J., "Nonlinear Flight Control Using Neural Network," *Journal of*

Guidance, Control and Dynamics, Vol. 20, No. 1, 1997, pp. 26~33.

47) Leitner, J., Calise, A., and Prasad J. V. R., "Analysis of Adaptive Neural Networks for Helicopter Flight Control," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 20, No. 5, 1997, pp. 972~979.

48) Sahani, N. A., and Horn, J. F., "Neural Network Based Algorithms for Comprehensive Collective Axis Limit Avoidance on Rotorcraft," *Journal of Aerospace Computing, Information and Communication*, Vol. 1, No. 11, 2004, pp. 432~451.

49) Korea Aerospace Industries Association, Production Scale Statistics by Project, 2018, http://aerospace.or.kr/document/mn04/mn04_02.php [last visit date : 2019.03.27].

50) YONHAP NEWS AGENCY, Korea, July 2017, https://news.naver.com/main/ranking/read.nhn?mid=etc&sid1=111&rankingType=popular_day&oid=001&aid=0009410618&date=20170716&type=1&rankingSeq=1&rankingSectionId [last visit date : 2019.03.29].

51) CAMRAD II, Comprehensive Analytical of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics, <http://>

johnson-aeronautics.com/documents/CAMRADIIoutline.pdf [last visit date : 2019.03.29].

52) Dymore, Dymore User's Manual, <http://dymoresolutions.com/UsersManual.html> [last visit date : 2019.03.29].

53) Bir, G. S., Structural Dynamics Verification of Rotorcraft Comprehensive Analysis System(RCAS), National Renewable Energy Laboratory, Feb, 2005, <https://www.nrel.gov/docs/fy05osti/35328.pdf> [last visit date : 2019.03.29].

54) CHARM, Comprehensive Hierarchical Aeromechanics Rotorcraft Model, <http://www.continuum-dynamics.com/pr-charm.html> [last visit date : 2019.03.29].

55) FLIGHTLAB, Finite Element Component-Based Selective Fidelity Air Vehicle Modeling and Simulation Tool, <http://www.flightlab.com/flightlab.html>, [last visit date : 2019.03.29].

56) Park, J. H., and Myung, N. S., "Atmospheric Icing Effects on the Aerodynamic Characteristics and Performance of Wind Turbine Blade," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 2, 2014, pp. 134~143.