

자동추력 제어시스템 개발 및 검증

Development and Validation of Automatic Thrust Control System

김 종 섭*, 조 인 제, 이 동 규
(Chong-sup Kim¹, In-je Cho¹, and Dong-Kyu Lee¹)

¹Korea Aerospace Industries, LTD.

Abstract: Modern version of advanced supersonic fighter have ATCS (Automatic Thrust Control System) to maximum flight safety, fuel efficiency and mission capability the integrated advanced autopilot system such as TFS (Terrain Following System), GCAS (Ground Collision Avoidance System) and AARS (Automatic Attitude Recovery System) and etc. This paper addresses the design and verification of ATCS based on advanced supersonic trainer in HILS (Hardware In the Loop Simulator) with minimum hardware modification to reduce of development cost and maintain of system reliability. The function of ATCS is consisted of target speed hold mode in UA (Up and Away) and angle of attack hold mode in PA (Power Approach). The real-time pilot evaluation reveals that pilot workload is minimized in cruise and approach flight stage by ATCS.

Keywords: ATCS (Automatic Thrust Control System), HILS (Hardware In the Loop Simulator)

I. 서론

최신의 항공기에는 자동추력 제어시스템(ATCS: Automatic Thrust Control System)을 적용하여 연료(fuel)를 절감함으로써 체공시간을 늘리고, 자동비행시스템(autopilot)과 연계함으로써 조종사의 조종부담을 경감시키고 있다 [1-3]. Gulfstream IV와 같은 대부분의 민간 항공기에서는 추력제어컴퓨터(throttle control computer)를 설계하여 자동으로 추력명령을 생성하여 FADEC (Full Authority Digital Engine Control)에 제공함으로써 항공기의 속도(airspeed)를 유지하고, 자동비행시스템과 연계하여 이륙(take-off), 상승(climb), 순항(cruise), 하강(descend) 및 착륙(landing)과 같이 전 과정의 비행임무를 자동화하고 있다[4]. 그리고 F-18E/F와 같은 군용전투기는 UA (Up and Away) 모드에서는 순항모드(cruise mode)를 설계하여 속도를 유지하고, PA (Power Approach) 모드에서는 착륙접근모드(approach mode)를 설계하여 받음각(AoA: Angle of Attack)을 유지하게 함으로써 함상착륙(carrier based landing) 시에 조종사의 조종부담을 경감시킴으로 항공기의 안전성을 향상시키고 있다[5]. 또한 최신의 군용전투기에서는 자동추력제어시스템을 기반으로 하여 AALS (Automatic Approach and Landing System), TFS (Terrain Following System), AARS (Automatic Attitude Recovery System) 및 GCAS (Ground Collision Avoidance System)와 같은 최신의 자동비행시스템과 연계하여 임무성능을 향상시키고, 비행 안전성을 증강하여 항공기의 생존성(survivability)을 극대화하고 있다[6,7].

본 논문에서는 고등훈련기 항공기 모델을 이용하여 자동추력 제어시스템을 개발하였다. 자동추력 제어시스템의 기

능은 순항모드에서는 속도 유지하고, 자동비행시스템과 연계할 수 있도록 설계하였으며, 착륙 접근모드에서는 받음각을 유지할 수 있도록 하였다. 그리고 개발 비용을 최소화하고, 기존의 항공기에 적용된 하드웨어 및 시스템을 최소한으로 변경하여 신뢰성을 유지할 수 있도록 하였다. 개발된 제어기는 HILS (Hardware In-the-Loop Simulator) 환경에서 실시간 조종사 평가(real-time pilot evaluation)를 수행하여 실제 항공기 적용에 대한 가능성을 평가하였다. 평가 결과, 순항모드에서는 목표 속도의 추종이 용이하고, 착륙 접근모드에서 목표 받음각의 추종이 용이하였으며, 속도 및 받음각 오차는 관련 규격을 만족하였다. 또한 착륙접근모드에서는 조종성 Level 1을 획득함으로써 착륙 시에 조종사의 조종부담을 경감시켜 비행 안전성을 증강시킨다는 평가결과를 얻을 수 있었다.

II. 제어법칙설계

1. 제어법칙 설계 및 검증 과정

그림 1은 자동추력 제어시스템의 설계 및 검증 과정은 나타낸다. 항공기 응답특성을 최적화하기 위해 모델기반 설계 기법을 적용하여 속도 및 고도에 따른 2차원 제어이득(control gains)을 생성하고, 상용프로그램을 기반으로 하여

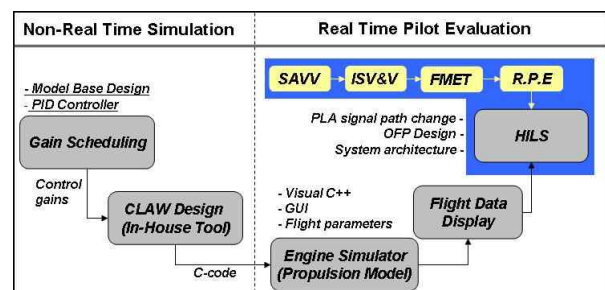


그림 1. 설계 및 검증 과정.

Fig. 1. Design and validation process.

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수: 2010. 2. 22., 수정: 2010. 4. 23., 채택확정: 2010. 7. 12.

김종섭, 조인제, 이동규: 한국항공우주산업(주)

(roboskim@koreaero.com/fogchoij@koreaero.com/dongkyulee@koreaero.com)

비선형 제어기를 설계하였다. 설계된 비선형 제어기는 상용 프로그램에서 제공하는 자동코드생성기(autocode generator)를 이용하여 C-코드로 생성하였으며, 생성된 C-코드를 기반으로 하여 OFP (Operation Flight Program)를 설계하고 기존의 비행제어컴퓨터(FLCC: Flight Control Computer)에 적용하였다. 실제 항공기의 엔진상황을 모사하기 위해 고등훈련기 엔진 모델을 기반으로 하여 엔진시뮬레이터(engine simulator)를 개발하였고, 항공기 상태 정보를 실시간으로 모니터링 할 수 있는 시스템을 개발하였다. 그리고 비행제어컴퓨터, 엔진시뮬레이터 및 데이터 시현장치 등을 기반으로 하여 실시간 평가 환경인 HILS를 구성하였으며, SAVV (Stand Alone Verification and Validation), ISVV (Integrated System Verification and Validation) 및 FMET (Failure Management Effectiveness Test)과 같은 정형화된 검증 과정을 통해 평가환경의 신뢰성(reliability)을 평가하였다. 최종적으로 HILS 환경에서 실시간 조종사 평가를 수행하여 순항, 자동비행시스템과의 연계 및 착륙 접근모드에 대한 자동추력 제어시스템의 성능을 검증하여 항공기 적용에 대한 가능성을 평가하였다.

