

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(8), 731-738(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.8.731

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

HETLAS를 활용한 헬리콥터 비행제어 법칙

Rapid Prototyping 프로세스 설계

양창덕*, 정호채**, 김창주***, 김종섭*, 김철호*

A Design of Helicopter Control Law Rapid Prototyping Process
Using HETLAS

Chang Deok Yang*, Ho-Che Jung**, Chang-Joo Kim***, Chong-Sup Kim* and Cheol-Ho Kim*

Korea Aerospace Industries, LTD.*, Aero Master Corporation**

Department of Aerospace System Engineering, Konkuk University***

ABSTRACT

The rapid prototyping process and development tool which enable the control law evaluation efficiently are needed to minimize the development cycle, cost and risk of aircraft flight control system. This paper describes a development process that integrates the designed control law into HETLAS to evaluate simulation effectively using nonlinear mathematical models. The desktop engineering simulator was developed using HETLAS for the piloted simulation evaluation of a various control modes and the procedure was developed, which quickly integrates the HETLAS into HQS(Handling Quality Simulator) and HILS(Hardware In the Loop Simulation) environments. This paper presents a rapid prototyping process using HETLAS that significantly shortens the integration process of the control law into the nonlinear math model, HETLAS, and allows the control law designs to be quickly tested in the piloted simulation and HILS environments.

초 록

항공기 비행제어시스템의 개발기간, 비용 및 위험도를 최소화시키기 위해서는 비행제어 법칙의 적용 및 시험을 효율적으로 수행할 수 있는 통합개발 도구와 Rapid Prototyping 프로세스가 요구된다. 본 논문에서는 Matlab/Simulink 환경을 통해 생성한 제어법칙 자동코드와 비행동역학 해석프로그램(HETLAS: Helicopter Trim, Linearization and Simulation)과의 연동 절차를 개발하여 시뮬레이션 평가를 효율적으로 수행할 수 있는 환경의 구축에 대해 기술하였다. 또한, 본 연구를 통해 제어법칙의 다양한 모드의 조종사 시뮬레이션 평가를 위해 HETLAS를 이용한 데스크탑 시뮬레이션 환경을 개발하고 조종성 시뮬레이터 및 HILS(Hardware In the Loop Simulation) 시험 환경과 효율적으로 연동하여 시험할 수 있는 절차를 개발하였다. 비행제어법칙 개발과정에서 HETLAS를 중심으로 한 해석/시험 환경을 개발함으로써 반복적인 제어법칙의 설계/해석 및 시험 절차를 효율적으로 수행할 수 있도록 하였다.

† Received : November 27, 2014 Revised : July 1, 2015 Accepted : July 14, 2015

* Corresponding author, E-mail : cdyang@koreaero.co.kr

Key Words : Flight Control System(비행제어시스템), Fly-By-Wire Control System(전자식 비행제어), Rapid Prototyping, HETLAS(Helicopter Trim, Linearization and Simulation)

1. 서론

헬리콥터 전자식 비행제어시스템 기술은 NH-90, UH-60M 및 CH-47과 같은 군용 헬리콥터 및 S-92F와 같은 민수 헬리콥터에 적용되어 상용화되고 있다. 또한 NRC 의 Bell 412 ASRA[1], NASA의 RASCAL[2] 및 HACT[3] 그리고 DLR 의 ACT-FHS[4] 등 헬리콥터의 FBW 시스템 적용을 통해 조종성을 향상하기 위한 많은 프로젝트들이 진행 되고 있다.

전자식 비행제어시스템의 개발과 검증 과정은 그의 중요성 및 복잡성으로 인하여 항공기의 전 개발주기에서 많은 시간과 비용이 소모된다. 따라서 비행제어시스템의 개발 기간 단축 및 비행시험의 소모를 줄이는 것은 항공기의 개발비용과 기간에 많은 영향을 미치게 된다.

최근에는 Matlab/Simulink 및 CONDUIT(CONTrol Designer's Unified InTeface)등의 개발도구를 이용하여 기본적인 제어법칙의 설계 및 해석과 정량적인 기준에 부합하는 제어법칙의 게인 최적화가 용이해졌다. 그리고 근래의 비행제어 시스템은 게인 스케줄링, 모드 전환 로직 및 고장 보상기법 등을 반영한 다양한 제어모드가 사용된다. 이러한 제어모드의 평가는 비행제어법칙의 안정성 검토를 위해 필수적으로 요구된다. 그러나 모드 전환 시의 천이구간 및 항공기 기동에 따른 다양한 스케줄링과 로직의 평가는 Matlab/Simulink 및 CONDUIT과 같은 개발도구를 이용하여 수행할 수 없고, 고-신뢰도를 갖는 비선형 항공기 모델을 적용한 조종사 평가환경을 통해서 가능하다. 이와 같이 비행제어소프트웨어의 개발은 제어법칙의 구조설계, 요구도 만족을 위한 제어게인 최적화, 선형해석, 비선형 시뮬레이션 해석, 조종사에 의한 비행 조종성 평가, 비행조종시스템 주요 구성품을 적용한 HILS(Hardware In the Loop Simulation) 시험평가, 그리고 비행시험에 이르는 절차를 반복적으로 거쳐 이루어진다.

