

축소형 틸트로터 무인기의 전자동 비행시험을 위한 문제해결과정

강영신*, 박범진**, 유창선***, 구삼옥****, 이장호*****

Trouble Shooting for Fully Automatic Flight Test of Small Scaled Tiltrotor UAV

Young-Shin Kang*, Bum-Jin Park**, Chang-Sun Yoo***, Sam-Ok Koo****, Jang-Ho Lee*****

Abstract

The ground integration test of Smart UAV has been performed according to the flight test plan. The flight test of full scaled model will be performed followed by 4 DOF ground rig test and a tethered hover test. Smart UAV is the first indigenous tiltrotor aircraft which can fly with fast cruise speed and take off or land vertically. In order to prove the flight control law of Smart UAV, the 40% scaled airplane was developed and have been tested. During flight test of small scaled model, many unique and unexpected problems occurred. After clearing these problems, fully automatic flight test was performed successfully. The experiences about many trouble shooting and resolving the problems would be basic material to avoid the unexpected but similar flight test problems hidden behind of the full scaled Smart UAV.

This paper presents the detailed procedures of trouble shootings to solve the unique problems which occurred during the flight test of small scaled tiltrotor UAV.

초 록

스마트무인기는 수직이착륙과 고속비행이 동시에 가능하도록 헬리콥터와 고정익 항공기의 장점을 결합한 틸트로터 항공기이다. 현재 지상통합시험을 수행중이며, 4자유도 지상치구시험과 안전줄 호버시험을 거쳐 비행시험을 수행할 예정이다. 스마트무인기에 적용된 제어법칙을 검증하기 위해서 40%축소기를 개발하여 비행시험을 수행하였다. 비행시험결과 예측하기 어려웠던 틸트로터 항공기의 고유한 기술적인 문제점들이 발생하였으며 이러한 문제점을 해결하여 전자동 비행시험을 완료하였다.

본 논문에서는 국내 최초로 수행된 축소형 틸트로터 항공기의 비행시험 과정 중에 발생한 주요한 문제점을 서술하고, 그 해결과정을 상세하게 기술하였다. 축소형 틸트로터 항공기의 전자동 비행시험 수행을 통해 경험한 시행착오와 개선사항은 향후 계획된 스마트 무인기의 실물기 비행시험을 성공할 수 있는 훌륭한 초석이 될 것이다.

키워드 : 틸트로터 (tiltrotor), 축소기(small scaled model), 비행시험 (flight test), 문제해결 (trouble shooting), 시험결과(test result), 전자동(fully automatic)

접수일(2008년12월15일), 수정일(1차 : 2009년 6월 5일, 2차 : 2009년 6월 17일, 게재 확정일 : 2009년 7월 1일)

* 스마트무인기 사업단 무인체계팀/kangys@kari.re.kr

** 스마트무인기 사업단 무인체계팀/bjpark@kari.re.kr

*** 스마트무인기 사업단 무인체계팀/csyoo@kari.re.kr

**** 스마트무인기 사업단 무인체계팀/sam@kari.re.kr

***** 항공사업본부 항행제어팀/jh7677@kari.re.kr

1. 서 론

항공기는 수직이착륙이 가능한 헬리콥터와 고속비행이 가능한 고정익 항공기로 나뉘어서 개발되어왔다. 헬리콥터는 수직이착륙이 가능하여 활주로가 필요 없으나 속도가 느리다. 고정익 항공기는 매우 빠른 속도로 비행이 가능하나 이착륙을 위해 긴 활주로가 필요하다. 따라서 수직이착륙이 가능하고, 고속으로 순항비행이 가능한 복합형태의 항공기의 필요성이 많이 대두되었으나, 기술적인 어려움으로 인해 실용화에 성공한 형상은 틸트로터 항공기가 유일하다.

틸트로터 항공기는 개념연구가 시작된 1950년대 후반부터 오랜기간 동안 기술실증기를 통한 기술개발을 토대로 최근에 군용항공기인 V-22 오스프리가 실전배치되었으며, 민수용 항공기인 BA609의 감항인증 비행시험이 진행되고 있다.

틸트로터 항공기는 유일하게 미국에서만 실용화에 성공하였으며, 국내에서 스마트무인기 개발 사업을 통해 세계에서 두 번째로 개발을 진행중이다.