2. 제어법칙 설계

2.1 설계 항목 및 제어법칙 설계

설계항목은 UA 형상에서는 속도를 유지하고, PA 형상에서는 착륙/접근을 용이하게 하기 위해서 받음각을 유지하도록 설계하였다. 목표 받음각은 9°로 설정하였으며, 목표 속도는 조종사가 ATCS를 활성화(engage)하는 시점의 속도로 하였다. 그림 2는 제어기의 구조를 나타낸다. 빠른 응답특성에 대한 오버슈트(overshoot)를 제거하고 정상상태(steady-state) 오차를 제거하기 위해 비례-미분-적분(proportional-integral-derivative) 제어기를 적용하였으며, 설계 영역에서의 응답을 최적화하기 위하여 모델기반 설계 기법을 적용하여 제어이득(control gain)을 설계하였다. 제어이득의 설계 요구조건은 군사규격(military specification)에 정의되어 있는 감쇄비(damping ratio)와 주파수(frequency)로 Level 1영역으로 하였다[8]. 그리고 모델 기반으로 설계된 제어이득은 최종적으로 실시간 환경에서의 조종사 평가(pilot evaluation) 결과를 기반으로 조율(tuning)하였다.

2.2 안전관리기능

자동추력 제어시스템의 작동 중에 결함이 발생하거나 항공기가 비정상적인 자세로 진입할 경우, 항공기의 안전을 보장하기 위해 안전관리기능(safety management)을 설계하였

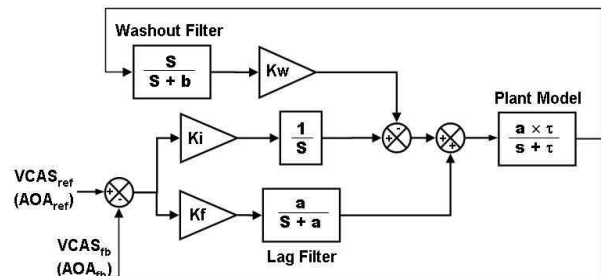


그림 2. 비행제어법칙 구조.
Fig. 2. Flight control law architecture.

다. 비정상적인 자세 기준에 대한 수치 값은 실제 항공기를 운용하고 있는 조종사의 의견 및 HILS 환경에서의 실시간 조종사 평가를 통해 선정하였다. 안전관리기능은 항공기의 자세, 속도 오차, 비행제어계통 결함 및 추력 조종 장치(PLA: Power Lever Angle)의 범위 등을 고려하여 설계하였다. 표 1은 안전관리기능의 설계 기준을 나타낸다. 조종사의 PLA 사용 범위는 IDLE에서 MIL사이로 설정하였으며, 항공기의 자세는 받음각이 15° 이내, 톨각은 UA의 경우에는 90° 이내, PA의 경우에는 70° 이내로 설정하였다. 그리고 PA 형상에서 착륙 시에 항공기가 지상에 접지(touch down) 할 경우는 자동으로 비활성화 된다. UA 모드에서는 과도한 상승 및 하강 비행으로 인해서 목표속도와 현재의 속도의 차이가 20knots 이상이 날 경우에는 자동으로 비활성화 되며, 자동비행시스템과 연계 시에는 속도 차이를 10 knots로 설계하였다. 또한, 비행제어컴퓨터 고장, 공기정보 센서 결함 등과 같은 비행제어계통의 고장 진단 시에는 자동으로 비활성화 된다.

3. 실시간 평가 환경 구축

3.1 시스템 설계

고등훈련기에서는 3채널의 PLA 신호를 생성하고, 이 중에서 A, B 채널은 아날로그 신호로 FADEC으로 전달되어 항공기의 추력을 제어하게 된다. 그리고 C 채널은 아날로그 신호로 비행제어컴퓨터로 전달되어 1553B 통신방식으로 FADEC로 전달된다. 이때, 비행제어컴퓨터로부터 전달된 C 채널은 A, B 채널 신호의 건전성을 모니터링 하는 역할을 한다. 따라서 자동추력 제어시스템을 적용하기 위해서는 비행제어컴퓨터에서 항공기 속도/받음각과 같은 상태정보를

표 1. 안전관리 기능.

Table 1. Function of safety management.

items	conditions
PLA	PLA < IDLE or PLA > MIL
Attitude	(φ > 90° and UA) or (φ > 70° and PA) or AoA > 15°, WOMG(Weight On Main Gear)
airspeed	VCAS_ref - VCAS_tar > 10knots and AP mode VCAS_ref - VCAS_tar > 20knots
FCS Device Fail	FCS Fail, Reconfiguration Mode and etc,

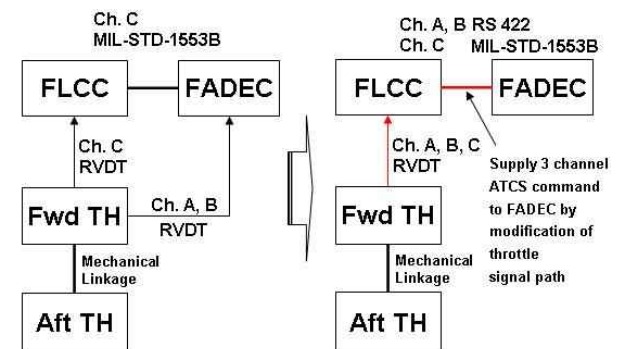


그림 3. 시스템 구조 변경.
Fig. 3. Modification of system architecture.