따라서 항공기 전 개발기간/비용 및 위험도를 최소화 시키며 비행제어시스템의 성능 및 신뢰도를 최대한으로 확보하기 위해서는 제어법칙의 적용 및 시험을 효율적으로 수행할 수 있는 통합 개발도구와 "Rapid Prototyping" 프로세스가 필요하다.

참고문헌[5]에서는 UH-60 헬리콥터의 제어법칙을 개선하고 비행시험을 통해서 조종성이 증대됨을 보였다. 여기서 "Picture-to-Code Process"를 통해서 제어법칙 설계에서 비행시험에 이르는 최적화된 절차를 수립 하였다. Matlab/Simulink로 제어법칙을 설계하고, CONDUIT을 이용하여 시간영역 및 주파수 영역의 페루프 해석을 수행하였으며, RIPTIDE(Real-time Interactive Prototype Technology Integration/ Development Environment)를 통해서 실시간 조종사 시뮬레이션 해석을 수행하였다. 그리고 Matlab Real-Time Workshop Embedded Coder를 통해 항공기에 탑재되는 비행 운용 프로그램(OFP:Operating Flight Program) 코드를 생성하였다.

참고문헌[6,7]에서는 Airborne Simulator인 RASCAL(Army/NASA Rotorcraft Aircrew Systems Concepts Airborne Laboratory)을 활용하여 Full Authority FBW (Fly-By-Wire) 비행제어시스템을 개발하였다. CONDUIT을 활용한 제어법칙 설계 최적화, 데스크탑 시뮬레이션 환경인 RIPTIDE와 이를 연동한 HILS 환경인 RASCAL Development Facility, 그리고 시스템 식별(System Identification) 도구인 CIPHER를 이용하여 비행제어 Rapid Prototyping절차를 수립하고 비행제어시스템 개발에 적용하였다. 그리고 ADS-33 MTE (Mission Task Element) 비행시험을 통해서 조종성 향상을 보였다.

한국항공우주산업(주)에서는 ADS-33에서 요구하는 조종성 규격의 해석 및 입증 수단으로 사용할 수 있는 윈도우 워크스테이션 기반의 헬리콥터 비행역학 해석프로그램 HETLAS (Helicopter Trim, Linearization And Simulation)을 개발하였다[8,9,10]. HETLAS는 고 충실도 요소기반 모델링 기법과 비행역학 해석 모듈인 트림, 선형화 및 시뮬레이션 기법을 제공하여 헬리콥터 FBW 시스템 개발 과제의 비행동역학 해석 및 제어법칙 개발에 활용되고 있다.

본 논문에서는 비행제어법칙 개발의 Rapid Prototyping을 위한 HETLAS 개발내용을 다루었다. 제어법칙 개발을 위한 통합해석 도구인 HETLAS의 주요 기능 및 확장성을 고려한 인터페이스 구조를 소개하였다. 또한 제어법칙 연동 해석을 위한 인터페이스 설계, HETLAS를 이용

한 데스크탑 시뮬레이터인 DESH(Desktop Engineering Simulator using HETLAS) 개발내용, 그리고 조종성 시뮬레이터 및 HILS 환경과의 연동 프로세스 개발내용을 소개하였다.

II. 본 론

2.1 HETLAS 비행동역학 모델 및 해석 모듈

FBW시스템과 같은 높은 대역폭을 갖는 비행 제어기의 개발을 위해서는 고-충실도의 수학모델이 요구된다. HETLAS는 고-충실도의 모델링을 위해 Level2의 주로터 모델링 기법과, 선택적으로 사용이 가능한 Level1 및 Level2의 꼬리로터 모델링 기법을 차용하였다[8,9].

기체에 대한 공력모델은 동체 모델과 동체에 수평 및 수직 안정판을 장착한 scale-model 에 대한 풍동 시험데이터 베이스를 활용하였다. 특히, 각속도를 갖는 기동비행해석을 위해 위의 풍동시험 데이터베이스를 활용하여 수직 및 수평안정판의 공력특성을 별도의 테이블로 데이터베이스화하여 사용하였다. 높은 받음각과 옆 미끄럼각에 대한 공력 데이터베이스는 경험식을 이용하여 구성하였다. FBW FCS(Flight Control System) 개발환경에 필요한 비행역학 해석 모듈은 크게 트림해석, 선형화 및 제어입력에 대한 시뮬레이션 모듈 등으로 구분할 수 있다. 이를 위해 HETLAS는 harmonic balance 기법 및 periodic trim 기법을 이용한 트림해석, 미소교란 이론을 이용한 선형화 해석, 4차의 Runge-Kutta 시간적분법 및 RTAM-3 (Real-Time Adams-Moulton) 시간적분법 등을 이용한 시뮬레이션 등의 해석 모듈을 갖추고 있다.

