

論文

축소형 틸트로터 무인기의 안전줄 호버 시험

강영신*, 박범진, 유창선, 장성호, 최성욱, 구삼옥

Tethered Hover Test for Small Scaled Tilt-rotor UAV

Young-Shin Kang*, Bum-Jin Park, Chang-Sun Yoo, Sung-Ho Chang, Seong-Wook Choi and Sam-Ok Koo

ABSTRACT

Tilt rotor aircraft can take off and land vertically and cruise faster than any other helicopter. A scaled flight demonstration model of a tilt rotor aircraft has been developed by KARI. Because the flight characteristics of tilt rotor are not well known, the developed scaled model would be helpful to evaluate flight control algorithm of a full scale aircraft. The tethered hover test has been performed in order to improve hover flight characteristics of tilt rotor aircraft prior to flight test of the small scaled model. During the tethered hover test, the performance of rotor speed governor, rate SAS (Stability Augmentation System) and control surface mixers have been evaluated. We expect that the results of real flight hover test would be quite same as tethered hover test. Therefore the tethered hover test results will reduce the risk of flight test properly by fixing some of hidden problems which might occur during the flight test.

This paper presents the results of tethered hover test in detail and shows how it could be final ground test before flight test. The control mixer gain and rate SAS feedback gains were modified in order to get higher controllability and stability during the tethered hover flight. The rotor governor showed that it could keep rotor RPM constant with very small deviation even during severe pilot collective input change. The tethered hover test results gave pilot and engineers confirmation and experience about the scheduled flight test.

Key Words : Smart UAV, Rotor Governor, Rate SAS, Tethered Hover, Ground Test Rig

1. 서 론

스마트무인기는 산업자원부의 '21세기 프론티어 연구개발 사업'의 일환으로서 세계 두 번째로 개발되는 틸트로터 형식의 무인기이며, 수직이착륙과 고속비행이 가능하도록 Fig. 1과 같은 형상으로 개발되고 있다.

스마트무인기의 제어분야 진척상황은 실물기에

대한 유도법칙과 자동노브모드의 설계를 완료하고, 이를 검증하기 위해 비행제어 컴퓨터(DFCC : Digital Flight Control Computer)를 이용하여 HILS(Hardware In the Loop Simulator)를 개발 중이다[1,2]. 실물기의 비행시험에 앞서 틸트로터 항공기의 비행특성을 사전에 파악하고, 비행시험의 경험을 축적하기 위해서 40% 축소형 비행체를 개발하였다. 틸트로터기의 가장 기본적인 제어기인 로터거버너와 안정성증대장치(SAS : Stability Augmentation System), 조종면 혼합기를 축소기에 탑재하였다.

각속도 안정성증대장치와 로터 거버너 이득은 유인 틸트로터 항공기인 XV-15의 수학적 모델[3]

2007년 09월 05일 접수 ~ 2007년 10월 24일 심사완료

* 한국항공우주연구원 스마트무인기 시험평가팀

연락처, E-mail : kangys@kari.re.kr

대전광역시 유성구 어은동 45번지 (과학로 115)

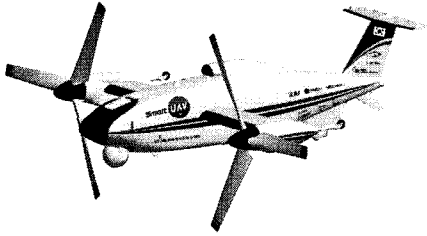


Fig. 1 스마트무인기의 고정익모드

을 토대로 개발된 스마트무인기의 비선형 시뮬레이션 프로그램을 기준으로 설계되었다.

비행시험을 수행하기에 앞서 비행체와 비행제어 시스템의 안정성을 점검하기 위해 4자유도를 갖는 지상치구를 사용하여 지상시험을 수행하였다. 지상치구 자체의 관성모멘트(MOI : Moment of Inertia)가 매우 커서 실제 호버 비행과는 상당히 차이가 있다. 따라서 호버링 콜렉티브 피치각(T0)과 안정성증대장치 이득에 대한 지상치구의 영향성을 제거하기 위한 목적으로 안전줄 호버 시험을 수행하였다[4].

일반적으로 수직이착륙 비행체의 개발시 자유 호버 시험(Free Hover Test)에 앞서 추락시의 파손방지를 위해 안전줄(tether)을 매달고 호버 시험을 수행한다[5]. 비행체 및 비행제어 시스템의 안전성이 충분히 검증된 이후에 안전줄을 제거 후 자유 호버 비행을 수행한다. 유인기의 경우 안전줄을 매달기 위해 대형 크레인을 동원하거나, 또는 지면에 3점 고정 포인트에 안전줄을 매달아서 자세운동이 발산하지 않도록 제한하기도 한다. 축소형 항공기나 소형 무인기의 경우는 간단한 안전줄 장치를 사용하여 호버 비행을 수행한다[5,6]. 안전줄 호버 시험은 안전줄이 로터에 걸리지 않도록 적절히 당겨주기만 하면, 장력이 전무한 상태에서 호버 비행조건과 동일하게 만들어 줄 수 있다. 한편 축소기의 안전줄 호버 시험을 위해 줄의 무게에 해당하는 만큼의 알루미늄 고리가 느슨해진 안전줄을 자연스럽게 천정으로 당겨지도록 고안하였다.

