

## 스마트무인기의 비행제어 성능관련 비행시험 결과분석

강영신\*, 박범진\*\*, 조암\*\*\*, 유창선\*\*\*\*, 구삼옥\*\*\*\*\*

### Analysis of Flight Test Result for Control Performance of Smart UAV

Young-Shin Kang\*, Bun-Jin Park\*\*, Am Cho\*\*\*, Chang-Sun Yoo\*\*\*\*, Sam-Ok Koo\*\*\*\*\*

#### Abstract

Flight tests on flight control performance of helicopter, conversion and airplane mode for the Smart UAV were completed. Automatic take-off and landing, automatic return home as well as automatic approach to hover were performed in helicopter mode. Climb/descent, left/right turn using speed and altitude hold mode were performed in each 10° tilt angle in conversion mode. The rotor speed in airplane mode was reduced to 82% from 98% RPM in order to increase rotor efficiency with reducing Mach number at tip of rotors. It reached to the designed maximum speed,  $V_{TAS}=440$  km/h at 3 km altitude.

This paper presents the flight test result on full envelopment of Smart UAV. Detailed test plan and test data on control performance were also presented to prove that all data meets the flying qualities requirement.

#### 초 록

틸트로터 항공기인 스마트무인기의 회전익모드, 천이모드, 고정익 모드 비행시험을 수행하여 전체 비행영역에 대한 비행제어법칙 검증을 완료하였다. 회전익모드에서는 자동이륙과 자동착륙, 자동호버 비행 및 자동회귀모드 비행을 수행하였다. 천이모드에서는 틸트각 10도 간격으로 속도, 고도, 롤/방위 유지명령을 이용하여 상승, 하강, 좌선회 및 우선회 비행을 수행하고, 자율천이비행을 수행하였다. 회전익모드와 천이모드에서의 로터속도는 98%를 유지하였고, 고정익 모드 비행은 260 km/h 속도에서 로터 회전수를 82%로 감속하여 최대속도까지 점진적으로 영역확장비행을 수행하였다. 최종적으로 대기고도 3 km에서 최고속도 440 km/h까지 도달하였다.

본 논문에서는 스마트무인기의 전체 비행영역에 대해 비행영역 확장시험을 수행하는 동안 획득된 데이터의 분석결과를 제시하고, 규격서의 비행제어 요구조건과 비교하여 비행성이 요구성능을 만족함을 검증하였다.

키워드 : 스마트무인기(Smart UAV), 틸트로터(tilt-rotor), 비행제어(flight control), 비행시험(flight test), 비행성(flying qualities)

접수일(2013년 5월 3일), 수정일(1차 : 2013년 6월 7일, 게재 확정일 : 2013년 7월 1일)

\*무인체계팀/kangys@kari.re.kr

\*\*무인체계팀/bjpark@kari.re.kr

\*\*\*무인체계팀/cho1838@kari.re.kr

\*\*\*\*무인체계팀/csyoo@kari.re.kr

\*\*\*\*\*무인체계팀/sam@kari.re.kr

## 1. 서 론

헬리콥터는 수직이착륙과 공중정지 비행이 가능하여 활주로 없이 운용할 수 있으나, 고속비행과 고고도 비행이 불가능하다. 고정익 항공기는 고속비행과 고고도 비행이 가능하지만 이륙을 위해 매우 넓은 활주부가 필요하다. 틸트로터 항공기는 이러한 헬리콥터와 고정익 항공기의 문제점을 동시에 해결하여 헬리콥터와 같이 수직으로 이착륙하고, 고정익처럼 고속과 고고도 비행이 가능한 복합 항공기이다.

틸트로터 항공기의 시초는 1950년대에 등장한 XV-3 이었지만, 기술적인 문제들로 인해 실제 양산에 성공한 기종은 2000년대 중반에 등장한 MV-22 Osprey가 유일하다. 이 기종을 개발한 미국의 Bell사는 Osprey 형상을 축소하여 무인 틸트로터 항공기인 Eagle-Eye 개발사업을 진행하였으며, 7/8 축소 스케일모델인 TR911X로 비행시험에 성공하였다[1,2]. 이후 민간용 실물 시험기인 TR918 모델(TR916모델은 군사용)을 개발하였으나 2006년 4월 5일 기술적인 문제로 회전의 지속 비행시험 중 300 ft 고도에서 추락하였으며, 이로 인해 미 해안 경비대의 Eagle-Eye 개발지원도 중단되었다.[3]

스마트무인기의 개발 초기에 수직이착륙 및 고속비행이 가능한 비행체를 개발목표로 정하였으며, 여러 단계의 연구를 거쳐 틸트로터 형상으로 개발하기로 확정하였다.[4]

틸트로터 무인기의 경우 미국이외에는 개발이 시도된 적이 없었기 때문에 국내 개발경험이 전무하였다. 또한, 헬리콥터 무인기의 국내개발도 성공한 적이 없어서 매우 큰 사업위험도를 갖고 출발하였다. 가장 위험도가 높은 기술항목으로서 로터/드라이브 시스템과 비행제어 시스템이 선정되었다. 개발초기에 틸트로터 무인기의 유일한 기술협력선인 미국 Bell사와 공동개발이 논의되었으나, Bell 측이 비행제어분야에 대한 기술협력을 거절하여 독자개발로 전환하였다.