다양한 조건의 해석을 일괄적으로 수행하기 위해 Fig. 1과 같이 설정파일을 이용하여 해석조건을 정의하고 각각의 설정파일을 순차적으로 읽어 들여 해석을 수행하는 batch 해석 환경을 개발하였다[10]. 또한 설정파일에서는 해석 조건 설정과 사용자 편의를 위해서 다양한 명령어를 사용할 수 있도록 개발하였다. 주요한 명령어는 "call", "halt" 및 "connection" 등이 있다. "call"명령어는 서브시스템 모델을 호출하여 정의되어 있는 변수의 값을 변경할 수 있는 기능을 제공하며 (예: call analysis; height = 1000;), "halt" 명령어는 다양한 제어로직의 평가 등을 위해서 시뮬레이션 수행 중 일시 정지시켜 switch 데이터 등의 입력 값을 변경하고 시뮬레이션을 재 수행할 수 있는 수단을 제공한다. "connection"명령어는 SDC(Subsystem Data Connection)파일에 정의된

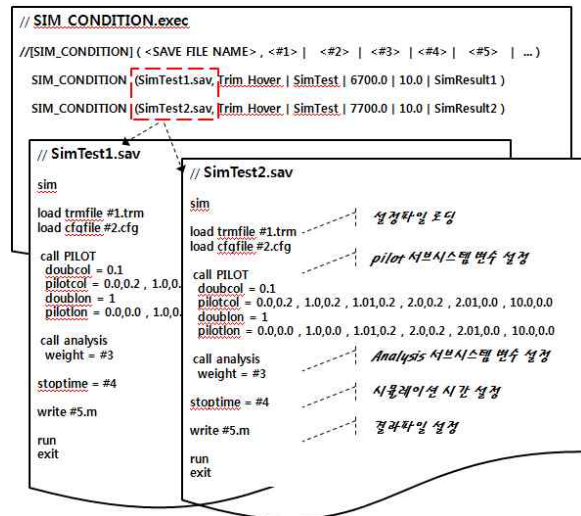


Fig. 1. HETLAS Batch Analysis Environment

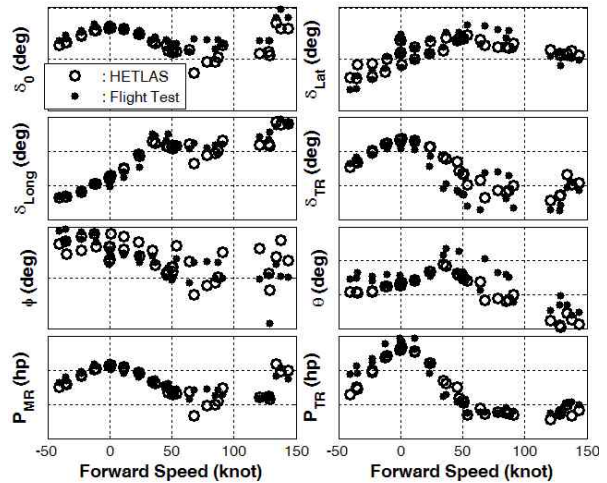


Fig. 2. Comparison of Rectilinear Trimmed Flight Characteristics

데이터 연결 정의를 각각의 설정파일에서 connection 명령어로 재 정의하여 해석을 수행하게 하는 기능이다.

시간영역 시뮬레이션은 트림해석 결과인 *.trm 파일을 로딩하여 수행하도록 함으로써 사용자가 정의한 항공기의 다양한 트림상태로부터 시뮬레이션이 시작할 수 있도록 하였다.

HETLAS 비행동역학 모델의 성숙도를 평가하기 위해 트림비행 해석 및 조종입력 시뮬레이션 해석을 수행하고 대상 항공기의 비행시험 결과와 비교하였다. Fig. 2는 항공기의 정상상태 트림비행 데이터와 HETLAS의 트림해석 결과를 비교한 것이다. Fig. 3은 횡방향 사이클릭의 doublet입력에 대한 과도응답 특성을 비교한 것으로 HETLAS의 해석결과가 대상항공기의 비행특성을

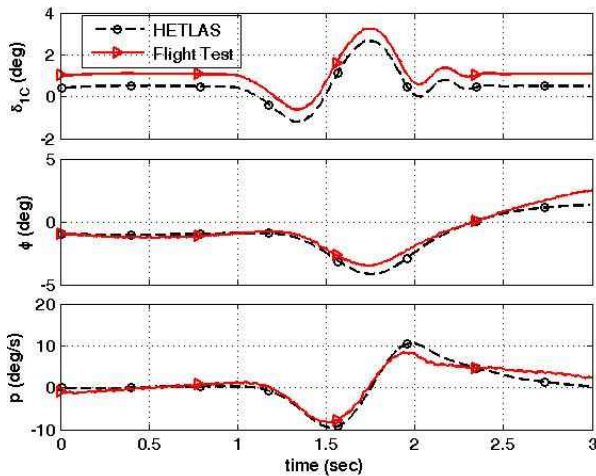


Fig. 3. Comparison of Responses to Lateral Cyclic Doublet Input

상당히 유사하게 묘사하고 있음을 보여준다.

