

## Original Article

<https://doi.org/10.12985/ksaa.2024.32.2.011>  
ISSN 1225-9705(print) ISSN 2466-1791(online)

## 모의비행훈련장치용 조종반력시스템의 자동-QTG 구현

홍천한\*, 신원석\*\*, 정상진\*\*\*, 김병수\*\*\*\*

Auto Qualification Test Guide of Control Loading System for  
Flight Simulation Training Device

Chun-Han Hong\*, Won-Seok Shin\*\*, Sang-Jin Jung\*\*\*, Byeong Soo Kim\*\*\*\*

## ABSTRACT

Flight simulators are crucial devices for aircraft piloting training and simulation, requiring regular inspections to maintain performance and operational quality. This study explores the development of an automated inspection system for flight simulators to automate quality inspections of control loading systems (CLS). While quality inspection of the control loading system (CLS) is essential for flight simulators, manual inspections are common practice. To address this, we developed an Auto Qualification Test Guide (Auto QTG) using artificial control logic and sensor data and applied it to the military simulator. Experimental results demonstrate that Auto QTG successfully automates quality inspections of CLS, enhancing accuracy and efficiency. This automated inspection system is expected to contribute to improving the operation and maintenance of flight simulators.

**Key Words** : Qualification Test Guide(지정검사 교범), Control Loading System(조종반력시스템), Certification of Simulator(시뮬레이터 인증 제도), Flight Simulation Training Device(모의비행훈련장치), Haptic Device(햅틱장치), Qualification Performance Standard(인증성능기준)

## 1. 서 론

모의비행훈련장치는 지상에서 실제비행과 유사하게 비행조건을 구현한 장치이다. 세계 각국에서 이러한 모의비행훈련장치의 제작 및 인증과 관련하여 등급, 허용오차, 주기검사 등에 관한 규정을 제정하여 운용하고 있다[1]. 우리나라의 경우, 모의비행훈련장치는 국토교통

부의 “모의비행훈련장치 지정기준 및 검사요령” 개정안에 따라 모의비행장치(FFS)와 비행훈련장치(FTD), 기본비행훈련장치(ATD)의 3종으로 분류하여 관리된다[2]. 모의비행훈련장치는 분기별 지정검사교범(qualification test guide, QTG)에 따라 그 성능 및 운용품질을 확인하고 있으며, 프로그램과 하드웨어를 신속하고 효과적으로 검사하기 위하여 해외 선진업체를 중심으로 자동 점검체계를 구비하여 고가의 시스템으로 판매되고 있다. 국내에서는 비행역학에 대한 충실도를 자동으로 테스트하기 위한 연구[3]도 진행되었으나, 조종간의 기구적 특성에 대한 조종반력시스템의 QTG를 수행하는 절차는 조종간에 장착된 반력측정장치에 의한 기준으로 요구되어 있고, 측정상의 인적오차(human error)보다 적은 허용오차 규정으로 인해 시스템의 튜닝이나 변경

Received: 18. Mar. 2024, Revised: 01. Apr. 2024,

Accepted: 16. Apr. 2024

\* (주)젠스텝 이사, 경상국립대학교 기계항공공학부

\*\* (주)젠스텝, 충북대학교 산업인공지능학과

\*\*\* 대한민국 해군항공사령부 항공기술센터

\*\*\*\* 경상국립대학교 기계항공공학부

연락처자 E-mail : cheonhanhong@zenstem.co.kr

연락처자 주소 : 대전광역시 중구 선화서로 115

이 없는 경우에도 반복 측정하거나 오차의 사유를 기록하고 증명해야 하는 번거로움이 발생하므로, 자동화가 적용되어 운용되어올 수 없었다. 하지만 최근 국토교통부 개정안[2]의 제 8조 지정검사 일부의 생략조건에 따라 이러한 반력측정장치에 의한 번거로운 검증 없이 시스템에 설치된 측정장치를 통해 자동으로 조종반력의 QTG를 수행할 수 있는 법적 근거가 마련되었다.

본 논문에서는 인위적 측정작업 없이 조종반력 시스템에 대한 자동 QTG를 구현하는 방안을 제시하고, 대한민군 해군이 운용하고 있는 Lynx FMS(모의비행장치 회전익 3등급)에서 이를 실증함으로서 시뮬레이터 정비사로 하여금 더욱 편리하고 정확한 조종반력시스템에 대한 품질검사를 수행할 수 있는 방안을 제시하였다. 본 논문에서는 편의상 종축에 적용된 결과만으로 기술한다.

## II. 본 론

### 2.1 모의비행훈련장치 조종반력시스템의 지정기준

모의비행훈련장치의 조종반력시스템은 참고문헌 [2]의 “별표3/별표6, 2. 취급품질 (handling qualities) a. Static Control Test, b. Dynamic Control Test”(Table 1/Table 2/Fig. 1)에서 각 조종 채널별 고정익/회전익 각기 다른 물리적 기준에 따라 특성 및 동특성을 평가하도록 되어 있다. 이러한 특성 기준은 제작된 시뮬레이터의 기계적 설계와 물성치에 따라 달라질 수 있는 항목으로 정특성은 조종간 변위에 따른 조종반력의 힘을 측정하여 실험결과와 비교하는 것으로 일반적으로 그래프로 검증 결과를 보인다. 동 특성은 트림 스프링 같은 복원력이 발생하는 Augmentation 조건에서 최대/중간 위치 이동 후 시간에 따른 조종간의 위치를 측정하여 오실레이션하는 특성(횟수, 시간, 크기)을 비교 평가한다.

