축소형 틸트로터 무인기의 안전줄 호버시험

Tethered Hover Test for Small Scaled Tilt-rotor UAV

강영신*, 박범진, 유창선, 장성호, 구삼옥(한국항공우주연구원)

1. 서 론

스마트무인기는 세계 두 번째로 개발되는 틸트로터형 무인기이며, 산업자원부의 '21세기 프론티어 연구개발 사업'의 일환으로서 수직이착륙과 고속비행을 수행할 수 있도록 그림 1과 같은 형상으로 개발되고 있다.

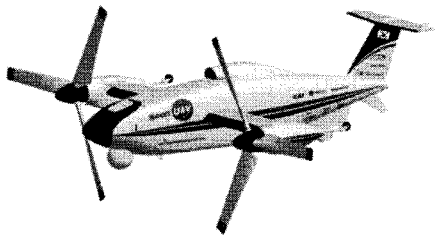

그림 1 스마트무인기의 고정익모드

스마트무인기의 실물기에 대한 유도법칙과 자동노브모드의 설계가 완료되었으며, 실물기의 비행제어컴퓨터(DFCC)를 이용하여 HILS를 준비 중이다.[1][2] 실물기의 비행시험에 앞서 틸트로터 항공기의 비행특성을 사전에 파악하고, 비행시험의 경험을 축적하기 위해서 40% 축소형 비행체를 개발하였다. 틸트로터 항공기의 가장 기본적인 제어기인 로터거버너와 안정성증강장치(SAS : Stability Augmentation System)를 축소기에 미리 탑재하여 지상시험을 수행하였으며, 축소기의 비행시험을 위한 초도 비행준비 검토회의(FRRB : Flight Readiness Review Board)를 앞두고 있다.

축소기의 지상시험은 4자유도를 갖는 지상치구를 사용하여 진행되었으며, 지상치구자체의 관성모멘트(MOI : Moment of Inertia)효과를 제거하기위해서 실내에서 천정에 줄을 매달고 안전줄 호버 시험을 수행하였다. 지상치구에서의 호버 콜렉티브 각과 지상치구에서 튜닝된 각속도 안정화 이득에 대한 지상치구의 영향성을 판단하기 위한 시험이다. 초기 각속도 안정화 이득은 유인 틸트로터 항공기인 XV-15의 수학적모델[3]을 토대로 개발된 스마트무인기의 시뮬레이션 프로그램을 기준으로 설계된 것으로 지상치구시험에서 다시 튜닝되었다. 따라서 각속도 안정화 이득에서 지상치구의 관성모멘트에 의한 영향을 검토하여 이를 소거시켜야 한다.

본 논문은 축소형 스마트무인기의 지상시험 중에서 가장 최근에 수행한 안전줄 호버 시험에 대한 결과를 도시하였으며, 호버링을 위한 콜렉티브각과 각속도 안정화이득을 지상치구결과와 비교하였다.

2. 안전줄 호버 시험의 구성

축소형 틸트로터기는 이미 무선조종(RC)을 통해 호버 시험과 부분적인 틸팅시험을 완료한 상태이며, 이번 시험은 비행제어컴퓨터(FCC)를 탑재한 축소기를 이용하여 수행한 것이다. 무선조종(RC) 축소기와의 가장 큰 차이점은 실물기의 제어알고리듬과 동일한 비행제어법칙을 갖고 있다는 것이다. 다만 이번 시험에서는 로터거버너와 각속도 안정화 장치만 탑재되었다. 축소형 틸트로터기는 별도로 개발된 축소형 FCC를 탑재하고, Xbow사의 검증된 센서를 적용하였으며, 무선조종(RC)에서 사용된 서보모터를 그대로 사용하였다.