틸트로터 항공기의 비행제어 기술개발 위험을 감소시키기 위해서 공개된 NASA 보고서[5]를

최대한 활용하여 비선형 시뮬레이션 운동모델을 개발하였다[6]. 또한 비행제어법칙 검증을 위해 축소형 비행시연 항공기인 TR-40을 개발하였으며, 전자동 비행시험을 성공하였다[7,8]. 축소기 비행시험을 통해 틸트로터 항공기에 대한 비행특성 데이터를 확보하였으며, 틸트로터 항공기의 개발절차를 확정하고, 비행시험 경험을 축적할 수 있었다.

실물 스마트무인기의 비행시험은 축소기와 유사한 절차로 진행되었으며, 축소기의 비행시험 경험이 제어법칙 설계자와 비행시험 참여자들에게 매우 큰 도움이 되었다. 회전익모드와 천이모드, 고정익모드로 영역을 확장하면서 비행시험을 진행하는 동안 소프트웨어 오류등과 같은 매우 위험한 문제는 노출되지 않았으며, 계획된 비행시험을 그림 1에 도시한 바와 같이 단 한 차례의 사고도 없이 완료하였다.[9,10,11,12]

비행시험시 기술적인 문제들이 다수 발생하였으며 어떤 경우는 추락으로 연결될 수 있는 비상상황에 빠지기도 하였다. 그러나 시험참여자들의 빠른 판단과 조화로운 협업, 준비된 비상절차를 통해 잘 대처함으로써 비상상황에서도 추락사고를 방지할 수 있었다.

본 논문은 세계 두 번째로 개발에 성공한 틸트로터 무인기인 스마트무인기의 비행영역 확장 시험 데이터에 대한 비행제어 성능과 관련된 분석결과를 제시하고, 모든 비행조건에서 비행성 요구조건을 만족함을 검증하였다.



그림 1. 스마트무인기의 각 모드별 비행시험

## 2. 본 론

스마트무인기의 비행시험결과를 회전익모드, 천이모드, 고정익모드에 대해 각각 기술하였으며, 사용된 기호는 표 1에 수록하였다.

표 1. 기호의 정의 및 단위

축	기호	정의	단위
세 로 / 수 직 축	$X_{LON}$	세로축 조종명령	-1~1
	$q$	세로축 각속도	deg/sec
	$\theta$	세로축 자세각	deg
	$B_1$	세로축 사이클릭변위	deg
	$X_{COL}$	추력축 조종명령	0~1
	$\theta_0$	콜렉티브 피치각	deg
	$\theta_{OG}$	거버너 콜렉티브 피치각	deg
	RPM	로터 회전수	RPM
가 로 / 방 향 축	$X_{LAT}$	가로축 조종명령	-1~1
	$p$	가로축 각속도	deg/sec
	$\phi$	가로축 자세각	deg
	$A_1$	가로축 사이클릭변위	deg
	$\beta$	옆미끄럼각	deg
	$X_{PD}$	방향축 조종명령	-1~1
	$r$	요축 각속도	deg/sec
	$\psi$	방위각	deg
	$\beta_M$	나셀틸트각	deg

### 2.1 회전익모드 비행시험

#### 2.1.1 회전익모드의 비행시험 계획

회전익모드 비행시험은 표 2와 같이 수행되었으며, 안전하고 효율적인 비행시험을 위해서 수동 이착륙 시험 후 자동이착륙 비행을 가장 먼저 수행하였다. 이후 장주비행을 거쳐 전자동 항법모드 비행시험을 최종단계에서 수행되었으며 모든 시험은 자동이착륙으로 진행되었다. 외부조종사(EP)에 의한 수동 장주시험은 시험안전을 위해 최소화하여 수행하였다. EP 수동 저속장주비행은 속도명령을 사용하는 GPS. Stick모드로 수행되었으며, 스틱을 놓으면 현재 위치를 유지하도록 설계해서 조종사의 조종부담을 감소시켰다. 회전익

고도유지모드 시험시 비상상황이 발생하여 자세명령을 사용하는 CAS.Stick 모드로 EP가 비상착륙 하였으며, 이로 인해 별도의 CAS.Stick 시험소티는 생략하였다.

표 2. 회전익모드 비행시험계획

비행시험 항목	비행소티	세부항목
초도비행	수동비행	수동이륙 수동착륙
	자동비행	자동이륙 자동호버 자동착륙
장주비행	수동장주	저속장주(GPS.Stick) 고속장주(CAS.Stick)
	자동장주	고도/속도유지,EP방위 고도/속도/방위유지
항법비행	접항법	좌선회 우선회
	사전계획 모드	시작점(1번) 시작점(임의점)
	자동회귀 모드	수동인가 자동인가(통신두절)

#### 2.1.2 회전익모드 비행시험 결과

회전익모드 시험은 수동이착륙과 자동이착륙 시험을 포함한 초도비행을 수행한 이후 속도를 증속하여 수동조종에 의한 장주비행과 속도/고도/방위 유지모드에 의한 자동비행으로 회전익모드 최고속도인 100 kph까지 검증하였다.

회전익 모드에서의 속도, 고도, 롤/방위 유지 성능을 그림 2와 그림 3에 도시하였다. 속도와 고도오차가 명령의 10%이내에서 모두 만족하였으며, 방위각과 롤각 오차는 3° 이내를 만족하였다.

