

성능해석 모델을 활용한 고양력 제어시스템의 모델기반 설계 및 검증

조현준^{1,†} · 김태주¹ · 김은수¹ · 김상범¹ · 이준원¹

¹한화에어로스페이스(주) 항공우주연구소 우주항공 R&D센터

Model-based Design and Verification of High-lift Control System Using a Performance Analysis Model

Hyunjun Cho¹, Taeju Kim¹, Eunsoo Kim¹, Sangbeom Kim¹ and Joonwon Lee¹

¹Space & Aeronautics Development Center, Hanwha Aerospace

Abstract

The purpose of this paper was to present a model analysis-based design process and verification results for the high-lift control system of aircraft. For this, we used Matlab/Simulink, one of the most widely-used physical modeling tools. The high-lift control system can be divided into three domains. (i.e., Electronic control domain, Hydraulic actuation domain, and Mechanical power transmission domain) Based on this division, we modeled each of the major domains and sub-components, and integrated them to complete the complicated system model. During the development process, each model block was tuned by referring to the results of pre-test and parts acceptance tests. As a result, the entire performance model and the developed system were completely verified, through unit components and system integrated performance tests. Finally, we summarize the process and results applied to the design process of high-lift control system and present future work.

초 록

본 논문에서는 항공기 고양력 제어시스템의 모델해석 기반 설계과정 및 검증결과를 제시한다. 이를 위하여 가장 많이 사용되는 상용 물리모델 툴 중 하나인 Matlab/Simulink를 활용하였다. 고양력 제어시스템은 기능 및 주요 에너지 흐름에 따라 전자제어, 유압구동, 그리고 기계동력전달 도메인의 3가지 도메인으로 나눌 수 있다. 우리는 이에 근거하여 주요 도메인 및 하위 부품 각각을 모델링 한 후 그것을 통합하여 전체 시스템 모델을 완성하였다. 모델링 과정에서 각각의 모델 블록은 자체 사전시험 및 부품의 수락시험 결과를 참고하여 튜닝하였으며, 결과적으로 전체 성능모델과 개발이 끝난 단위 제품 및 전체 시스템은 각각의 제품단위 시험 및 시스템 통합 성능시험을 통해 완전히 검증되었다. 마지막으로 고양력 제어시스템의 개발과정 및 결과를 요약하고 추후 과제를 제시할 것이다.

Key Words : High-lift control system, High-lift actuation, feedback, flight control computer, model-based design, V-model, performance analysis, integrated performance test, system rig test, aircraft, Matlab/Simulink

1. 서 론

본 논문에서는 실제 항공기/전투기의 고양력 제어시

스템 개발 프로세스와 함께 이를 설계, 개발하기 위한 성능해석 모델과 시험결과 등을 제시한다.

고양력 제어시스템은 항공기 2차 조종면으로 양날개 플래퍼론 외측에 각각 부착되어 이착륙 시 날개에 작용하는 항력과 양력을 변화시키는 장치이다. 시스템을 강하시킴으로써 날개 캠버 및 받음각(AOA)이 증가하여 더 깊은 강하각으로 착륙을 가능하게 한다[1,2].

비행 시 외부로부터 외란이 존재하는 상황에서 고양력 제어시스템이 정상적으로 구동되기 위해서는 시스템 레벨에서 그 위치를 직접 제어하는 것이 필요하다. 현재까지 시스템 레벨에서 이를 피드백 제어하기 위한 많은 시도들이 있어왔다[3-8].

본 논문에서는 실제 항공기 또는 전투기에 탑재되는 비행제어시스템과 제어 모델, 그리고 고양력 제어시스템에 대하여 설명한 후 해석에 기반한 개발과정, 그리고 그것의 시험검증에 관하여 설명할 것이다.

한편, 현재 항공기 동력생성 도메인으로서 전기 또는 유압동력 중 어느 것을 활용하느냐의 문제는 적용 항공기에 따라 다르다. 현재 항공기 운용 특성 상 크기와 무게에 비해 동력과 시스템의 응답성이 높아야 하므로 많은 경우 유압을 활용하여 구동 동력을 생성한다. 하지만, 유압도메인 활용 시 환경 문제와 설비, 운용의 편의성 등의 이슈로 민간기의 경우 점차 전기식 동력 생성방식으로 대체되고 있으며, 현재에도 전투기 제외한 많은 민간기의 경우 전기모터를 활용하여 개발 및 생산 중에 있다. 본 논문에서는 전투기 동력생성 방식에 해당하는 유압 동력 방식에 관해 다루며, 그 중 고정 사판식(Fixed displacement) 유압모터가 활용된 고양력 구동시스템 모델을 제시할 것이다.

모델개발 플랫폼으로서 물리적 모델 툴로 널리 알려진 소프트웨어인 Matlab/Simulink가 활용되었다. Matlab/Simulink는 서로 다른 제작업체, 엔지니어들 간의 소프트웨어 협업을 위한 기반(Mockup interfacing) 모델링 툴로서 실제 산업 분야의 기계시스템 개발과정에서 가장 널리 활용되는 개발 소프트웨어 중 하나이다[7,8]. Matlab/Simulink는 서로 다른 소프트웨어 간의 결합을 위한 환경이 잘 갖추어져 있으며, 모델을 모듈화하는 것이 가능하여 모듈화된 모델 블록을 조합하여 결과를 추출하는 것이 가능하므로 개발 협업에 용이하다. 또한 모델 내부를 숨기는 것이 비교적 간단하므로 업체 간 기술보호가 가능하다. 따라서 본 논문에서는 Matlab/Simulink를 활용한 성능 모델을 소개한다.

현재까지의 항공기 개발에서 모델을 주도적으로 설계과정에 활용하는 연구는 종종 있어왔다[9-13]. 하지만, 항공기, 전투기 등 개발 시 방산 기밀성 유지 목적에 의해 항공기 고양력 제어시스템 개발 시 모델과

모델해석을 기반으로 이를 개발프로세스에 주도적으로 활용하고, 그것을 검증하기 위한 시험장비의 개발 및

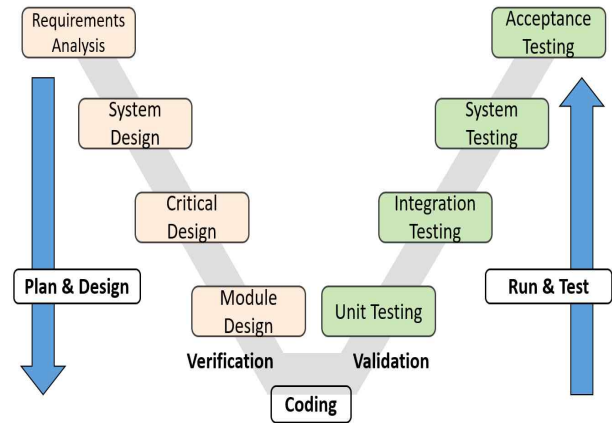


Fig. 1 Development Process based V-Model

시스템 성능시험 결과를 제시하는 연구결과는 거의 발견되지 않는다. 따라서 이 논문의 기여는 다음과 같다.

- 1) 고양력 제어시스템의 개발, 설계 시 물리적 모델을 활용하는 개발 프로세스에 대해 제시한다.
- 2) 고양력 제어시스템의 주요 도메인을 물리적으로 묘사한 모델을 제시하고 상세히 설명한다.
- 3) 실제 시스템 개발 성능시험을 수행하여 모델해석과 비교한 시험 결과를 제시한다.

본 논문에서는 항공기 고양력 제어시스템의 초기모델[7,14]을 확장, 발전시킨 모델을 토대로 실제 시험장비 개발 과정 및 시스템 성능시험을 수행한 결과를 함께 제시한다. 본 논문의 나머지 부분의 구성은 다음과 같다. 먼저, Sec. 2에서는 배경지식 및 시스템 모델 해석에 기반한 개발과정에 대해 간략히 설명한다. Sec. 3에서는 고양력 제어시스템의 전자, 유압, 기계도메인에 대하여 상세히 설명한 후 통합모델을 제시한다. Sec. 4에서는 요구도 설정 및 주요 성능시험 항목들과 각 시험 절차에 관해 간단히 설명한다. Sec. 5에서는 해당 시스템의 성능을 검증하기 위하여 개발된 통합 성능시험 장비와 시험장비 설계 이슈, 시험장비의 생산자-사용자 시험 등을 통한 검증과정에 관하여 설명한다. Sec. 6에서는 성능해석 결과와 실제 제품의 시험결과를 비교하고 설명한다. 마지막으로 Sec. 7에서는 앞으로의 추가 과제에 관하여 설명할 것이다.