틸트로터 항공기의 개발에서 가장 큰 기술적인 장벽은 로터드라이브의 개발과 비행제어 기술이었으며, 로터드라이브의 공동개발을 제안했던 벨(Bell)사에서조차 비행제어 기술은 이전이 불가능하다는 입장을 밝히기도 했다. 틸트로터 항공기의 비행특성에 대해서는 잘 알려진 바 없으며, 개발 데이터나 자료도 제한적이다. 이러한 문제를 극복하기 위해서 축소형 틸트로터 무인기를 개발하여 틸트로터 비행체의 비행특성 연구 및 제어법칙 검증용 시험기로 활용하였다. [1,2,3]

본 논문에서는 틸트로터 축소기를 이용해 자동비행시험을 수행하는 동안 발생한 틸트로터 항공기의 기술적인 문제들에 대해 서술하고, 문제의 원인과 해결방법을 자세하게 기술하였다. 또한 이러한 문제를 해결한 후 이륙에서부터 자동천이를 거쳐 착륙에 이르는 전 비행영역을 외부 조종사의 도움 없이 내부조종사에 의해 자동적으로 수행 하였으며, 이러한 전 자동비행에 대해 간략하게 기술하였다.

2. 축소기의 자동 비행시험 개요

2.1 축소기 비행제어 하드웨어

축소형 틸트로터 무인기에 탑재된 비행제어 하드웨어는 표 1에 자세하게 기술하였다. 축소기의 목적이 틸트로터 비행특성 및 제어법칙 검증이므로 성능보다는 신뢰성이 입증된 하드웨어를 선정하였으며, FCC의 경우 부동소수점 연산기능이 없어 OFP의 개발시 계산부하를 최대한 줄이기 위해 노력하였다. 또한 자동착륙 비행을 위해 반드시 장착해야 한다고 알려진 DGNS와 같은 정밀 항법센서를 탑재하지 않은 점에 주목하자.

표 1 축소기의 비행제어 하드웨어 시스템

장비	업체	비고
FCC	유콘시스템	ARM코어
Servo작동기	하이텍	RC Servo
IMU/GPS센서	Xbow	NAV420
Air Data	성우엔지니어링	Pt/Ps/AOA/AOS

축소기의 자동 비행시험을 위해 실물 스마트무인기의 관제시스템이 사용되었으며, 그 조종화면과 지도화면을 그림 1에 도시하였다. 축소기의 개발시 실물 관제시스템과 인터페이스를 동일하게 설계하였기 때문에 축소기의 비행시험을 통해 실물 관제시스템도 동시에 검증할 수 있었다.



그림 1. 축소기 관제시스템의 조종화면과 지도화면

자동 비행시험은 내부조종사의 터치패널 조작에 의해 수행되었으며, 비상상황에 대비하기위해서 외부조종사가 조종권을 강제로 당겨갈 수 있도록 외부조종기 상단에 조종권한(Authority) 스위치를 배치하였다.

2.3 축소기 비행시험 표준절차

축소기의 비행시험은 그림 2의 절차를 따라 수행되었다. 비행시험결과에서 발생한 문제를 해결하기위해 제어기를 재설계 후, HILS를 통해 문제가 해결되었는지 검증하였다. 이후 안전줄 호버 시험을 통해 최종적으로 비행제어 시스템의 신뢰성을 확인하고, 비행시험을 진행하였다.

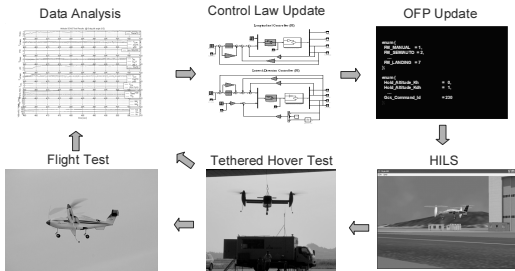


그림 2. 축소기 비행시험 표준 절차

전 자동비행시험을 수행하기에 앞서 일반적인 무인기의 자동비행과 동일하게 이륙과 착륙은 외부조종사에 의해 수동으로 수행한 후 천이모드와 고정익모드의 속도/고도/롤/방위 유지를 검증하였다. 이 때 자동천이 제어기는 속도유지모드와 연동된다.

유지모드의 검증 후 점항법과 사전프로그램 모드를 검증하였으며, 이후 자동 이착륙 비행시험을 수행하였다.

자동이륙과 자동착륙 비행시험을 성공한 후 자동진입 및 자동호버 비행시험을 수행하였고, 전 구간을 연결하여 모든 구간에 대한 자동비행을 성공하였다.