이용하여 자동추력 제어명령을 생성해야 함으로 기존의 PLA 신호전달체계를 변경하였다. 이러한 방식은 FADEC을 수정하는 복잡한 과정을 거치지 않고, 소프트웨어 수정만으로 자동추력 제어시스템을 설계할 수 있는 이점이 있다. 그림 3은 시스템 구조 변경 개념을 나타낸다. 기존의 PLA에서 생성되는 A, B 채널이 FADEC으로 전달되는 아날로그 신호를 제거하고, 비행제어컴퓨터로 전달될 수 있도록 하였다. 비행제어컴퓨터에서는 전달된 A, B 채널의 PLA 신호와 항공기의 상태정보를 기반으로 하여 자동추력 제어명령 생성하여 RS422 통신방식으로 FADEC에 전달된다.

3.3 엔진시뮬레이터

FADEC를 모사하기 위하여 PC 기반의 엔진시뮬레이터를 상용소프트웨어를 이용하여 개발하였다. 엔진시뮬레이터는 비행제어컴퓨터로부터 입력되는 A, B 및 C 채널의 자동추력 제어명령을 받는다. C 채널의 신호는 1553B, A와 B 채널은 RS422 통신 방식으로 전달되고, A와 B 채널의 자동추력 제어명령이 허용오차 범위 내에 있는지 모니터링 하고 추력명령 값이 허용 범위 내에 있는 경우, A와 B 채널의 평균값(average value)을 취한다. 그리고 A와 B채널의 값이 허용오차를 벗어나는 경우, C 채널의 신호를 참조로 하여 A 또는 B 채널의 신호의 건전성을 판단하여 건전성이 확보된 신호를 엔진에 인가한다.

3.4 하드웨어 설계

그림 4는 전체적인 하드웨어 설계 구조를 나타낸다. PLA에서 조종사에 의해 생성되는 A, B 및 C 채널의 추력 신호는 아날로그 방식으로 비행제어컴퓨터에 제공된다. 제공된 PLA 신호와 항공기의 상태정보를 이용하여 자동추력 제어명령을 생성한 후에 RS422 및 1553B 통신방식으로 엔진시뮬레이터로 전달하고, 최종적으로 신호의 건전성을 평가한 후에 엔진에 인가한다. 그리고 자동추력 제어시스템의 활성화/비활성화(engage/disengage) 방식은 조종석의 쓰로틀 장치(TQA: Throttle Quadrant Assembly)에 스위치를 설계하여 작동하게 하였다. 또한, 자동추력 제어시스템의 활성화/비활성화 정보를 조종사에게 제공하기 위해 조종석에 경고 램프(caution lamp)를 설계하였다. 조종사의 의도적인 조작에 의해 자동추력 제어시스템이 활성화될 경우에는 초록색등(green light), 2.2절에서 제시한 안전관리기능에 의해 강제로 비활성화 될 경우에는 빨간색등(red light)이 표시된다.

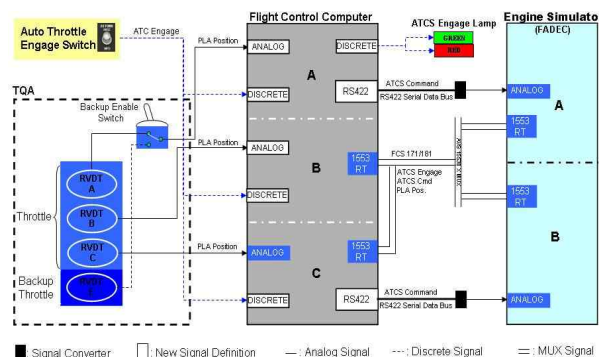


그림 4. 하드웨어 구조.
Fig. 4. Hardware architecture.

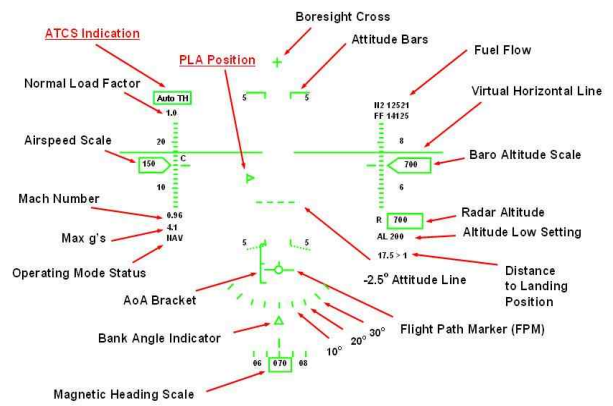


그림 5. 전방향시현기 수정.
Fig. 5. Modification of HUD (Head Up Display).

그림 5는 전방향시현기(HUD: Head Up Display)를 나타낸다. 자동추력 제어시스템의 활성화 여부를 HUD에 시현하도록 하였으며, 안전관리기능에 의해 강제로 비활성화 될 경우에는 깜빡거림(flashing)으로 조종사에게 주의를 줄 수 있도록 하였다. 그리고 모터 구동이 되지 않는 수동적인 쓰로틀(passive throttle)을 사용함으로써 자동추력 제어시스템이 비활성화 될 경우, PLA의 위치와 자동추력 제어명령과의 차이로 인하여 발생하는 천이응답을 최소화하여 비행안전성을 보장하기 위해 HUD에 PLA의 위치 정보를 시현하여 조종사가 인지할 수 있도록 하였다.

