

축소형 틸트로터 무인항공기의 자동비행

축소기의 개발은 국내에서 최초로 시도되는 틸트로터형 비행체에 대한 현실적인 이해도를 높이고 비행제어시스템의 검증과 실물기의 비행시험에 대비한 예비시험을 수행할 수 있는 건실한 소형 틸트로터형 비행체를 확보함으로써 틸트로터형 비행체의 자동이착륙을 포함한 자동제어 기술을 성공적으로 개발하는데 크게 기여하였다.

■ 구삼욱
(한국항공우주연구원)

1. 서론

지식경제부 21세기 프론티어 연구개발사업의 일환으로 수행되고 있는 스마트무인기 기술개발사업[1]은 고성능, 고안전성 및 지능형 자율비행능력을 보유하고 수직이착륙과 고속비행 및 장시간 비행이 가능한 스마트무인기 시스템 개발을 통하여 국내의 무인항공기 시스템 기술을 개발하고자 약 10년간에 걸쳐 개발이 진행되고 있는 사업이다. 스마트무인기에서 채택하고 있는 틸트로터형 비행체는 헬리콥터처럼 활주로가 없이도 이착륙이 가능하면서 공중에서는 고정익 항공기로 변신하여 헬리콥터보다 2-3배의 속도로 비행을 할 수 있는 특징을 가지고 있는 특이한 개념의 항공기(그림 1)로서 미국의 벨 헬리콥터사가 유일하게 실용화를 하고 있다.

새로운 항공기를 개발함에 있어서 형상 개념의 타당성을 검증하거나 실물기의 시제기로 시험을 수행하기 어려운 실속/스핀 시험과 같은 경우 오래 전부터 축소형 모형을 이용한 시험이 국내외에서 다양하게[2]~[5] 수행되어 왔다. 틸트로터형 비행체는 세계적으로도 개발사례가 드물기 때문에 재래식 항공기에 비하여 개발에 활용 가능한 공개된 기술 자료가 매우 제한적이

다. 따라서 풀 스케일의 비행체(이하 '실물기')를 비행시험하는데에 예상되는 기술적 위험도를 저감시키기 위한 방안으로서 축소형 비행체(이하 '축소기'로 칭함)의 개발하고 이를 이용한 선행 비행시험을 수행하는 방안이 추진되었다.

축소기의 개발은 국내에서 최초로 시도되는 틸트로터형 비행체에 대한 현실적인 이해도를 높이고 비행제어시스템의 검증과 실물기의 비행시험에 대비한 예비시험을 수행할 수 있는 건실한 소형 틸트로터형 비행체를 확보함으로써 틸트로터형 비행체의 자동이착륙을 포함한 자동제어 기술을 성공적으로

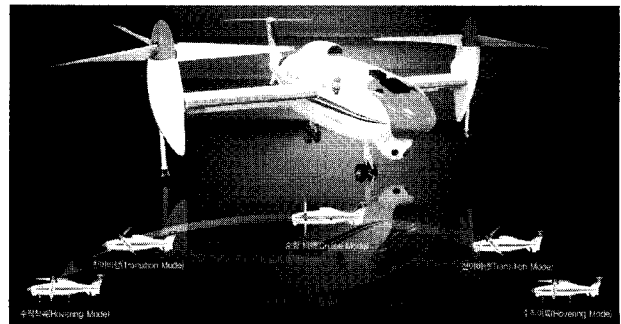


그림 1. 스마트무인기의 틸트로터형 비행체

개발하는데 크게 기여하였다.

본고에서는 스마트무인기의 축소기를 개발하고 이를 활용한 틸트로터형 비행체의 자동제어 시스템 개발과 비행시험 수행 내용 및 그 성과를 기술하고자 한다.

2. 소형 틸트로터형 비행체 개발

축소기 개발은 실제 비행을 시켜야 할 새로운 항공기에 대한 이해도를 높이는 개념과악의 1 단계, 비행제어 컴퓨터를 포함한 항공전자 장비를 탑재한 상태로 비행이 가능한 수준의 비행체를 개발하는 2 단계, 그리고 그 비행체에 독자 개발한 비행제어 로직을 적용하여 무인항공기의 형태로 비행시험을 수행하는 3 단계로 나누어 수행되었다.