2.4 축소기 비행시험 문제 요약

축소기 비행시험중 발생한 문제점을 정리하여 그림 3과 같이 천이경로선 상에 도시하였다.

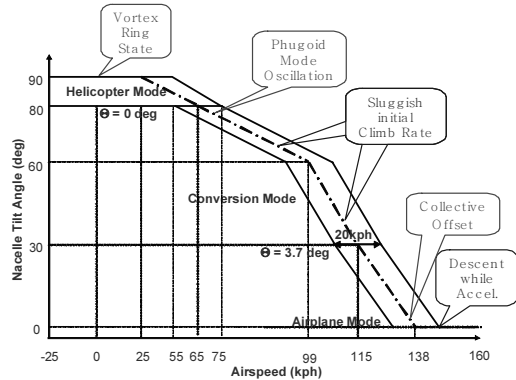


그림 3. 축소기 자동 비행 시험시 발생한 문제요약

자동비행시 최초로 발생한 문제는 이륙후 안전 고도와 속도에서 외부조종사가 내부조종사에게 조종권을 이양할 때 발생한 피치 장주기 진동이었다. 피치 자세각의 장주기 진동은 감쇄없이 지속된 후 틸트각 60도 이하에서 소거되었다.

천이모드에서는 고도명령을 인가한 후 약 10초 이후에 고도반응이 발생하였다. 느린 고도반응은 내부조종사에게 오랜 반응지연으로 인해 잦은 고도명령의 변경을 유발하였다.

고정익모드에서는 요측 조종을 위한 비대칭 콜렉티브 조종면의 보정오차로 인해 매우 큰 옆미끄럼각이 발생하였다. 이는 수동비행에서도 예측된 결과로서 콜렉티브각을 완전히 재보정한 후 비행시험을 하였으나 수동비행과 반대방향으로 옆미끄럼각이 발생한 것이다.

또한 고정익모드에서 천이모드로 감속이 되지 않고, 큰 피치 자세각을 유지한 채 계속 고도가 하강하는 현상이 발견되었다.

마지막으로 자동호버 비행시험시 호버점에 도달하며 감속중 기수가 크게 들리면서 아주 큰 하강률로 하강하는 VRS(Vortex Ring State) 상태에 진입하였다. 이는 틸트로터 항공기의 일반적인 문제로 알려져 있으며, 축소기에도 동일하게 발생하였다.

다음 장에 이러한 문제들을 해결하기위한 원인분석과 해결방안에 대해 각 항목별로 자세하게 서술하였다. 표 2에 본 논문에서 다루어지는 일반적인 기호를 수록하였다.

표 2 기호의 정의

축	기호	정의	단위
세로 / 방향 축	X_{LON}	세로축 조종명령	-1~1
	q	세로축 각속도	deg/sec
	Theta	세로축 자세각	deg
	B_1	세로축 싸이클릭변위	deg
	X_{PD}	방향축 조종명령	-1~1
	r	방향축 각속도	deg/sec
가로 / 수직 축	Ψ	방위각	deg
	X_{LAT}	가로축 조종명령	-1~1
	p	가로축 각속도	deg/sec
	Phi	가로축 자세각	deg
	A_1	가로축 싸이클릭변위	deg
	X_{COL}	추력축 조종명령	0~1
	T_0	콜렉티브 피치각	deg
회전속	RPM	로터 회전속도	RPM
	T_{OG}	거버너 콜렉티브 피치각	deg
	β_M	나셀틸트각	deg

3. 문제 해결과정 및 결과

본 장에서는 문제의 발생순서가 아닌 천이경로선 상에서 저속구간부터 발생한 문제의 발생원인과 해결방안을 서술하기로 한다.

3.1 VRS(Vortex Ring State)진입

3.1.1 문제의 현상

회전의 저속비행 후 자동호버 점에 정지하기 위해 기수를 들어 감속하던 중, 기수가 예측보다 크게 들리며, 수평을 유지한 채 매우 빠른 속도로 하강하는 로터 실속현상이 발생하였다.

이때 외부조종사가 조종권을 재빨리 넘겨받아 최대추력으로 고도를 회복하고자 하였으나, 거의 지면에 닿기 전에 하강을 멈출 수 있었으며, 그 결과를 그림 4에 도시하였다.[4]

3.1.2 문제의 원인

문제의 원인은 호버지점으로 진입속도가 빨라서 호버점 근처에서 감속하기 위해 급격하게 피치

자세각이 증가하고, 이로 인해 로터하면 전방에 로터 후류영역이 만들어지게 된다. 이후 로터가 후류영역에 잠기면서 로터의 실속이 일어나며 추력을 증가시켜도 고도는 계속 감소하게 된다.

