技術論文 J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(11), 968-973(2014)
DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.11.968
ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

유무인 겸용 비행체의 자동비행조종시스템 개발

이상종*, 최형식**, 성기정**

Automatic Flight Control System Development for Optionally Piloted Vehicle

Sangjong Lee*, Hyoung Sik Choi** and Kie-Jeong Seong**
Department of Aircraft Mechanical Engineering, Inha Technical College*
Flight Control and Avionics Team, Korea Aerospace Research Institute**

ABSTRACT

Optionally Piloted Vehicle is one of the UAV development technology and method, which can provide the economic and efficient unmanned system. Existing manned aircraft is evaluated through much flight operations and it can supply the reliable aircraft platform, engine and subsystems for operation. In addition, OPV can be operated both manned and unmanned vehicle to satisfy the mission requirement. under the certain flight conditions. This paper describes main development procedures for automatic flight control system of OPV and summarizes the technical issues and results.

초 록

유무인 겸용 비행체인 OPV는 무인기 개발방법 중의 하나로 기존 유인기 운용을 통해 검증된 유인 비행체와 엔진 및 각 계통을 유지하며, 무인기 운용을 위해 필요한 부가 시스템을 장착하고, 필요에 따라 기존시스템을 수정하여 개발비용과 시간을 줄일 수 있는 장점을 가지고 있다. 또한 임무 및 비행조건에 따라 유인기와 무인기로 겸용하여 운용할 수 있는 장점을 가지고 있으며, 퇴역하는 유인기를 재활용하는 측면에서도 국가의 중요재원을 효율적으로 활용할 수 있는 시스템이다. 본 논문에서는 국내 최초로 개발한 고정익 OPV 비행체의 자동비행조종시스템을 중심으로 초기 중요 개발개념과 기술적 고려사항 들을 정리하였다.

Key Words : OPV(유무인 겸용 비행체), UAV(무인기), Flight Control System(비행제어시스템), System Integration (체계종합), SCAS(안정성/조종성 증대시스템)

Ⅰ. 서 론

OPV (Optionally Piloted Vehicle)라 불리는 유무인 겸용 비행체는 무인기의 일종으로 기존에 활용되고 있는 유인기를 무인기로 전환·수정 개발한 비행체이다. 따라서 개발초기부터 새로운 형상과 각 부체계를 개발하는 기존의 무인기 개발 방식과는 달리 기존의 안정성과 신뢰성이 검

† Received : March 27, 2014 Revised : September 16, 2014 Accepted : September 22, 2014
** Corresponding author, E-mail : chs@kari.re.kr

증된 비행체와 엔진 등 각 부체계 및 계통시스템을 활용한다는 관점에서 경제적으로 개발비용이 저렴하며, 개발기간을 단축시킬 수 있는 여러 가지 장점을 가지고 있다. 또한 유인기 조종에 필요한 여러 장치 및 계통을 유지하며, 일부를 수정하기 때문에 임무에 따라 유인기 및 무인기로 동시에 운용할 수 있는 이점도 가지고 있다. 한 예로 미국과 이스라엘의 무인 비행체 운용 통계의 사고율 분석 결과에 따르면 무인기 사고원인들 중 가장 큰 빈도수는 추진기관 문제 (38%)이며, 다음으로 비행조종시스템 (19%)이 원인인 것으로 조사되었다[1]. OPV 비행체를 활용하는 가장 큰 장점으로는 안정성이 검증된 유인기 시스템을 활용하여 사고의 위험요인을 배제할 수 있다는 것으로, 감항규정에 의해 인증된 비행체와 엔진 등 검증된 유인 플랫폼의 안전성과 성능을 활용하여 위험성을 줄이고, 비행체 개발시간을 단축할 수 있다. 대표적인 OPV 비행체로 회전익 형태의 Unmanned Little Bird와 고정익 형태로의 OPALE 및 Sky Raider가 알려져 있다. 미국 보잉사는 퇴역하는 유인 헬기인 MD- 530F를 무인화한 Unmanned Little Bird를 개발하여 2006년 6월에 첫 무인 비행을 성공하였으며, 또한 한국항공우주연구원에서 개발한 선미익 항공기인 반디호(FireFly)를 개조하여 무인화 시킨 미국 Proxy사의 Sky Raider 및 Diamond Aircraft사의 쌍발 항공기인 DA-42를 무인화시킨 OPALE이 대표적인 OPV 비행체이다.