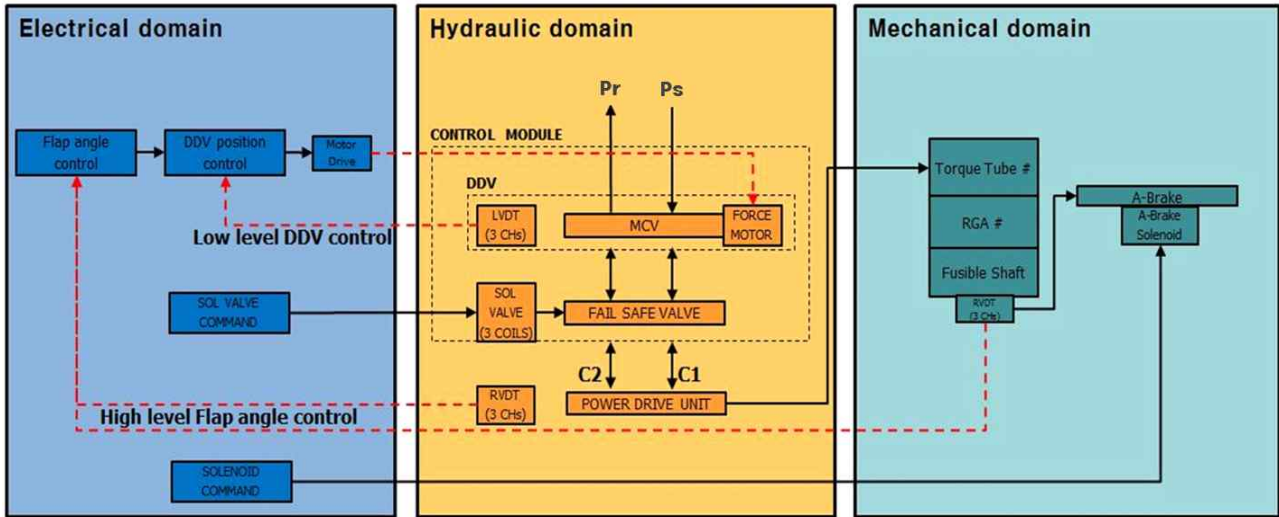


Fig. 2 Multiple Domain of High-lift Control System

2. 고양력 제어시스템 개발

2.1 항공기 고양력 제어시스템

항공기 고양력 제어시스템은 비행 중 외부로부터의 다양한 외란이 존재하는 환경에서 제어가 가능하도록 비행제어컴퓨터(Flight control computer FCC)로부터 시스템 레벨로 제어된다[3,7,14]. 시스템의 상위 레벨 제어(High level control)는 위치 입력에 대해 회전위치를 출력으로 피드백 받아 수행된다. 고양력 장치의 위치를 직접 제어하는데 시스템 끝단에 장착된 RVDT(Rotational variable differential transducer)를 통해 회전 위치가 측정된다. 동시에 고양력 장치를 회전시키는 동력생성장비(Power drive unit)에도 회전위치센서가 추가로 장착된다. 두 개의 RVDT 사이에는 시스템 구동축에 장착된 기어 작동기(Rotary geared actuator)에 따른 위치 및 속도 차이가 존재하므로 그것의 기어 비가 고려되어 실시간 위치 비교하는 과정을 거침으로써 시스템 고장 등에 대응할 수 있다. 만약 두 RVDT 사이의 회전 측정량의 차이가 일정 차이 이상이 발생하면, 비행제어컴퓨터는 안전모드(Safety mode)로 자동 변환된다[7,14].

고양력 제어시스템의 하위 레벨 제어(Low level control)는 원하는 위치로 추종하는 시스템의 속도를 제어한다. MCV(Main control valve)를 통과하는 유량은 밸브의 슬롯(Slot)의 열린 양에 의존한다. MCV 내

부 밸브 스푼(Spool)의 선형 변위와 슬롯의 열리는 양이 비례하고 슬롯 변위에 따라 시스템 속도가 극적으로 변화하므로 MCV 스푼 및 슬롯은 매우 정밀하게 가공되어야만 한다. 일반적인 항공기 슬롯의 제작 공차는 마이크론 단위 수준이다. 한편, 사용자 작동 편의상 위치제어의 오버슈트(Overshoot)가 0에 가깝게끔 설계되어야만 하며, 또한 반응속도가 너무 빠르거나 느리면, 조종의 편의성이 떨어지므로, 완성도가 높은 FBW(Fly by wire) 구현을 위해서는 숙련된 조종사들이 느끼는 가장 편안한 제어 민감성, 반응성 등을 종합적으로 만족할 수 있도록 설계되어야만 한다. 본 논문에서의 전체 제어 구조와 설계 요구도는 각각 Sec. 3, Sec. 4에서 설명할 것이다.

2.2 모델기반 고양력 제어시스템 개발프로세스

고양력 제어시스템은 시스템 엔지니어링 개발 프로우인 V-모델(Fig. 1)을 토대로 개발과정에 활용되었으며, 성능해석 모델은 개발 단계 각각에 활용되었다.

Figure 1에서의 요구도 분석(Requirement analysis)단계는 체계 상위 요구도에 따른 개발 요구도 설정 단계를 가리킨다. 주요 요구도 일부가 Sec. 4에서 서술되었으며, 시스템 요구도 명세서(System item specification)가 산출된다.

요구도가 설정되면 Fig. 1의 시스템 설계(System design) 단계로 들어간다. 이 단계로의 진입을 위해 기본설계회의(Preliminary design review)가 수행되

며, 관련 자료들이 산출물이 된다. 마찬가지로 상세설계(Critical design)단계로의 진입을 위해서는 상세설계회의(Critical design review)가 수행되어야만 한다. 성능 모델은 요구도 분석 단계에서부터 모델 초안이 수립되어 결과를 추출하며, 이 후 기본설계, 상세설계에 이르기까지 튜닝(Tuning)되면서 모든 설계의 확정 및 의사결정 단계에 과정에 관여한다. 구현된 모델 및 해석 결과가 각각 Sec.3과 Sec. 6에 서술된다.

설계 단계가 끝나면 Fig. 1에서의 단위 구성품 제작 및 시험 (Module design & Unit testing) 단계로 들어간다. 이 단계에서는 각 단위 구성품들의 자재명세서(Bills of material, BOM), 도면(Drawing), 조립공정서(Assembly process layout) 등이 산출된다. 성능에 결정적인 영향을 미치는 하위 구성품의 경우 자체적으로 구성품 단위 시험 장비를 구성하여 개별검증하기도 하는데, 이 과정에서 모델이 활용되는 예시로서 참고 문헌[2]을 참고하도록 한다.

시스템 통합시험(Integration & System testing)단계에서는 단위 구성품 별 시험 검증 및 전체 시스템 시험을 준비한다. 이 단계로의 진입을 위해서는 인수 및 인증시험 계획, 절차서 (AT & QT plan, procedure), 시험장비 제작규격서(Test-stand requirement specification) 작성이 완료되어야만 한다. 시험 절차 및 시험장비 제작에 관해서는 Sec. 4-5에서 그 일부를 소개한다.

마지막으로 Fig. 1의 인수시험(Acceptance testing) 단계에서는 양산단계 전 최종 개발 시험이 수행되며, 모든 요구도 만족 여부가 확인되어야만 한다. 인수 및 인증 시험보고서(System AT & QT certification report) 등이 주요 산출물에 해당한다. 시험 수행 시 모델해석이 동반되며, 시험결과와의 차이를 비교함으로써 시험과정의 적절성을 판단할 수 있다. 실험자는 해석 엔지니어와 함께 초기에 시험이 불안정하게 수행될 경우 모델 해석 등을 통해 이상 유무를 판단함으로써 반드시 제품을 미리 보호해야만 한다. 통합시험 결과 성능해석 모델은 최종적으로 튜닝된다. 요약하자면, 고양력 제어시스템 개발과정의 요구도-설계-제작-시험 등 일련의 전 과정에 있어 모델을 적극적으로 활용함으로써 품질향상 및 개발 오류 등에서 비롯되는 시간과 비용을 줄일 수 있었다[15-17].

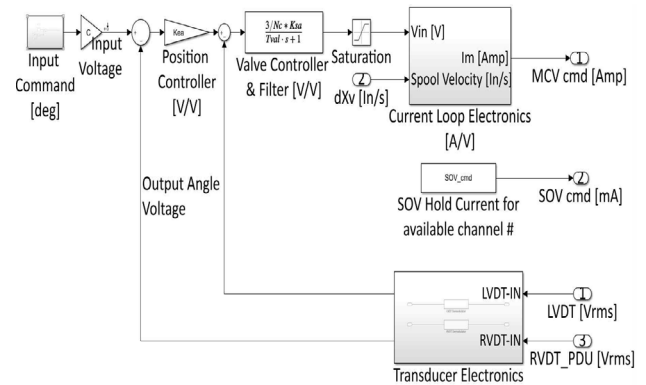


Fig. 3 Electrical Domain Model

3. 고양력 제어시스템 모델

이제 고양력 제어시스템의 모델에 대해 설명한다. 항공기에서 동력 에너지의 흐름은 3개의 멀티 도메인으로 구성되어 있다. 1) 다양한 센서 값을 전달받아 상위/하위 레벨 피드백 제어를 수행하는 전자 도메인; 2) 유압을 공급받아 전자 도메인의 제어 명령으로부터 기계동력을 생성하는 유압 도메인; 3) 생성된 동력을 토크 전달 축에 전달하여 고양력 장치를 회전시키는 기계 도메인이 그것이다. (Fig. 2) Sec. 3.1-3에서 각 1-3) 도메인의 Simulink 모델을 각각 제시, 설명한다.