또한 회전익모드 전진비행에서 호버링으로 감속시 요구출력이 지나치게 크게 증가하기 때문에 정지비행을 위한 플래어(flare to hover)기동시 추력증가용 피드 포워드 이득을 고려하였는데, 이 이득이 예상보다 커서 호버링시 고도가 과도하게 증가하였고 고도제어기가 급작스럽게 추력을 감소하였다. 이로 인해 VRS에 더 쉽게 진입하는 것으로 판단되었다.

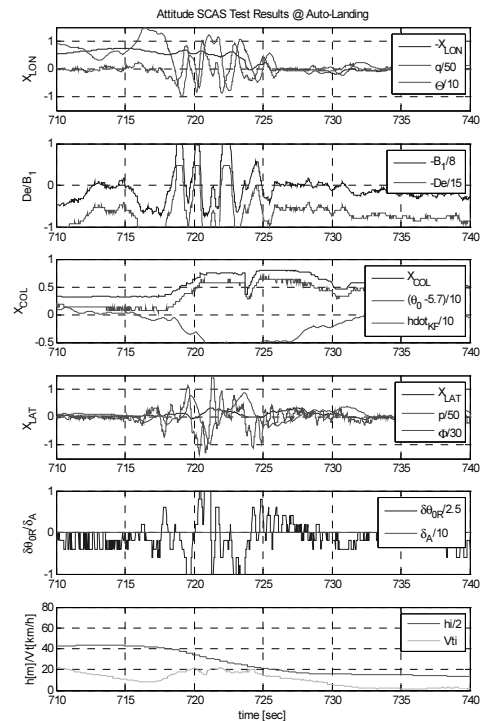


그림 4. 자동 호버시 VRS(Vortex Ring State) 진입

3.1.3 문제의 해결

지나친 기수들기 문제를 발생시킨 주요 원인인 호버진입 속도를 35kph에서 25kph로 감속하

였다. 또한 호버링 요구추력을 증가시키기 위한 추력증가 피드포워드 이득 대신 고도제어기에 고도를 피드백이득을 추가하였다. 이를 통해 고도 변화가 최소화되었으며, 급작스런 추력감소가 발생하지 않게 되었다.

이러한 제어법칙 변경 후 VRS 진입현상은 다시 발생하지 않았다.

3.2 틸트 80° 부근 장주기진동

3.2.1 문제의 현상

외부조종사가 수동으로 이륙하여 안전한 고도와 속도에 도달한 후 내부조종사로 조종권을 이양하는 틸트각 80도 부근에서 8초 주기를 갖는 피치축 장주기진동이 그림 5와 같이 발생하였다.

외부조종사의 조종시에는 발생하지 않은 문제이므로, 속도유지 제어기의 문제로 판단하고 이득을 변경하였으나 전혀 개선되지 않았다.

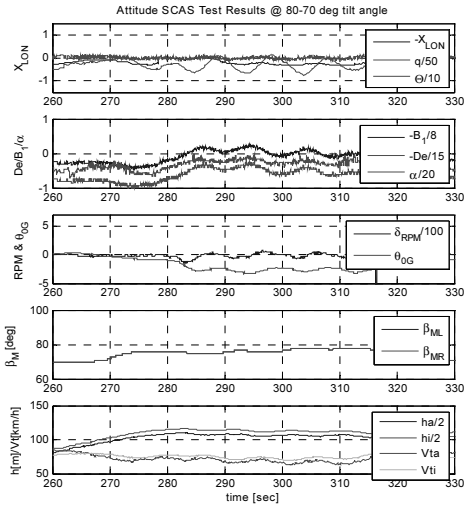


그림 5. 틸트 80도 부근의 피치자세각 장주기 진동

수동조종에서는 피치 자세각 변화가 크게 나타나는 경우 무의식적으로 보상을 하게 된다는 외부조종사의 의견에 따라, 수동 조종으로 피치 자세 보상을 능동적으로 하지 않고 저속 비행을 실시한 결과 동일한 장주기 진동이 발생하였다.

3.2.2 문제의 원인

문제의 원인은 피치축 자세 SCAS (Stability Control Augmentation System)의 구조에서 기인한 것으로 판단되었다.

일반적인 피치축 SCAS 제어기구조에 그림 6과 같이 적분이득을 추가하는 경우 전달함수인식(1)과 같이 분자에 적분기에 의한 영점(zero)이 발생하게 된다.