산업통상자원부의 지원을 받아 한국항공우주연구원에서 추진 중인 “항공부품 정밀비행시험 시스템 및 기본형 무인플랫폼 개발” 사업은 국내 중소기업에서 개발한 항공부품의 검증 및 성능시험을 위한 비행시험 시스템을 개발하는 사업으로, 본 사업에서는 정밀비행시험을 위한 비행체 플랫폼으로 유인 및 무인 운영이 가능한 OPV 비행체를 2인승 LSA (Light Sport Aircraft)급인 독일 Flight Design사의 CTLS 비행체를 대상으로 개발을 진행하고 있다. 항공부품의 정밀비행시험을 위해서는 정밀 자세제어 및 유도제어 기능을 제공하는 자동비행조종시스템 (AFCS, Automatic Flight Control System) 개발이 필수적이며, 특히 본 사업에서의 대상 비행 플랫폼이 동일한 비행체로 유인 및 무인 운영이 가능하여야 하므로, 이때 적용되는 자동비행제어시스템은 기존의 무인기 제어시스템과는 다른 특성을 고려하여야 한다.

Fig. 1. Unmanned Little Bird and Sky Raider

본 논문에서는 국내 최초로 수행한 OPV 비행체의 자동비행조종 시스템 개발을 위해 수행한 중요한 설계 과정과 절차 및 설계결과를 종합하여 기술하고, 다중화 구현방안과 조종면 작동방식 및 작동기 선정 등 개념설계 단계부터 비행시험까지 전체 개발과정에서 고려하여야 할 필수 기술적 사항들에 대해 기술하였다.

II. OPV 대상비행체 및 AFCS 체계

2.1 OPV 개발 대상 비행체

본 사업에서는 2인승 LSA (Light Sport Aircraft)급인 독일 Flight Design사의 CTLS를 대상 플랫폼으로 선정하였으며, 주요 제원과 형상은 다음 Table 1과 같다. LSA 비행체는 미연방항공청 (FAA)에서 2004년에 신규규정을 통해 제정한 비행기급으로 최대이륙중량 600 kg 이하의 2인승 비행체로, ASTM 인증을 통해 초경량 항공기보다 안정성을 보증한다.

Table 1. Specification of OPV (CTLS)

Weight and Dimension	
MTOW	1,320 lbs
Empty Weight	770 lbs
Length	21.7 ft
Height	7.7 ft
Wing Span	28.2 ft
Performance	
Cruise Speed (V_C)	115 kts
Stall Speed (V_{S0})	39 kts
Never Exceed Speed (V_{NE})	145 kts
ETC.	
Powerplant	Rotax912 (100 HP)
Parachute	BRS 1350