개념과악 단계에서는 모형항공기 시장에서 입수 가능한 기성품들의 조합으로 수동 무선조종(R/C)이 가능한 개념모델을 제작하였는데, 가용 기성품의 조합으로 적합한 크기는 실물기의 30% 크기가 되었다. 30% 개념 모델(그림 2)은 2005년 3월 일반 취미용 상용 R/C 조종 장치(그림 3)의 도움을 받아 첫 비행이 이루어 졌다. 지상시험 및 회전의 형상의 수동조종 비행이 수행되었지만 틸트로터 비행체에 대한 이해 부족과 기계부품의 미

성숙으로 인해 충분한 비행시험이 수행되지 못했다. 그러나 새로운 형태의 항공기에 대한 물리적 이해도 증진에 큰 도움이 되었다.

두 번째 단계에서는 비행제어컴퓨터를 비롯한 항전장비의 탑재가 가능하고 비행시간이 40분을 만족하는 크기의 건실한 비행체를 개발하는 데에 노력이 집중되었다. 개념모델의 시행착오 경험을 바탕으로 개발한 40% 초기 모델(그림 4)은 요구되는 시스템의 성능요건을 맞추기 위하여 험난한 지상시험 및 비행시험이 진행되었다. 비행체의 크기가 커지면서 로터/드라이브/틸트/냉각/조종장치 등의 종합적인 시행착오로 경험이 축적되었으며, R/C 수동조종 및 회전의 전환(틸트)을 위한 조종믹서의 개발은 믹서 로직에 대한 이해도를 높이는데 기여하였다.

마지막 단계에서는 개량형 40% 축소기(그림 5)를 개발하였다. 완전히 개량된 로터 허브와 조종계통 및 기계시스템을 보유하고 실물기와 부품별 형상개념 유사성을 유지하였으며, 핵심 부품인 로터의 짐발 허브(Gimbal Hub) 개념을 구현하였다. 또한