2.2 HETLAS 서브시스템 모듈

항공기의 전체 시스템을 모의하기 위해서 주 로터, 꼬리로터, 동체 및 미익의 기본적인 헬리콥터 수학기모델과 더불어 FCS (Flight Control System), Pilot, Sensor, Actuator 그리고 MFCS (Mechanical Flight Control System) 서브시스템 모델을 개발하였다. FCS 서브시스템 모델은 설계한 제어법칙과 연동하여 조종사 입력 데이터 및 센서 데이터 등의 제어로직 해석 수행에 필요한 데이터를 받아들이고 제어출력을 전달하는 서브시스템 모델이다. Pilot 서브시스템 모델은 조종사의 조종입력을 모의하기 위해서 미리 정의된 사용자 입력을 이용하여 시간에 따른 조종입력을 생성하는 서브시스템 모델이다. 센서 서브시스템 모델은 비행동역학 모델의 해석결과를 이용하여 항공기의 센서에서 발생하는 수정대기속도, 상승률, 대지속도 등의 기본적인 항공기의 운동정보를 모의한다. 그리고 조종성 시뮬레이터 연동 시에는 IG(Image Generator) 영상으로부터 전송받은 지형의 고도 데이터를 이용하여 레이더 고도를 출력하도록 개발하였다. 액추에이터 서브시스템 모델은 항공기의 주로터 및 꼬리로터 액추에이터 전달함수를 이용하여 모델링하였다. MFCS 서브시스템 모델은 헬리콥터의 기계식 조종장치 모델로서 제어명령의 액추에이터 변위로부터 로터 블레이드 각을 계산하여 해석모델로 전달한다 [11]. Fig. 4는 HETLAS의 각각의 서브시스템 모델과 입력데이터의 사용에 대한 전체적인 구조를 보여준다.

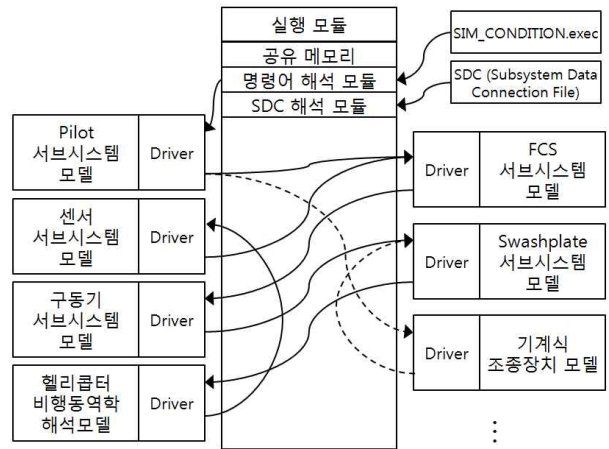


Fig. 4. HETLAS Architecture

2.3 HETLAS 내부 인터페이스 구조

서브시스템 모듈과 HETLAS 메인 모듈과의 인터페이스는 Driver파일을 이용한다. Driver 파일은 구조체 형식의 정형화된 입/출력 매개변수를 갖고 해당 서브시스템 모델을 호출하는 프로그램 파일이다. 이는 SDC (Subsystem Data Connection) 파일에 정의된 서브시스템 모델의 정보를 이용하여 각각의 서브시스템 모델에 대한 파일을 자동화 프로그램으로 생성한다. Fig. 5는 Driver 및 SDC파일을 이용하는 HETLAS의 전체적인 내부 인터페이스 구조를 보여준다. HETLAS 메인 모듈은 Driver파일을 호출하고 Driver파일은 각각의 서브시스템 모델을 호출하는 구조를 설계하였다. 따라서 Driver 파일은 HETLAS 메인 프로그램이 각기 다른 입/출력 매개변수를 갖는 서브시스템 모델들을 동일하고 정형화된 구조로 호출 할 수 있는 수단을 제공해 준다.

SDC파일은 HETLAS에서 서브시스템을 실행하는데 필요한 데이터정보를 수록한 파일로서 입력변수, 출력변수, 변수의 형(data type), 데이터

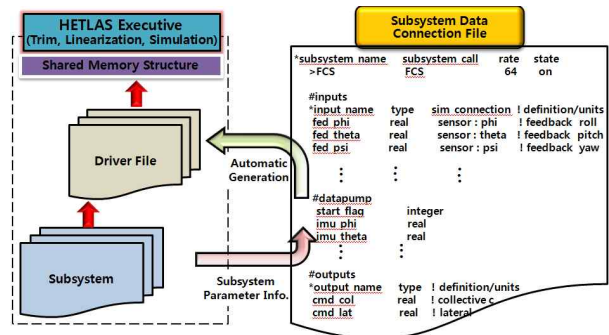


Fig. 5. HETLAS Internal Interface Architecture

흐름정보(입력데이터를 제공하는 서브시스템 이름 및 데이터 이름) 그리고 서브시스템 모델의 실행 주기 등을 수록한 파일이다. 전체 HETLAS 서브시스템 모델의 실행과 관련한 데이터를 SDC 파일을 이용하여 통합 관리 하도록 하였다. 따라서 SDC 파일을 이용하여 Driver파일의 생성뿐만 아니라 시뮬레이션 시 데이터 흐름정보를 관독하여 공유메모리 상에 있는 데이터를 연결하거나, 새로운 서브시스템 모델을 추가하는 등의 절차가 효율적인 구조로 개발하였다.