Fig. 2. Developed OPV and GCS

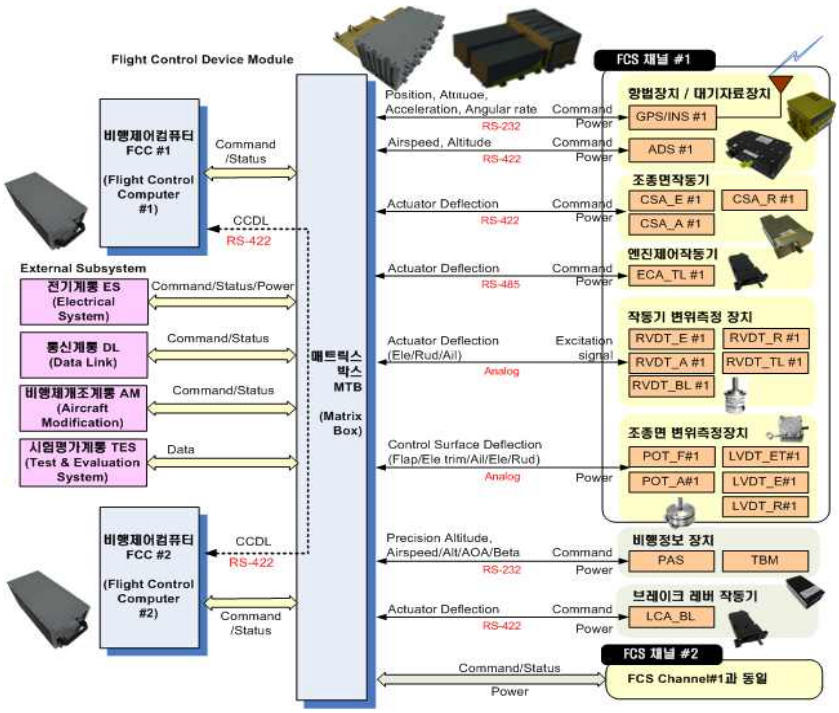

Fig. 3. Schematic diagram of automatic flight control system

2.2 OPV 자동비행조종시스템 체계

항우연 OPV 자동비행조종시스템은 Fig. 3에 보여지는 바와 같이 비행조종컴퓨터를 중심으로 2중화 구조를 통해 시스템의 안전성과 신뢰성을 만족시키도록 하였으며, 무인기의 운용을 위해 필요한 통신계통, 전기계통 및 기존 유인기 계통과의 인터페이스를 위한 비행체개조계통 및 정밀 비행시험을 위한 시험평가계통과 외부적인 인터페이스 구조를 갖도록 구성하였다. 내부 인터페이스 및 구성은 Table 2와 같이 다중화 관리 및 비행제어 및 유도기능을 담당하는 장치를 포함하는 비행조종장치 모듈 (Flight Control Device Module)과 비행체의 위치 및 자세각, 각속도 측정장치로 이루어진 항법장치 모듈 (Navigation Device Module), 비행체의 속도, 고도정보 획득을 위한 비행정보장치 모듈 (Flight Information Device Module) 및 비행체의 각 조종면 작동과 쓰로틀 및 브레이크 작동을 위한 조종 작동장치 모듈 (Control Actuation Device Module)로 구성되어 있다.

Table 2. Components of AFCS

구성품명	요 구 기 능
비행조종장치 모듈 (Flight Control Device Module)	-항법장치/비행정보장치/외부계통과의 정보 획득 및 제어명령 생성 -지상관제장비의 입력 명령 처리 및 탑재장치들의 상태정보 보고 -비행모드에 적합한 비행/유도 제어법칙 수행 및 작동기 제어명령 생성 -다중화 관리, 고장탐지 및 비상상황 대처 기능수행 -비행조종컴퓨터(FCC) 및 매트릭스 박스(MTB)로 구성
항법장치 모듈 (Navigation Device Module)	-비행체의 위치 및 대지속도 측정 -비행체의 자세각,각속도 및 가속도 측정 -위성/관성항법장치(GPS/INS)로 구성
비행정보장치 모듈 (Flight Information Device Module)	-비행체의대기속도, 압력고도 측정 -착륙접근시의 정밀고도를 측정 -대기자료시스템(ADS) 및 정밀고도장치(PAS)로 구성
조종 작동장치 모듈 (Control Actuation Device Module)	-비행체의 조종면 (엘리베이터/러더/에일러론) 구동 -브레이크 레버 및 엔진 제어를 위한 쓰로틀, 쵸크 레버 구동 -조종면작동기(CSA),착륙장치 작동기(LCA),엔진제어 작동기(ECA)로 구성

III. AFCS 개발 주요 기술요소

3.1 다중화 시스템 구현방안

OPV 비행체의 무인운용을 위해서는 기존 무인기와 동일한 자동조종 및 유도 제어 시스템을 장착하여야 하며, 디지털방식의 비행조종컴퓨터 (FCC, flight control computer) 및 전기-기계식 작동기가 사용되기 때문에 비행조종시스템의 고

장률을 낮추고 신뢰성을 증대시키기 위해서는 여분 (redundancy)을 사용한 다중화 구조를 채용하여 시스템 고장에 대처하였다. 본 OPV 개발시에는 다중화 구현이 요구조건으로 운영요구서 (ORD, Operational Requirement Document) 및 체계규격서 (SS, System Specification)에 명시되어 있어, 대상 OPV 비행체에 구현할 다중화 구조를 우선적으로 결정하여하였다. 이를 위해 단일화 (Simple Channel), 이중화 (Dual Channel)에 대한 신뢰성 분석이 수행되었으며, 본 사업예산 범위내에서 삼중화 (Triple Channel)는 배제하였다. FTA (Fault Tree Analysis)를 이용한 비행 제어력 손실확률 (PLOC)의 분석을 통해 Fig. 4의 Simple Dual Channel 구조를 선정하였으며, Fig. 5의 분석결과에서 보여지는 바와 같이 대상 비행체의 지정된 임무시간 (2시간) 이내에서는 다중화 여분이 신뢰도에 큰 영향을 미치지 않고 비슷한 신뢰도를 나타내었으며, 이중화 시스템은 단일 시스템에 비해 약 100정도 높은 신뢰도를 제공한다. 따라서, 구현 복잡도가 상대적으로 용이하고 시스템이 간결하며, 비용측면에서 유리한 Simple Dual Channel을 선정하였다[3].