3.1 전자 도메인 모델

전자 도메인은 비행제어루프에서 내부 고양력 제어 시스템 위치제어를 위한 제어루프이며, 센서 측정 값을 신호 처리하는 도메인이다. 따라서 전자 도메인 모델은 발생 가능한 피크 특성의 노이즈, 리플 제거, 체계 내 고양력 제어시스템에 할당된 한계 전류량, 변조/복조화 등을 구현하며 아날로그필터, 전압 세척레이션 (Saturation) 등을 포함한다. 이를 활용하여 고양력 시스템의 동적거동을 해석하는 동시에 제어성능 향상, 응답특성 개선 등의 목적을 달성할 수 있다. 고양력 시스템의 제어 루프를 포함하는 구조를 루프 클로저 (Loop closure)[2,7,14]라고 하며, 위의 Fig. 3에서 그것의 구조 및 전자 도메인 모델을 확인할 수 있다.

Figure 3의 모델과 Eq. 1의 상수는 위치센서 기어비, 고양력 제어시스템과 토크전달 축에 장착되는 기어 작동기의 기어비 등이 복합적으로 고려된 상수로

$$\begin{aligned}
 & \begin{matrix} GR & GA \\ GR_{vdt} & K_{rvdt} & K_{dem,rvdt} \end{matrix} \quad (1) \\
 & M_{ddv}\ddot{\chi} + B_{ddv}\dot{\chi} + K_{ddv}\chi + F_f = F_m \quad (2) \\
 & F_m = \sum_{i=1}^N K_I \dot{I}_i
 \end{aligned}$$

GR_{RGA} , GR_{rvdt} , K_{rvdt} , $K_{dem,rvdt}$ 는 각각 기어 작동기 기어비, RVDT 기어비, RVDT 분해능 [Vrms/deg], RVDT 복조화 계인을 가리킨다. 상수 C 는 동력생성장비의 회전위치와 고양력 시스템 위치의 회전량 차이를 보상한다. 제어 루프 상에서의 제어 파라미터는 주파수 응답성, 목표 오버슈트, 제어 속도 등을 종합적으로 고려하여 수정, 설계된다. 파라미터 N_C 는 항공기의 삼중채널 구조를 가리키는 것으로 한 채널의 신호전달에 문제가 있을지라도 비행제어컴퓨터에서 입력전류를 변경시키거나, 적어도 특정 범위 이상의 제한 성능이 발휘되게 함으로써 기능상으로 항공기 고양력 시스템 작동에 문제가 없게끔 하게 하는 기능을 구현한다[2,7,14]. 따라서 모델 상에서 N_C 는 항공기의 3개의 동일한 비행제어루프가 병렬 배열을 나타낸다. 참고로 항공기를 포함한 많은 기계제품에서는 1-3 채널 등이 작동할 때의 각각의 경우에 대하여 고장 모드, 고장-안전 모드 등을 정의하여 작동 및 성능 요구도를 다르게 설정하여 시스템을 설계한다.

한편, 전자도메인의 모터 선형변위는 Eq. 2를 따른다. 전기모터와 유량제어장치의 MCV 스푼 변위 χ 는 직결되어 있으며, Eq. 2의 M_{ddv} , B_{ddv} , K_{ddv} , 각각 질량-스프링-댐퍼 시스템으로 모델링하였을 때 유량 제어장치의 슬롯 물리적 파라미터를 가리킨다. 실제 개발과정에서는 실제 질량 및 실험/측정 값을 활용한다. F_f , F_m , K_I 는 각각 유동력(Flow force), 선형모터 힘, 모터 힘 상수를 가리키는데 K_I 는 선형모터의 전류 I 와 F_m 의 관계를 정의하는 통상적인 모터 스펙이다. 모터의 삼중화 구조를 고려해야만 하므로 슬롯 변위 χ 에 작용하는 F_m 은 파라미터 N_C 를 고려하여 Eq. 2와 같이 계산된다. F_f 는 MCV 슬롯 변위 χ 와 유동 입/출력에서의 압력차, 그리고 밸브 상세 형상에 의해 밸브 움직임을 방해하는 반력으로 밸브의 제어를

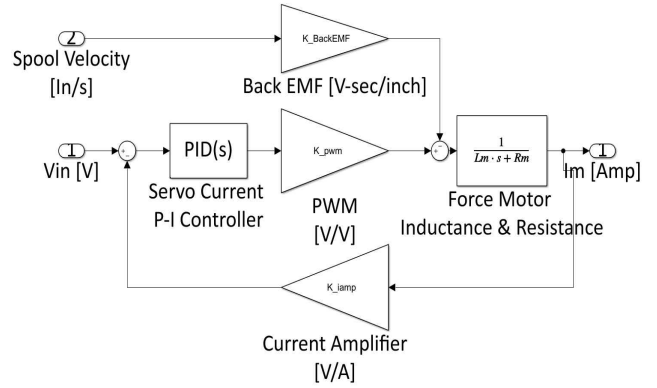


Fig. 4 Motor Current Electronics

어렵게 하는 요소이다. 통상적으로 유동력은 수학적으로 초기 접근할 수 있지만[6,7], 결국 밸브 형상에 따라 값이 극적으로 변화하므로 제작 전 시험 등을 통해 실험데이터를 확보하여 이를 최소화하는 방향으로 설계되어야만 한다[19].

Figure 4는 전자 도메인 내부의 전기모터 구동드라이브 모델이고 저항, 인덕턴스, 포스모터에 모터 구동을 위한 PWM 구동, 역기전력(Back EMF) 발생에 관한 하드웨어 구성을 반영한다.

3.2 유압 도메인 모델

고양력 제어시스템의 유압도메인은 유압에 의해 동작하는 단위 구성품의 집합이며, 전자도메인에서의 선형모터 변위명령에 의해 제어된다. 유압도메인에 해당하는 단위 구성품은 크게 유량제어장치, 동력생성장비이며, 각각 기능적으로 유량을 제어하며, 제어된 유량을 이용하여 동력을 생성한다[2,6].

유량제어장치는 크게 MCV, FSV(Fail-safe valve), SOV(Solenoid valve)으로 구성되며, 동력생성장비는 유압모터, 기어박스, 정지모듈, RVDT 등으로 구성된다. 비행제어컴퓨터는 유량제어장치와 동력생성장비로부터 센서 값을 전달받아 제어명령을 계산한다. 동력생성장비 출력축의 회전변위는 고양력 제어시스템 회전변위와 기어비에 해당하는 비례관계를 가진다. Fig. 5에 유압 도메인을 간단히 도식화하였다.

MCV 슬롯은 선형모터 출력축에 직접 연결되므로 모터 선형변위에 의해 MCV 출력변위가 결정된다. 또한 비행제어 컴퓨터에서 SOV로 일정 전류를 인가함에

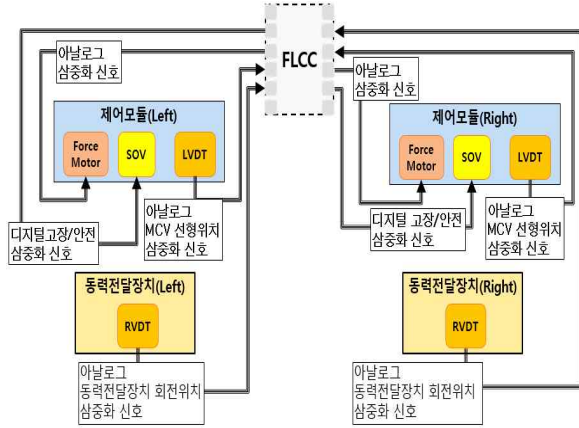


Fig. 5 Electrical Control Interface for High-lift System

따라 FSV의 유로가 열려 유압모터로 유량이 전달되며, 유압모터는 시스템 토크를 발생시킨다. 따라서 고압력 시스템의 성능은 MCV 설계, 즉, MCV 밸브 슬롯 모양, 슬롯-슬리브 간 간극(Clearance), 수압면적, 밸브 길이 등에 의해 결정된다고 볼 수 있다. 참고로 MCV 상세 설계는 서로 다른 도메인 간 에너지 전달 및 보존이론인 결합이론(Bond theory)[20]에 기초한 상용 소프트웨어인 AMESim을 활용하였다. AMESim은 유압에 특화된 프로그램으로 이를 활용한 많은 모델링 및 설계 결과가 존재하는데[21,22], 이 논문에서는 MCV 단독의 설계 및 결과 분석을 위한 AMESim 모델은 다루지 않았다. 한편 MCV 슬롯-슬리브는 오버랩으로 설계하였으며 일반적으로 언더랩 설계는 밸브의 반응성을 높이며, 오버랩은 동작의 안정성이 더 높다[19]. 항공기의 경우 사용자 동작에 의한 미세한 반응성 향상과 안정적인 동작 간 가치 선택(Trade-off)을 고려하여 밸브를 설계한다. 한편, 항공기 MCV의 경우 제작의 어려움에도 불구하고 MCV 슬롯 모양을 사각으로 제작하는데, 이를 통해 유량을 선형적으로 제어할 수 있다[6,19]. 사각 슬롯의 MCV를 포함하는 유량제어장치는 다음과 같이 모델링된다[7].