시뮬레이션 해석 수행 시 HETLAS의 주 실행 프로그램에서는 SDC에 정의된 서브시스템(subsystem name #A, 'sim_connection')의 데이터 연결 정의(input_name #B, "subsystem #C : variable #D")를 관독하여 서브시스템 #A의 입력 변수 #B를 서브시스템 #C의 출력변수 #D로 주입하여 실행되도록 한다.

새로운 서브시스템 모델의 추가는 SDC에 관련 정보를 수록하고 Driver 파일을 생성하여 실행항목에 포함하는 것으로 가능하다.

2.4 제어법칙 연동 구조

현재까지 대부분의 제어법칙 개발 도구와 비선형 비행동역학 항공기 모델은 서로 통합되어 실행할 수 있는 환경으로 개발되어지지 않은 실정이다. 따라서 제어법칙의 조종사 시뮬레이션을 통한 평가는 항상 복잡하고 어느 정도의 시간 소모적인 연동과정이 필요하였다. 본 논문에서는 rapid prototyping 개념을 위해서 이러한 절차를 최소화하고 효율적으로 연동하여 시험 할 수 있는 제어법칙과 HETLAS 간의 연동 절차를 개발하였다.

초기의 기본적인 제어법칙의 개발은 Matlab/Simulink 환경을 통해서 설계하고, 안정성, 제어기의 성능 및 조종성 평가 기준에 부합하는 제어기의 최적화는 CONDUIT을 통해 수행한다. 이렇게 설계한 제어법칙은 Matlab/Simulink의 Real-Time Workshop Embedded Coder를 통해서 자동코드 생성 절차에 따라 "C"코드로 생성한다. 이때 자동코드 생성 옵션에서 "Templates"의 File customized Templates 기능을 적용하여 제어법칙 자동코드와 함께 CLAW(Control Law) interface wrapper 파일을 생성한다. 이를 이용하여 HETLAS 및 탑재소프트웨어와 인터페이스가 가능하도록 하였다[12,13]. Customized Template File에 목적하는 형태의 외부 인터페이스 양식을 정의하고, 이에 따라 입/출력 매개변수 양식을 갖고 자동코드를 호출하는 CLAW interface

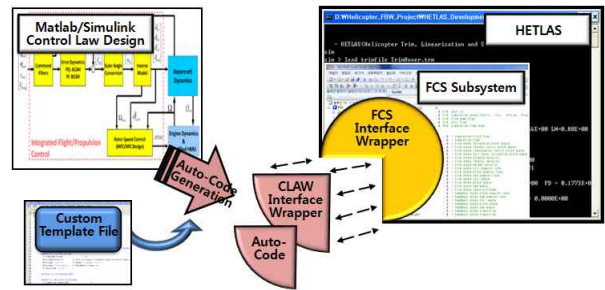


Fig. 6. Integration Concept of HETLAS and Control Law

wrapper를 생성하도록 하였다. 따라서 CLAW interface wrapper는 제어법칙 로직의 변경 또는 개인 수정 등의 제어법칙의 변경에도 정의된 양식의 매개변수 입/출력 구문을 갖게 된다. 이는 반복적인 제어법칙 개발과정에서 동일한 형태로 외부와 인터페이스 할 수 있는 수단을 제공한다.

HETLAS에서는 비행제어컴퓨터의 기능을 모의하기 위해 FCS 서브시스템 모델을 개발하고 Matlab/Simulink에서 생성된 제어법칙 자동코드 CLAW interface wrapper와의 연동을 위해서 FCS interface wrapper를 설계하였다. FCS interface wrapper는 CLAW interface wrapper와의 연동을 고려해 미리 정의한 프로그램 파일로서 Customized Template File에서 정의한 매개변수 양식으로 CLAW interface wrapper를 호출하도록 하였다. 이와 같은 HETLAS의 제어법칙 자동코드와의 연동을 위한 구조 개념을 Fig. 6에 나타내었다.

따라서 제어법칙 설계로부터 비선형 비행동역학 항공기 모델을 이용한 시뮬레이션 해석은 ① 제어법칙 수정, ②자동코드 생성, ③HETLAS FCS 서브시스템 모델에 포함 및 재 컴파일 그리고 ④해석 수행의 절차로 내부프로그램 수정 없이 효율적으로 수행이 가능하다.