### 2.2 조종반력시스템

#### 2.2.1 시스템 구성

조종반력시스템은 Fig. 2에서처럼 전원분배기, 반력발생기, 반력제어컴퓨터로 구성되며, 반력제어소프트웨어는 모의항공기 비행동역학 상태변수 데이터를 상위 시스템(HOST)으로부터 소정의 통신 인터페이스(UDP)를 통해 제공받아 비행상황에 따른 조종반력생성모듈에서 반력의 크기를 실시간 계산하고, 전원분배기의 서

Table 1. Static control force tolerance of CLS (fixed wing simulator)

| 시험 번호    | 시험 제목                         | 허용오차   | 비행 조건 |
|----------|-------------------------------|--|-------|
| 2.a.1.a. | 피치 컨트롤러 위치 vs. 힘 그리고 표면 위치 조정 | $\pm 0.9\text{daN}(2\text{lb})$ breakout<br>$\pm 2.2\text{daN}(5\text{lb})$ or<br>$\pm 10\%$ Force | 지상    |
| 2.a.2.a. | 롤 컨트롤러 위치 vs. 힘 그리고 표면 위치 조정  | $\pm 0.9\text{daN}(2\text{lb})$ breakout<br>$\pm 1.3\text{daN}(3\text{lb})$ or<br>$\pm 10\%$ Force | 지상    |
| 2.a.3.a. | 러더 페달 위치 vs. 힘 및 표면 위치 조정     | $\pm 2.2\text{daN}(5\text{lb})$ breakout<br>$\pm 2.2\text{daN}(5\text{lb})$ or<br>$\pm 10\%$ Force | 지상    |
| 2.a.4.   | 노즈휠 스티어링 컨트롤러 힘 및 위치 조정       | $\pm 0.9\text{daN}(2\text{lb})$ breakout<br>$\pm 1.3\text{daN}(3\text{lb})$ or<br>$\pm 10\%$ Force | 지상    |

Table 2. Static control force tolerance of CLS (rorary wing simulator)

| 시험 번호  | 시험 제목              | 허용오차  | 비행 조건 |
|--------|--------------------|---|-------|
| 2.a.1. | 싸이클릭 위치 vs. 힘      | $\pm 0.112\text{daN}(0.25\text{lb})$ or 25% breakout<br>$\pm 0.448\text{daN}(1\text{lb})$ or $\pm 10\%$ Force | 지상    |
| 2.a.2. | 컬렉티브 / 페달 위치 vs. 힘 | $\pm 0.224\text{daN}(0.5\text{lb})$ or 25% breakout<br>$\pm 0.448\text{daN}(1\text{lb})$ or $\pm 10\%$ Force  | 지상    |

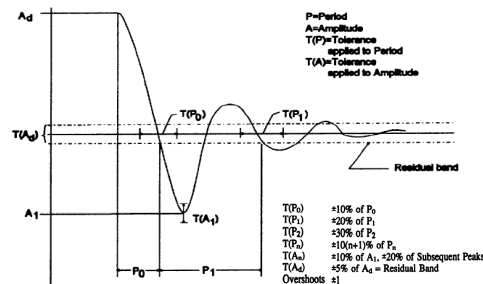


Fig. 1. Dynamic response tolerance of CLS (FAA-14-CFR-Part60)

보시스템(서보모터, 서보드라이버)을 통해 로드셀이 장착된 반력발생기(Actuator)로 하여금 조종간까지 연결된 링크지를 통해 조종반력을 생성한다.

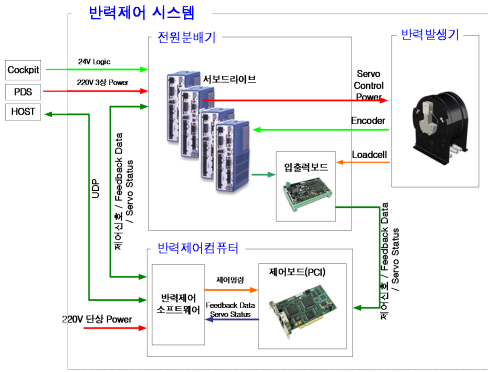


Fig. 2. System configuration of CLS

### 2.2.2 조종반력시스템 제어기

조종반력시스템의 모터 제어를 위한 컨트롤러는 Fig. 3에서 보는 것과 같이 2 mass - spring - damper 시스템을 그 근간으로 한다. 가상의 질량과 두 개의 스프링, 두 개의 댐퍼로 구성되어진다. 여기서 가상의 질량은 로드셀로부터 획득한 힘 값을 이용하여 외력  $u_1$  으로 작용한다. 이 가상의 질량(inertia)은  $u_1$ 과 댐핑( $C_1$ ) 힘, 스프링( $k_1$ ) 힘, 외부로부터 입력 받는 요구반력(demanded stick force)의 합으로 뉴턴역학에 따라 두 차레의 적분으로 속도와 위치를 계산한다. 모터에 링크지로 연결된 스틱은 가상의 스프링( $k_p$ ) 힘과 댐핑( $C_2$ ) 힘, 안정성을 위한 제어입력( $K_i$ ,  $K_d$ ,  $K_p$ ) 보상에 의해 가상질량의 위치에 수렴하도록 동작한다. 여기서 요구반력은 다양한 힘의 합으로 이루어질 수 있으며, 본 논문에서는 자동 QTG를 위해 구현하는 제어력( $F_{AutoQTG}$ )과 항공기 조종계통을 모델링한 모의반력