$$\frac{C_{d,s}C_{d,r}}{C_{s,s}C_{d,r}}(w\chi) \quad 2 \quad \rho \quad P_s - P_r - P_L - P_{loss} \quad (3)$$

$$P_L = (P_{C1} - P_{C2} - P_{loss}) - \frac{\rho}{2} \left[\frac{1}{C_{d,s}} \right]^2 + \left(\frac{1}{C_{d,r}} \right)^2 \left(\frac{Q_L}{w\chi} \right)^2 \quad (4)$$

Equation 3-4의 $C_{d,s}$, $C_{d,r}$, ρ , P_s , P_r , P_L , P_{loss} , P_{C1} , P_{C2} 는 각각 유량, 공급, 리턴유로의 유량계수, 슬롯의 너비, 유체 밀도, 공급, 리턴압력, 밸브 양단에 걸리는 부하압력, 압력손실, 밸브 양단 각각 C1, C2 포트의 압력을 가리킨다. 위 식으로부터 슬롯이 열리는 유량면적 $w\chi$ 가 변위 χ 에 따라 선형적으로 조절되는 것을 알 수 있다. 상세 설계과정에서의 유량 제어장치 설계는 AMESim을 활용하였는데, 관련 내용은 전체 시스템 성능을 다루는 본 논문의 주제에 포함되지 않으므로 참고 문헌[2]을 참고하도록 한다.

유량제어장치에 의해 제어된 유량은 동력생성장비의 유압모터로 입력되면서 모터 양단의 압력 차에 의해 토크 τ_m 가 발생하며 아래와 같이 모델링 되었다[7,14,19]. Eq. 5는 동력생성장비의 발생토크 모델로 D_m , P_L , C_v , μ , θ_m , C_f , P_s 는 각각 유압모터 용적 [in^3/rev], 모터 양단에 걸리는 부하압력, 점성계수, 유체점성, 유압모터의 회전위치, 기계적 마찰계수, 모터 공급압력에 해당한다[19]. 유량제어장치를 통과하는 유량과 동력생성장비를 통과하는 유량은 같으므로 Eq. 3, 6의 유량은 같은 물리량이다.

$$\tau_m = D_m P_L - C_v D_m \mu \dot{\theta}_m - \left. \frac{\dot{\theta}_m}{\theta_m} \right| C_f D_m P_s \quad (5)$$

$$Q_L = D_m \dot{\theta}_m + \frac{C_s D_m}{\mu} P_L \quad (6)$$

$$C_s = \frac{\mu}{D_m} (C_{im} + C_{em})$$

Equation 5의 2, 3번째 항은 각각 점성마찰, 기계마찰에 의한 압력손실로서 점성마찰 압력손실은 점성 값에 직접적으로 비례하여 유온 변화에 따른 압력손실 영향성을 반영한다. 항공기의 경우 MIL-PRF-83282, MIL-PRF-87257을 주로 유압유로 사용하며 유체점성은 온도가 낮아질수록 대수적으로 커지므로 유온이 감소할수록 모터 토크손실이 극적으로 증가한다[19,23]. 따라서 항공기 개발 시 이러한 유온 변화에 따른 성능 영향성이 고려되어야만 운용온도 범위에 따른 최소성을 제시할 수 있다. 또한 위의 식에서 알 수 있듯이 기계마찰손실을 모델링할 때 분모에 속도 항이 있어 시스템이 0에 가까운 속도에 갈 때 불연속점에 의해

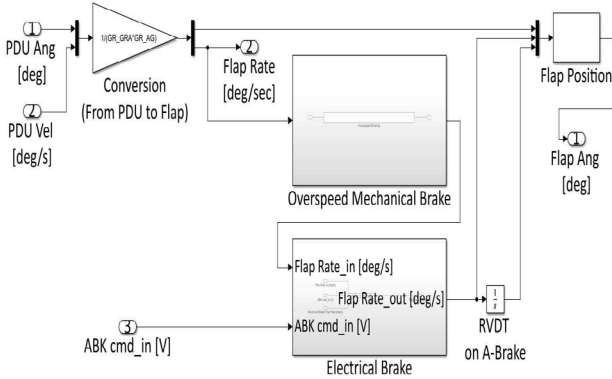


Fig. 6 Mechanical Domain Model Structure

$$\theta_m = GR_{PDU} \theta_{ap} \quad (7)$$

$$\tau_{Flap} = GR_{RGA} (\eta_{RGA}) \times \tau_m \quad (8)$$

발산하거나 피크 특성의 압력손실 양상을 보이므로 이를 실제로 모델링할 때 데드존(Dead zone) 또는 세추레이션[7,19]이 반영되면 견고한 모델을 구축할 수 있다. Eq. 6은 유압모터 회전, 점성에 따른 유량 및 누유계수로서 C_s, C_{im}, C_{em} 은 경험적, 실험적으로 결정되는 총 누유, 내부 및 외부 누유상수이다[7,19].

3.3 기계 도메인 모델

Equation 5의 동력생성장비 출력토크는 고양력 제어시스템의 회전축에 해당하는 동력전달 축을 통해 전달된다. 동력전달 축의 특정 위치에는 동일한 기어비를 가지는 N 개의 기어 작동기가 장착되어 고양력 장치와 동력전달 축을 기계적으로 직접 연결한다.

본 논문의 성능해석에서는 공력에 따른 시스템의 탄성변화는 배제하여 N 개의 기어 작동기 출력 및 회전 각 위치가 강체와 같다고 가정하였다. 이 때, 시스템의 회전위치 및 출력토크는 기어 작동기의 기어비 및 효율에 의해 결정되므로 Eq. 7-8와 같은 관계를 가진다.

$\theta_{Flap}, GR_{PDU}, \tau_{Flap}, \eta_{RGA}$ 는 각각 고양력 시스템 회전위치, 유압구동장치 전체 기어비, 작용 토크, 그리고 기어 작동기 효율에 해당한다. 우리는 고양력 제어시스템 면과 기어 작동기의 기계 도메인 모델을 강체로 가정하여 모델링하였으므로 N 개 기어 작동기는 Fig. 6과 같이 하나로 통합된 기어 작동기로 간단히

모델링하였으며, 만약 기어 작동기 각각의 설계에 관심이 있다면, 작동기 내부 기어설계, 부하에 따른 변형 및 구조적 강도 등을 고려해야만 한다.

4. 고양력 제어시스템 요구도 및 평가

이 장에서는 시스템 주요성능 항목들의 요구도 및 검증 조건을 간단하게 설명한다.

요구도는 항공기 상위 시스템의 성능 요구도, 또는 하위 시스템 간의 우선순위에 의해 결정된다. 예를 들어 항공기 체계의 공력부하 시험에서 부하 데이터를 얻을 때 고양력 제어시스템은 항공기 체계 내구성 수명 요구도 시간 동안 해당 공력부하 하에서 시스템 고장이 발생하지 않아야만 한다. 이러한 기능조건으로부터 최대토크(Stall load), 최대동작부하(Maximum operating load) 요구도 값 등이 결정된다. 또한 포스 모터 전류요구도가 1 Amp라고 가정했을 때 이는 항공기 전력체계로부터 고양력 제어시스템 포스모터에 할당 가능한 전류량일 것이다. 이와 같이 항공기 체계는 체계 단위의 성능해석과 함께 각 하위 시스템 간의 우선 순위를 고려하여 체계 기능 요구도 트리를 구성하여 하위 시스템 요구도를 결정한다. Sec. 4.1.1-4의 본 시스템 주요 요구도는 항공기 체계의 성능해석 및 분석으로부터 비롯된 요구도에 해당한다. 그 외 하위 제품 검증 또한 해석 및 시험 수행되었으나 시스템 성능을 다루는 본 논문의 주제에는 포함되지 않으므로 여기에서는 다루지 않는다.

한편, 방산목적에 근거, 비밀유지를 위해 시험 요구도의 직접적인 수치를 밝히지 않았다. 이러한 이유로 결과의 분석을 위해 문자 A-J를 활용하여 Sec. 4의 시험 항목들의 요구도와 Sec. 6의 해석 및 시험결과 오차를 간접적으로 비교, 분석하였다.