3.5 HILS 환경

비행제어컴퓨터 및 엔진시뮬레이터를 기반으로 하여 실시간 조종사 평가 환경인 HILS를 그림 6과 같이 구성하였다. 호스트 컴퓨터(host computer)는 항공기 모델 수행과 관련된 외부 입출력 데이터를 제공하며, 사양은 고성능의 중앙처리장치(CPU: Central Processing Unit) 6개와 메모리 1.5G를 사용한다. 영상혼합기(video mixer)는 영상생성기(image generator)에서 제공되는 지형 데이터베이스에 HUD 정보를 추가하여 채널별로 영상출력기(display monitor)에 제공한다. 신호연동장치(SIU: Signal Interface Unit)는 항공기의 하드웨어 입력을 호스트 컴퓨터에 제공하며, 호스트 컴퓨터에서 요구되는 초기 설정값 및 항공기 모델링 모듈의 출력과 같은 신호를 하드웨어 장비에 제공한다. 호스트 컴퓨터

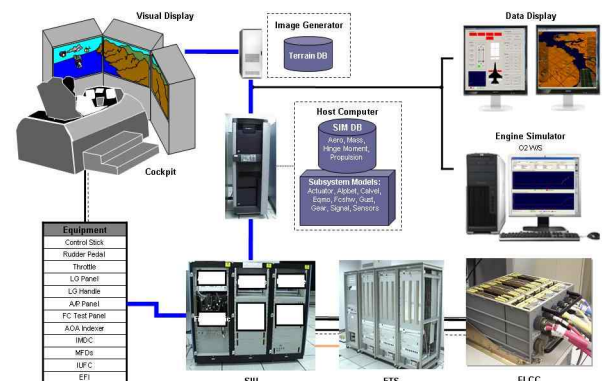


그림 6. HILS 기반 실시간 조종사 평가 환경.
Fig. 6. Real-time pilot evaluation environment based on HILS.

의 시뮬레이션 프로그램은 포트란(fortran)과 C 언어로 구성되어 있으며, 다중 중앙처리장치를 이용하여 제어모듈을 시뮬레이션 한다. 제어모듈은 64Hz로 수행되며 조종면 입력 및 모델링 모듈들로부터 입력을 제공 받아 수행한다.

비행제어컴퓨터는 TI사의 C4000 계열의 CPU를 사용하였으며, 3중 구조로 되어 있고 CPU 간의 상태를 체크할 수 있도록 설계되어 있다. 호스트 컴퓨터에서 제공하는 항공기 신호를 ETS (Engineering Test Station)를 통하여 비행제어컴퓨터에서 요구하는 전기신호로 변경한 후에 비행제어컴퓨터로 전달한다. 비행제어컴퓨터에서는 항공기에 제공하게 될 조종면 제어명령 및 자동추력 제어명령을 계산하여 ETS를 통해 호스트 컴퓨터로 전달되고, 호스트 컴퓨터로 전달된 자동추력 제어명령은 엔진시뮬레이터에 제공되어 시뮬레이션 된다. 그리고 항공기 상태 정보 및 엔진의 상태를 비행데이터 시현기 및 엔진시뮬레이터를 통해 확인할 수 있다.

III. 평가 결과

1. 시험영역 및 평가 선정

UA 형상에서 순항모드 및 PA 형상에서 착륙 접근모드의 성능을 평가하고, 안전관리기능을 검증하기 위해 표 2와 같은 비행영역에서 실시간 조종사 평가를 수행하였다. 순항 모드에서는 20kft에서 200, 300 및 400knots 비행영역에서 자동추력 제어시스템 및 자동비행시스템과의 연계에 따른 속도 유지 성능을 평가하였다. 세부적인 평가 항목은 1-g 수평비행(level flight), 상승(climb) 및 하강(descend) 비행과 자세각 및 고도 유지와 같은 자동비행시스템과의 연계로 하였다. 착륙 접근모드에서는 측풍(crosswind) 및 난기류(turbulence) 상황에 따라 일반적인 착륙과 오프셋 착륙(normal and offset landing)과 같은 조종성(handling quality) 기동을 통해 성능을 평가하였다. 그리고 300knots, 20Kft, UA 형상에서 안전관리기능의 신뢰성을 평가하였다.

2. HILS 환경의 신뢰성 평가

실시간 조종사 평가환경인 HILS의 신뢰성을 평가하기 위해 대표적인 비행영역에서 기동(manuever)을 수행하여 실시간 시뮬레이션 결과와 응답 특성을 비교 분석하였다.

표 2. 시험 영역.

Table 2. Test points.

test items	config	Alt (kft)	VCAS (knots)	maneuver
cruise (ATCS)	UA	20	200-300	1g level flight with TH. sweep.
		20	200	climb(vz =10ft/sec)
		20	400	climb(vz = -5ft/sec)
cruise (ATCS +AP)	UA	20	300	1g level flight with TH. sweep. (A.P: Alt/ATT/Heading/Steering)
Approach (ATCS)	PA	5	200	1g level flight with TH. sweep.
		3	9° AoA	normal/offset landing
Safety Manage.	UA	20	300	PLA, roll angle, AoA, speed difference

표 3. 대표적인 비행영역에서의 Checkcase 결과.

Table 3. Result of checkcase in representative test points.

Mach/VCAS	Alt (kft)	Nz (g's)	Config	Gear	Maneuver	Result
0.9	40	1	F0	UA	Pull Up	similar
			F12	UA	PD, 360° Roll	similar
			F9D1	UA	YD	similar
		2	F0	UA	PD, 360° Roll	similar
			F12	UA	Pull Up	similar
			F9D1	UA	Trim	similar
160	0.5	1	F0	PA	PD, YD	similar
			F12	PA	Trim	similar
			F9D1	PA	Trim	similar
		2	F0	UA	PD	similar
			F12	UA	YD	similar
			F9D1	UA	Trim	similar
0.6	25	1	F0	UA	YD	similar
			F12	UA	Trim	similar
			F9D1	UA	YD, Pull Up	similar
0.8	15	1	F0	UA	PD, YD, Pull Up	similar
			F12	UA	360° Roll	similar
			F9D1	UA	Trim	similar
		2	F0	UA	PD	similar
			F12	UA	Trim	similar
			F9D1	UA	YD, Pull Up	similar
1.003	0.1	1	F0	UA	PD, YD, Pull Up	similar
1.4	35	1	F0	UA	PD, YD, Pull Up	similar