본 논문은 비행시험에 대비하여 지상에서 수행한 최종 안전줄 호버 시험에 대해 서술하였으며, 최종 안전줄 호버 시험결과가 비행시험을 수행하기에 충분한 호버 비행특성과 시스템 안정성을 갖추고 있음을 검증하였다. 지상치구 시험 및 안전줄 호버 시험을 통하여 조종사와 설계자는 국내 최초로 실행될 틸트로터기의 비행시험에 대한 경험을 미리 축적할 수 있는 계기가 되었다.

2. 안전줄 호버 시험의 구성

축소형 틸트로터기는 이미 무선조종 (Radio Control : R/C)을 통해 호버 시험과 부분적인 전이시험을 완료하였으며, 비행체에 대해 충분히 검증된 상태이다. 이번 안전줄 시험은 무선조종 장치 대신 비행제어컴퓨터(FCC)를 탑재하였다. 축소형 무인기의 비행운용 프로그램(OPF : Operational Flight Program)에는 틸트로터 항공기의 가장 핵심적인 제어기인 로터거버너와 안정성증대장치(Stability Augmentation System), 그리고 조종면 혼합기(Control Surface Mixer)가 탑재되었다. 자세제어기와 고도/속도 유지모드 등 외부루프는 추후 추가적으로 탑재할 예정이어서 이번 시험에서는 제외하였다. 축소형 틸트로터기는 간략형 비행제어컴퓨터(FCC)를 탑재하고, Xbow사의 검증된 상용센서를 적용하였으며, 무선조종(R/C)에서 사용된 서보모터를 사용하여 비행제어 시스템을 구성하였다.

2.1 안전줄 호버 시험장치

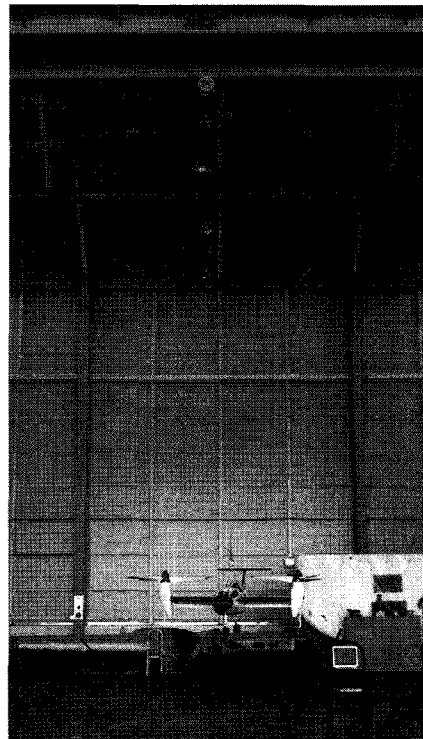


Fig. 2 안전줄 호버 시험장치

축소형 항공기의 안전줄 호버 시험은 고힘에 위치한 항공기 시험동 행거 내에서 수행되었다. Fig. 2와 같이 행거 천정의 크레인에 등산용 로프(안전줄)를 이용하여 축소기를 매달았으며, 안전줄을 고정시키기 위해 Fig. 3과 같은 인양 연결 장치를 고안하여 중앙기어박스위에 부착하였다.

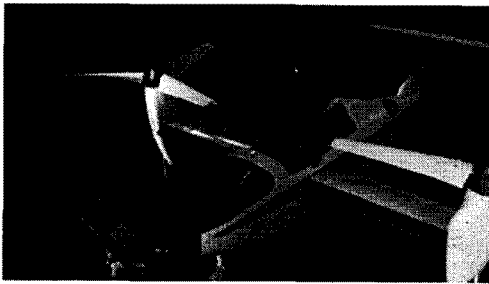


Fig. 3 안전줄 인양 연결 장치

호버링을 수행하면서 고도가 높아지는 경우 안전줄이 느슨해지면 자연적으로 팽팽하게 당겨지도록 가벼운 무게추(알루미늄 링)를 안전줄에 걸었다. 이로 인해 안전줄이 항상 팽팽해져서 로터에 감기는 위험을 줄일 수 있었다. 또한 만일의 사태에 대비하기 위해서 시험자가 줄을 손으로 당길 수 있도록 하였다. 시험이 진행되는 동안 무게추에 의해 안전줄이 항상 팽팽하게 유지되는 것이 확인되어 시험자가 안전줄을 잡아당길 필요가 없었다. 이로 인해 시험자가 호버중인 항공기 근처에 접근하지 않게 되어 시험 안전성을 높일 수 있었다.