4.1 시스템 주요성능 요구도

4.1.1 무부하속도(No-load Rate)

시스템 무부하인 상태에서 고양력 제어시스템의 무부하 속도를 해석, 시험 검증한다. 동력생성장비 무부하 조건에서 비행제어 위치 입력에 최대입력속도 이하 경사(Ramp) 위치 입력을 가하였을 때, 동력생성장비 엔코더에서 A rpm 이상의 속도가 검출됨을 확인한다.

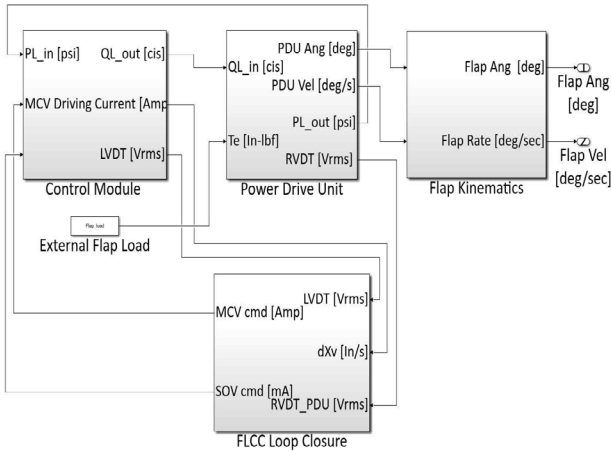


Fig. 7 Overall Model of High-lift Control System

4.1.2 정격속도(Rated Velocity)

시스템 정격하중 B Nm인 상태에서 고양력 제어시스템 정격속도를 해석, 시험 검증한다. 동력생성장비에 B Nm 부하 및 최대입력 속도 이하의 경사 위치 입력을 가하였을 때, 동력생성장비 엔코더에서의 속도가 $(0.65) \times A$ rpm 이상임을 확인한다.

4.1.3 최대토크(Stall Load)

고양력 제어시스템의 최대토크를 해석, 시험 검증한다. 비행제어 위치입력에 최대입력 속도 이하의 경사 위치 입력을 가하면서 천천히 부하를 증가시켜 속도를 서서히 감소시켰을 때, 속도가 0 rpm이 되는 순간에서의 동력생성장비 토크센서 검출 부하가 $(2.01) \times B$ Nm 이상임을 확인한다.

4.1.4 주파수응답(Frequency Response)

시스템 무부하 상태에서 고양력 제어시스템 서보밸브가 동작되고, 루프 클로저의 제어로직이 적용되었을 때, 주파수응답을 해석, 시험 검증한다. 비행제어 위치입력에 특정 진폭의 사인(Sine) 위치입력을 가하였을 때, RVDT의 위치출력 결과가 보드선도의 0.5, 1, 2, 5 Hz의 각 주파수에서 알파벳 C~J로 표현된 요구도 범위 안에 있는 것을 확인 한다.

5. 시스템 성능시험장비 설계

5.1 성능시험장비 운용조건

이 장에서는 고양력 제어시스템 성능시험장비 설계에 대하여 설명한다. 시험은 비행제어 루프 클로저, 유량제어장치, 동력생성장비, 동력전달 축을 대상으로 하였다. 시험장비는 부하의 인가를 위하여 시험 대상물 동력전달 축 끝단으로 부하를 독립적으로 인가할 수 있도록 독립적인 유압공급장비(Hydraulic power unit)를 활용하여 유압이 공급될 수 있도록 설계되었다. 압력, 유량, 온도 등 시험장비 운용 조건은 아래와 같다. 앞서 언급한 바와 같이 유압유 점성의 영향으로 저온 환경에서 더 큰 성능저하가 발생한다[23]. 이러한 이유로 영하 10도 이하의 저온 환경조건에서 유종이 시스템 성능을 결정짓는 중요한 요소가 된다.

Table 1 Operating Condition of Test Stand

	Operating Stand		Load 유압 Stand	
	Supply	Return	Supply	Return
Pressure	3000 (+ 100/0) psig	50 (+ 50/0) psig	3000 (+ 100/0) psig	50 (+ 50/0) psig
Flow	20 gpm Max.		50 gpm Max.	
Fluid	MIL-PRF-83282			
Fluid Temp.	150 ±10 °F			
Ambient Temp.	70 ±30 °F			

5.2 성능시험장비 구성 및 기능

시험장비의 구성은 크게 1)시제 유압공급 스탠드, 2)부하 유압공급 스탠드, 3)제어/계측 콘솔로 구성되며, 시험 대상물은 시제 유압공급 스탠드에 장착된다. 각 시제 유압공급, 부하 유압공급 스탠드는 각각 독립적인 유압을 공급받아 시제와 부하 시스템에 유압을 공급한다. 따라서 유압공급 타이밍 등을 정확히 제어하는 것이 매우 중요하다. 제어/계측 콘솔은 각 스탠드의 독립적인 유압공급을 제어한다. (Fig. 8)

시험 대상물은 유량제어장치, 동력생성장비, 동력전달 축으로 구성된다. 동력전달 축 끝단에는 부하를 생성하는 부하모터가 직결되어있으며, 축의 좌/우 측은 각각 시제 유압공급 스탠드, 부하 유압공급 스탠드 부

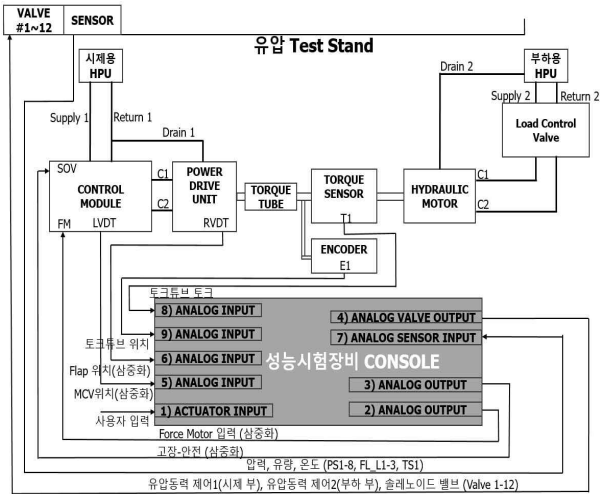


Fig. 8 Performance Test Stand Schematic

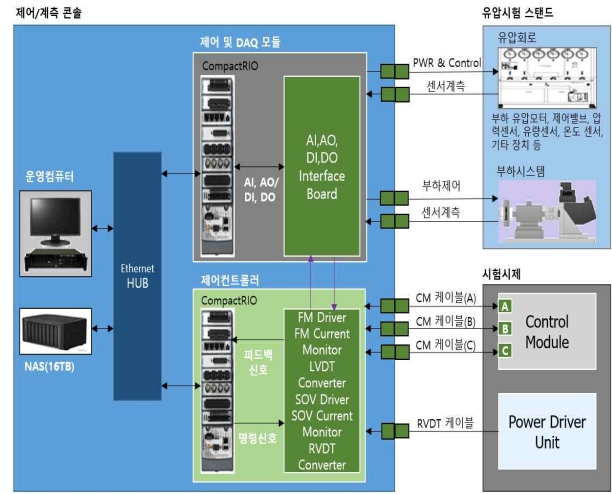


Fig. 9 Test Console Signal Configuration

에 해당한다. 유압 공급, 회수 라인에는 체크밸브가 장착되어 역류를 방지한다.

시제 공급라인에는 유온계가 장착되어 유온을 실시간 체크할 수 있으며 시제 공급, 부하 공급, 유압모터 Drain 라인에는 유량계가 장착된다. 한편 시제 공급/회수, 부하 공급/회수 라인 및 유압모터 인/아웃 라인의 시제 C1/C2, 부하 C1/C2라인에 총 8개의 압력계가 장착되는데, 각 라인별 압력을 체크하는 것은 시험시 장비 고장문제, 시제파손, 오일 누유 등의 여러 가지 문제를 파악하는데 유용하다. 장비의 각 위치 별 압력 데이터의 실시간 모니터링은 데이터를 통한 시험 디버깅에 필수적인 요소이다. 시제 공급압력 라인에는 축압기가 장착되어 발생 가능한 진동, 소음 및 압력 충격을 흡수하며, 장비의 셋업 및 소프트웨어 수정과정에서의 의도치 않은 서지압력을 방지하고자 하는 용도로 사용된다. 축압기의 사용은 볼밸브의 개폐에 의해 사용자가 결정할 수 있도록 설계하였다.