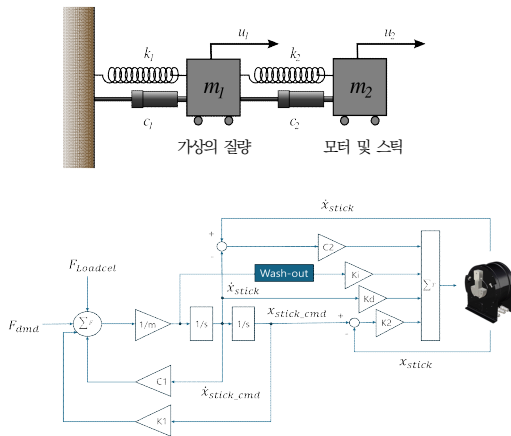


Fig. 3. CLS controller block diagram

( $F_{FCS}$ ), 조종반력 시스템 자중력( $F_{system\ weight}$ ) 및 마찰력 모델( $F_{friction}$ ) Translational Friction[4]을 포함하였다.  $F_{AutoQTG}$ 는 본 논문의 주제이자 자동 QTG를 위해 구성한 제어력으로 2.2.3.3에서 더욱 자세히 설명한다.

$$F_{demanded\ stick\ force} = F_{FCS} + F_{friction} + F_{system\ weight} + F_{QTG_{auto}} + etc.$$

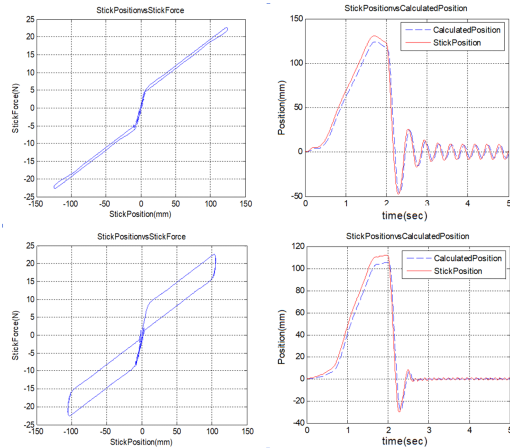
k2값은 서보시스템 강성 비례계인으로 클수록 시스템은 불안정해질 수 있으나, 최대한 큰 값을 적용하도록 하여야 가상질량의 위치(calculated\_position)와 모터에 연결된 스틱의 위치(stick\_position)의 오차가 줄어들게 된다. 구현하고자 하는 시스템의 대략적인 관성(1kg)을 먼저 선정하고, k2를 Try and Error로 조정하며, 링키지 최종단에 장착된 조종스틱을 고무망치로 강하게 충격을 가하는 외란을 부여해가며 wash-out filter와  $K_i$ 로 보상한 제어입력과  $K_d$ 를 조절/튜닝하여 시스템을 안정화 시킬 수 있다. 이때, 로드셀의 노이즈로 인하여 가상 질량을 점점 줄이는 것에는 한계가 존재하며, 시스템의 성능을 좌우한다.

이렇게 로드셀에 측정된 힘을 이용한 제어기로 구현된 조종반력시스템은 구동장치에 생성되는 코강력[4]이라고 하는 서보모터 권선 구조에 따른 울퉁불퉁한 회전반력과 구동장치에 적용된 기어의 마찰력을 제거할 수 있다[5]. 특히 기어의 마찰력은 구현하고자 하는 마찰보다 훨씬 크므로 반드시 제거하여야 하고, 조종간의 위치에 따른 마찰력 수치모델을 적용하여 인위적으로 생성하여야 한다[6](Fig. 4).

고전적인 방법으로 시스템의 안정성을 확인하기 위하여, CLS 시스템을 Matlab Simmechanic Simulink로 간단히 구성하고(Fig. 5) 주요 물성치(서보모터 및 링키지 관성, 무게, 마찰)를 입력하며, 상태변수와 입력변수를 정의하여 중립에서 선형화하여 수치모델을 구성하고,  $K_d$ 값에 대한 페루프시스템 근적계의 결과를 도출하였다(Fig. 6).  $K_d$ 가 늘어남에 따라 페루프 시스템의 모든 pole이 LHP에 위치하여 댐핑이 커지고,  $w_n$ 이 작아짐으로서 시스템이 안정화되고 고유진동특성이 느려지는 것을 확인할 수 있다.

### 2.2.3 QTG and MQTG

모의비행훈련장치는 분기별 지정검사교범(qualification test guide, QTG)에 따라 그 성능 및 운용품질을 매년 확인하도록 규정하고 있다. 해당 운용품질의



좌(정적 결과), 우(동적 결과), 상(마찰모델 미적용), 하(마찰모델 적용)

Fig. 4. Simulation result of transitional friction modeling

기준 문서가 최초 실항공기와 유사성을 인증하는 MQTG이며, 개발완료 시 국토부로부터 등급지정을 승인받게 된다(QPS). MQTG의 구성은 QPS를 포함하는 특정 시스템 품질확인 절차로 구성되어 있다(Fig. 7).