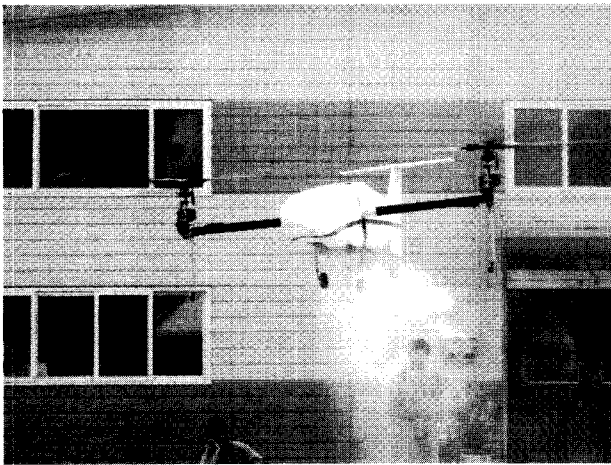


그림 2. 30% 크기인 개념모델의 비행

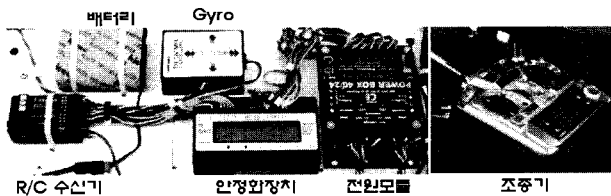


그림 3. 개념 모델에 탑재된 상용 R/C 조종안정화 장치와 조종기

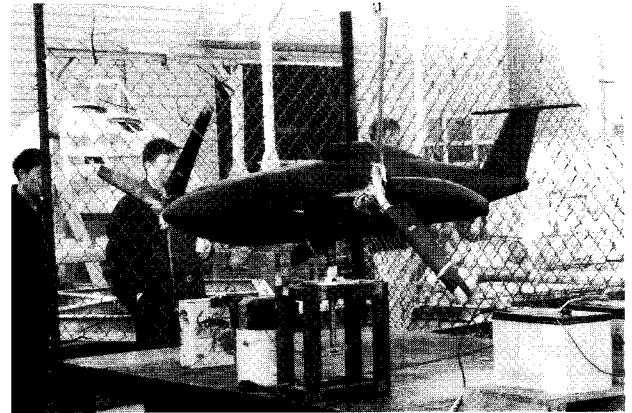


그림 4. 지상시험 중인 40% 초기모델

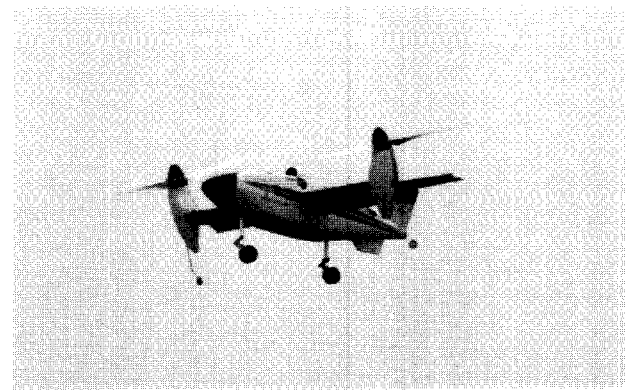


그림 5. 40% 개량모델의 비행

시스템을 경량화 시켰으며 추후 실용화를 고려하여 정비성 향상에 많은 노력을 들였다.

이 비행체에 무인항공기로서 비행에 필요한 비행제어컴퓨터와 위성/관성 항법 센서 및 통신장비를 탑재하고 점진적인 비행시험을 거치면서 틸트로터 항공기의 전 비행모드(회전익-천이-고정익) 영역에 걸친 제어기의 개발과 비행시험을 수행하였다. 최종적인 자동비행시험의 테스트베드 역할을 하게 된 40% 축척의 비행체 제원을 플스케일과 비교하면 표 1과 같다.

3. 자동제어기의 개발

3.1 비행제어 하드웨어의 구성

축소기의 자동비행을 위한 비행제어 하드웨어의 상세사항을 표 2에 도시하였다. 하드웨어의 신뢰성을 높이기 위해서 동급의 타 무인비행체의 개발시험에서 성능이 검증된 하드웨어를 사용하는 것을 원칙으로 하였다. 자동이착륙을 위한 추가적인 정밀 센서는 장착되지 않았으며, 비행제어용 단일 위성/관성 항

표 1. 비행체 제원 비교

Parameter	Full Scale	40% Scale	
	100%	40%	
최대이륙중량(kg)	995.0	50.0	
동력(hp)	500	16	
로터	반경(m)	1.43	0.57
	Area/Rotor(m ²)	6.45	1.03
	Disk Loading(kg/m ²)	77.1	24.2
	RPM	1604	2000
날개	Chord(m)	0.80	0.32
	Span(m)	4.00	1.60
	Area(m ²)	3.20	0.51
	Wing Loading(kg/m ²)	310.9	97.7
동체 길이(m)	5	2	

표 2. 축소기의 비행제어 하드웨어 시스템

장비	업체	비고
FCC	유콘시스템	ARM코어
Servo작동기	하이텍RCD	RC Servo
IMU/GPS센서	Crossbow	NAV420
Test Boom	성우엔지니어링	Pt, Ps, AOA, ACS

법센서만을 사용하였다.

3.2 제어법칙의 구성

틸트로터형 항공기는 회전익(로터)의 방향이 위로 향하여 회전하다가 비행속도에 따라 점점 전방으로 기울어 가면서도 3축의 안정과 조종성을 확보해야 하기 때문에 기계적으로 매우 복잡하게 조종 기능이 서로 혼합되어 있다. 이러한 헬리콥터의 특징과 고정익 항공기의 특징을 동시에 가지고 있는 점이 여타 항공기와는 크게 구별되면서도 어려운 점이다. 회전익 항공기의 특징을 가지는 구간에서는 헬리콥터와 같이 회전익의 사이클릭 피치와 컬렉티브 피치를 써서 조종을 하지만 고정익기로 전환을 한 후에는 사이클릭 피치는 사용하지 않고 고정익 항공기의 조종면과 컬렉티브 피치를 써서 사용한다. 회전익과 고정익의 특성이 뒤섞여 있는 전환 구간에서는 두 가지 비행조종 방식이 정교하게 혼합되어야 하는데, 거기에 틸트로터형 항공기 제어의 비밀이 숨어 있다.