최소 3000 psi 이상의 부하압력(Load pressure)이 시험 대상물에 공급하기 위하여 시제, 부하시스템 부분의 공급/회수 라인에 감압/릴리프(Reducing/Relief) 밸브를 달아 각각 공급압력을 3100 psi로 일정하게 유지시키고, 유압 흐름 시 회수라인의 압력 100 psi를 유지할 수 있게끔 하였으며, 유압제어를 위해 Rexroth사의 솔레노이드 밸브를 사용하였다. Fig. 8 우측 부하시스템 부에는 솔레노이드 밸브와 유량제어 밸브를 장착하여 압력과 유량을 제어하고자 하였다. 한편 동력

$$GR_{GA} \eta_{RGA} I_{Flap} \quad (9)$$

축 끝단에는 고양력 장치 형상에 따른 실제 관성 I_{Flap} 을 축소된 관성체 I 의 탈/장착이 가능하다. (Eq. 9)

Figure 9에서 제어/계측 콘솔의 인터페이스를 확인할 수 있다[24]. 그림에서와 같이 제어/계측 콘솔은 테스트 스탠드로부터의 제어, 센서 신호를 아날로그 입출력, 디지털 입출력 인터페이스 보드를 통해 주고 받는다. 시제로부터의 삼중화 피드백 신호와 제어신호를 독립적인 별개의 보드를 통해 주고 받으며, 이러한 신호들은 통합되어 프로그램 가능한 FPGA인 Compact RIO를 통해 처리된다. 한편, 데이터는 네트워크 기반 저장장치 (Network attached storage, NAS)로 전달되어 데이터를 실시간 저장하며, 비행 제어컴퓨터 루프 클로저 제어루프는 LabView 프로그램으로 구성되어 각 변수의 튜닝이 가능하도록 하였다. 제어루프 속도는 콘솔의 연산속도와 독립적으로 구현하기 위하여 개별의 연산장치를 사용하였다. 본 성능 시험장비 콘솔의 구성 및 설계에 대한 자세한 설명은 참고 문헌[24]을 참고하도록 한다.

5.3 통합 성능시험장비 설계 이슈

앞서 언급한 바와 같이 본 시험장비는 부하시스템 동력생성을 위해 유압동력을 선택하였다. 전기모터를 사용할 경우 장비의 규모나 안전성, 부속설비 등 설비

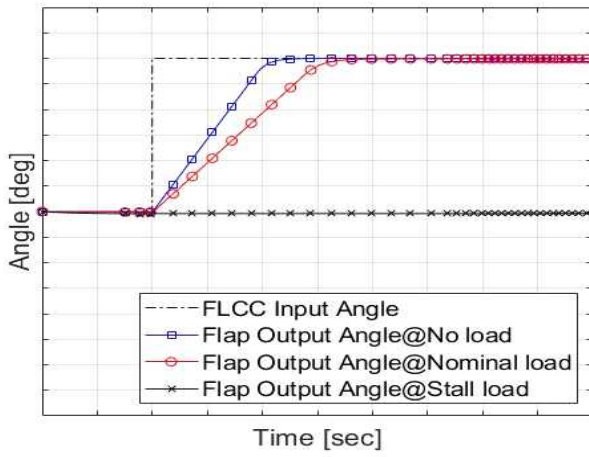


Fig. 10 Simulation Results (High-lift Position @No load, Rated, Stall Load Condition)

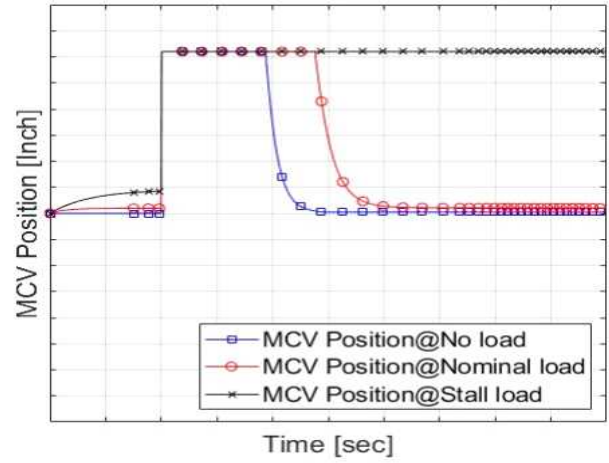


Fig. 13 Simulation Results (MCV Position @No load, Rated, Stall Load Condition)

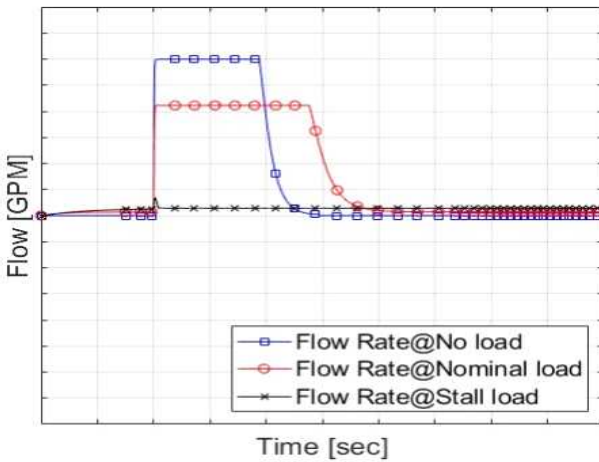


Fig. 11 Simulation Results (Flow Rate @No load, Rated, Stall Load Condition)

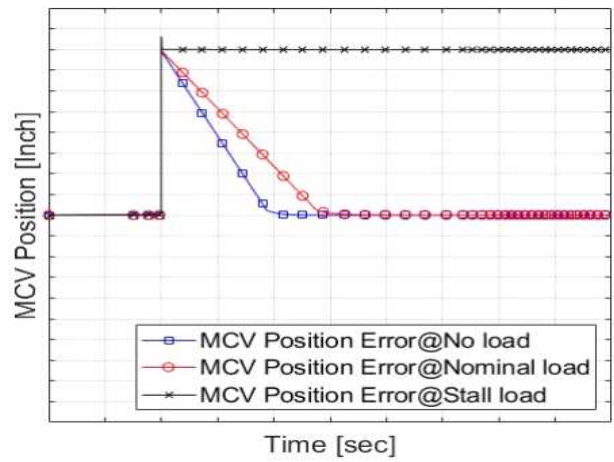


Fig. 14 Simulation Results (MCV Position Error @No load, Rated, Stall Load Condition)

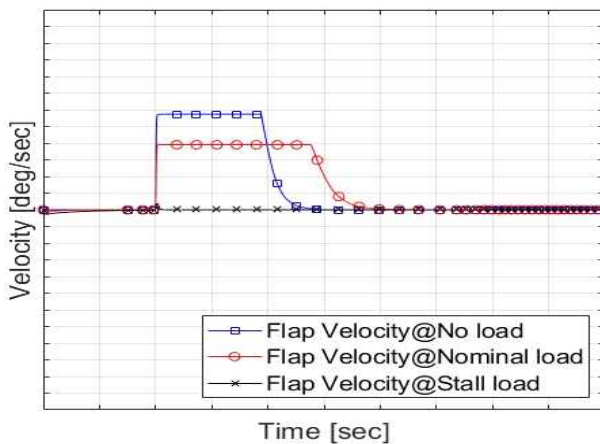


Fig. 12 Simulation Results (High-lift Velocity @No load, Rated, Stall Load Condition)

에서 유압동력을 사용하는 것보다 더 간편하게 제작이 가능함에도 불구하고 유압동력을 사용한 것은 시험 대상물의 실제 사용 환경이 유압도메인임을 고려하였기 때문이다. 부하시스템 부 설계 시 시제와 부하시스템 간의 유압동력이 독립적으로 공급되는 구조이므로 시제 양쪽에서 충격토크, 또는 시험 의도와 관계없는 충격에 의하여 성능이 영향이 받지 않도록 주의해야만 한다. 따라서 시험장비 셋업 시 서지압력을 방지하고 토크-부하 발생의 타이밍을 맞추는 소프트웨어 작업이 매우 중요하다. 또한 본 장비는 내구성 시험을 수행할 수 있도록 제작되었는데 비행 공력부하 스펙트럼을 요구도 이상의 부하로 단순화하여 인가함으로써 내구수명 요구도 이상의 수명을 보장할 수 있다. 본 시험 장비를 이용한 내구성 시험 과정 및 결과는 추후 내구성 시험 완료 후 정리하여 제시될 예정이다.

6. 고양력 제어시스템 성능해석 및 시험결과

이 장에서는 먼저 고양력 제어시스템의 거동을 모델 해석 결과를 활용하여 개략적으로 설명한다. 또한, Sec. 4의 시험 방안을 적용하여 Sec. 3 모델을 적용한 해석결과와 Sec. 5의 시험 장비를 활용하여 수행한 시험결과를 비교 및 분석한다.