2.2. 시험절차

축소형 틸트로터기의 안전줄 호버 시험은 다음과 같은 절차로 진행되었다.

- 1) 스마트 행거 내 크레인에 안전줄 설치
- 2) 축소기용 인양 연결 장치 장착
- 3) 크레인에 축소기 연결
- 4) OFP(Operational Flight Program) 다운로드
- 5) 시동 전 인양 시험
 - ① 일정고도(2m)로 인양
 - ② 수평상태확인 및 바늘 장력확인
- 6) 호버 시험
 - ① 시동
 - ② 1m 고도로 인양 후 추력증가
 - ③ 5m 고도로 상승 후 호버 유지
 - ④ 콜렉티브 피치각 및 비행특성 확인

안전줄을 이용한 호버 시험 수행 장면은 Fig. 4에 도시하였다. 호버 고도는 초기에 2m에서 시작해서 시험이 진행되는 동안 고도를 계속 증가하여 5m고도까지 상승시켜 안전줄 호버 시험을 수행하였다. 호버링 중 고도를 유지하는 동안 추력명령(Xcol)을 50% 이상 사용하였으며, 지상치구시험의 정상상태 호버링 결과와 유사하였다.

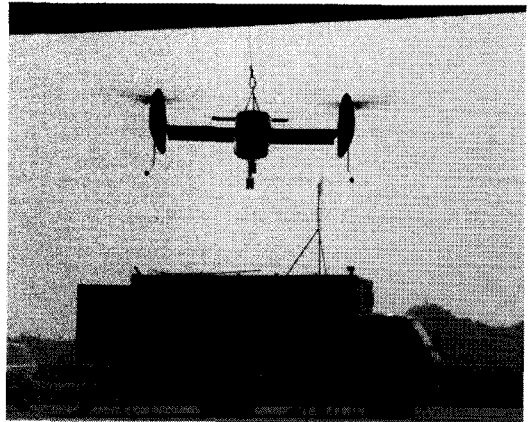


Fig. 4 안전줄 호버 시험 (Xcol>50%)

본 논문에서 사용된 기호는 Table 1에 수록하였으며, Prouty의 헬리콥터 교과서[7]에 적용된 기호를 사용하였다.

Table 1. 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
	Psi	방위각	deg
가로 / 수직 축	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
	RPM	로터 회전속도	RPM
T _{0G}	거버너 콜렉티브 피치각	deg	
	β _M	나셀틸트각	deg

2.3. 제어기 설계

틸트로터기의 가장 기본적인 제어기는 로터거버너와 안정성증대장치, 조종면 혼합기이며, 각각의 제어기 구조를 Fig. 5~7에 도시하였다.

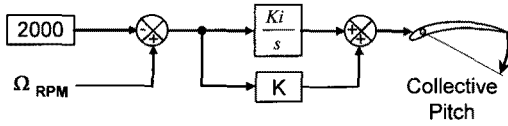


Fig. 5 로터거버너 제어기

로터를 갖는 일반적인 회전익기는 로터의 각속도를 일정하게 유지시켜서, 항공기의 고유진동수 부근에서의 운용을 피할 뿐만 아니라, 가장 효율적인 엔진운용 RPM으로 운용하여 경제성을 높이도록 설계된다.

헬리콥터의 경우 조종사가 콜렉티브 피치각을 증가시키면 로터의 하중이 증가하여 로터회전수가 감소한다. 로터회전수가 감소하면 엔진출력을 증가시켜서 로터회전수를 유지한다. 이러한 방식을 엔진거버너라고 하며, 로터 회전수감소에 의한 고도의 손실을 방지하기 때문에 헬리콥터에 일반적으로 적용되는 방식이다.

고정익 프로펠러기들은 조종사가 직접 로터의 피치 각(헬리콥터의 콜렉티브 피치각과 동일)을 조절하는 경우 속도에 대한 민감성이 대단히 커지기 때문에 조종사는 콜렉티브 피치각 대신 엔진 스톱틀 명령을 입력한다. 엔진출력이 증가되면 로터의 회전수가 증가하게 되고, 일정한 속도를 유지하기 위해서 콜렉티브 피치각을 증가시켜 로터하중이 증가시켜 회전수를 유지한다. 이러한 방식을 로터거버너라고 하며 일반적인 프로펠러 방식의 고정익 항공기에 적용된다.