회전익모드의 유지성능을 확인한 이후 사전계획모드를 이용한 회전익모드 전자동 비행시험을 수행하였다. 그림 4와 5에 도시된 바와 같이 자동이륙 후 사전계획 모드에 의해 1번 경로점으로 고도를 상승하며 비행한 후, 연속적으로 4번 점까지 도달하여 우측 점선회를 수행하였다. 1회의 정점선회비행을 수행 후 내부조종사(IP)가 수동으로 자동회귀(RTH) 모드를 인가하였다. 항공기는 RTH 지점의 지면고도 200m 상공으로 진입후

점진회하며 속도와 고도를 줄여서 RTH 100m 상공 호버점에서 정지비행을 수행한 후 착륙을 위한 수직하강을 자동적으로 수행하였다.

수직 하강중 다른 소티의 비행시험을 수행하기 위해서 RTH 착지여부는 검증하지 않고, 동일 알고리즘을 사용하는 자동착륙 모드의 검증결과로 대체하였다.

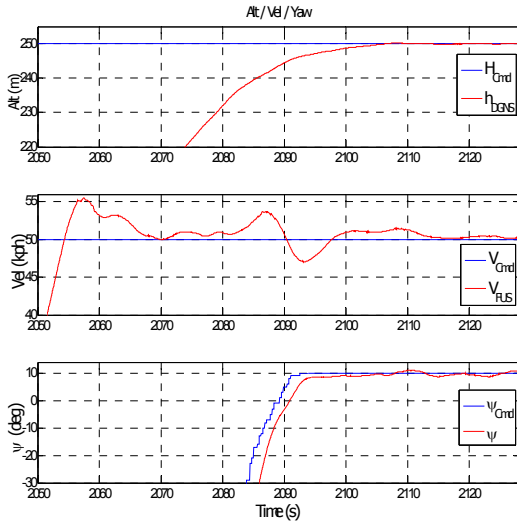


그림 2 회전익모드 유지성능분석(VGPS=50kph)

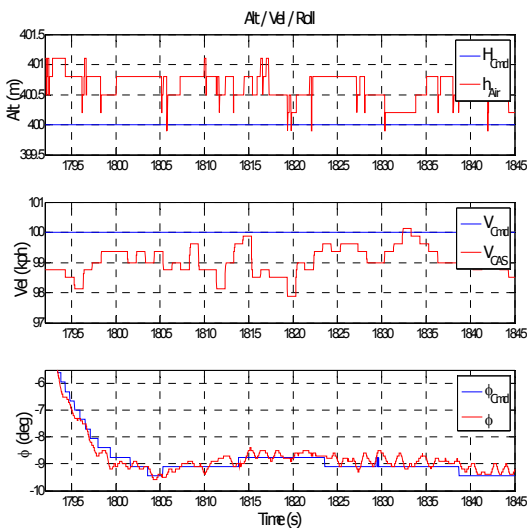


그림 3. 회전익모드 유지성능분석(VCAS=100kph)

사전계획모드 비행중 자동회귀모드를 인가하는 시점에서 갑작스럽게 고도가 상승하면서 로터 RPM이 2%까지 오버슛하는 이상상황이 발생하였다. 문제의 원인은 모드판단 알고리즘이 순차적으로 계산되어, 고도유지모드 스위치(On/ Off)를 판단하는 시점에 RTH 스위치가 아직 판단되지 않았기 때문이었다. 이로 인해 RTH모드시 On되어야 하는 고도유지모드가 Off상태였던 것으로 밝혀졌으며, 고도유지모드 판단순서를 RTH 모드판단 이후로 변경하여 문제를 해결하였다.

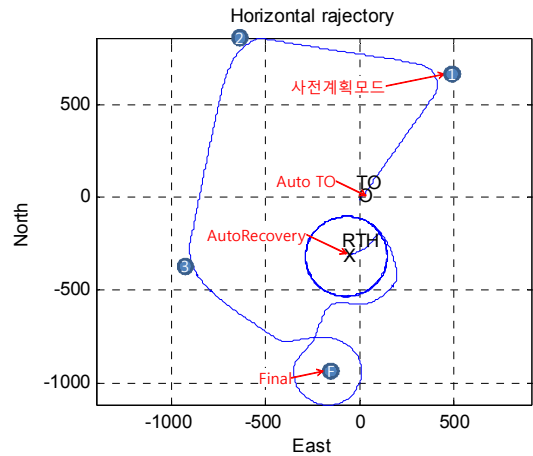


그림 4. 회전익모드 사전계획 비행시험

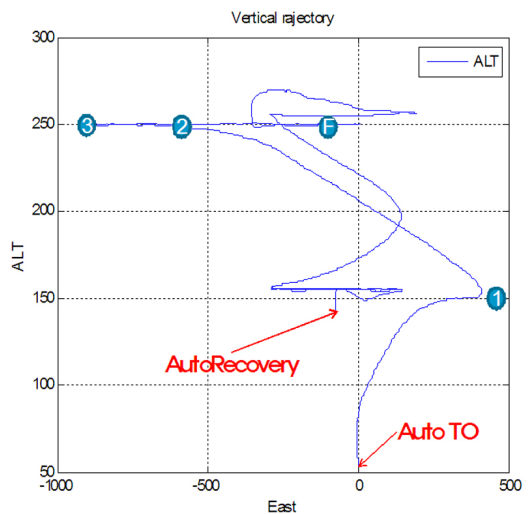


그림 5. 회전익모드 사전계획 비행시험 (고도축)

회전익모드의 항법모드 비행시험이 완료됨에 따라 천이모드와 고정익모드에서도 동일한 유도 제어법칙과 자동이착륙기능을 사용할 수 있어서 이후 시험일정을 크게 단축시킬 수 있었다.