6.1 고양력 제어시스템 거동해석

모델해석을 활용하여 외부부하 변화에 따른 고양력 제어시스템의 동작을 설명한다. Sec. 6.1은 Sec. 4의 시험 시퀀스와는 무관하며, 단지 고양력 제어시스템의 거동을 개략적으로 설명하기 위하여 서술되었다. Fig. 10-14는 무부하/정격부하/최대부하 상태에서의 시스템의 거동을 보여준다. 비행제어컴퓨터에서 경사 위치 명령에 따라 시스템은 목표위치로 움직인다. 설계 과정에서 무부하속도 요구도를 준수하도록 MCV의 슬롯 폭 및 유압모터, 각종 계산된 기어비 등이 설계되며, 시스템 오버슈트는 0에 가깝도록 설계되었다. Fig. 11-12에서 알 수 있듯이 시스템 속도는 유압모터 유량과 비례하므로 속도와 유량이 같은 양상을 나타낸다. 목표위치 이동 후 위치를 유지하면서 MCV 변위가 영점(Null)으로 되돌아가는 것을 알 수 있다. (Fig.13) 정격부하 상태에서 시스템으로의 위치명령과 동시에

정격부하가 가해진다. 이로부터 정격부하 하에서 무부하의 경우와 같은 양상으로 열리되, 속도는 무부하속도와 비교해 작은 것을 확인할 수 있다. (정격속도/무부하속도 = 약 0.66) 이는 시스템의 움직임에 대한 정격부하의 영향이며, 만약 부하가 최대이면 속도가 0에 가깝도록 설계되었다. 이 때 MCV가 최대 변위를 유지함에도 불구하고 MCV를 통과하는 유량은 매우 극소한대 최대 부하 하에서 시스템이 목표위치로 가는 속도가 0에 가깝고 목표위치를 추종하지 못하고 있으므로 MCV 슬롯은 열린 상태를 유지하게 된다.

6.2 모델해석 결과 및 시험결과 비교

이 장에서는 Sec. 4의 성능요구도와 성능해석 결과의 추출과정 및 시험결과를 각각 Fig. 15-18과 Table 2에 나타내었다. Sec. 4의 요구도는 Sec. 3에서 언급한바와 같이 동력생성장비에 장착되어있는 RVDT로 위치를 측정하고, 동력전달 측에 장착된 엔코더, 토크 센서를 통해 속도 및 부하를 측정하여 요구도 만족여부를 확인하였다. 이 과정에서 플랩과 동력생성장비 사이 기어비 R_{RA} 및 기어 효율 GRA 를 고려한다. 해석 및 시험의 검증과정은 Sec. 4.1.1-4를 따른다. 먼저 무부하 및 정격속도의 해석 및 시험결과는 Fig. 15-16에서 확인할 수 있다.

그래프의 빨강색은 반시계 방향, 파랑색은 시계 방향에 대한 시험이며, 선의 기울기를 계산함으로써 시험결과가 추출된다. (Fig. 15-16) 한 방향 시험 당 두 번의 시험이 수행되며, 이중 더 낮게 계산된 결과를 기준으로 요구도 만족여부를 판단하였다. 무부하 속도 시험에서 검은색 선은 동력생성장비에 부과되는 부하이며, 0에 가까우므로 무부하 시험 조건임을 확인할 수 있다. 무부하 속도 요구도 A에 대해 해석 및 시험 결과는 시계/반시계 방향에 대해 각각 (1.02)A/(1.02)A, (1.15)A/(1.08)A rpm 이상의 속도로 요구도를 모두 만족하며, 요구도에 대한 해석-시험 간 오차는 각각 11.3, 5.6%로 유사한 결과를 나타낸다.

앞서와 마찬가지로 정격부하 속도 시험에서도 검은색 토크가 정격토크가 발생할 때의 파랑색, 빨강색 선의 속도 기울기가 계산됨으로써 정격속도 요구도 만족여부가 판단된다. 정격 부하 B Nm에서의 속도에 대해 해석 및 시험 결과는 시계/반시계 방향에 대해 각각

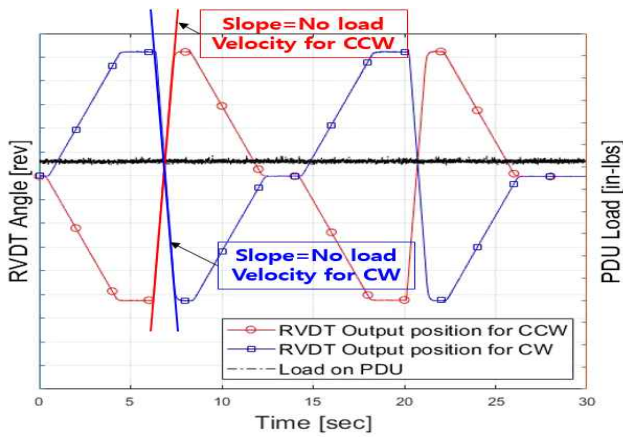


Fig. 15 Experiment Results (No-load Rate in CW/CCW Direction)

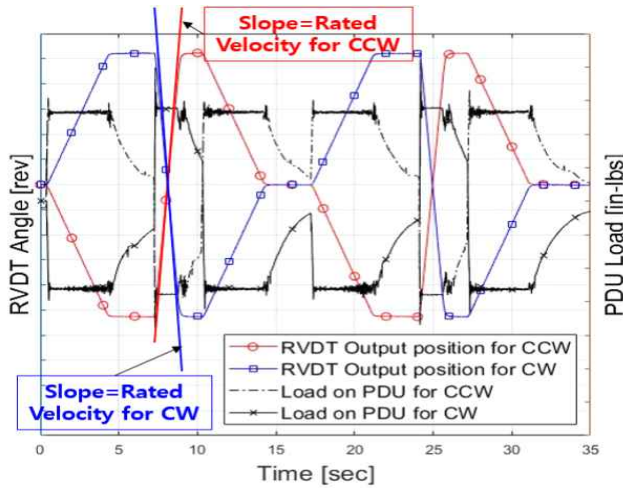


Fig. 16 Experiment Results (Rated Velocity in CW/CCW Direction)

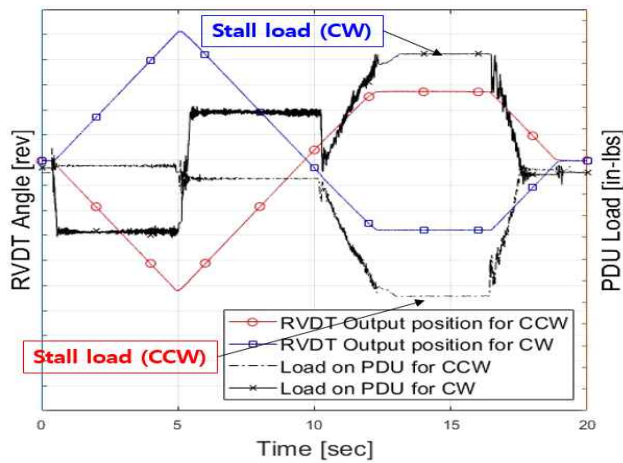


Fig. 17 Experiment Results (Stall Load in CW/CCW Direction)

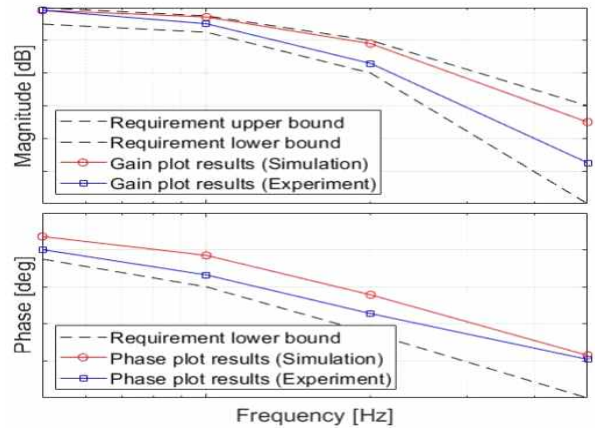


Fig. 18 Experiment Results (Frequency Response)

Table 2 Simulation/Test Results Summary

항목	요구도	해석결과	시험결과	
무부하 속도 (Sec. 4.1.1)	CW:[rpm]	(1.02)×A	(1.15)×A	
	≥ A	Accept	Accept	
정격 속도 (Sec. 4.1.2)	CCW:[rpm]	(1.02)×A	(1.08)×A	
	≥ A	Accept	Accept	
최대 토크 (Sec. 4.1.3)	CW:[Nm]	(0.69)×A	(0.79)×A	
	≥ (0.65)A	Accept	Accept	
	부하:[Nm]	(1.00)×B	(1.04)×B	
	≥ B	Accept	Accept	
주파수 응답 (Sec. 4.1.4)	CCW:[rpm]	(0.69)×A	(0.74)×A	
	≥ (0.65)A	Accept	Accept	
	부하:[Nm]	(1.00)×B	(1.05)×B	
	≥ B	Accept	Accept	
주파수 응답 (Sec. 4.1.4)	CW:[Nm]	(2.03)×B	(2.20)×B	
	≥ (2.01)B	Accept	Accept	
	CCW:[Nm]	(2.03)×B	(2.11)×B	
	≥ (2.01)B	Accept	Accept	
	0.5 Hz	[dB]	C+ 0.84	C+ 0.84
		C+ 1 ≥ ≥C	Accept	Accept
		[deg]	G+ 12.20	G+ 5.13
	1.0 Hz	≥G	Accept	Accept
		[dB]	D+ 0.93	D+ 0.52
		D+ 1 ≥ ≥D	Accept	Accept
	2.0 Hz	[deg]	H+ 17.04	H+ 6.44
		≥H	Accept	Accept
[dB]		E+ 1.82	E+ 0.59	
5.0 Hz	E+ 2 ≥ ≥E	Accept	Accept	
	[deg]	I+ 20.70	I+ 10.56	
	≥I	Accept	Accept	
5.0 Hz	[dB]	F+ 5.02	F+ 2.51	
	F+ 6 ≥ ≥F	Accept	Accept	
	[deg]	J+ 23.35	J+ 20.83	
	≥J	Accept	Accept	

(0.69)A/(0.69)A, (0.79)A/(0.74)A로서 모두 요구도 (0.65)A이상의 속도로 요구도를 만족한다. 요구도에 대한 해석-시험 간 오차는 각각 12.7, 6.8%이다.