틸트로터 항공기는 회전익(헬리콥터)과 고정익(프로펠러)모드를 모두 포함하므로, 이론적으로는 두 가지 형태의 거버너가 필요하지만, 설계의 복잡성과 엔진거버너와 로터거버너의 역할이 동시에 필요한 천이모드에서의 로터회전수 유지를 위해서 하나의 거버너를 적용시킬 필요가 있다.

콜렉티브 피치각에 대한 고정익 모드에서의 속도 민감성 문제를 피하기 위해 틸트로터 항공기들은 로터거버너 방식을 적용하여 로터각속도를 일정하게 유지시킨다. 다만 회전익모드에서는 수직축의 빠른 출력증가가 요구되므로, 조종사의 엔진 스톱틀 명령에 의해 동시에 콜렉티브 피치각이 증가하도록 설계되어야 한다. 회전익모드에서 조종사의 직접적인 콜렉티브 피치각 명령은

천이가 진행되면서 점차 소거되어 고정익모드에서는 속도에 매우 민감한 콜렉티브 피치각 명령이 입력되지 않도록 스케줄링 해야 한다.

로터거버너는 엔진출력이 낮은 조건에서는 일정속도를 유지할 필요가 없으므로, 조종사의 수직축(콜렉티브 피치 또는 스톱틀)명령이 25%이상인 경우만 작동하도록 설계되었다. 또한 RPM 센서의 고장에 대비해서 적정 RPM 범위를 벗어나는 경우에도 로터거버너가 작동하지 못하도록 하였다. 따라서 로터거버너의 작동/정지에 따른 갑작스런 로터하중의 증가/감소를 방지하기 위해서 로터거버너 작동/정지 스위치에 0.5초의 시상수를 갖는 지연필터를 추가하여 2초 동안 부드럽게 작동/정지하도록 하였다.

로터거버너의 설계 시 회전익 모드에서 조종사의 엔진스톱틀 명령과 콜렉티브 피치명령이 일관된 관계를 갖도록 피드포워드(Feed Forward) 이득이 설정되어야 한다. 만약 주어진 엔진스톱틀에 비해 콜렉티브 피치각이 지나치게 크거나 작게 설정되면 RPM이 운용범위를 크게 벗어나게 되며, 적절한 RPM을 유지하기 위해 로터거버너의 콜렉티브 피치각이 증가하게 된다.

천이모드에서는 필요한 엔진출력이 나셀천이 각에 따라 크게 변화하므로, 일정한 RPM을 유지시키기 위해 로터거버너가 콜렉티브 피치각을 매우 큰 범위로 변화시키게 된다. 따라서 나셀 천이 각에 대한 로터거버너의 콜렉티브 피치각 변위를 제한하기 위해서 나셀천이 각에 따라 요구되는 콜렉티브 피치각을 미리 스케줄링해서 외부에서 더해주도록 설계하였다.

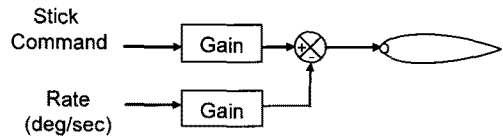


Fig. 6 각속도 안정성증대장치 제어기

틸트로터 항공기는 좌우의 로터추력의 민감성으로 인해 회전익 모드에서 롤과 요 축에 불안정성을 가지며, 안정성증대장치(SAS)가 없으면 수동비행이 불가능하다. 스마트무인기에는 Fig. 6과 같은 각속도 안정성증대장치를 피치, 롤, 요 축에 대해 모두 설계하였으며, 축소기의 경우 제어기 구조의 단순화를 위해 나셀각에 대해 이득 스케줄링을 하였다. 고속비행에서의 정상선회(Coordinated Turn)를 위해 나셀각 70도 이하에서는 요축에 Washout 필터를 추가하였다.

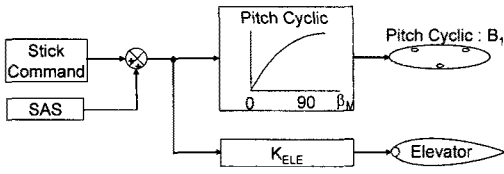


Fig. 7 조종면 혼합기

킬트로터 항공기는 천이모드에서의 조종을 위해 고정익 조종면(승강기, 에일러론, 러더를 위한 비대칭 콜렉티브 피치)과 회전익 조종면(세로축/가로축 사이클릭, 러더를 위한 비대칭 세로축 사이클릭)의 조종력을 적절하게 배분하기 위한 조종면 혼합기의 설계가 필요하며, Fig. 7에 그 예를 도시하였다. 회전익모드에서는 로터에 의한 사이클릭 조종을 사용하며, 고정익모드로 전환됨에 따라 사이클릭 조종면이 소거되어야 한다. 이때 피치축 명령에 의해 롤이나 요축 반응이 발생하지 않아야 하며, 롤명령이나 요명령에 의해서도 마찬가지로 설계자가 원하지 않는 커플반응이 발생하지 않아야 한다.