### 2.2.3.1 QPS

QPS는 최근 개정 예정으로 고시된 “모의비행훈련장치 지정기준 및 검사요령 전부개정안”[2]에서 정의하는 것으로 실항공기와 시뮬레이터의 비교 검증을 통해서 시뮬레이터 등급을 지정한다. 조종반력 시스템의 경우, 실항공기 조종간에 측정 센서(위치센서, 조종반력 힘센서(로드셀))를 장착하여 측정하고(Fig. 9) 동일한 방법으로 모의비행훈련장치의 동일한 위치에 적용하여 등

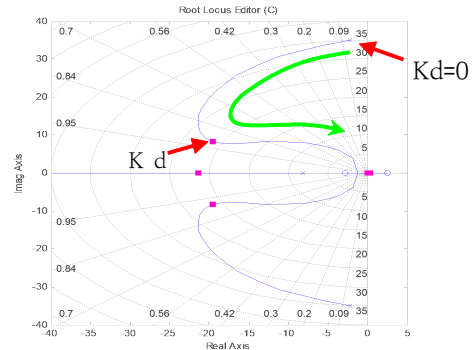


Fig. 6. System stability analysis using root-locus method

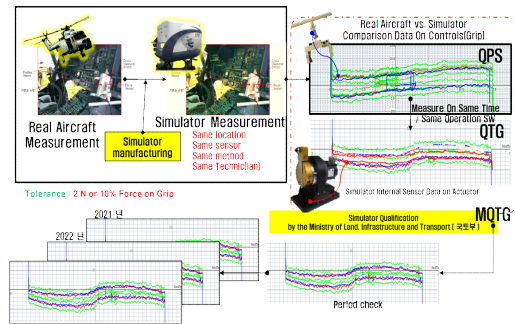


Fig. 7. What is the QTG (qualification test guide) / Auto QTG

급지정 및 품질검증을 실시하는 것으로 규정하고 있다. 또한 동일한 형식의 양산 시스템인 경우 동일 규정 제 8조에 따라 QPS 절차를 생략할 수 있다. 이는 양산 모의비행훈련장치 또는 연장검사를 실시하는 경우 동일

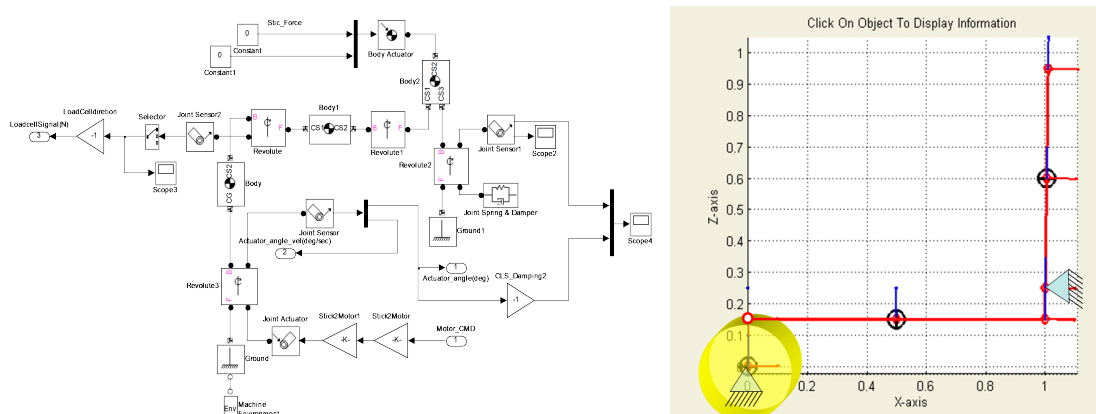
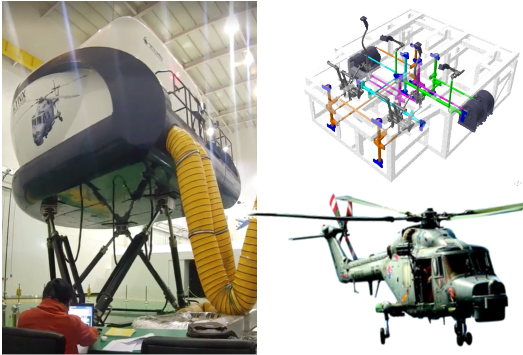


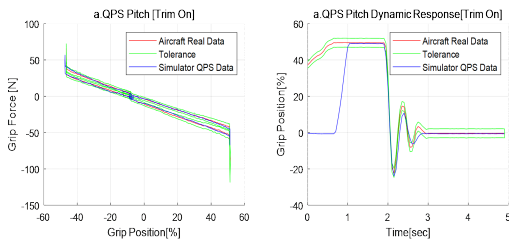
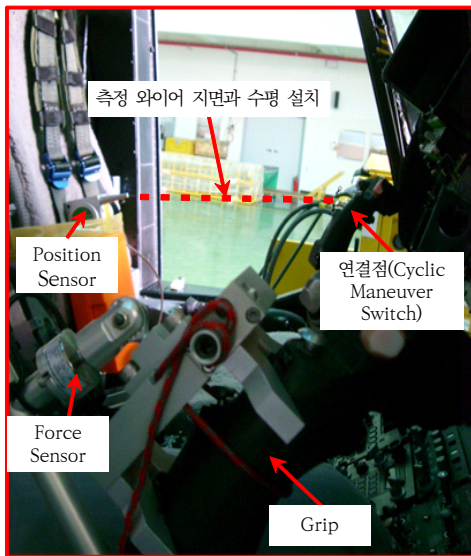
Fig. 5. The control loading system simulation using matlab simmechanic simulink

항목에 대하여 시뮬레이터 설치된 측정센서를 통한 시스템의 품질 및 유사성 검증이 가능하다.