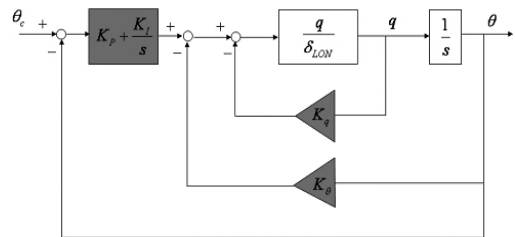


그림 6. 비례/적분 피치축 자세 SCAS 구조

$$\frac{\theta}{\theta_c} = \frac{(K_p s + K_i) M_{\delta_{LON}}}{s^3 + (-M_q + M_{\delta_{LON}} K_q) s^2 + (M_{\delta_{LON}} K_\theta + M_{\delta_{LON}} K_p) s + M_{\delta_{LON}} K_i} \quad (1)$$

이러한 문제를 해결하기 위해서 초기에 설계된 피치자세 제어기에 비례이득을 소거하고 순수한 적분기에 의한 자세오차 명령 구조가 되도록 그림 7과 같이 설계를 변경하였다. 이 때 전달함수는 식(2)와 같이 표현될 수 있다.

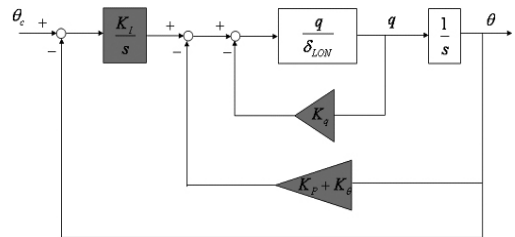


그림 7. 적분 피치축 자세 SCAS 구조

$$\frac{\theta}{\theta_c} = \frac{K_i M_{\delta_{LON}}}{s^3 + (-M_q + M_{\delta_{LON}} K_q) s^2 + M_{\delta_{LON}} (K_\theta + K_p) s + M_{\delta_{LON}} K_i} \quad (2)$$

그림 7에 도시한 적분 피치 SCAS 제어기에 의한 수동비행결과 피치 반응이 매우 느려서 의

풍이 있는 경우 호버링 유지가 어려웠으며, 착륙 도중 조종사 유도진동 (PIO : Pilot Induced Oscillation)이 발생하였다.

이러한 문제를 비행시험 현장에서 해결하기 위해서 그림 6으로 제어기 구조를 복원하였으며, 그림 7의 구조를 이용하여 설계된 기존 이득을 변경하지 않고 HILS를 수행하였다. HILS와 비행시험을 통해 문제가 발생하지 않았으므로 이후 이득 최적화를 수행하지 않고 그림 6과 같이 구조만 변경된 피치자세 제어기를 이용해서 수동비행에 의한 완전천이 비행시험을 완료하였다.

3.2.3 문제의 해결

그림 6에 도시한 제어기 구조에서 영점을 상쇄하기 위한 방법은 전단함수 (1)의 분모인 특성방정식이 영점(-Ki/Kp)과 동일한 극점을 갖도록 이득을 설계하면 된다.

즉, 식 (1)을 식 (3)과 같이 정의하여 식(1)과 식(3)을 비교하여 제어이득을 설계할 수 있다.

$$\frac{\theta}{\theta_c} = \frac{\left(s + \frac{K_i}{K_p}\right) K_p M_{\delta_{LON}}}{(s+a)(s^2 + 2\zeta\omega s + \omega^2)} \quad (3)$$

이러한 설계는 불안정한 영점(+ zero)을 갖지 않는 최소위상(minimum phase) 시스템에 적용이 가능하며, 이득 Ki와 Kp는 항상 양수이므로 이러한 조건을 만족한다.

HILS에서도 기존 이득을 적용하는 경우 장주기 진동이 발생하도록 로터 스프링 상수(K)를 감소시켜서 비행시험 결과를 재연하였으며, 새롭게 설계한 이득을 적용시 장주기 진동이 소거됨을 확인하였다.

이후 개선된 피치 SCAS 제어 이득으로 비행시험을 수행하여 장주기 진동이 완전히 소거되었음을 검증하였다.

3.3 고도명령 시간지연

3.3.1 문제의 현상

천이모드에서의 비행시험결과 그림 8과 같이

530초에 입력한 고도명령이 540초에 반응이 나타나기 시작하였다. 이러한 제약사항은 내부조종사도 이미 인지하고 있었지만, 실제 비행시험 수행시 10초 동안 고도반응이 나타나지 않자 내부조종사가 고도노브 명령을 계속 변경하도록 하는 원인을 제공하였다.