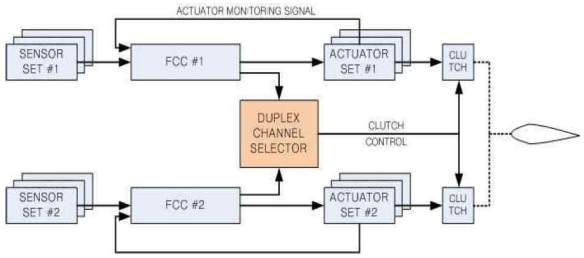

Fig. 4. Dual redundancy system of OPV

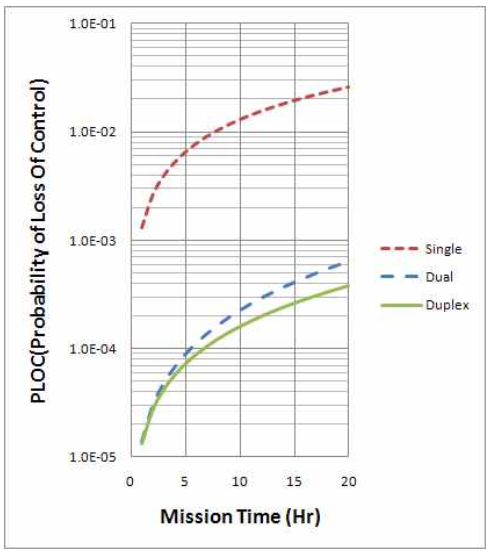

Fig. 5. Results of PLOC analysis

3.2 조종면 작동기 선정

대상 비행체인 CTLS는 유인조종계통은 cable과 rod로 이루어진 기계식 링키지(mechanical linkage) 시스템으로 이루어져 있어, 무인화를 위해서는 전기식 조종면 작동기를 필수적으로 장착하여야 한다. 조종면 작동기에 사용되는 EMA (Electro-Mechanical Actuator) 방식의 작동기 선정을 위해서는 대상 CTLS 비행체의 조종면 힌지 모멘트 해석을 최우선적으로 해석하여야 하는데, Roskam 해석 기법을 적용한 AAA (Advanced Aircraft Analysis) 상용 프로그램을 활용하였다[4][5]. CTLS 비행체의 AOI (Aircraft Operating Instruction Manual)를 참조하여, 순항비행조건에서의 설계점을 정하고 플랩, 엘리베이터, 러더 및 에일러론의 힌지 모멘트를 해석하였으며, 결과는 Table 3에 정리하였다. 엘리베이터의 힌지 모멘트가 47.6 Nm로 가장 크게 나왔으며, 여유마진 20%를 고려하면 57.1 Nm가 설계 힌지모멘트 값으로 결정된다.

분석된 힌지 모멘트 해석결과를 바탕으로 엘리베이터와 러더는 힌지 모멘트 요구조건을 만족시키는 Moog 935 작동기를 선정하였으며, 에일러론은 Bental RSA-0233 작동기를 선정하였다. 플랩의 경우는 기존 유인기에 장착된 서보모터를 이용하는 방식을 채택하였다. OPV 비행체의 경우는 조종사가 탑승한 유인 조종이 가능하여야 하기 때문에, 기존 비행체의 기계적 조종계통(Mechanical Control System)과 무인 조종계통을 연계시킬 수 있도록 설계를 수행하였다. 또한 다중화 시스템을 고려하는 경우 2개 이상의 작동기를 연결하여야 하는데 이와 같은 종류의 조종시스템으로는 일반적인 유인기에 적용하는 자동조종장치 (Autopilot)가 대표적이며, 무인기에 일반적으로 사용되는 조종면 분할 방식은 비행체를 직접 개발하지 않기 때문에 비행체 개조문제 및 비용문제로 제외하였다. 일반적으로 소형항공기에 사용하는 클러치 (Clutch)는 무게와 크기가