축소기의 제어법칙은 스마트무인기의 제어법칙을 검증하기 위한 목적으로 개발되었기 때문에 기본적으로 실물기와 동일하다. 가장 기본적인 제어기로서 피치와 롤축에 자세 조종안정성 증대장치가 그림 6과 같이 설계되었으며, 비상모드로서 피치, 롤 각속도 안정성 증대장치만으로도 수동조종이 가능하도록 개발하였다.

조종안정성 증대장치의 외부루프에 고도, 속도, 방위 및 롤 유지 모드가 설계되었으며, 그림 7에 속도유지 모드를 도시하였다. 속도유지 모드는 피치자세 SCAS의 외부 모드로서 틸트 명령과 피치자세 명령을 생성한다.

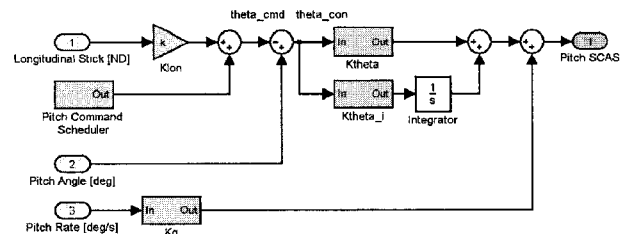


그림 6. 피치자세 조종안정성 증대장치(SCAS)

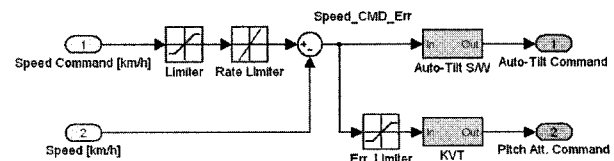


그림 7. 속도유지루프 (외부루프)

자동이착륙 제어기는 착륙지점으로 부터의 거리벡터를 이용하여 그림 8에 도시한 (u, v) 속도 명령을 생성하여 u 속도 명령을 그림 7의 속도유지 모드로 입력한다. 한편 측방향(v) 속도 명령은 롤 축의 속도유지 루프로 입력된다.

고도 제어는 입력된 이착륙 지점의 고도 명령과 현재 비행체 고도의 오차 명령을 이용하여 구현되었으며, 목표 고도에 진입하기 직전 고도율을 감속하여 과도응답을 소거하도록 구현하였다. 특히 센서오차를 감안하여 목표 고도에 일정 이상의 여유를 두고, 일정 고도율로 하강 또는 상승하도록 설계하였다.

제어법칙의 설계를 위한 틸트로터 항공기의 운동 모델은 NASA의 홈페이지에 공개된 일반 틸트로터 무인기 모델링 보고서[6]를 참고하여 스마트무인기의 데이터에 맞도록 축소계수를 적용, 수정해서 개발하였다.