3.3.2 문제의 원인

고도유지 제어기의 경우 목표 고도에 도달하기 전에 고도명령의 증가를 완화시켜주어야 과도 응답없이 부드럽게 목표고도에 도달할 수 있다. 이를 위해서 초기 고도유지 제어기는 명령축에 지연필터를 갖고 있었다.

이러한 지연필터는 목표고도에 도착했을 때에는 유용하지만, 고도명령 인가시에도 매우 느린 초기반응이 나타난다.

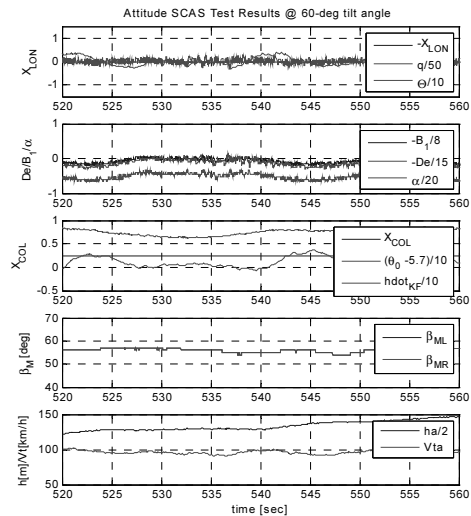


그림 8. 고도유지모드 반응시간 지연

3.3.3 문제의 해결

목표고도에서만 지연효과를 나타내기 위해서 지연필터에 스위치를 넣는 방법이 고려되었으나, 지연필터 인가시 불연속 현상이 발생할 수 있다는 단점과 미인가시 과도입력에 대한 필터링 기능이 없다는 단점이 예상되었다.

따라서 과도입력에 대한 필터링 기능과 목표 고도 도달시 고도 증가율을 완화시키기 위해서 상승률 제한기를 고도명령에 추가하였다.

이러한 상승률 제한기는 저속/정밀 추종모드인 자동이착륙시에 고속모드와 분리해서 상승률을 정의할 수 있으므로 고속(회전익/천이/고정익) 상태와 저속(호버/관성속도모드)상태에 관계없이 고도 제어기 구조를 공통으로 사용할 수 있는 장점이 있다.

3.4 고정익모드의 선회궤도 이탈

3.4.1 문제의 현상

점항법에 의한 고도/속도 유지명령을 인가하여 자동 천이비행으로 고정익 모드에 도달한 후, 축소기가 추종하던 원 궤도를 크게 벗어나 비행영역을 이탈하는 비정상상황이 발생하였다. 이때 관제시스템에 기록된 지도영상을 그림 9에 도시하였다.

점선회 궤도를 추종하기 위해서 내부조종사가 점항법을 풀고 방위유지모드로 전환하여 heading 명령을 인가하였지만, 여전히 우선회가 불가하였다.

이후 외부조종사가 조종권을 넘겨받아 수동으로 우선회를 시도하였지만 우선회가 되지 않았고, 비행체가 안전영역을 벗어나지 못하게 하기 위해서 수동으로 좌선회를 시도하였다.



그림 9. 고정익 모드 진입시 점선회 궤도의 이탈

좌선회와 동시에 비행체는 매우 작은 선회반경으로 급격히 감속하며 몇 초의 시간차이를 갖고 받음각 25도, 옆미끄럼각 25도에 동시에 도달하였으며, 실속에 진입하였다가 자세제어기의 도움으로 정상상태로 복원하였다.

이후 정상상태로 안정화된 비행체를 외부조종사와 내부조종사가 협력하여 안전하게 착륙시킬 수 있었다. 자동비행을 담당한 내부조종사에게는 초도비행시험이었는데 비상상황에 매우 잘 대처하였다.

3.4.2 문제의 원인

고정익에서 발생한 점선회 궤도이탈은 과도하게 편향된 옆미끄럼각에 의한 것이며, 이는 요축 조종을 담당하는 비대칭 컬렉티브의 보정오차에서 비롯된 것이다. [5]

비대칭 컬렉티브의 보정오차는 수동비행에 의한 완전 천이비행시 발견된 것으로서 재보정을 통해 문제를 해결했다고 판단했지만, 보정오차가 매우 미소하여 수동비행과는 반대방향의 옆미끄럼각이 발생하였다. 이러한 이유는 고정익에서의 미소한 컬렉티브 오차가 과도한 옆미끄럼각을 발생시키기 때문이다.