Table 3. Results of hinge moments analysis

	Design Point			Hinge Moment	
	V (kts)	Deflection (deg)	α / β (deg)	Design Value (N-m)	SF 고려 (N-m)
Flap	70	30	6	44.0	52.8
Elevator	100	±10	±2	47.6	57.1
Rudder	100	±10	±4	10.4	12.5
Aileron	100	16	-4	9.8	11.8

적절치 않아 기존 링키지에 작동기를 직접 연결하는 방식을 선정하고, 조종면 작동기 고장시의 stuck에 의한 영향성을 최소화시키고, 유인 조종시 조종사의 조종력만으로도 기존 조종계통에 장착된 조종면작동기를 움직일 수 있도록 Moog 작동기의 기어비 (Gear Ratio)를 변경하였다.

3.3 조종면 작동기 장착방안

CTLS 항공기 조종면은 기계식으로 조종간과 연결되어 조작되는 방식으로 무인화를 위한 작동기들은 탈부착성을 고려하여 부조종사석 (Co-pilot Seat)의 조종간 또는 조종 링키지에 직접 부착하여 기존 CTLS 항공기의 링키지를 활용하는 방식으로 설계하였다. 엘리베이터 및 러더 작동기는 Fig. 6과 같이 부조종석 밑의 공간에 장착하여 좌우 2개의 조종간을 연결하는 Tube에 Torsion Tube와 작동기가 연결되도록 설계하였다. 작동기들은 2중화장치로 조종계통별로 2개씩 장착되며, 2개의 작동기는 Active and Standby 형태로 링키지를 통해 직렬방식으로 연결 작동하도록 설계하여 장착하였다.

Fig. 6. Elevator and rudder actuator installation

Fig. 7. Aileron control actuator installation

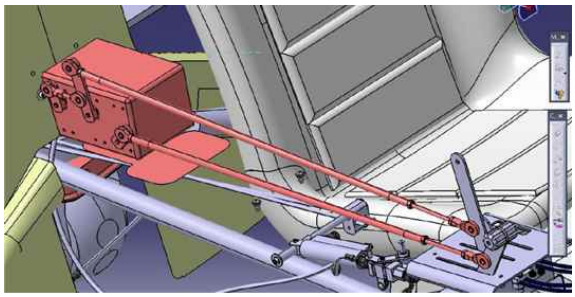

Fig. 8. Throttle and brake actuator installation

Fig. 9. VP-X controller installation

CTLS의 에일러론은 조종석과 부조종사석의 조종간이 상호 연결되어 있어 조종간이 좌우로 움직이게 되면 조종석 뒤편 (동체 후방) 날개 아래쪽에 위치한 토크 튜브 (Torque Tube)가 회전하고, 이에 따라 Fig. 7과 같이 수직 로드 (Rod)가 위/아래로 움직이게 된다. 이 움직임이 날개 안에 장착되어 있는 로드 메카니즘과 연결되어 에일러론이 움직이게 된다. 에일러론의 조종면 작동기는 Fig. 7과 같이 동체 후방의 수직 로드에 연결하는 방식으로 동체 후방 벌크헤드 뒷부분에 별도의 장착 브랏켓을 부착하는 방식으로 설계하여 장착하였다.

엔진제어를 위한 쓰로틀 및 활주시 제동을 위한 브레이크는 Fig. 8과 같이 주조종사석과 부조종사석 사이에 있는 레버 (Lever)에 직접 연결할 수 있도록 기계 링키지를 설계하여 조종석 우측의 Keel Beam 상부에 Box를 제작하여 내부에 작동기들을 장착하고, 링키지를 통해 레버에 직접 연결하여 Bental 작동기를 장착하였다.

기존 비행체 계통에 장착되어 있는 플랩, landing light, position light, strobe light 등의 항법등과 엔진 상태정보 및 무인 엔진시통을 위해서 Fig. 9의 VP-X Controller를 추가 장치하여 비행조종컴퓨터와 인터페이스를 통해 기존 유인계통을 제어하고 상태를 감시할 수 있도록 하였다.