## 2.2 천이모드 비행시험

### 2.2.1 천이모드의 비행시험 계획

스마트무인기의 상세 천이모드 비행시험 계획을 표 3에 도시하였다.

표 3. 천이모드 비행시험계획

구분	틸트 (deg)	속도 (kph)	고도 (m)	유지모드	
영역확장	75	124	400↔500	Vt/H/Ψ	
	70	148	400↔500	Vt/H/Ψ	
	60	172	400↔500	Vt/H/Ψ	
	50	184	400↔500	Vt/H/Ψ	
	40	192	400↔500	Vt/H/Ψ	
	30	205	400↔500	Vt/H/φ	
	20	219	400↔500	Vt/H/φ	
	10	230	400↔500	Vt/H/φ	
	0	250	400↔500	Vt/H/φ	
부분연속천이	80↔60↔30↔0	100 172 205 250	400	Vt/H/Ψ	
	연속천이	80↔0	260	400	Vt/H/Ψ
	자율천이	80↔0	260	400	Pre.Program

천이모드의 비행영역확장을 위해서 틸트각 10° 간격으로 속도/고도/방위유지모드 명령을 이용하여 가속/감속, 상승/하강, 좌/우 선회 기동을 수행하여 비행성을 평가하였다. 이때 좁은 시험 공역 내에서 비행시험을 수행하기 위해서 200 kph이상의 고속비행에서는 방위 유지모드 대신 롤 유지모드를 사용하여 선회하였다.

틸트 0° 시험이 완료된 후 틸트각 80°→60°→30°→0° 순서로 구간 연속천이비행을 수행하였다. 구간 연속천이를 완료한 후 내부조종사가 속도명령을 한 번에 입력하여 틸트각 80°→0° 연속 천이비행을 수행한 후 사전계획모드를 인가하여

자율적인 천이비행을 수행하도록 계획하였다.

자율 천이비행 계획을 표 4에 도시하였다. 자동이륙후 점선회를 이용하여 천이고도인 400m 까지 선회상승 하고, 사전계획모드를 인가하여 주어진 경로점(1→13)을 따라 자율적으로 천이와 역천이 비행을 수행한 후 감속하여 회전익모드로 전환하고, 이후 고도와 속도를 낮춰서 자동착륙 지점으로 진입하도록 계획하였다. 착륙지점 부근에서 자동호버를 인가하여 자동착륙점 상공에서 항공기가 정지하면 자동착륙을 인가하도록 하였다.

표 4. Pre-Program 자율천이 계획

비행계획	속도 (kph)	고도 (m)	RPM (%)	
자동이륙	0	25→50	98	
점선회	100	50→400	98	
사전계획모드	1	100	400	98
	2-6	260	400	98
	7	100	400	98
	8	60	400	98
	9-11	60	100	98
	12	60	80	98
	13	50	80	98
자동호버	50→0	80→60	98	
자동착륙	0	60→25	98	

자동착륙을 위해 IP 명령을 자동호버와 자동착륙으로 구분한 이유는 바람의 방향이나 주변 조건에 따라 IP가 적절한 방위각과 호버고도를 결정해야 하기 때문이다. 참고로 통신두절시 또는 수동 RTH 모드 인가시 IP가 개입하지 않고 비행체 스스로 자동 착륙하도록 설계되었다.

국제항공법규에 틸트로터 항공기뿐만 아니라 무인기에 대한 규격이 아직 확정되지 않았기 때문에 스마트무인기의 천이모드 비행성 설계규격은 회전익 규격인 ADS-33E-PRF와 고정익 규격인 MIL-HDBK-1797A를 혼용하여 적용하였다.

### 2.2.2 천이모드의 비행시험 결과

천이모드 비행시험을 수행하기에 앞서 틸트각 85°~70° 사이에서 매우 큰 옆미끄럼각(sideslip)이 발생하였다. 이 문제를 해결하기 위해서 요축의 조종권한(control authority)을 크게 증가시켰지만

과도한 옆미끄럼각 문제는 해결되지 않았으며, 수평꼬리날개 끝단에 보조 수직안정판을 추가하여 문제를 해결하였다.

옆미끄럼각 문제를 해결한 후 고도/속도 유지모드를 이용하여 천이모드 비행영역을 확장하면서 나셀각을 점차적으로 감소하는 동안 다른 특이사항은 발생하지 않았다. 안정된 비행성을 바탕으로 천이영역확장 비행시험을 단 2 소터 만에 완료할 수 있었다.

그림 6과 그림 7에 틸트 60°와 틸트 30°에서의 속도/고도/방위 유지모드 성능을 도시하였다. 모든 경우 규격서의 오차범위(고정익모드와 동일규격 사용) 내에 잘 추종함을 알 수 있다.