이때, 평가 기준은 동일 기동에 대한 항공기 응답의 상사성(similarity)이다[9]. 표 3은 대표적인 형상 및 비행영역에서의 비교 결과를 나타낸다. 주요 비행영역은 고고도(high altitude), 저속(low speed), 고속(high speed), 고받음각(high angle of attack) 및 조종면 효과가 동압이 큰 영역(high Qc)으로 선정하였다. 이때, 수직가속도 영향을 파악하기 위해 1 및 2g 비행영역을 고려하였다. 항공기 형상은 UA 및 PA에서 대표적으로 3가지 형상에 대해 고려하였는데, CAT(Category) 1에서는 F0, CAT 3에서는 F12 및 F9D1 형상에 대하여 평가를 수행하였다. F0 형상은 1, 7번 위치에 Launcher를 장착하고 있는 형상이다. F12 형상은 1, 7번 위치에 AIM-9, 4번 위치에 SUU-20, 3, 5번 위치에 150lbs 연료탱크를 장착하고 있는 형상이다. F9D1 형상은 비대칭 무장형상으로 1번 위치에 Launcher, 7 번 위치에 AIM-9, 3, 5번 위치에 150lbs 연료탱크를 장착하고 있는 형상이다. 기동은 세로축 운동 특성을 평가하기 위해 PD (Pitch Doublet), Max. Pull Up 기동을 수행하였고, 가로-방향축 운동특성을 평가하기 위해 YD (Yaw Doublet), Max. 360 degree roll 기동을 수행하였다. 또한, 각 영역에서 트림을 수행하여 항공기 안정화 특성을 평가하였다. 평가 결과, 실시간 시뮬레이션 결과와 비실시간 시뮬레이션 결과와의 동일 조종 입력에서 항공기 응답 특성의 상사성을 확인하여 구축된 HILS 환경의 신뢰성을 확인할 수 있었다.

3. 실시간 조종사 평가

본 절에서는 속도 유지를 위한 순항모드 및 자동비행시스템과의 연계, 받음각 유지를 위한 착륙접근모드 및 안전

관리기능에 대한 평가를 위해 표 2에서 제시한 시험영역에서 실시간 조종사 평가를 수행한 결과를 나타낸다.

3.1 순항모드

속도 유지를 위한 순항모드의 평가에서는 항공기 자세 제어는 조종사의 입력으로 제어하고, 속도 유지는 자동추력 제어시스템을 사용하게 함으로써 자세 변화에 따른 속도 유지 기능을 평가하였다. 시험 항목은 1-g 수평비행, 상승 및 하강을 수행하였으며, 상승 및 하강 시에 조종사의 롤각 제한은 $\pm 90^\circ$ 이내로 하였다. 그리고 상승 시의 수직속도 (vertical velocity)는 10ft/sec, 하강 시에는 -5ft/sec 이내로 하였다. 이는 시험영역에서 항공기 자세로 인한 영향이 자동추력 제어명령의 범위를 벗어나지 않도록 하기 위함이다. 본 논문에서는 300knots, 20kft, UA, 1g 비행영역에서 수행한 조종사 평가 결과를 대표적으로 1-g 수평 비행에서의 평가 결과를 제시한다.

그림 7은 300knots, 20kft, UA, 1g 비행영역에서 속도 유지를 위한 순항모드를 평가한 결과를 나타낸다. 조종사는 4초 후에 자동추력제어시스템을 작동시켜 목표속도(target speed)를 설정한다. 그리고 목표 속도 유지 특성을 평가하기 위해 조종사가 인위적으로 PLA를 IDLE에서 MIL사이의 값으로 변화시킨다. 이때, 항공기의 속도는 조종사의 PLA 입력으로 증가 또는 감속하게 되고, 자동추력 제어시스템에서는 항공기 상태정보를 입력 받아 자동추력명령을 생성시켜서 속도 오차를 보상하게 된다. PLA 입력이 끝난 후, 목표 속도의 ± 0.5 knots 이내로 회복하는데 소요되는 시간은 11.5초가 소요되었으며, 정상상태 오차는 ± 0.01 knots 이내였다. 그리고 조종사의 갑작스러운 PLA 입력으로 발생하는 수직가속도 천이응답은 ± 0.01 g 이내였다.

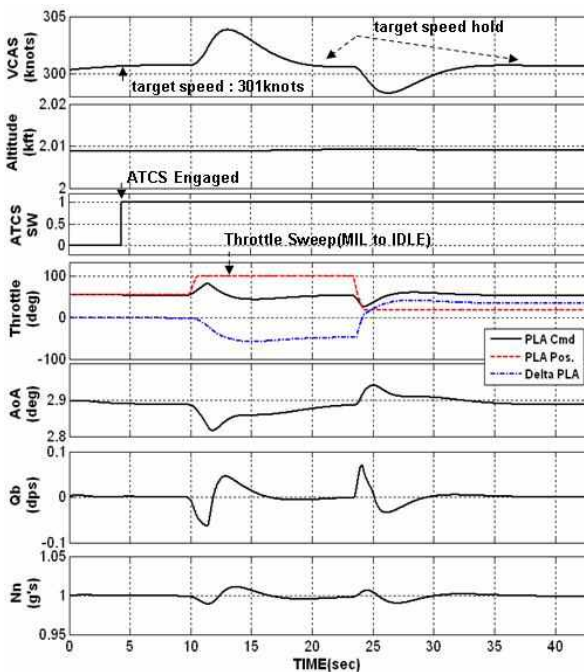


그림 7. 순항모드 시험 결과.

Fig. 7. Result of cruise mode in 300knots, 20Kft, UA 1g level flight with Throttle sweep.

3.2 자동비행조종시스템 연동

개발된 자동추력 제어시스템과 현재 고등훈련기에 설계되어 있는 자동비행조종시스템과 연계하여 자동비행에 따른 속도 유지 성능을 평가하였다. 자동조종비행시스템의 평가 항목은 세로축으로는 고도/피치자세각 유지, 가로-방향 축으로는 방향각/롤각/조향(heading angle/roll angle/steering) 유지로 하였다. 본 논문에서는 300knots, 20kft, UA, 1g 비행영역에서 설정된 고도와 목표방향각(target heading angle)을 추종하는 자동조종비행시스템과의 연계한 조종사 평가 결과를 제시하였다.