3. 안전줄 호버 시험 결과

3.1. 안전줄 호버 1차 시험

안전줄 호버 시험의 세로축과 가로축에 대한 결과를 Fig. 8에 도시하였으며, 롤축과 수직축에 대한 시험결과는 Fig. 9에 도시하였다.

Fig. 8의 피치 자세각(Theta)에서 초기에 기수 숙임 현상이 나타나다가 45초 후부터 피치자세가 수평으로 유지된다. 안전줄을 매달기 위한 인양 장치의 위치가 항공기의 무게중심보다 약간 뒤쪽에 있기 때문에 시동 후 추력이 충분하지 않은 경우 기수 숙임 모멘트가 크게 발생하기 때문이다. Fig. 9의 엔진출력이 증가하여 2000 RPM이 유지되는 45초 후부터 피치 자세각은 0도를 유지할 수 있다. 안전줄 호버 시험은 실내에서 수행하므로 GPS안테나가 수신되지 않기 때문에 고도 데이터는 생략되었다.

조종사가 기체의 뒤쪽에서 조종을 하기 위해 70초 후에 요축 명령을 입력하였다. 피치 축과 요축의 비행특성은 안정화되어 있었으며, 별도의 이득 튜닝이 필요하지 않았다. 모든 호버 시험동안 피치 자세각의 변위는 $\pm 10^\circ$ 이내를 유지하였으며, 요축의 보상명령은 필요하지 않았다.

로터거버너의 성능을 검증하기위해서 로터거버

너의 콜렉티브 피치명령(TOG)과 로터 RPM을 Fig. 10에 도시하였다. 참고로 Fig. 10에 도시된 RPM은 비교의 편의를 위해 $(RPM-2000)/100$ 을 사용하여 스케일링하여 도시하였다. 로터거버너는 $X_{col}=25\%$ 에서 정상적으로 작동하였으며, 로터각속도는 2000 ± 20 RPM을 유지하였다.

안전줄 호버 시험에서는 로터거버너가 작동하기 전에 조종사 추력명령(X_{col})이 20%정도에서 축소기가 이륙하기 시작하였다. 축소기를 매단 천정의 크레인에 항공기 무게만큼의 수평변위가 발생하여 수직방향으로 항공기를 끌어당기고 있기 때문에 이륙이 예상보다 빨리 진행된 것이다. 이는 지상치구 시험 시 추력명령이 75%이상인 조건에서 치구무게를 이기고 이륙이 개시된 후 지상치구 무게와 동일한 균형추(Weight Balance)의 효과로 인해 추력명령을 다시 50%로 감소시켜 호버링을 유지한 것과 대조된다. 줄이 느슨해진 2m이상의 고도에서는 호버링을 위해 추력명령은 약 50%, 콜렉티브 피치각은 약 10° 를 유지하였으며, 로터거버너는 -0.7° 이내의 콜렉티브 피치명령을 발생하였다. 이런 경향은 지상 치구 상에서의 정상상태 데이터와 일치하였다.

피치와 요축과는 달리 롤 축의 조종은 다소 느린 반응으로 인해 조종사의 보상명령이 계속 증가해서 조종사유도진동(PIO : Pilot Induced Oscillation)현상이 발생하기도 하였다. 조종사가 호버 중 롤 축의 비행특성에 조금 익숙해지자 이러한 현상이 소거되었다.

호버 비행시 각 축의 조종사 보상명령과 항공기 반응을 분석하기 위해서 조종사의 보상명령이 가장 크게 입력되었던 80~90초 구간을 확대하여 Fig. 11에 도시하였다. 조종사가 기수의 방향을 돌리기 위해 요 명령을 입력한 후, 롤 축 민감도에 의해 순간적으로 호버 상태를 벗어났으며, 롤 축에 의해 교란된 피치나 요축의 반응이 제한적으로 나타났지만, 안정성증대장치에 의해 빠르게 수렴하였다. 이에 비해 롤 축은 각속도의 반응이 조종명령보다 더 크게 발생했으며, 보상이 빨리 되지 않았다. 그 이유는 지상치구 시험시 롤 각속도 안정성증대장치 이득(K_p)에 의해 우축로터에 약한 구조진동이 발생하여 이를 50%로 감소시켰기 때문에 롤 축 보상이 제대로 되지 않은 것이다. 따라서 안전줄 시험을 통해 롤 축 안정성증대장치 이득을 증가시켰다. 또한 롤반응과 함께 측방향 병진운동이 동시에 발생하여 가로축 사이클릭 혼합기 이득을 감소시킨 후 안전줄 호버 시험을 다시 수행하였다.