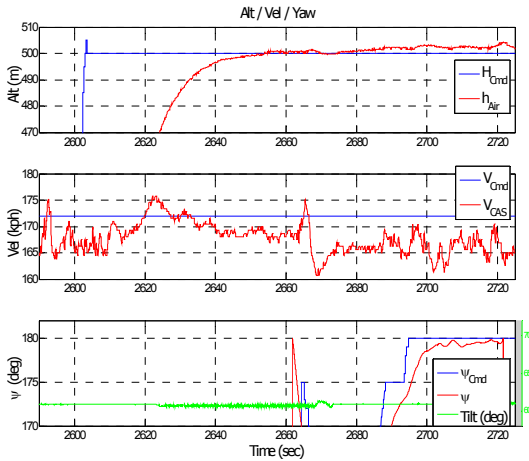


그림 6. 천이모드 유지성능분석(틸트=60°)

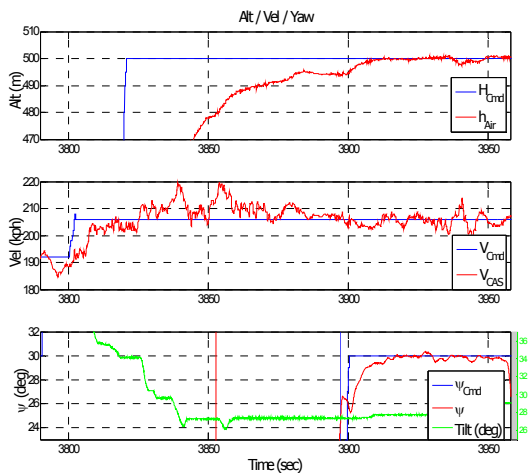


그림 7. 천이모드 유지성능분석(틸트=30°)

천이모드 영역확장시험 이후 수행한 사전계획 모드에 의한 자율 천이비행 경로를 그림 8과 그림 9에 도시하였다. 자동이륙과 점선회는 사전계획모드의 경로계획에 포함되지 않고 내부조종사의 노브버튼을 통해 인가된다. 점선회를 통해 천이 비행고도로 상승한 후 내부조종사가 사전계획모드를 인가하였다. 비행체는 사전계획모드의 1번 경로점을 통과하면서 가속하여 2번 경로점에 도달하기 전에 틸트각 0°로 천이를 완료하였다. 경로점 2-3-4-5-6번을 고정익모드로 통과한 후 경로점 6-7번을 통과하면서 회전익모드인 틸트각 80°로 역천이를 수행하였다.

8번을 지나면서 자동착륙을 위한 패턴비행을 시작하며, 9-11번 경로점을 거쳐 고도 100m로 하강하였다. 12번을 통과한 후 고도를 80m로 더 낮추어 13번 경로점으로 감속하는 과정에서 내부조종사는 자동호버를 인가하였다. 비행체가 자동이착륙 지점상공에서 공중정지하면 내부조종사가 바람방향으로 방위각을 정렬한 후 자동착륙 버튼을 눌러 착륙하였다.

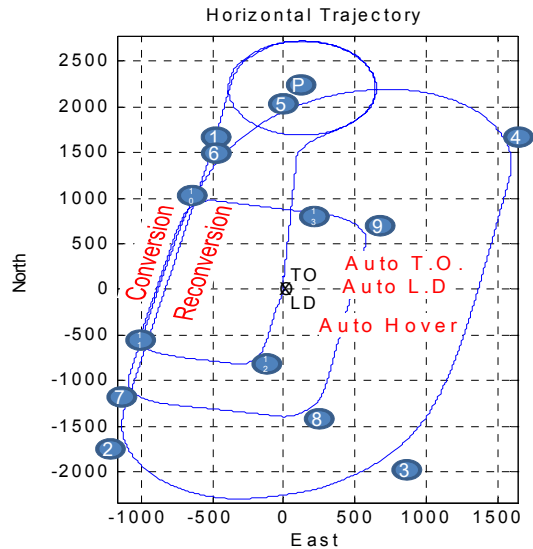


그림 8. 사전계획에 의한 자율천이비행 경로

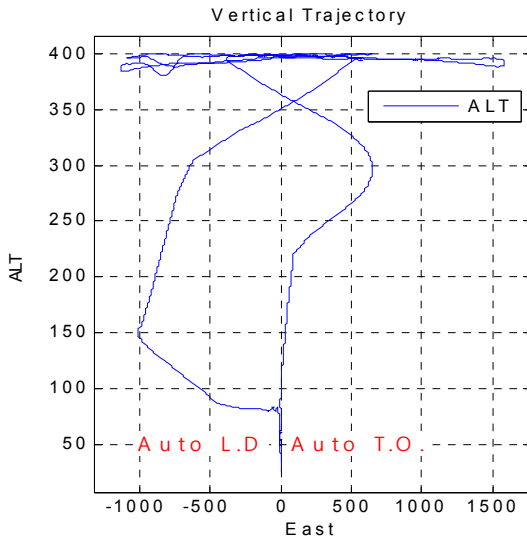


그림 9. 자율천이비행 고도변화

연속천이 비행에서의 천이경로선을 그림 10에 도시하였다. 비행속도와 틸트각이 천이경로선 제한범위 내에서 정상적으로 제어됨을 알 수 있다. 가속과 감속시 천이경로선의 가장자리 부근으로 천이경로선이 움직이고 있어서 속도변화에 대한 나셀명령 문턱값(threshold)을 감소시켜 천이경로선이 중심선 부근으로 이동하도록 수정하였다.