그림 8은 300knots, 20kft, UA, 1g 비행영역에서 자동비행 시스템과 자동추력 제어시스템을 연계하여 평가한 결과를 나타낸다. 조종사는 3초 후에 자동추력 제어시스템을 작동시켜 목표속도를 설정하고, 4초 후에 고도를 유지하여 목표 방향각 추종하기 위한 자동조종비행시스템을 작동시킨다. 초기에는 자동추력 제어시스템에 의하여 목표 속도를 유지하고, 자동비행조종시스템의 작동으로 항공기는 목표 방향각을 추종하기 위해 -30° 롤각으로 선회기동을 한다. 그리고 속도에 대한 외란의 영향성을 평가하기 위해 조종사는 PLA 입력을 MIL로 설정하게 된다. 이때, 선회 기동으로 항공기의 양력을 소실함으로써 고도 하강이 발생하고, PLA 입력으로 속도 증가가 발생하지만, 자동추력 제어시스템 및 고도 유지 자동비행으로 속도 및 고도는 목표 값으로 회복하였다. 이때, 목표 속도의 ± 0.5 knots 이내로 회복하는데 소요되는 시간은 11초가 소요되었으며, 정상상태 오차는 ± 0.01 knots 이내였다.

속도 유지를 위한 순항 모드를 평가한 결과, 수평비행, 상승 및 하강, 자동비행시스템에 연계한 균형 선회 기동에

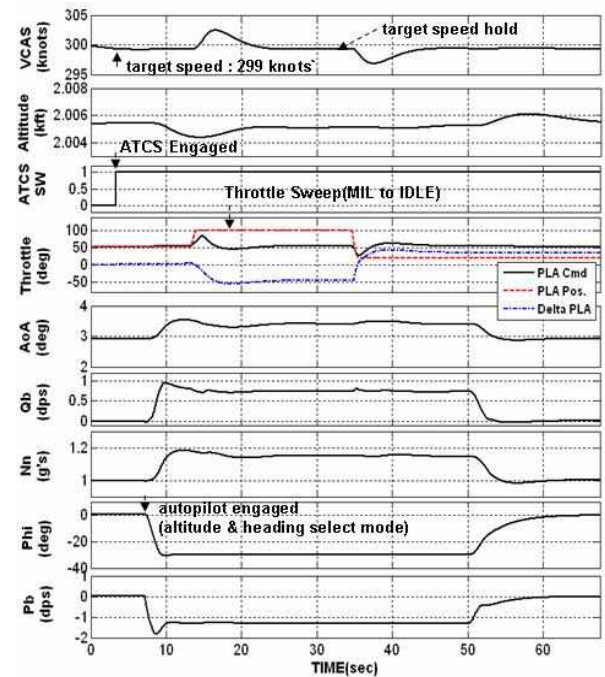


그림 8. 자동비행시스템과 연계한 순항모드 시험 결과.

Fig. 8. Result of cruise mode with autopilot in 300knots, 20Kft, UA 1g level flight(Throttle Sweep).

서 목표 속도 추종 오차는 ± 0.01 knots 이내였다. 그리고 목표 속도로 회복하는데 소요되는 시간은 12초 이내였으며, 조종사의 갑작스러운 PLA에 대해서 발생하는 수직가속도 천이 응답은 $\pm 0.01g$ 이내로 관련요구도에서 제시하고 있는 기준을 만족할 수 있었다[10].

3.3 접근 모드

접근 모드에서 받음각 유지 성능을 검증하였다. 평가 기준은 군사규격에 제시되어 있는 CHR (Cooper-Harper Rating) 및 PIO (Pilot Induced Oscillation) 조종성 평가 기준을 적용하였다. 평가방법은 일반적인 착륙과 오프셋 착륙에 대하여 수행하였으며, 난기류 및 측풍조건에서 영향성을 평가하였다. 본 장절에서는 200knots, 5Kft, PA, 1g에서의 받음각 추종 평가 및 일반적인 착륙 과정에서 수행한 조종성 평가 결과를 나타낸다.

그림 9는 200knots, 5kft, PA, 1g 비행영역에서 자동추력 제어시스템을 이용한 받음각 추종 평가 결과를 나타낸다. 조종사는 9초 후에 자동추력 제어시스템을 작동시키고, 항공기는 목표 받음각인 9°를 맞추기 위해 자동추력 제어명령을 생성하여 항공기에 인가하게 된다. 이때, 속도 감속의 영향으로 1-g 수평비행을 유지하기 위해 조종사는 조종간을 이용하여 보상한다. 최종적으로 항공기의 목표 받음각은 오차범위 $\pm 0.1^\circ$ 이내로 추종한다는 것을 확인할 수 있었다.

그림 10은 일반적인 착륙/접근에 대한 조종성 평가를 수행한 결과를 나타낸다. 조종사는 고도 3kft, 받음각 9°로 접근 비행을 수행하였으며, 비행제어컴퓨터에서는 목표 받음각을 유지하기 위해 자동추력 제어명령을 생성하고 항공기에 인가한다. 그리고 플레어(flare) 단계에서 강하율을 감소시키기 위해 조종사가 항공기의 기수를 들어 올리게 되는

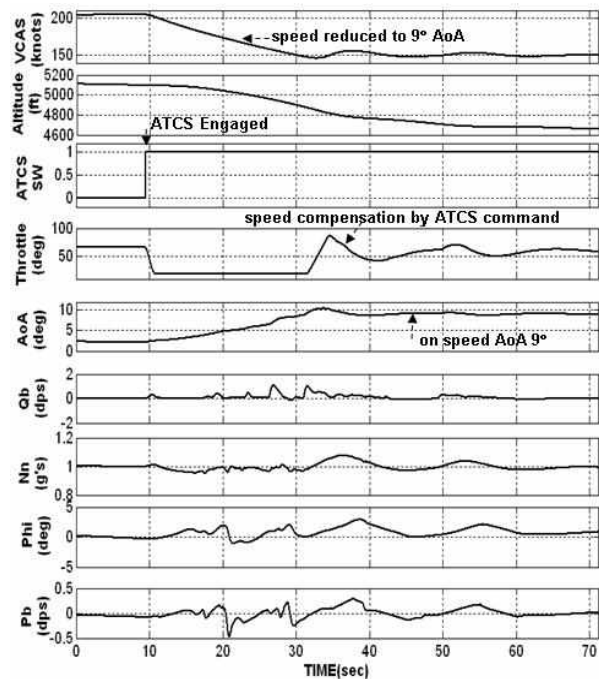


그림 9. 받음각 추종에 대한 시험 결과.
Fig. 9. Result of following to target AoA in 200knots, 5Kft, PA 1g level flight.