비대칭 컬렉티브는 회전익에서 롤조종에 이용되는데 롤축은 적분기에 의해 좌우 보정오차를 자동으로 보상하기 때문에 이러한 현상이 발생하지 않았지만, 고정익으로 전환함에 따라 비대칭 컬렉티브가 요축 조종으로 변경됨에 따라 적분기가 없는 요축에는 과도한 옆미끄럼각을 발생시키는 것이다.

3.4.3 문제의 해결

가장 좋은 해결방법은 요축제어기에도 적분기를 적용하는 방법이지만, 요축은 요각속도 오차명령 제어기이므로 정상선회(Coordinated Turn)시 요각속도를 최소화하도록 제한함으로써 정상선회를 방해한다.

또한 요축을 방위각 오차명령으로 변경하는 방법도 있으나, 이런 경우 고속비행시 롤명령에 의한 방위유지 인가시 롤명령에 의해 방위유지명령을 별도로 입력해야한다.

따라서 기존 제어기 구조를 변경하기 보다는 옆미끄럼 피드백을 추가하여 비대칭 콜렉티브 영향을 최소화하도록 제어기를 구성하는 방안이 효과적이며, HILS를 통해 그 성능을 검증하였다.

3.5 고정익모드의 가속 및 고도감소경향

3.5.1 문제의 현상

고정익모드에서 천이모드로 감속을 위해 속도 유지 제어기에서 피치 최대명령이 인가되었으나, 축소기는 계속 가속하려는 경향과 고도가 감소하려는 경향이 그림 10과 같이 발생하였다.

내부조종사가 속도명령을 더 감소시켰으나, 감속이전부터 속도유지모드에 의해 최대 피치 자세각명령이 인가되어서 감속명령이 제대로 작동하지 않았다.

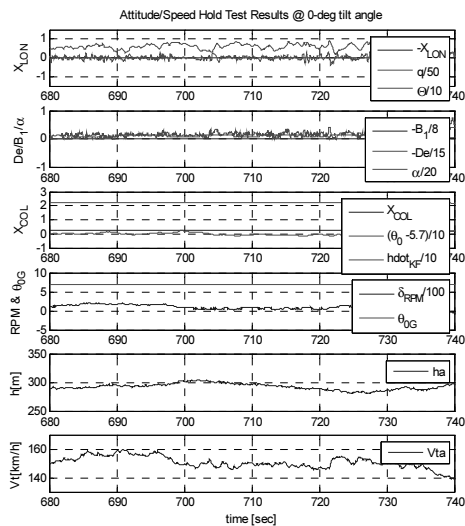


그림 10. 고정익 모드시 가속 / 하강 경향성 발생

3.5.2 문제의 원인

스마트 무인기의 천이경로선은 피치 자세각 2도를 기준으로 설계되었으며, 이륙중량에서는 좀 더 큰 자세각으로 천이경로선을 따르고, 착륙중량에서는 수평자세로 천이경로선을 추종하도록

설계되었다. 이때 플랩각은 천이모드 진입시 25도에서 고정익모드 진입시 11도로 점차 감소하도록 스케줄되었다. 또한 피치자세 SCAS 제어기 내에서 기준 피치 자세각을 2도로 유지하는 대신 속도유지모드가 자세각 ± 6 도를 유지 가능하도록 설계하였다.

OFP에 플랩스케줄을 적용하는 과정에서 고정익모드에서 설계된 11도 대신 10도가 인가되었으며, 이로 인해 고정익모드에서 수평비행을 위해 더 큰 자세각이 요구되었다. 이로 인해 속도유지모드의 피치자세각 명령이 포화상태에 도달하였으며, 감속 명령을 수행하지 못했다.

3.5.3 문제의 해결

플랩스케줄을 10도에서 설계값인 11도로 증가시켰다. 또한 피치자세 SCAS에 고정익모드에 진입하는 경우 2도의 피치 자세각 트림을 유지하도록 스케줄을 추가하였다. 이러한 피치자세 스케줄은 속도유지모드의 자세명령 권한을 증가시키는 효과를 가진다. 따라서 속도명령에 의한 피치 자세명령은 기존과 같이 ± 6 도를 유지하였다.

3.6 전자동비행시험 결과

앞서 기술한 문제들을 모두 해결한 후 내부조종사의 자동조종에 의해 그림 11과 같이 전구간 비행시험을 수행하였다.