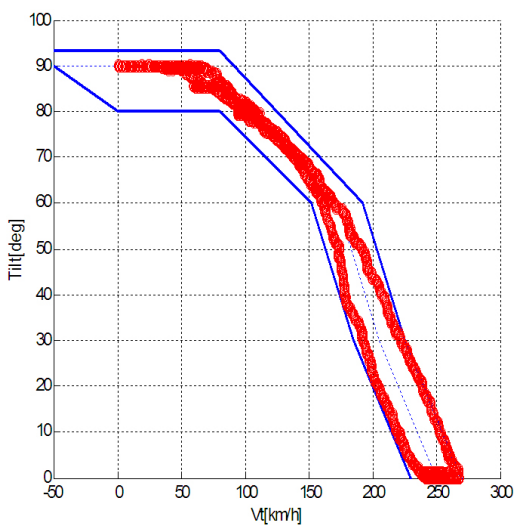


그림 10. 자율천이비행의 천이경로선도

## 2.3 고정익모드 비행시험

### 2.3.1 고정익모드의 비행시험 계획

스마트무인기의 고정익모드 상세비행시험 계획을 표 5에 도시하였다. 고정익모드에서의 비행 안전을 확인하기위해서 로터 회전수를 회전익/고정익모드와 동일하게 98%로 유지하고 320kph 까지 증속하여 비행하였다. 이때 로터 동안정성 발산문제와 같은 이상현상은 발생하지 않았으며, 로터효율을 증가시키기 위해서 이후의 모든 고정익모드 비행시험은 로터회전수를 82%로 감속한 후 수행하였다.

고정익모드의 경우 속도가 매우 빨라서 비행 시험 공역을 벗어날 위험이 있으므로 IP의 조종 부하를 경감시키기 위해서 점항법을 이용하여 속도/고도 영역확장 비행시험을 수행하였다. 최대 속도 비행시험은 시험안전을 위해서 고흥간척지를 벗어나 고흥만 바다 상공에서 진행되었다.

표 5. 고정익모드 비행시험계획

Speed (kph)	ALT (m)	Flight Pattern	비고
260→320	500	점항법	RPM 98%
280	500	점항법	RPM 98↔82
250→300→350→400→Vmax	500	점항법	RPM 82%
300→350→400→Vmax	1000	점항법	RPM 82%
300→350→400→Vmax	2000	점항법	RPM 82%
300→350→400→Vmax	3000	점항법	RPM 82%

### 2.3.1 고정익모드의 비행시험 결과

스마트무인기에 적용된 PW-206C 터보샤프트 엔진은 유인헬기의 운용을 위해 EEC(Electrical Engine Control)가 100% 엔진RPM을 자동 유지한다. 따라서, 고정익 모드에서의 로터속도를 변경하기 위해서 EEC의 운용모드를 자동(Auto) 대신 수동(Manual)으로 설정하였으며, 엔진 PLA 레버를 직접 제어하였다. 또한 제어범칙내의 로

터저버너가 로터회전수를 변화/유지시키기 위해 로터 콜렉티브 각을 조절하도록 설계하였다.

로터회전수 변경시험은 나셀천이 후의 또 다른 천이비행으로서 고정익 비행시험의 첫 번째 시험 위험(Test Risk) 항목이었다. 로터 회전수 천이 시험 결과를 그림 11과 그림 12에 도시하였으며, 로터회전수의 과도응답(overshoot) 없이 82% RPM으로 연속 감속 후 복원하였다.

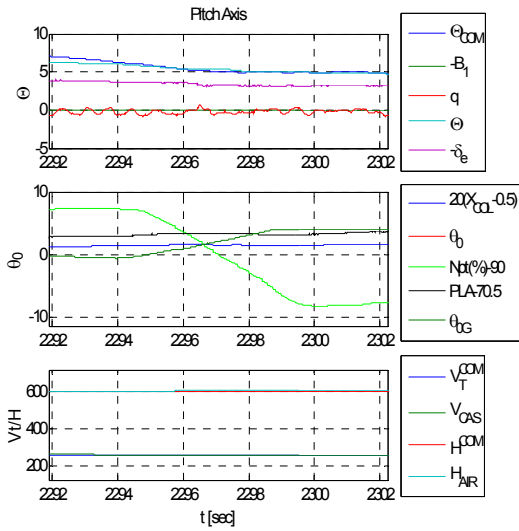


그림 11. Rotor RPM Transition(98→82%)

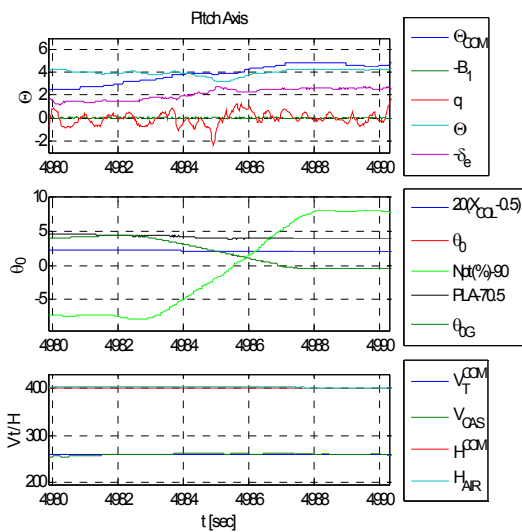


그림 12. Rotor RPM Transition (82→98%)

고정익모드에서 고도유지, 속도유지, 방위유지 모드에 대한 성능을 그림 13과 그림 14에 도시하였다. 저속(260kph) 및 고속(400kph) 조건의 고도(<50m), 속도(<10kph), 방위(<3°), 롤(<2°) 유지성능은 요구조건(괄호안의 값)을 모두 만족하였다.