최대토크 성능에 관한 해석 및 시험결과는 Fig. 17에서와 같이 추출하였다. 해석 및 시험결과는 시계/반시계 방향에 대해 각각 (2.03)B/(2.03)B, (2.20)B/(2.11)B Nm으로 모두 요구도 (2.01)B 이상의 토크가 발생함으로써 요구도를 만족하며, 결과 오차 또한 7.7, 3.8%로 해석과 시험의 결과가 유사하다.

마지막으로 주파수응답 성능 검증결과를 확인한다. Fig. 18로부터 해석 및 시험결과는 요구도를 모두 만족하며, 해석 결과가 시험 결과보다 요구도 상한선에 가까운 것을 확인할 수 있는데 이는 설계자가 실제 제품을 제작하였을 때 비선형성에 의한 성능하락을 고려한 것으로서, 성능하락에도 불구하고 주파수 응답 요구도가 안정적으로 만족되도록 의도된 것이다.

Figure 15-18의 전체 해석 및 시험 결과는 Table 2에 요약되어 있으며, 이를 통해 요구도와 해석, 시험 결과의 만족여부와 설계 여유, 그리고 시뮬레이션-시험 결과 간 오차를 계산할 수 있다. 결론적으로 고양력 제어시스템 시험은 해석 시뮬레이션, 시험 결과 모두 안정적으로 성능을 만족하며 해석-시험 간 오차는 매우 작은 수준으로 개념, 기본 및 상세 설계단계에서의 모델을 기반으로 수행된 설계 과정과 결과가 만족스러움을 확인할 수 있었다.

7. 요약 및 과제

본 논문에서는 고양력 제어시스템의 모델개발과 해석 기반의 설계 및 검증과정 등을 설명하였다. 해당 시스템 개발과정에서 성능해석 모델은 설계뿐만 아니라 요구도 수립, 제작 및 검증과정까지 Fig. 1의 개발 프로세스 전반에 걸쳐 활용되었다. 본 논문의 결과는 성능모델이 시제품, 시스템 통합 성능시험, 항공기 체계 운용시험 등 일련의 개발과정에 관여한다는 점에서 차별화된다. 앞으로의 과제는 다음과 같다.

- 1) 항공기 개발과정에서 모델이 엔지니어의 설계에 실시간 반영되는 개발 사례를 설명 및 제시한다.
- 2) 항공기 체계운용 평가 및 지원 관점에서 고

양력 제어시스템 성능해석 모델의 역할 및 개발 사례를 제시한다.

제시된 모델을 활용하여 요구도 개발에서부터 기본-상세 설계, 그리고 구성품, 시스템 통합시험 과정까지 전체 개발을 성공적으로 수행할 수 있었다. 앞으로 다양한 개발 과정에서 모델기반 설계 방법을 활용하여, 시간, 경제적인 자원을 단축시킴으로써 개발을 성공적으로 수행할 수 있을 것으로 사료된다.

참고 문헌

- [1] H. Cho, I. Lee, S. Kim, S. Park, and M. Yang, "No-failure Accelerated Life Test of Flap Actuating System using Weibull Distribution," *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 10, no. 1, pp. 51-58, Jun. 2016.
- [2] H. Cho, M. Ahn, and C. Joo, "Model-based Design and Performance Analysis of Main Control Valve of Flap Control System," *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 13, no. 4, pp. 50-59, Jun. 2019.
- [3] C. Joo, "Model design for performance analysis of leading-edge flap actuation system," *Proc. of the SASE Fall Conference 2016*, Muju, Korea, pp. 416-417, Nov. 2016.
- [4] G. Yoon, H. Park, and K. Jang, "The state of the art and application of actuator in Aerospace," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, vol. 14, no. 6, pp. 89-102, Dec. 2010.
- [5] Y. Nam and H. Park, "Analysis on the dynamics characteristics of a DDV actuation system of a FBW aircraft," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and space Sciences*, vol. 34, no. 3, pp. 74-80, Mar. 2006.
- [6] M. Ahn and H. Cho, "Study on mathematical modeling for hydraulic control performance of main control valve having rectangular 슬롯s," *Proc. of SASE Fall Conference 2017*, Busan, Korea, pp. 399-400, Nov. 2017.
- [7] H. Cho, C. Joo, K. Kim, and S. Park, "Performance

- analysis model for flap actuation system using MATLAB/Simulink,” *International Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 4, no. 1, pp. 13-21, Jun. 2017.
- [8] H. Park, S. Jang, S. Baek, and J. Byun, “HILS simulation model integration guidelines using Model-based design and MATLAB Simulink,” *Proc. of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 2016*, Jeju, Korea, pp. 796-797, Nov. 2016.
- [9] D. Noh, Y. Yoon, D. Kim, S. Kim, S. Kim, S. Park, K. Choi, and J. Jang, “Development and application of thermal hydraulic simulation model for aircraft-EHA(Electro-Hydrostatic Actuator),” *Journal of the Korean Society for Simulation*, vol. 23, no. 2, pp. 17-24, 2014.
- [10] Y. Kim, H. Yoon, and S. Kim, “A Model-based design and testing approach for the UAV flight control computer,” *Proc. of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 2015*, Jeongseon, Korea, pp. 620-633, Apr. 2015.
- [11] Y. Chung, S. Park, C. Jeong, Y. Jeong, and S. Yang, “A study on modeling and simulation of hydraulic system for a wheel loader using AMESim,” *Journal of the Korean Fluid Power Systems Society*, vol. 7, no. 4, pp. 1-8, Dec. 2012.
- [12] X. Pan, G. Wang, and Z. Lu, “Flow field simulation and a flow model of servo-valve 슬릿 valve orifice,” *Journal of the Energy Conversion and Management*, vol. 52, no. 10, pp. 3249-3256, 2011.
- [13] D. Han, Y. Kim, C. Lee, D. Lee, and K. Cho, “A study on verify of UAV flight control software simulated flight using model-based development and X-plane simulator,” *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 43, no. 2, pp. 166-171, Feb. 2015.
- [14] H. Cho, C. Joo, “Performance analysis model development of flap control system using multi-domain analysis platform,” *Proc. of International Conference on Control, Automation and System 2017*, Jeju, Korea, pp. 1401-1406, Oct. 2017.
- [15] R. S. Pressman and B. Maxim, *Software Engineering: A Practitioner’s Approach*, 8th Ed., McGraw-Hill Education, New York, 2019.
- [16] M. Hoffman and T. Beaumont, *Application Development: Managing the project Life Cycle*, 1st Ed., Mc Press., Boise, 1997.
- [17] J. Oh, H. Moon, and S. Kwag, “Study on the vehicle software verification and testing methods according to the V-model,” *Proc. of the Korean Society of Automotive Engineers 2013*, Jeju, Korea, pp. 1156-1159, May. 2013.
- [18] J. Hilbe and A. Robinson, *Methods of Statical Model Estimation*, 1st Ed., CRC Press., Boca Raton, 2013.
- [19] H. E. Merritt, *Hydraulic Control Systems*, 1st Ed., John Wiley & Sons Inc., New York, 1991.
- [20] W. Borutzky, *Bond graph modeling of engineering systems*, 1st Ed., Springer, Berlin, 2011.
- [21] J. Park, S. Baek, and Y. Kim, “A study on dynamic characteristics for systems selector valve in power package of KT-1 hydraulic system using AMESim,” *Proc. of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 2011*, Yongpyong, Korea, pp. 992-996, Nov. 2011.
- [22] K. Lee and K. Song, “Research trends and development applications on mobile hydraulic using AMESim,” *Journal of the Korean Society of Fluid Power and Construction Equipments*, vol. 9, no. 1, pp. 52-55, 2012.
- [23] The LEE Company, *Technical hydraulic handbook*, 12th Ed., The LEE Company Technical Center, Westbrook, 2018.
- [24] H. Cho, and T. Kim, “Development of integrated testing station for performance verification of flap control system,” *Proc. of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 2019*, Jeju, Korea, pp. 1348-1349, Nov. 2019