3.4 탑재장비 장착방안

대상 항공기인 CTLS는 좌석당 105kg까지 견

Fig. 10. Onboard system installation rack

딜 수 있도록 설계되었다. 이에 작동기를 제외한 대부분의 무인화 탑재장비의 무게가 70kg으로 구조를 변경하지 않고 부조종사석 장착점을 활용하는 방식으로 Fig. 10과 같이 부조종사석을 제거하고 장비장착 Rack을 설계/제작하여 대부부분의 탑재장비를 장착하고 배치하였다. Rack은 3단으로 설계하였으며, 최하단이 부조종사석 장착점에 4점 지지로 고정되며, 최상위 장착판은 진동을 줄이기 위하여 Damper가 장착된 지지점 방식으로 제작되었다.

Ⅳ. 자동조종제어기 구성

OPV의 무인 운용을 위한 자동조종제어기는 대상항공기의 6자유도 비선형 운동모델을 구축한 후 통합 최적화 프로그램인 CONDUIT (Control Designer's Unified Interface)을 적용하여 내부루프로 종운동/횡운동 SCAS를 설계하고, 이후 외부루프로 속도/고도/방위각 유도 제어기를 적용하여 수동조종 모드, 자동조종 모드, 점항법 모드, 사전 프로그램 모드, 자동 착륙접근 모드, 자동선회 모드, Return Home 모드 등 총 7개의 무인 비행모드 (Flight Mode)를 활용할 수 있도록 설계하였다. 모든 비행제어기와 유도로직은 Matlab/Simulink 기반으로 설계되어, Stateflow와 Autocoding 기반으로 변환되어 비행조종컴퓨터의 OFP (Operational Flight Program) 코드로 자동화되어 연결되는 방식으로 탑재된다[6][7].

비행조종컴퓨터를 포함하여 개발된 하드웨어와 소프트웨어는 Fig. 11과 같이 지상관제시스템 (GCS) 및 실시간 모의시험 장치인 dSPACE를 연결하여 구축된 지상모의시험장치 (HILS)를 통해 다양한 비행조건과 고장조건에서 조종안정성과 강건성을 검증하고 실 비행시험을 수행하였다.

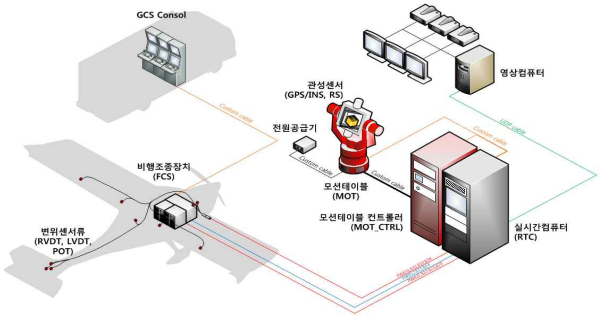

Fig. 11. HILS test

Ⅴ. 결 론

본 논문에서는 유인기를 무인화 시킨 OPV 비행체의 무인화 개발을 위한 자동비행조종시스템의 개발절차를 정리하고, 필수 기술고려사항들을 정리하여 기술하였다. 한국항공우주연구원에서 국내 최초로 개발한 유무인 겸용 비행체인 OPV는 2014년 2월 고흥 항공센터에서 초도비행에 성공하였으며, 현재 무인 비행모드 확장을 위한 비행시험을 계속적으로 진행 중이다.

References

1) "UAS Roadmap 2005-2030", US DoD, 2005.

2) Jimmy W. Rice, Richard D. McCorkle "Digital flight control reliability-effects of redundancy level, Architecture and redundancy management technique." Boeing Aerospace Co. Seattle, Washington, 1979.

3) H. S. Yoon, E. T. Kim, S. J. Lee, J. H. Lee, "Reliability Analysis of Digital Flight Control System for National Platform Technology", 2010 KSAS Spring Conference, 2010, pp.704-707.

4) Roskam, J. "Airplane Design - Part VI. Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Chracteristics", Roskam Aviation and Engineering Co., 1987.

5) "Advanced Aircraft Aanlysis(AAA) Version 2.5 User's Manual", DAR corporation.

6) "CONDUIT Version 5.2 User's Guide", UARC, Moffett Field, 2008.

7) S. J. Lee, J. H. Lee, D. S. Lee, "Lateral and Directional SCAS Controller Design Using Multidisciplinary Optimization Program", Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.40, No.3, 2011, pp.251-257.