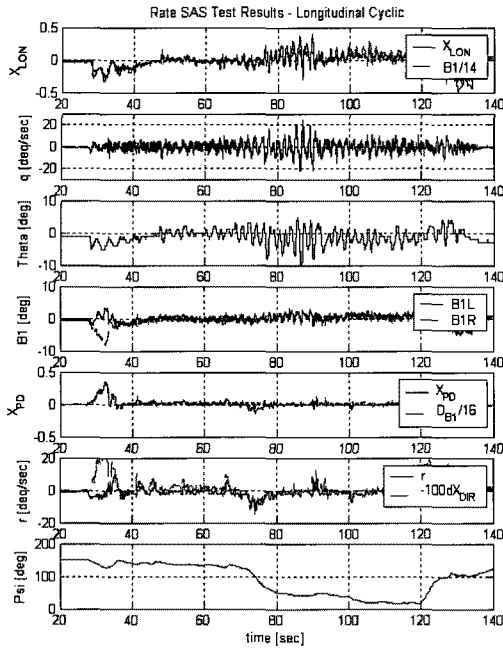


Fig. 8 세로축/방향축 결과 (기존이득)

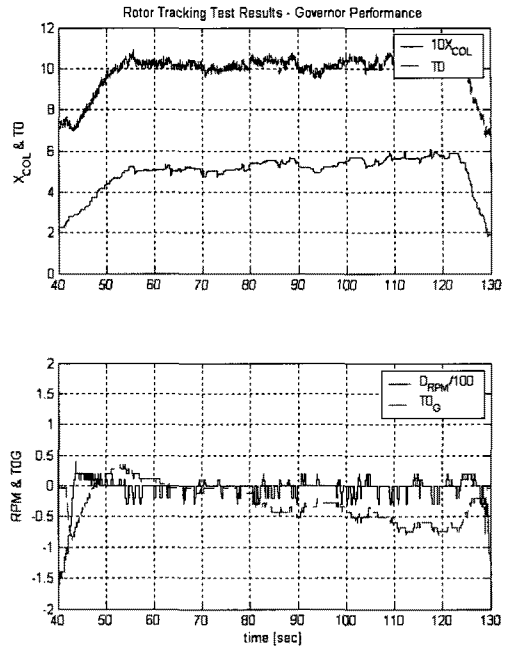


Fig. 10 로터거버너 성능

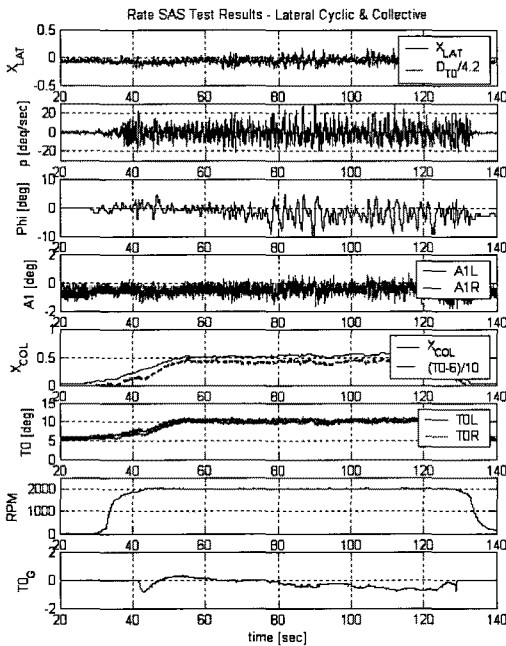


Fig. 9 가로축/수직축 결과 (기존이득)

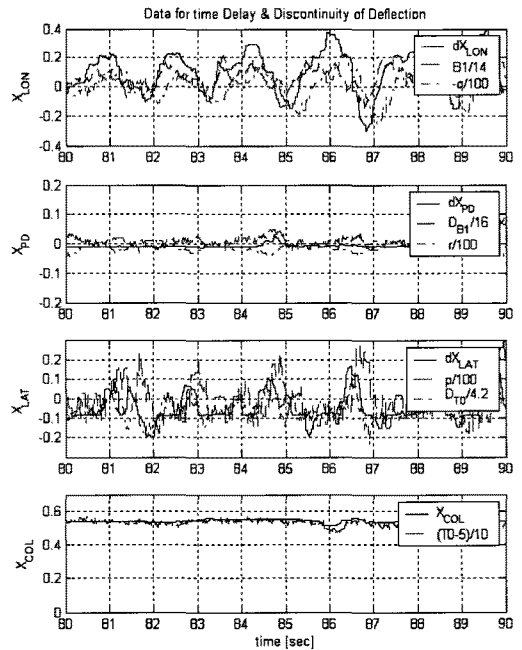


Fig. 11 각속도 안정성증대장치 결과 (기존이득)

3.2. 안전줄 호버 2차 시험

초기의 안전줄 호버 시험에서 발생했던 롤 축 민감성을 해소하기 위해서 아래와 같이 제어이득을 수정하여 안전줄 호버 시험을 수행하였다.