2.5 DESH 개발 및 조종성 시뮬레이터 연동 구조

HETLAS는 제어법칙과 통합된 FCS 서브시스템 모델, pilot 서브시스템 모델 및 해석 모듈 등을 이용하여 조종입력 값에 대한 시간영역 시뮬레이션 해석 기능을 제공한다. 제어법칙 설계자는 이와 같은 HETLAS의 시뮬레이션 및 다양한 명령어 기능을 이용하여, 비 실시간 환경에서 설계한 로직의 평가를 수행 할 수 있다. 하지만 비행 조종성, 모드 전환 시의 안정성 또는 자동비행모드 등의 평가는 조종사에 의한 조종 시뮬레

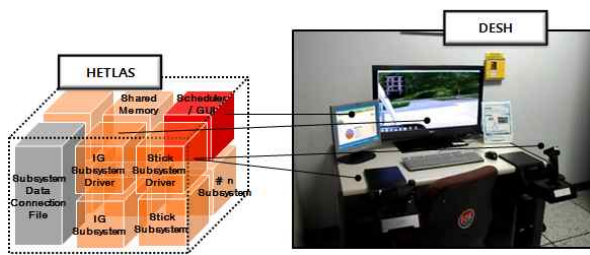


Fig. 7. Desktop Engineering Simulator using HETLAS

이선 환경에서 더욱 직관적이고 효율적이다. 이를 위하여 본 논문에서는 HETLAS의 확장이 용이한 인터페이스 구조를 이용하여 Fig. 7과 같이 데스크탑 시뮬레이터 DESH (Desktop Engineering Simulator using HETLAS)를 개발하였다. 스케줄러 서브시스템을 개발하여 시뮬레이션의 시간 적분 수행 시 지정한 시간 간격으로 각각의 서브시스템 모델이 호출되어 해석이 수행되도록 하였다. 영상 서브시스템 및 조종간 서브시스템을 개발하여 시뮬레이션 환경에 추가 장착하였다. 새로이 개발되는 서브시스템은 HETLAS 인터페이스 구조를 이용하여 SDC파일에 서브시스템 데이터 정보 및 데이터 흐름을 정의하고 Driver 파일을 생성하여 실행 프로그램에 추가함으로써 연동이 수행되도록 하였다.

영상 서브시스템은 상용 시뮬레이션 프로그램인 x-plane을 이용하여 시뮬레이터 화면을 구현하였다. X-plane은 영상시현을 위해 필요한 라이브러리와 함수를 제공한다. 이를 이용하여 동적 라이브러리 형태의 plugin을 생성하고 x-plane에 추가하는 것으로 연동을 수행하였다. HETLAS 영상 서브시스템에서는 UDP통신을 통해서 영상시현을 위한 항공기 데이터를 전송하고, x-plane은 plugin으로 전송받은 데이터를 x-plane 내부 라이브러리 및 함수를 이용하여 시현하도록 구성하였다.

조종간 서브시스템은 상용 조종간을 사용하였다. 실시간 시뮬레이션 환경 상에서 조종사의 조종입력을 받아들여 해석 서브시스템으로 데이터를 전송한다.

조종성 시뮬레이터는 항공기의 형상이 결정되는 설계초기 단계부터 비행시험의 최종단계까지 수행되는 비행제어시스템의 설계, 개발 및 검증 업무에 필수적으로 사용되는 핵심 도구이다. 본 논문에서는 HETLAS 및 DESH를 이용하여 개발한 제어법칙을 실시간 OS(Operating System) 기반의 조종성 시뮬레이터와 연동 할 수 있는 환경을 개발 하였다. 이에 따라 조종성 시뮬레이터를

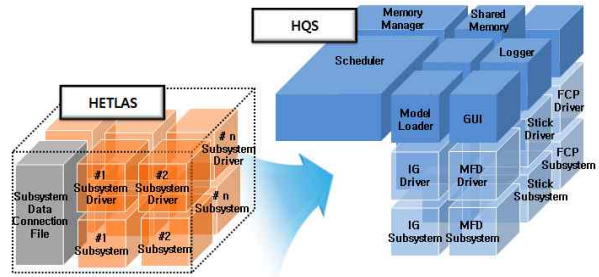


Fig. 8. Integration Concept of HETLAS and HQS

이용하여 비행조건에 따른 안정여유도, 조종성 특성 분석 및 민감도 분석을 수행하여 비행제어 법칙의 유효성 검증을 수행한다.

조종성 시뮬레이터의 내부 인터페이스 구조는 HETLAS와 같이 Driver와 SDC 파일을 이용한 실행 구조로 개발하였다. 제어법칙을 포함한 HETLAS의 FCS 서브시스템, 비행동역학 모델 및 그 외의 서브시스템 모델과 함께 SDC 파일 등의 HETLAS 전체 프로그램 파일을 별도의 수정 없이 조종성 시뮬레이터 환경으로 이동/복사 그리고 재 컴파일 하는 것으로 조종성 시뮬레이터 환경과 연동되어 실행이 가능하도록 하였다. 이때 조종성 시뮬레이터의 실행 프로그램은 HETLAS와 조종성 시뮬레이터의 SDC 파일에 정의된 서브시스템 정보를 이용하여 Driver파일을 다시 생성하고 시뮬레이션 시 데이터 연결을 수행하도록 하였다.