\*Source : Naval Air Command Aviation Technology Center

Fig. 8. LYNX full mission simulator



\*Source : MLTM-Level 3, FAA-Level D QULIFICATION TEST GUIDE for Lynx FMS / Naval Air Command Aviation Technology Center

Fig. 9. QPS result of cyclic pitch on "Trim On"

### 2.2.3.2 시스템 QTG

본 논문에서는 개정된 검사요령에 근거한 시스템 센서를 이용한 검증 방법을 "시스템 QTG(이하, System-QTG)"라고 정의하였다. 이러한 System-QTG는 조종간에 특정 반력측정장치와 위치측정 장치를 장착하지 않고 인위적으로 조종간을 조작함으로써 편리하게 시스템의 품질 검증을 수행할 수 있어서 편리하다. 하지만 인위적인 측정 오차는 여전히 포함하게 된다.

#### 2.2.3.3 자동 QTG의 설계

앞서 언급한 조종간에 장착하는 측정장치의 번거로움을 해소하고, 인위적인 측정오차를 없애기 위하여 자동 QTG 제어기를 설계하였다. 제어력  $F_{AutoQTG}$  은 반력제어 시스템이 정상 작동되고 있는 상태에서 스스로 이동하여야 한다. 이렇게 조종간이 스스로 동작하고 천천히 이동하게 하기 위해 중립(시작)위치에서 최대위치  $\rightarrow$  최소위치  $\rightarrow$  중립위치로 속력  $5.0 \text{ mm/s}$  로 이동하는 위치명령 제너레이터를 구성하고, 그에 따른 위치오차를 이용하는 PD 제어기로 구성하였다. 이렇게 추가 생성된  $F_{AutoQTG}$  는 발산을 하지 않도록 조종간에 임펄스 외란을 부여하면서 튜닝하여 계산하였다.

#### ※ Static QTG Mode

$$\begin{aligned} \dot{x}_{cmd} &= 5.0 \quad (at \ 0 < t \leq t_{x_{max}}) \\ \dot{x}_{cmd} &= -5.0 \quad (t_{x_{max}} < t \leq t_{x_{min}}) \\ \dot{x}_{cmd} &= 5.0 \quad (t_{x_{min}} < t \leq t_{x_{offset}}) \\ u &= k_{p_{auto}} * (x_{cmd} - x) + k_{d_{auto}} * \dot{x} \end{aligned}$$

#### ※ Dynamic QTG Mode

$$\begin{aligned} \dot{x}_{cmd} &= 5.0 \quad (0 < t \leq t_x > x_{rdase}) \\ u &= k_{p_{auto}} * (x_{cmd} - x) + k_{d_{auto}} * \dot{x} \\ u &= 0.0 \quad (t \geq t_x > x_{rdase}) \end{aligned}$$

이렇게 생성된 제어력  $u = F_{QTG_{auto}}$  은 자동 QTG 측정모드에서만 동작하고, 조종간의 위치와 함께 그래프로 기록되어 자동 QTG 차트를 생성하게 된다.

동 특성을 검증할 때는 최대 위치로 이동하다가 Release Position에 도달하면 순간적으로 제어력을 제거함으로써 동적 거동을 발생시킨다.

## 2.3 자동 QTG 적용 시뮬레이터

본 논문에서 제시하는 자동 QTG의 검증 방법에 대



한 실증은 해군 해군항공작전사령부 항공기술센터에서 운용 중인 Lynx FMS 시뮬레이터(제조 : Co., Ltd. Dodaam Systems, 2012)에서 수행하였다(Fig. 9).

### 2.3.1 Lynx FMS 조종반력 QPS

Lynx FMS는 2012년 국토부로부터 QPS를 인증 받았으나, 제조사와 유지보수 업체의 사정으로 당시 QPS를 실시한 측정장비의 유지관리가 잠시 중단되었다. 하지만 항공기술센터에서는 곧바로 System-QTG방법으로 MQTG를 재인증 받음으로서 최근까지 매년 정기검사를 통해 품질유지를 지속적으로 수행하고 있다.

#### 2.3.1.1 정특성 구현결과(QPS)

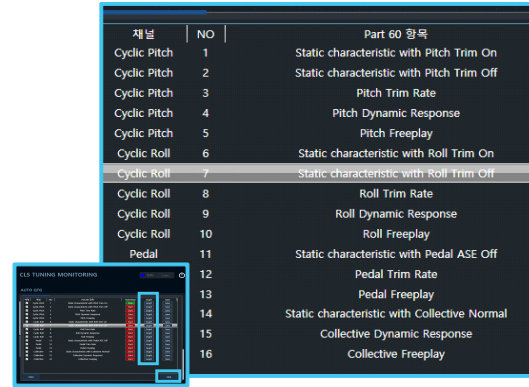
Lynx FMS의 정특성 QPS는 (Fig. 9)와 같이 편의상 실항공기의 우측 조종간에는 힘 측정장치를 특정 아답타를 이용하여 장착하였고, 좌측 조종간의 Cyclic Manuever Switch에서 수평으로 String Pot(Position Sensor)을 설치하여 측정하였다. 시뮬레이터 또한 동일한 방법 및 장비로 측정하였다. Fig. 9의 실항공기 측정결과(적색선)와 그 오차범위(녹색선) 내에 구현/측정된 시뮬레이터 결과(청색선)를 확인할 수 있다. 조종간의 중립위치에서 Break-Out Force가 마찰력을 포함하여 4~7N 정도 비교적 적게 나타나고 마찰력은 중립부근에서  $\pm 4\text{N} \sim \pm 6\text{N}$ 으로 반력의 크기에 비례하여 나타나는 것을 확인할 수 있다. 시뮬레이터 또한 허용 오차 범위 이내로 반력생성이 구현되었음을 확인할 수 있고, 측정자의 인위적인 조작의 결과로 지글러거리는 노이즈성 측정오차가 확인된다.