- 1) 롤 축 안정성증대장치 이득을 2배로 증가
- 2) 롤 축 싸이클릭 믹서이득을 1/4로 감소
- 3) 기타 이득은 기존과 동일하나 구조를 변경

수정된 제어이득을 적용하여 안전줄 호버 시험을 수행한 결과를 Fig. 12와 Fig. 13에 도시하였다. 롤 축의 이득증가로 인해 조종사의 롤 축과 피치 축 보상명령이 감소하였다. 피치축의 이득은 이전과 동일하지만, 롤 축의 이득증가로 인해 피치축의 안정성 증가가 뚜렷하게 나타났다. 최대 피치, 롤, 요 각속도는 모두 10 deg/sec 이내로 감소하였다. 다만 조종사가 하강을 위해 수직(콜렉티브 피치)명령을 감소시킨 150초 부근에서 기체가 하강하면서 안전줄에 의한 기수 숙임 모멘트가 발생하여, 피치, 롤 축 반응을 발생시켰다.

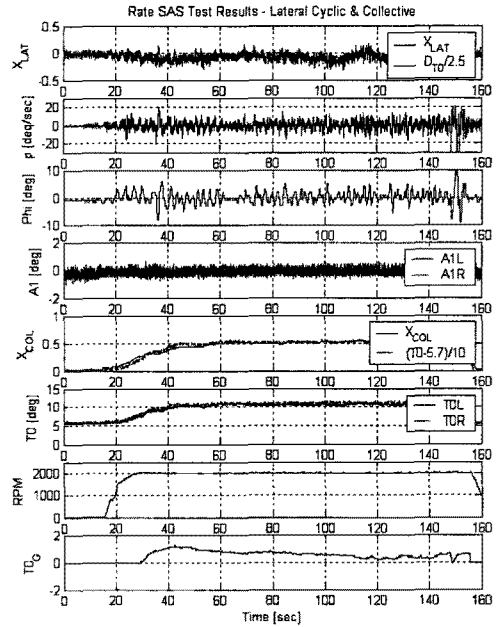


Fig. 13 가로축/수직축 결과 (수정이득)

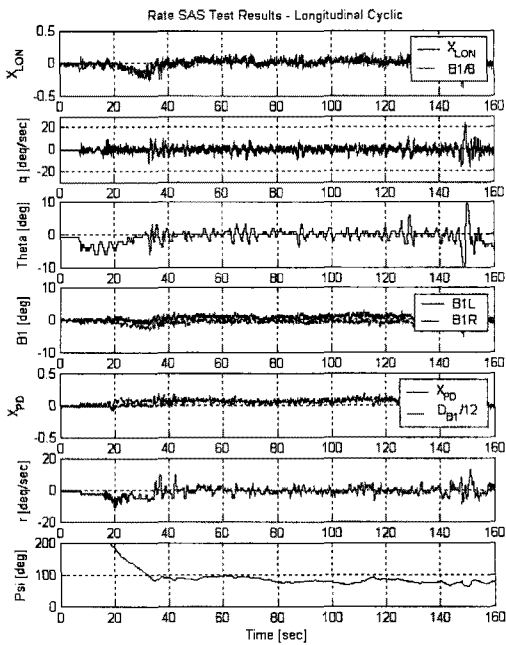


Fig. 12 세로축/방향축 결과 (수정이득)

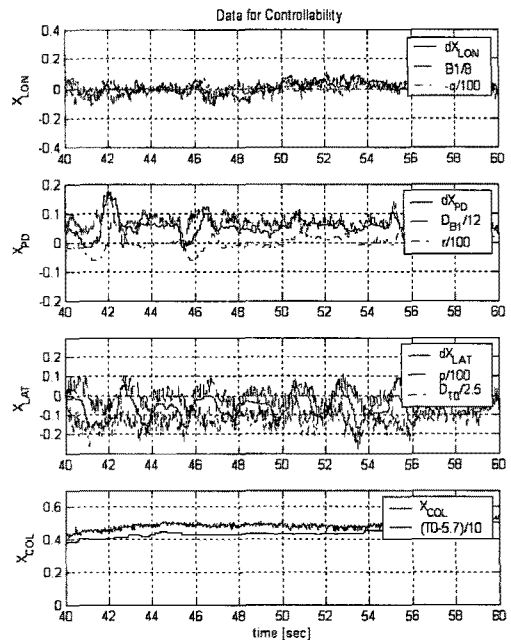


Fig. 14 각속도 안정성증대장치 결과 (수정이득)

Fig. 12와 Fig. 13에서 정상상태 호버 비행 중 가장 큰 피치, 롤, 요 반응을 보인 40~60초 구간을 확대하여 Fig. 14에 도시하였다. 기존이득을 사용했을 때 보다 피치축의 반응이 매우 안정화되었으며, 롤 축의 각속도 반응도 절반이하로 감소한 것을 알 수 있다.