따라서 CLAW interface wrapper를 이용하여 HETLAS의 FCS 서브시스템과 통합된 제어법칙은 별도의 수정 없이 실시간 OS기반의 시뮬레이터 환경에서 조종성 검증이 가능하도록 하였다. Fig. 8는 HETLAS와 조종성 시뮬레이터의 연동 개념을 보여준다.

시뮬레이터 환경으로 적용된 HETLAS 및 제어법칙의 정확성을 확인하기 위해 미리 정의된 다양한 조종사 입력 및 비행조건으로 구성된 체크케이스 시뮬레이션 시험을 수행한다. 체크케이스 시뮬레이션 시험은 각각의 조건에 대한 조종 입력대비 항공기의 동적 반응 변화 추세를 HETLAS의 비실시간 시뮬레이션 해석결과와 실시간 시뮬레이터 환경의 결과를 비교하는 시험이다. Fig. 9는 종방향 사이클릭 스텝 입력의 체크 케이스 결과의 예를 보여준다.

조종성 시뮬레이터는 비행제어시스템이 비행체에 탑재되기 전 그 성능 및 안전성의 검증을 위해 비행제어컴퓨터, 구동장치 및 센서 시스템

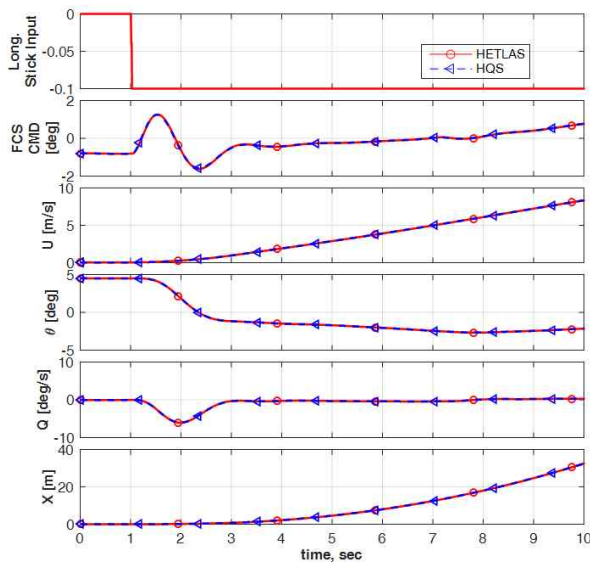


Fig. 9. Check-case Results

등과 같은 비행제어 시스템 구성품과 통합하여 수행하는 HILS 시험의 주요한 요소이다. HETLAS-조종성 시뮬레이터 환경에서 HILS 시험의 수행은 HETLAS SDC파일의 연결을 재 정의하는 것으로 가능하다. 데이터를 SIU(Signal Interface Unit)로 부터 수신하도록 수정하고 소프트웨어로 구현된 서브시스템을 하드웨어 구성품으로 대체하여 수행한다. FCS 서브시스템과 Actuator 서브시스템은 각각 구동장치와, 비행제어컴퓨터로 대체된다. SIU는 AD/DA 컨버터를 이용하여 외부 하드웨어 구성품과 데이터 통신을 수행하도록 하는 장비로서 구동장치 하드웨어의 출력을 HETLAS 동역학 모델로 전달하고 동역학 모델의 동적응답을 비행제어컴퓨터로 전달하는 등의 기능을 수행한다.

비행운용프로그램 및 비행제어 소프트웨어는 비행제어컴퓨터와 통합되어 무결성 검증을 위해 독립시험(Stand-Alone V&V, SAVV), 통합 시스템 시험(Integrated System V&V, ISVV) 그리고 고장모드 영향 시험(Failure Modes and Effects Test, FMET)을 수행 후 비행체에 탑재된다. 여기서 통합 시스템 시험과 고장모드 영향 시험은 HILS 환경을 통해 수행하는 시험으로서 HETLAS-조종성 시뮬레이터 연동 환경을 이용하여 수행된다.

따라서 HETLAS를 이용한 비행제어법칙의 개발은 비선형 시뮬레이션 해석에서부터 데스크탑 엔지니어링 시뮬레이터 DESH와 조종성 시뮬레이터 그리고 HILS의 탑재소프트웨어 환경에 이르기 까지 동일한 제어법칙 모델을 이용하여 시

험/평가를 가능하게 한다. 이러한 제어법칙 개발을 위한 일련의 과정에서 HETLAS를 중심으로 한 연동 프로세스는 비행제어법칙 개발이 효율적으로 수행 되도록 할 수 있다.