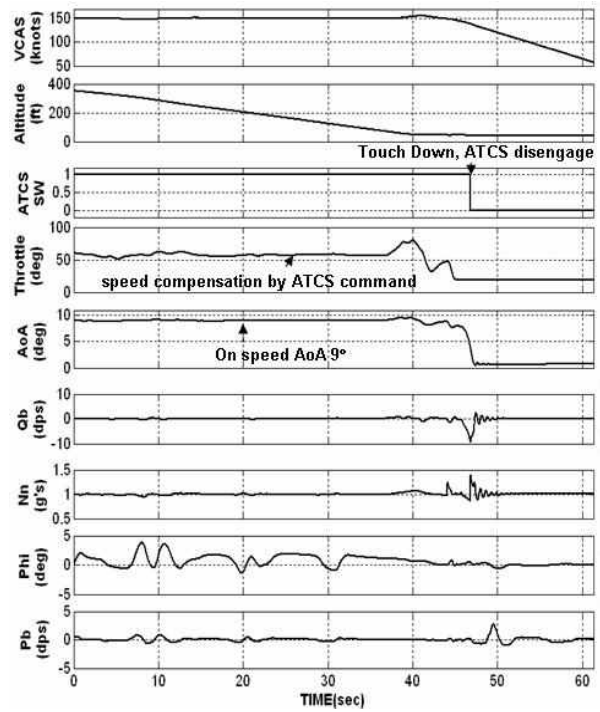


그림 10. 착륙/접근에 대한 시험 결과.
Fig. 10. Result of approach and landing.

데 이때, 비행제어컴퓨터에서는 추력 명령을 증가시켜 받음각 증가에 따른 속도 감속을 보상한다. 항공기가 착륙 접지 후에는 안전관리기능의 작동으로 자동으로 자동추력 제어시스템은 강제로 비활성화 된다.

접근모드에서의 받음각 유지 기능 및 착륙에 대한 조종성을 평가한 결과, 목표 받음각 추종 성능은 만족스러웠고, 평가 전 영역에서 조종성 Level 1을 획득할 수 있었다.

3.4 안전관리기능

본 절에는 안전관리기능에 대해 평가한 결과를 제시한다. 평가의 기준은 안전관리기능의 작동 여부 및 비정상적인 자세 값 기준의 적합성을 실시간 조종사 평가를 통해 검증하였다. 첫째, 비행제어시스템의 결함 발생 시에 자동추력 제어시스템이 비활성화 되고 상태정보를 HUD를 통해 조종사에게 알려준다. 이때, 비활성화로 인하여 진동(oscillation)과 같은 특이한 상황이 발생하지 않는지 검증하였다. 둘째, 비정상적인 자세에 진입했을 경우에 자동으로 비활성화되지 여부를 평가하였으며, 기준 값의 설정에 따른 적합성을 조종사의 평가 견해를 통해 조율하였다. 안전관리기능에 대한 조종사 평가 결과, 자동추력제어시스템의 비활성화에 대한 기준 값으로 설계한 안전관리기능은 항공기의 안전을 효율적으로 보장한다는 평가를 받았다.

IV. 결론

최신의 전투기에는 조종사의 조종부담을 감소시키고 비행 안전성, 연료의 효율성 및 작전 임무 효율의 극대화를 위해 여러 가지 진보된 기능을 적용하고 있다. 대표적으로 자동추력 제어시스템을 설계하여 비행제어컴퓨터에서 자동으로 추력 조절 명령을 생성하여 항공기의 속도를 자동으

로 유지하고, 기존의 자동항법비행과 연계하여 조종사의 조종 부담을 감소시키고 있다. 그리고 착륙 시에 자동으로 받음각을 유지하게 함으로써 함상 착륙(carrier base landing)과 같은 조종 부담이 큰 비행영역에서 조종사의 부담을 감소 시킴으로써 항공기의 안전성을 극대화하고 있다.

본 논문에서는 고등훈련기 모델을 이용하여 자동추력 제어시스템을 개발하였다. 기존의 하드웨어를 변경하지 않고, 3중의 비행제어컴퓨터에서 속도 및 받음각 등과 같은 항공기의 상태 정보를 참조로 하여 자동추력 제어명령을 생성할 수 있도록 하였다. 또한, 3중의 자동추력 제어명령을 FADEC를 제공함으로써 결함에 대한 시스템의 신뢰성을 향상시켜 비행 안전성을 극대화하였다. 개발된 자동추력 제어시스템은 실시간 평가 환경인 HILS를 구성하여 순항모드, 접근모드 및 안전관리기능에 대하여 조종사의 평가를 수행하였다. 본 논문에서 제안하고 있는 자동추력 제어시스템은 순항 모드에서는 추가적인 PLA 조작 없이 속도를 유지할 수 있음으로 수평, 하강 및 상승 비행과 같은 비행영역에서 효율적이고, 기존의 자동비행시스템과 연계함으로써 조종사의 조종부담을 경감시킬 수 있었다는 평가 견해를 받았다. 그리고 속도 추종에 대한 오차범위 및 추종시간은 관련규격서에서 제시한 기준을 만족할 수 있었다. 또한 착륙 시에 접근모드를 사용함으로써 PLA의 조작 없이 받음각을 유지할 수 있었고, 조종사는 조종간(control stick) 만을 사용하여 비행경로제어 만으로 착륙을 할 수 있음으로 조종 부담을 상당 부분 감소시켜 비행안전성을 개선시킨다는 평가를 받았다.