Fig. 14에서 조종사명령과 조종면의 반응은 통신지연을 고려할 때 약 0.08초정도로 나타났으며, 통신시간 지연에 의한 조종특성의 저하는 발생하지 않았다. 안전줄 호버 시험 종료 후 축소기 호버 특성에 대해 조종사는 다음과 같이 평가하였다.

- 1) 좌우 비대칭 추력으로 인한 우측 롤 쓸림 현상은 롤 트림에 의해 쉽게 상쇄되었으며, 롤 트림 인가 후 롤 축 조종명령 크기도 좌우 구분 없이 충분한 것으로 판단된다.
- 2) 롤 축 이득 수정 후 롤 축 반응은 매우 안정화되었으며, 피치 축과 요 축도 동시에 향상되었다.
- 3) 피치, 롤, 요축 반응은 기존의 무선조종(R/C) 비행체보다 안정하고, 조종성도 우수하다.
- 4) 안전줄 호버 시험은 자유 호버 비행과 매우 비슷한 조건이기 때문에 비행시험시 호버특성도 매우 우수한 특성을 보일 것으로 기대된다.

4. 결 론

본 논문은 스마트무인기의 비행특성을 검증하기 위해 개발된 축소형 틸트로터기의 안전줄 호버 시험에 대해 서술하고, 그 결과를 도시하였다. 안전줄 호버 시험에 앞서 수행된 지상치구 시험 중 수정된 이득은 과도한 관성모멘트의 영향을 받으므로 안전줄 호버 시험 결과를 이용하여 다시 수정하였다. 안전줄 호버 시험은 안전줄에 장력이 걸리지 않은 조건에서 수행되므로, 실제 호버 비행특성과 동일하다. 따라서 안전줄 호버 시험을 통해 수정된 이득으로 호버 비행특성을 개선하였다.

안전줄 호버 시험은 실제 호버 시험과 동일한 환경을 제공하면서도 개발초기단계의 비행제어시스템의 신뢰성이 높지 않은 상황에서 만일의 사태발생시 추락을 방지할 수 있는 시험 장치이다. 안전줄 시험 중 안전줄이 로터에 걸리지 않도록 줄을 팽팽하게 유지해주어야 한다. 이번 안전줄 호버 시험에서는 안전줄의 무게에 해당하는 만큼의 알루미늄 고리를 줄에 매달아 자연적으로 줄

이 당겨지도록 고안하였으며, 시험을 통해 안전성과 유용성이 검증되었다.

다행히 비행제어 시스템의 안정성으로 인해 안전줄 시험동안 고장이 발생하지는 않았지만, 안전줄 호버 시험 소터 사이의 지상점검 중 발생한 지상통제장치의 시스템 다운이 안전줄 호버 시험 중 발생했을 경우에도 안전한 대책이 될 수 있었을 것으로 판단된다. 안전줄 호버 시험시 발생했던 지상통제장치의 오류는 메모리 접근에 대한 보호로직을 추가하여 해결하였다.

안전줄 호버 시험을 통해 검증된 축소형 틸트로터기를 이용하여 나셀 천이비행이 포함된 비행 시험을 수행할 예정이다.

후 기

본 연구는 산업자원부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 기술개발사업(스마트무인기 기술개발사업)과 공공기술이사회 지원으로 수행하는 기본연구사업의 일환으로 수행되었습니다.

참고문헌

- [1] 박범진, 강영신, 유창선, "스마트무인기의 유도법칙설계", 2006 항공우주공학회 춘계학술발표회.
- [2] 강영신, 박범진, 유창선, "스마트무인기의 스마트 무인기의 자동노브모드 설계", 2006 항공운항학회 춘계학술발표회.
- [3] 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.
- [4] 강영신, 박범진, 유창선, 장성호, 구삼욱, "축소형 틸트로터 무인기의 안전줄 호버 시험", 2007 항공운항학회 춘계학술발표회.
- [5] <http://www.aiaa.org/tc/vstol/augmented.html>
- [6] K. R. Ferrell, J. S. Kishi, A. C. Frederickson, "Flight Evaluation Compliance Test Techniques for army hot day hover criteria - Final Report", US Army Aviation System Test Activity, Edwards Air Force Base, California, 93523, April, 1974.
- [7] R. W. Prouty, "Helicopter Performance, Stability and Control", Krieger. 1986.