III. 결 론

본 논문에서는 HETLAS를 이용하여 제어법칙 개발에 활용이 가능한 rapid prototyping 프로세스를 개발을 소개하였다. Fig. 10은 본 논문에서 개발한 전체적인 비행제어법칙 개발과정을 보여주는 것으로 HETLAS의 트림 및 선형해석을 통해 생성된 선형모델은 Matlab/Simulink 및 CONDUIT환경을 이용하여 요구도를 만족시키는 제어법칙 개발에 이용된다.

선형해석을 수행하여 계인을 선정한 제어법칙은 고 충실도 비선형 모델을 이용한 시뮬레이션 평가를 위해 자동코드로 변환한다. HETLAS는 자동코드로 변환된 제어법칙과 서브시스템의 연동 절차를 제공하여, 간편한 비선형 시뮬레이션 평가를 가능하게 한다.

그리고 HETLAS를 이용한 데스크탑 엔지니어링 시뮬레이터 DESH를 개발하여 비행 제어법칙의 계인 스케줄링, 모드 스위칭 로직 및 고장보상기법 등의 다양한 제어모드의 평가를 효율적으로 수행 할 수 있게 하였다.

또한 본 논문에서는 SDC와 Driver파일을 이용하는 HETLAS 인터페이스 구조를 활용하여 조종성 시뮬레이터 및 탑재 시스템을 시험하는 HILS 환경과 간편하게 연동하는 절차를 개발하였다. 제어법칙 개발을 위한 일련의 과정에서 HETLAS를 중심으로 한 연동 프로세스를 개발함으로써 반복적인 비행제어법칙 개발 및 평가를 효율적으로 수행할 수 있도록 하였다.

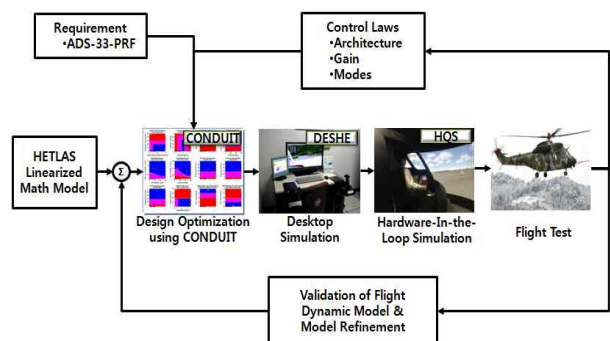


Fig. 10. Control Law Design Process Using HETLAS

후 기

본 논문은 산업통상자원부 산업융합원천기술 개발사업으로 지원된 연구결과입니다[10040188, 조종성 국제규격 (ADS-33)에 따른 헬리콥터 전자식 비행제어(Fly-By-Wire)시스템 기술 개발].

Reference

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) Miller, D.G., et al., "HACT Flight Control System (HFCS) Control Law Overview," American Helicopter Society 58th Annual Forum, Montreal, Canada, 2002.

4) Kaletka, J., "FHS: The New Research Helicopter: Ready for Service," European Rotorcraft Forum, 2003.

5) Mark B. Tischler, Chris L. Blanken, "Optimization and Flight Test Results of Modern Control Laws for the UH-60 Black Hawk," AHS 4th Decennial Specialists' Conference on Aeromechanics, Jan. 2004.

6) Jay W. Fletcher, Igor Cherepinsky, "UH-60M Upgrade Fly-By-Wire Flight Control Risk Reduction using the RASCAL JUH-60A

In-Flight Simulator," AHS 64th Annual Forum, Montreal, Canada, April 29~May 1, 2008.

7) Ernesto Moralez III, Wiliam S. Hindson, Chad R. Frost, George E. Tucker, "Flight Research Qualification of the ARMY/NASA RASCAL Variable-Stability Helicopter," AHS 58th Annual Forum, Montreal, Canada, June 11~13, 2002.

8) Chang-Joo Kim, Chang Deok Yang, Cheol Ho Kim, "Model-Fidelity Validation of the Helicopter Flight Dynamic Analysis Program, HETLAS", KSAS Conference, Apr, 2014.

9) Chang-Joo Kim, et. al, "Development and Application of High-Fidelity Helicopter Flight Dynamic Analysis Program", KSAS Conference, Nov, 2011.

10) Chang Deok Yang, Chang-joo Kim, et. al, "Interface Features of Flight Dynamic Analysis Program, HETLAS for the Development of Helicopter FBW System", 1st Asian Australian Rotorcraft Forum and Exhibition, Feb 12-15, 2012.

11) Chang Deok Yang, et. al, "A Design of the Mechanical Flight Control System Model for the Helicopter FBW Technical Demonstrator Control Authority Switching Simulation", KSAS Conference, Nov, 2014.

12) Seong-jun An, In-je Cho, Chang Deok Yang, "A Process and Tool Development of Auto Generated Code for Fly-By-Wire Flight Control Law", KSAS Conference, Nov, 2012.

13) Seong-jun An, In-je Cho, Hey-jin Kang, "Secure methodology of the autocode integrity for the helicopter fly-by-wire control law using formal verification tool", J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, vol. 42, No. 5, pp398-405, 2014.