V. 향후계획

본 논문에서 개발된 자동추력 제어시스템을 기반으로 하여 한국형 전투기(KFX: Korean Fighter eXperimental), 무인 전투기(UCAV: Unmanned Combat Air Vehicle) 사업에 적용을 목표로 비행 안전성 및 작전 임무 효율을 극대화하기 위한 선진화된 자동항법 및 자세 회복기능을 설계할 계획이다. 그림 11은 자동추력 제어시스템을 기반으로 한 선진화된 자동항법비행시스템 및 안전시스템 개발에 대한 계획으로 세부 사항은 다음과 같다.

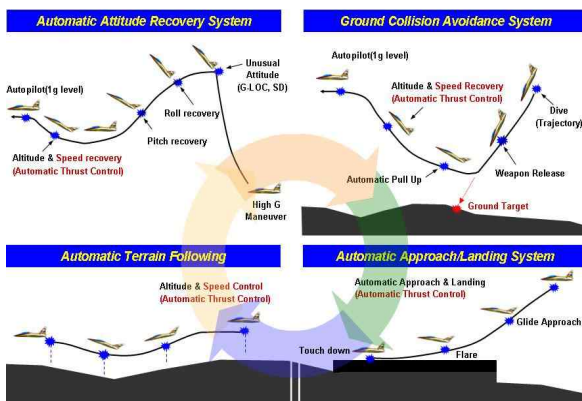


그림 11. 선진화된 자동항법 및 안전시스템 개발 계획.
Fig. 11. Development plan of advanced autopilot and safety system.

1) AARS (Automatic Attitude Recovery System)

조종사의 G-LOC (Gravity induced Loss of Consciousness) 및 SD (Spatial Disorientation)와 같은 상황에서 항공기의 상태정보 및 조종사의 의식 상태를 정확히 감지하여 항공기의 비정상적인 자세(unusual attitude)를 자동으로 회복할 수 있는 시스템이다. 이러한 시스템에는 APRS (Automatic Pitch Rocker System) 및 PARS (Pilot Activated Recovery System) 등이 있다.

2) GCAS (Ground Collision Avoidance System)

공대지 공격(ground attack) 임무 수행 시, 지상의 목표물을 정확히 타격한 후에 지상 충돌(ground collision)을 회피하여 자동으로 고도 및 속도를 회복할 수 있는 시스템이다.

3) TFS (Terrain Following System)

적의 레이더망을 회피하고, 적의 중심을 타격하기 위해 필요한 전술로 저고도 비행에 필요한 기능으로 복잡한 지형을 회피하고 목표물까지 자동 경로(trajecory)를 생성하고 추적할 수 있는 시스템이다.

4) ALS (Automatic Landing System)

착륙 접근 시, 조종사의 조종부담을 경감시키고 비행 안전을 최대화 할 수 있도록 자동 착륙을 할 수 있는 시스템이다.

참고문헌

- [1] G. B. Gilyard and J. J. Burken, "Development and flight test result of an autothrottle control system at mach 3 cruise," NASA Contractor Report 16218, January 1990.
- [2] K. R. Bruce, "Integrated Autopilot/Autothrottle for the NASA TSRV B-737 Aircraft: Design and Verification by Nonlinear Simulation," NASA Contractor Report 4217, February 1989.
- [3] I. Kaminer, R. A. Benson, E. E. Coleman, and Y. S. Ebrahimi, "Design of Integrated Pitch Axis for Autopilot/Autothrottle and Integrated Lateral Axis for Autopilot/Yaw Damper for NASA TSRV Airplane Using Integral LQG Methodology," NASA Contractor Report 4268, January 1990.
- [4] D. L. Bader, "Automatic Throttle Control for Business and Commuter Aircraft," IEEE, pp. 205-211, 1990.
- [5] M. Douglas, "NATOPS Flight Manual Navy Model F/A-18E/F 165533 and Up Aircraft," A1-F18EA-NFM-200, March 2001.
- [6] "F-16 Block 60, The New Standard of Excellence for Multirole Fighters," Lockheed Martin Proprietary Information.
- [7] A. F. Barfield, J. Probert, and D. Browning, "All terrain ground collision avoidance and maneuvering terrain following for automated low level night attack," *Aerospace and Electronic System Magazine, IEEE*, vol 8, Issue 3, Mar 1993 pp. 40-77.
- [8] "Military Specification Flying Qualities of Piloted Airplane," MIL-F-8785C, 5 November 1980.

- [9] A. S. Jun, C. S. Kim, I. J. Cho, and E. Y. Lee, "Verification of flight control law similarity and hils environment reliability for fighter aircraft," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science*,

vol. 37, no. 7, pp. 464-469, 2009.

- [10] "Department of Defense Joint Service Specification Guide(Vehicle Control and Management System)," JSSG-2008, 30 October 1998.



김 종 섭

2000년 한국기술교육대학교 제어기계 공학과 졸업. 2002년 한양대학교 대학원 전기전자제어계측공학 석사. 2002년~현재 한국항공우주산업(주) 비행제어팀. 관심분야는 비행제어법칙설계 및 해석, 고발음각 제어법칙 설계, 전

환장치 알고리즘, 시스템 모델링.



조 인 제

1984년 경북대 전자과 졸업. 1986년 동 대학원 석사. 1986년~현재 한국항공산업주식회사 T/A-50 비행제어팀 수석연구원. 관심분야는 안전 중시 소프트웨어 설계/검증.



이 동 규

1990년 공군사관학교 항공공학과 졸업. 1990년~2005년 공군 전투조종사로 근무. 2001년 영국 국제시험비행학교 Fixed Wing Test Pilot Course 졸업. 2005년~현재 한국항공우주산업(주) 비행운영팀 시험비행 조종사. 관심분야

는 비행제어법칙 해석 및 검증.