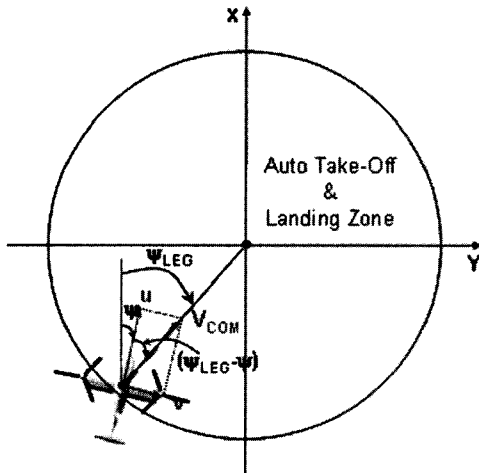


그림 8. 자동이착륙 제어명령

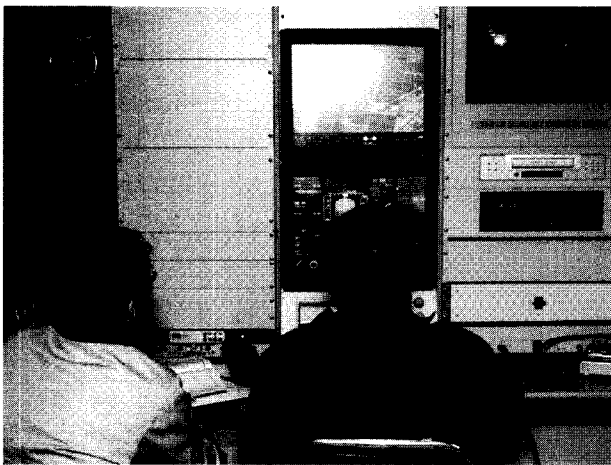


그림 9. 관제시스템의 조종화면과 지도화면

3.3 관제시스템의 구성 및 시험비행 조종

스마트무인기의 관제시스템 중 축소기의 비행시험을 위해 사용된 조종화면과 지도화면을 그림 9에 도시하였다. 축소기의 개발시 실물기의 관제시스템과 인터페이스를 동일하게 설계하였기 때문에 축소기의 비행시험을 통해 실물기 관제시스템을 미리 검증하는 효과도 있었다.

시험비행 조종사에는 비행체를 육안으로 보며 조종기를 조작하여 조종을 하는 외부 조종사(EP)와 관제장비가 있는 실내에서 모니터를 보며 계기비행을 수행하는 내부 조종사(IP)가 있다. 초기의 비행시험 단계에서는 대부분의 조종권이 외부조종사에게 할당되었지만, 자동제어 시스템이 단계적으로 확립되어 감에 따라 점차적으로 내부조종사에게 조종권이 이양되어 갔고, 최종적인 전자동 비행시험은 내부조종사의 조종에 의해 수행되었다. 다만 필요할 경우 외부조종사가 조종권을 강제로 당겨갈 수 있도록 외부조종기 상단에 조종권 비상회수 스위치를 배치하여 비상 상황에 대비하였다.

4. 지상 및 비행시험

4.1 4-자유도 지상시험장치 시험

로터 회전수를 일정하게 유지시키는 가버너 로직과 안정성 증대장치(SAS)의 검증 및 비행시험 준비성 점검을 위하여 지상에서 비행과 유사한 조건을 모사할 수 있도록 4-자유도(roll, pitch, yaw, heave) 지상시험장치(그림 10)를 제작 활용하였다. 4-자유도 지상시험 장치를 통해 전기적, 기계적 결합의 수정과 제어로직 변경/검증을 할 수 있었으나 지상치구의 관성모멘트 영향으로 비행과 똑같은 모사는 불가능한 한계가 있었다.

4.2 안전줄 호버 시험

시험동 천장에 설치한 안전줄을 이용한 축소기의 호버 시험(그림 11)은 비행시험 전에 회전익 형상에서의 비행 특성 파악, 제어로직의 검증 및 비상시의 안전을 확보하기 위한 목적으로

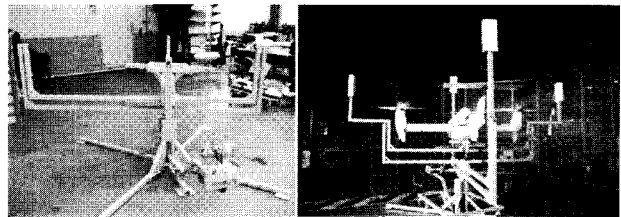


그림 10. 4-자유도 지상시험장치

고안되었다. 4자유도 지상시험 장치에서 수행된 로터 가버너 로직, SAS 검증 및 엔진 킬 등의 필수 기능들을 확인하였고, 이후 수동/자동 비행시험 전에 필수적인 검증 절차가 되었는데, 그 유용성은 지대하였지만 시험 장치 구성에는 거의 비용이 들지 않았다.