## 2.4 자동 QTG 결과

Lynx FMS 조종반력 시스템은 각 채널별 정/동특성 그리고 조종보조장치(ex. Trim Switch, Hydraulic System 등) 따라 4개의 조종 간에 대하여 Trim On/off에 따른 정특성, 동특성과 Trim 이동속도, 유격 등 총 16가지의 세부 QTG 항목이 정의되어 있다(Fig. 10). 모두 선택하여 한 번의 클릭으로 연속해서 측정할 수 있도록 구성하였으며, 또한 각 항목 별도로 측정할 수 있도록 GUI를 구성하였다. 실시간 조종간의 자동 움직임과 측정 결과를 그래프로 확인할 수 있도록 프로그래밍하였다.

### 2.4.1 측정 기준점 차이에 따른 적용기준의 상사(相似)

국토교통부의 “모의비행훈련장치 지정기준 및 검사



| 채널           | NO | Part 60 항목                                   |
|--------------|----|--|
| Cyclic Pitch | 1  | Static characteristic with Pitch Trim On     |
| Cyclic Pitch | 2  | Static characteristic with Pitch Trim Off    |
| Cyclic Pitch | 3  | Pitch Trim Rate                              |
| Cyclic Pitch | 4  | Pitch Dynamic Response                       |
| Cyclic Pitch | 5  | Pitch Freeplay                               |
| Cyclic Roll  | 6  | Static characteristic with Roll Trim On      |
| Cyclic Roll  | 7  | Static characteristic with Roll Trim Off     |
| Cyclic Roll  | 8  | Roll Trim Rate                               |
| Cyclic Roll  | 9  | Roll Dynamic Response                        |
| Cyclic Roll  | 10 | Roll Freeplay                                |
| Pedal        | 11 | Static characteristic with Pedal ASE Off     |
|              | 12 | Pedal Trim Rate                              |
|              | 13 | Pedal Freeplay                               |
|              | 14 | Static characteristic with Collective Normal |
|              | 15 | Collective Dynamic Response                  |
|              | 16 | Collective Freeplay                          |

Fig. 10. Auto-QTG GUI program

요령”에는 그 정적 조종반력의 기준이 조종간 그림에서의 힘을 기준으로 정의(Table. 1)되어 있다. 변위기준과 큰 힘에 대한 허용오차는 비율단위(%)의 허용오차로 상관없으나, 작은 힘(0.9~2.2 daN)에 대한 허용오차는 시뮬레이터에서의 측정 기준점이 다르므로 링크지에 대한 기구학적 비선형 보정이 필요하다. 하지만 링크지의 복잡성과 적용 시뮬레이터의 다양성을 고려할 때 일반적인 상사기준을 수립하고, 적용하여도 무방한 수준이므로, 일반적인 Trim On 상태에서의 최대위치에서 최대힘을 상사기준으로 정하고, 동일한 단위의 측정 값이 나타나도록 시스템 센서에 선형 상사율을 적용하여 결과를 측정하였고, 국토부 규정과 동일한 허용오차를 적용하였다(Fig. 11(d)).

### 2.4.2 자동 QTG 시스템의 적합성 검증

구현한 자동 QTG 결과에 대한 적합성 검증을 위하여 자동 QTG 실행 도중 임의의 위치에서 조종간에 인위적인 힘을 천천히 증가시키다가 순간적으로 릴리즈하여 특정 구간에서의 시스템 변화를 의미하는 외부요인으로 가정하고, 해당 외부요인이 QTG결과에 나타나는지를 확인하였다(Fig. 12). 또한 특별한 변화 없이 수차례의 동일한 자동 QTG 수행 시 나타나는 결과는 항상 허용오차 이내에서 재측정됨을 확인하였다. 이로써 주요 정비나 링크지 마찰의 증가 등으로 인한 시스템의 변화가 발생하면 정비사는 쉽게 이를 인지하고, 재정비를 실시하거나, 외주정비를 의뢰할 수 있음을 확인하였다.