3.6.1 전자동 비행계획



그림 11. 전자동 비행시험을 위한 경로계획

전자동 비행시험을 위해서 그림 11과 같이 경로계획을 설정하였으며 자세한 과정은 다음과 같다. 고층에 위치한 항공시험센터의 활주로 측면에서 이륙하여 북쪽 300m 반경원을 이용하여 고도 300m까지 상승한 후 중간 500m 반경 원으로 선회점을 변경하여 고정익 모드로 가속한 후 다시 회전익모드로 감속한다. 남쪽 300m 반경원을 이용하여 고도 80m로 하강한 후 착륙지점으로 진입(자동호버)한다. 이착륙지점 상공에서 호버링을 수행 후 수직착륙한다.

3.6.2 전자동 비행시험 결과

이러한 경로계획을 따라 비행한 결과를 그림 12에 도시하였다. 3.1절에서 3.5절에 기술한 모든 기술적인 문제는 더 이상 발생하지 않았으며, 고정익모드에서도 500m 점선회를 잘 추종하였다.

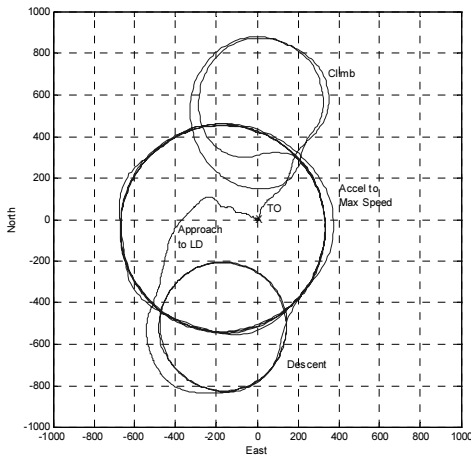


그림 12. 전자동 비행시험을 위한 경로계획

전자동 비행시험을 통해 국내에서 최초로 개발되는 틸트로터 항공기의 비행특성 및 제어법칙 설계능력을 검증할 수 있었다.

또한 탑재 센서만을 이용한 자동착륙을 구현하기 어려운 기존 고정익 항공기와 달리, 비정밀 일반 항법용 INS/GPS 센서만을 이용해서 자동착륙을 포함한 전구간 자동비행에 성공한 것은 틸트로터 항공기의 매우 큰 장점으로 판단된다.

4. 결 론

축소형 틸트로터 무인기의 전자동 비행시험을 위해 각각의 비행시험 포인트에서 수행한 자동비행 시험중 예측하지 못한 문제점들이 발생하였으며, 이에 대해 문제의 현상과 원인을 분석하고 해결방안을 제시하였다.

이러한 모든 문제를 해결한 후 자동이착륙을 포함하여 자동천이, 자동항법등 모든 기능을 포괄하는 전자동 비행시험을 수행하였다. 전자동 비행시험을 통해 틸트로터 항공기에 대한 비행특성과 비행제어 법칙을 검증하였다.

비행시험이 진행되는 동안 개발자와 조종사는 틸트로터 항공기의 특성에 대해 많은 경험을 축적할 수 있었으며, 실물기 비행시험에서도 발생할 가능성이 높은 문제에 대해 미리 대응할 수 있는 능력을 갖추게 되었다.

참 고 문 헌

1. P. B. Harendra, M. J. Joglekar, T. M. Gaffey, R. M. Marr, "A Mathematical Model for Real Time Flight Simulation of The Bell 301 Tilt Rotor Research Aircraft," NASA CR 114614, 1973.
2. 유창선, 최형식, 박범진, 강영신, 안성준, "틸트로터 항공기 비선형 시뮬레이션 프로그램 개발", 제어자동화시스템 공학회지 Vol.11. No.3. p193~199. 2005.
3. 강영신, 박범진, 유창선, 장성호, 최성욱, 구삼욱, "축소형 틸트로터 무인기의 안전줄 호버시험", 항공운항학회지. Vol.15. No.4. p.9~16. 2007.
4. 강영신 *, 박범진 *, 김유신 *, 김성필 *, 구삼욱, "축소형 틸트로터 무인기의 자동 이착륙 비행시험", 2008 ADD 무기체계발전세미나. 2008. 10.30.
5. Y. S. Kang, B. J. Park, C. S. Yoo, and S. O. Koo, "Control Law Modification According to Flight Test of Small Scaled Tilt Rotor UAV", AIAA GNC Conference. 2008.