안전줄 호버 시험은 외부조종사(EP)의 비행시험 적응력을 향상시켜 비행시험 진척에 큰 도움을 받았고, 비행시험 중 발생할 수 있는 문제점들을 미리 파악할 수 있게 함으로써 시간과 비용을 아낄 수 있었다. 비행체의 배기구 냉각, 클러치 파손, 전기적 결함 등 4자유도 지상시험장치 시험에서는 드러나지 않았던 문제점들이 나타났으며, 이의 보완을 통해 보다 안전한 비행을 위한 준비가 되었다. 그 밖에도 제어로직 변경에 따른 검증의 부담감을 해소하고, 조종성 향상, OFP (Operational Flight Program) 버그 수정, 인터페이스 문제 해결 등 비행시험 전에 경험할 수 있는 최선의 시험이었다.

4.3 수동비행시험

조종 안전성 증강장치 (SCAS) 기능을 구현하고 회전익에서 고정익으로 틸트각을 점진적으로 변화시켜 40% 축소기에 적용된 제어로직을 검증하는 시험을 EP에 의한 수동조종으로 비행하였다. 수동비행을 위해 휴대용 관제장비와 실시간 데이터 모니터링 및 저장장치를 통해 정량적인 제어기의 검증과 수정이 가능하였다.

장주비행 전 '이륙→호버→착륙' 을 반복하면서 전체 시스템의 이상 유무를 확인하고 틸트각 '90°→80°→90°', '90°→80°→70°→80°→90°' 와 같이 조심스럽게 틸트각을 변화/복원 시켜 가며 문제 발생 시 즉시 착륙시켜 사고에 대비하였다. 이 과정에서 롤 축 발산에 의한 추락으로 비행체의 부분 파손이 있었

고, 틸트각 20° 부근에서는 실속으로 인한 비행체 망실 사고도 있었다. 그러나 비행체가 추락하는 순간까지 통신링크를 통해 저장된 비행시험자료를 근거로 문제해결을 할 수 있었으며, 2007년 11월에 처음으로 0°까지의 틸팅 비행(그림 12)을 성공함으로써 천이 비행 전 영역에서의 SCAS의 검증이 확인되었다.

4.4 자동비행시험

40% 축소기 자동비행 단계부터는 실물기용 관제장비와 내부 조종사(IP)가 포함되어 스마트무인기 시스템의 '비행체-지상관제' 가 연동된 제어로직 검증이 가능해 졌다. EP와 IP 간의 조종권 인수/인계를 위한 비행시험을 통해 비행운용 및 비상상황에 대비한 조치 훈련이 이루어졌다. 모든 비행시험은 사전에 준비된 비행시험계획에 따라 수행되어, EP에 의해 이륙 후 IP에 조종권이 넘겨지고 고도, 속도 및 헤딩 명령에 따라 자세 및 틸트각을 유지하는 비행과 접항법 비행 완료 후 EP에게 헤딩, 속도, 고도 명령 권한이 인계되고 착륙이 완료되었다. IP에 의한 자동(계기) 비행을 통해 관제프로그램을 원활히 운용하기 위한 수정 사항이 축소기와 실물기에 동시 적용되었다.

이착륙을 제외한 자동비행이 성공적으로 완료된 후 IP만의 조종으로 전 임무영역 조종이 가능하도록 하기 위해 자동 이륙, 자동 호버 및 자동 착륙을 위한 제어로직 검증 비행시험이 시작되었다. 자동이륙 비행시험을 위해 자동 이륙을 위한 초기 값 설정 시험 과정이 있었고, 사고에 대비한 자동 귀환모드 및 엔진 킬 시험이 병행되었다. 반복적인 '자동 이륙-자동 호버-자동 착륙' 시험으로 제어기의 검증에 자신감이 확인한 다음 '자동 이륙→임무비행→자동 호버→자동 착륙' 의 전 비행영역 자동 비행을 2008년 8월 성공적으로 수행함으로써 틸트로터형 비행체의 자동제어 기능이 이착륙을 포함한 전 비행 영역에서 확인

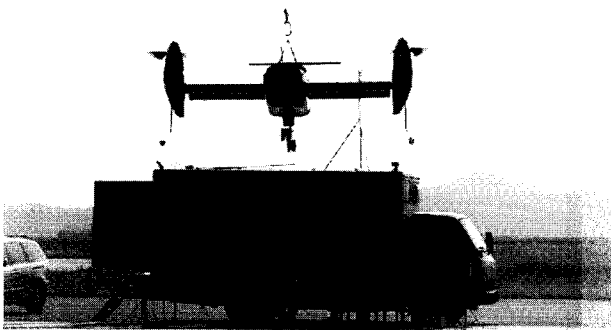


그림 11. 안전줄 호버 시험



그림 12. 틸트각 0° 비행



그림 13. 자동비행의 항법계획 화면

되었다.