### 2.4.3 구현 검증 결과

#### 2.4.3.1 정특성 결과

Fig. 11에 QPS결과(a)와 시스템-QTG결과(b), 자

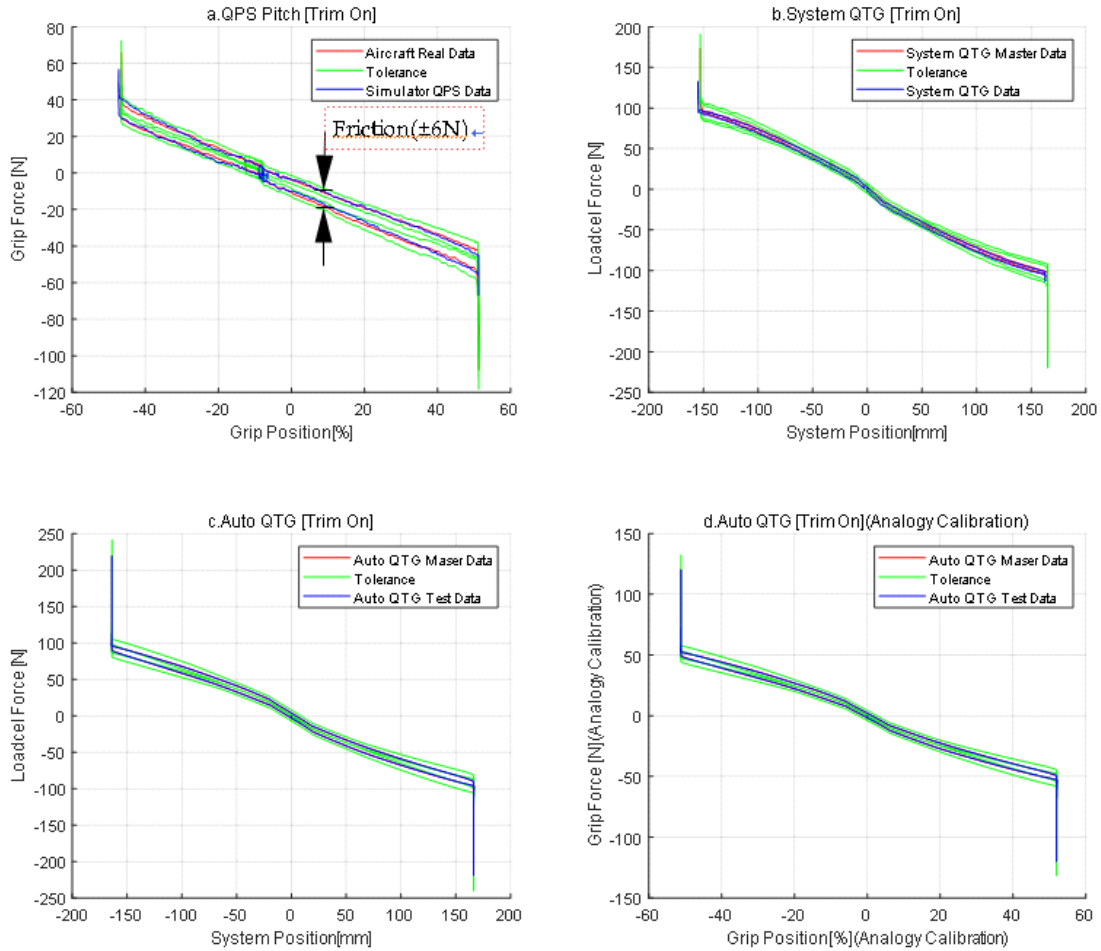


Fig. 11. Lynx FMS control loading system qualifications result  
( a.QPS / b.System QTG / c.Auto QTG / d.Auto QTG(Callibrated) )

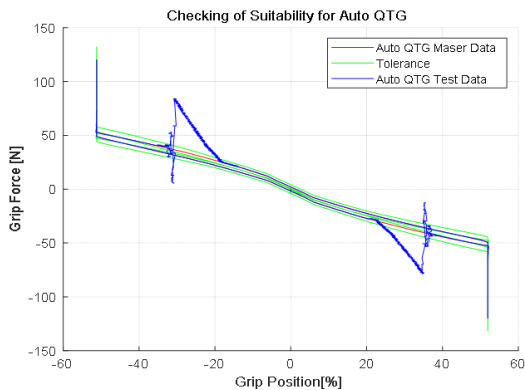


Fig. 12. Suitability check for Auto QTG  
(verification that changes in the system can be confirmed)

동 QTG 결과(c,d)를 도시하였다. 시스템-QTG와 자동-QTG 결과에는 QPS 결과에 비하여 노이즈성 인적 오차가 허용오차 대비 거의 없는 결과가 나타남으로서 결과 판단을 용이하게 할 수 있음을 확인할 수 있다.

시스템-QTG 및 자동 QTG 정특성 수행 결과, 측정 시 개발 편의상 조종간 트림 포지션의 위치(측정 시작 위치)가 다르고(QPS: -5% / Auto QTG : 0%), 2.4.1 절에 언급한 바와 같이 적용된 링크지 설계형상이 다르고 측정위치가 다르며, 반력발생기가 리니어 액츄에이터가 아닌 회전형 작동기이기 때문에 QPS 그래프와 차이점(전 구간에서 다소 곡선형임)을 확인할 수 있으나, 이는 품질검사의 기준과는 무관하다.

자동-QTG Test Data는 Master Data를 측정 한 이후 충분한 시간(6개월)이 흐른 뒤 재측정하였다. 인

위적인 측정을 배제한 자동-QTG 결과는 QPS 측정결과와 시스템 QTG결과에 비해 노이즈가 적게 나타남을 확인할 수 있고, 시스템상의 변화가 있지 않는 한 Master QTG로 정의된 기준 데이터와 거의 일치하는 결과를 얻을 수 있었다.