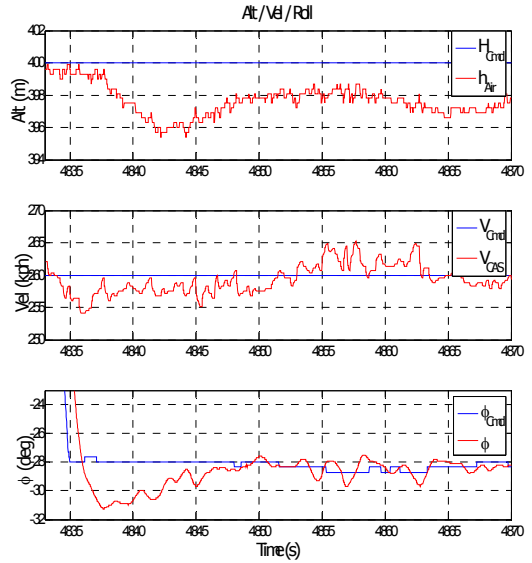


그림 13. 고정익 유지성능분석(VCAS=260kph)

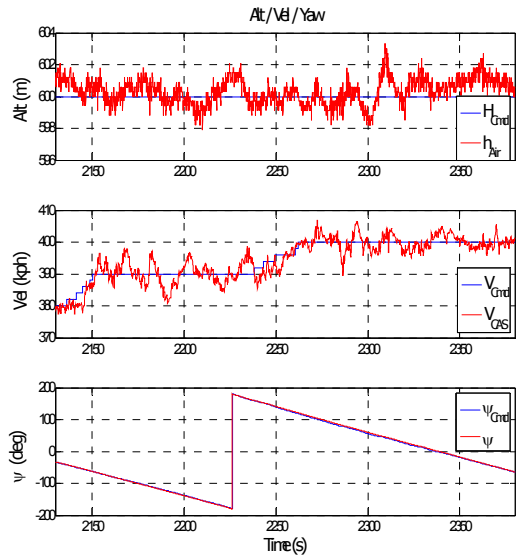


그림 14. 고정익 유지성능분석(VCAS=400kph)



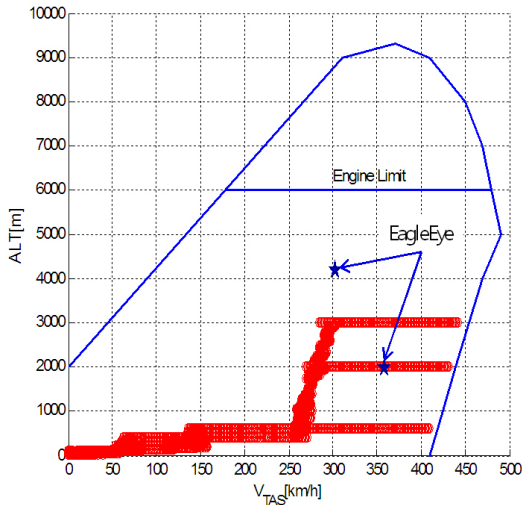


그림 15. 스마트무인기 최대 비행영역선도

저고도 영역확장시험을 완료한 후 고도 1 km 이상에 대한 공역허가를 획득하여 1, 2, 3 km 고도에서 속도 영역확장 비행시험을 수행하였으며, 그 결과를 그림 15에 도시하였다. 고도 3 km에서 최대 진대기속도( $V_{TAS}$ ) 440 kph에 도달하였다. 그림 15에 도시된 바와 같이 이 속도는 벨(Bell)사의 틸트로터 무인기인 이글아이(Eagle Eye) TR911X 모델이 달성한 200 kt (=360 kph) 보다 80 kph 이상 빠른 속도이며, 틸트로터 무인기의 세계 최고기록이다.

스마트무인기의 경우 비행시험안전을 위해서 비행체 외부에 FTS(Flight Termination System) 낙하산을 매달고 비행을 하였으며, 착륙장치 개폐문(Landing Gear Doors)을 설치하지 않았다. 이로 인해 항력이 증가하여 실제로 도달할 수 있는 최대속도는 470 kph 이상으로 추정된다.

### 3. 결 론

스마트무인기의 회전익모드, 천이모드, 고정익모드의 비행영역확장 비행시험과 각 영역에서의 비행제어 속도, 고도, 방위각 유지성능에 대한 비행시험결과를 제시하고 요구조건과 비교하였다.

전 비행영역에 대해 고도유지, 속도유지, 방위

/를 유지성능은 주어진 규격요건을 만족하였으며, 점항법 및 사전계획모드의 궤적오차도 매우 작게 나타났다.