5. 결론

본 축소형 틸트로터 무인항공기의 개발과정은 틸트로터형 비행체에 대한 현실적인 이해도를 높이는데 큰 기여를 하였고, 비행제어시스템의 검증과 실물기의 비행시험에 대비한 예비시험에 매우 유용하고 값진 기회를 제공해 주었으며, 틸트로터형 항공기에 대한 비행제어 실험용 비행 플랫폼을 확보할 수 있게 되었다.

비행제어 분야의 기술적인 성과로는 이륙, 천이비행, 착륙에 대한 자동비행 제어로직을 개발하였고 비행을 통한 검증을 수행하였으며, 그 결과를 실물기에 적용할 수 있는 개선안을 도출하는 성과가 있었다. 또한 비행시험의 초기단계에 개발하여 적용한 4자유도 지상치구 시험과 안전줄 호버 시험이 제공해준 기대 이상의 성과는 실물기의 지상시험을 위한 소중한 경험을 제공해 주었다.

조종사 및 시험요원의 훈련측면에서도 실제 비행시간으로 약 45 시간의 누적 비행시간과 약 250 소트의 비행 횟수를 기록하였다. 이를 통해 조종사의 경험 축적, 틸트로터 비행체에 대한 자신감 확인 및 비행시험 요원들의 비행 현장감을 훈련시킬 수 있었다.

세계적으로 흔하지 않은 틸트로터형 항공기를 대상으로 수행한 본 연구개발과정을 통해 비교적 저렴한 비용으로 실제 비행 연구에 활용할 수 있는 비행체, 이 비행체의 천이과정을 포함한 전 비행영역에 걸친 복잡한 제어기, 그리고 비행시험을 통한 입증과정에서 축적된 경험과 시행착오의 기록물 등의 다양한 성과가 창출되었다. 이 기술적 자산은 제도의 범위 안에서 동 분야에 학문적, 기술적 흥미를 가진 이들에게 널리 공유되고 계승 발전되기를 기대한다.

참고문헌

- [1] 오수훈, 김승주, 임철호 “스마트무인기 기술개발사업 개요”, 기계저널, vol. 46, no. 2, pp. 34~39, Feb. 2006.
- [2] S. Burk, and C.F, Wilson, Radio-Controlled Model Design and Testing Techniques for Stall/Spin Evaluation of General-Aviation Aircraft, NASA-TM- 80510, 1975.
- [3] 이대열, 무선 모형 비행기를 이용한 실속/스핀에 대한 연구, 인하대학교 박사학위논문, 1993.
- [4] B Tignet, and M Meyer, et al., Test Techniques for Small-Scale Research Aircraft, AIAA-98-2726.
- [5] 남궁호웅, 구삼욱, 이장연, “비행시험용 축소형 항공기의 날개골 선택에 대한 수치적 연구”, 한국항공우주학회지, 제 28 권, 제 4 호, pp. 131~135, June 2000.
- [6] P. B., Harendra, M. J., Joglekar, T. M., Gaffey, and R. M., Marr, “A Mathematical Model for Real Time Flight Simulation of The Bell 301 Tilt Rotor Research Aircraft,” NASA CR 114614, 1973.

저자약력



구삼욱

- 1981년 한국항공대 항공기계공학과 졸업
- 1983년 KAIST 항공공학과 졸업(석사)
- 1995년 KAIST 항공우주공학과 졸업(박사)
- 1983년~1989년 한국기계연구원 항공기계설 근무
- 1989년~현재 한국항공우주연구원 근무, 스마트 무인기 축소기 개발 주도

· 관심분야 : 항공기 설계, 무인항공기 체계 개발, 비행시험