#### 2.4.3.2 동특성 결과

자동 QTG 동특성 수행 결과, 또한 QPS 측정결과에 비해 비선형성으로 인한 비일치성이 형상이 보이며, 노이즈가 적게 나타남을 확인할 수 있고, 시스템상의 변화가 있지 않는 한 Master QTG로 정의된 자동 QTG 기준 데이터(6개월 전 측정된 자동 QTG 결과)와 거의 일치하는 결과를 얻을 수 있었다(Fig. 13). 이는 지상에서 정지한 상태의 항공기의 조종간의 기구적 동특성을 검증하는 것으로, 항공기의 비행 동특성을 검증하기 위한 비행상황에서의 규정화된 펄스 또는 램프 계단입력 등의 인위적 입력을 통한 항공기 동특성 반응을 검증하는 것과는 구분되며, 해당 검증을 위한 자동 QTG는 조종반력시스템을 작동시키지 않고도 조종간 위치를 Override하여 검증할 수 있다[3].

### III. 결론 및 향후연구

모의훈련장비에 적용된 반력제어시스템의 품질유지 검사 또는 양산 시스템의 품질 검증을 위하여, QPS 검

증 시 적용한 지정된 측정장비와 인위적 측정행위 없이도 조종반력 시스템의 품질을 확인할 수 있도록 조종반력시스템의 자동 QTG를 구현하는 방안을 제시하였다. 이를 실증하기 위하여 인위적 시스템의 변화를 준 상태에서 자동 QTG를 수행할 경우, 설정(등급 지정 승인)된 허용오차를 벗어남을 매우 쉽게 확인할 수 있음을 확인하였고, 이로서 대한민국 해군이 운용하고 있는 Lynx FMS(모의비행장치 회전익 3등급으로 지정된)에서 시뮬레이터 정비사로 하여금 더욱 편리하고 정확한 조종반력시스템에 대한 품질검사를 수행할 수 있는 방안을 제공하였다. 이러한 자동 검사 시스템은 비행 시뮬레이터의 운용 및 유지보수를 개선하고, 유지보수 소요비용을 줄이는 데 기여할 것으로 기대된다.

자동 QTG를 수행함에 있어, 항공기 모의 반력 모델을 통해 생성되는 반력은 튜닝 또는 모델링의 변경이 없는 한 변화되지 않고, 하드웨어의 정비 또는 시간에 따른 노후화에 기인하는 시스템의 변화에 대해서만 오차가 나타나므로 자동 QTG를 수행하는 동안 시스템 상태 요소인  $F_{friction}$ ,  $F_{system\ weight}$  (시간의 변화에 따라 달라질 수 있는)를 조종간 위치별로 자동으로 측정하여 이를 상쇄시키는 제어시스템을 추가하여 이를 상쇄시키는 자동 “오토튜닝(Auto-Tuning)” 기능을 개발할 예정이다.

### 감사의 말씀

본 논문은 해군 항공기술센터 LYNX FMS 유지보수 사업의 일환으로, 주식회사 젠스팀이 수주하여 진행한 “CLS 자동 QTG 소프트웨어 개발 사업(ZEN23-B-15)”의 지원을 받아 수행된 연구입니다.

### References

1. "Simulator flight training device designation standards and inspection guidelines", Ministry of Land, Infrastructure and Transport Notice, 2018(290), 2018.
2. "Full revision of flight simulator training device designation standards and inspection guidelines", Ministry of Land, Infrastructure and Transport, 2023.
3. Baek, S. J., Kang, M. H., Choi, S. H., Kim, B. S., and Moon, Y. H., "Development of software for fidelity test of flight dynamic model

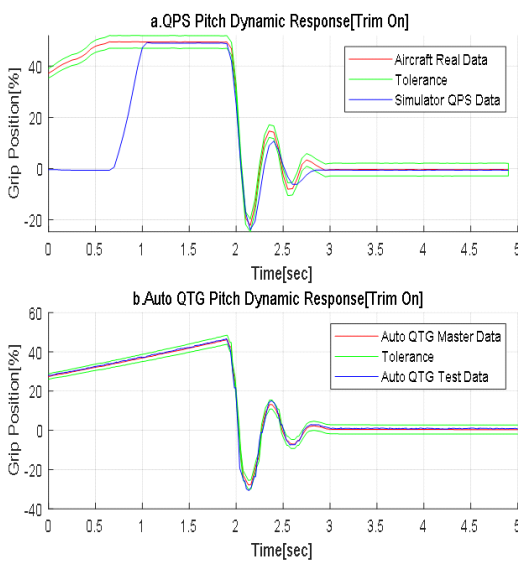


Fig. 13. Dynamic response with pitch trim on



- on fixed wing aircraft", J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 48(8), 2020, pp.631-640.
4. Hwang, S. M., "Design techniques for reduction of cogging torque in brushless DC motors used for electric power steering", The Transactions of the Korean Society Automotive Engineers, 6(3), 1998, pp.106-114.
  5. Kim, S. M., Hong, C. H., and Shin, S. Y., "Control loading system and method", Patent Publication of KR101183823B1, Korea Intellectual Property Office.
  6. Kim, M. Y., Nam, Y. S., "A study of an active stick controlling system with friction observer", Journal of Industrial Technology, Kangwon Natl. Univ., Korea, 24(B), 2004. pp.207-214.
  7. Lee, C. S., Kim, B. S., "Research on the design and evaluation of a control loading system for flight simulator", Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, 2004, pp.95-100.