전 비행영역에서 피치, 롤, 요축 및 수직축에 대한 조종특성은 양호하였으며, 주어진 비행성 요구조건을 모두 만족하였다. 일부구간에서 롤축 댐핑 부족에 의한 더치를 진동(약 0.5Hz의 진동)과 피치축의 과도한 댐핑으로 인한 채터링(약 1.5Hz의 진동)이 발생하였으나 이득수정을 통해 최종비행에서는 이러한 현상이 모두 소거되었다.

모든 비행시험은 시험초기에 검증된 자동이착륙 기능을 이용하여 진행되었으며, 이는 틸트로터 항공기가 갖는 매우 큰 장점이라 할 수 있다. 대부분의 고정익항공기는 가장 위험한 시험항목인 자동이착륙 시험을 비행시험의 마지막 단계에서 수행하거나, 또는 자동이착륙 기능이 없는 경우가 많다. 따라서 비행시험중 이착륙을 위한 EP 수동비행에서 사고율이 높다. 그러나 틸트로터 항공기는 회전익모드 시험초기에 자동이착륙 시험을 수행하고, 이후 비행시험시 자동이착륙을 적용하므로 이착륙 위험성이 크게 감소하였고, 시험 효율을 증가시킬 수 있었다.

본 논문에 기술된 모든 비행시험 항목은 내부 조종사(IP)의 터치패널 조작명령과 속도, 고도, 방위/롤 노브명령에 의해 이루어졌으며, 로터의 회전수 감속은 내부조종사의 <80%RPM>버튼 입력 명령에 의해 수행되었다.

나셀천이 비행과 로터 회전수 천이는 시험위험도가 매우 높은 항목이었으나 특이사항 없이 비행시험이 완료되었다. 저고도에서의 로터 회전수 감속시 로터소음이 매우 감소하여 감속직후 일시적으로 로터소음이 들리지 않는 현상이 발생하였으며, 이는 로터효율이 그 만큼 높아졌다는 증거로 볼 수 있다. 로터 회전수 감속을 통해 효율적인 고정익모드 비행시험이 이루어졌으며, 해석을 통해 예측되었던 최고속도에 정확하게 도달할 수 있었다.

고도 3 km에서 최대 수평속도인 진대기속도 440 kph에 도달하였으며, 비행체 규격서의 최대 수평속도 요구조건(> 440 kph)을 충족하였다. 이는 틸트로터 무인기로서는 세계 최고속도 기록이

다. 외부에 비상용 낙하산을 설치하고, 착륙장치 개폐문을 설치하지 않았기 때문에 양산형 모델에서의 실제 속도는 약 30 kph 이상 높을 것으로 예상된다.

스마트무인기의 모든 영역에 대한 비행시험을 완료함으로써 지난 10 년간 진행된 스마트무인기 기술개발사업이 성공적으로 마무리되었으며, 이로서 대한민국은 세계 두 번째 틸트로터 무인기 기술보유국이 되었음을 증명하였다.

향후 양산형 틸트로터 무인기의 개발이 원활히 진행되어 우리나라가 세계 최초의 틸트로터 무인기 운용국이 될 수 있기를 기대한다.

## 참 고 문 헌

- Fortenbaugh, R.L., Builta, K.E., Schulte, K.J., "Development and Testing of Flying Qualities for Manual Operation of a Tiltrotor UAV", AHS 51st Annual Forum, 1995. 5. 9-11., pp.299-320.
- Ben Settle, Thomas Wise, 2000, "Bell Eagle Eye TR - 911X - Tiltrotor Unmanned Aerial Vehicle : Recent Developments, Autoland Integration, and Flight Test Demonstrations", American Helicopter Society 56th Annual Forum.
- <http://www.flightglobal.com/blogs/the-dew-line/2008/10/coast-guard-finally-moves-on-a.html>
- 안오성, "ADVANCED VTOL CONCEPT FOR SMART UAV PROGRAM", Nagoya-KyungSang Aero Conference, 2003.
- 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.
- 유창선, 최형식, 박범진, 강영신, 안성준, "틸트로터 항공기 비선형 시뮬레이션 프로그램 개발", 제어자동화시스템 공학회지 Vol.11. No.3. p.193~199. 2005.
- 강영신, 박범진, 유창선, 구삼옥, "Control Law Modification According to Flight Test of Small Scaled Tilt Rotor UAV", AIAA GNC, 2008.8.18.
- 강영신, 박범진, 유창선, 구삼옥, 이장호, "축소형 틸트로터 무인기의 전자동 비행시험을 위한 문제해결과정", 항공우주기술지, 2009, Vol.8, No.1, p.1~9.
- 강영신, 박범진, 조암, 유창선, 구삼옥, "스마트 무인기의 자동이착륙 비행시험 결과분석", 춘계항공우주학회, 2011.04.14.
- 강영신, 박범진, 조암, 유창선, 구삼옥, "스마트무인기 회전익모드의 유도법칙 비행시험 분석", 추계항공우주학회, 2011. 11. 11.
- 강영신, 박범진, 조암, 유창선, 구삼옥, "스마트무인기의 천이비행시험 및 결과분석", 한국항공우주학회 춘계학술대회. 2012. 4. 11-13., p. 500-505
- 강영신, 박범진, 조암, 유창선, 구삼옥, "스마트 무인기의 고정익 모드 비행제어 성능시험 및 결과 분석", 추계항공우주학회, 2012. 11. 15.