2.1. 안전줄 호버 시험장치

축소형 항공기의 안전줄 호버시험은 고흥에 위치한 항공우주연구원의 항공시험동 행거건물 천정에 그림 2와 같이 등산용 밧줄(안전줄)을

이용해서 항공기를 묶어서 시험을 진행하였다. 안전줄이 항공기의 로터에 말리는 위험을 감소시키기 위해서 그림 3과 같은 안전줄을 고정하기 위한 인양 연결장치를 고안하여 중앙기어박스위에 부착하였다.

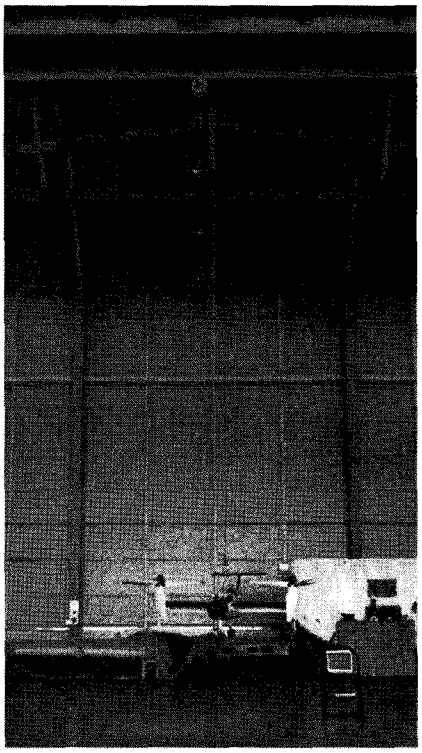

그림 2 안전줄 호버 시험장치

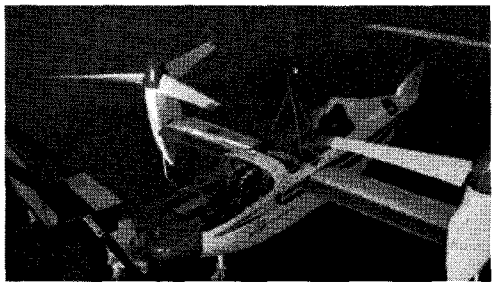

그림 3 안전줄 인양연결 장치

고도가 높아지는 경우 줄이 느슨해지더라도 천장의 수평방향으로 연결된 줄의 길이가 더 길어서 줄의 무게로 인해 자연적으로 항공기를 매단 줄이 팽팽하게 당겨지도록 구성되었다. 또한 만일의 사태에 대응하기 위해서 시험자가 줄을 팽팽하게 당길 수 있도록 대비하였다.

2.2. 시험절차

축소형 틸트로터기의 안전줄 호버 시험은 다음과 같은 절차로 진행되었다.

1. 스마트 행거내 크레인에 안전줄 설치
2. 축소기용 인양 연결장치 장착
3. 크레인에 축소기 연결
4. OFP 다운로드
5. 시동전 인양 시험
   1) 일정고도(2m)로 인양
   2) 수평상태확인 및 밧줄 장력확인
6. 호버 시험
   1) 시동
   2) 1m고도로 인양후 추력증가
   3) 2m 고도로 상승 후 호버링
   4) 콜렉티브 변위 및 비행특성 확인

안전줄을 이용한 호버 시험 수행 장면은 그림 4에 도시하였다. 안전줄은 약간 느슨해진 상태였으며, 천정과 평형한 줄의 무게가 더 무거워 자연스럽게 느슨해진 길이만큼의 줄이 도르래 위쪽으로 상승하였다.

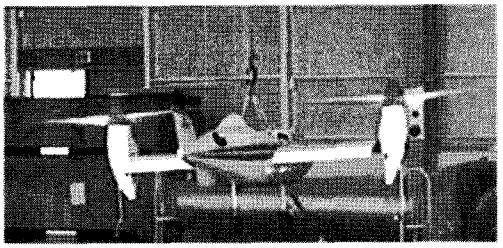

그림 4 안전줄 호버 시험(Xcol>45%)

3. 안전줄 호버 시험 결과

그림 4에 도시된 호버 시험을 수행하여 획득한 데이터를 그림 5와 그림 6에 도시하였다. 로터에 의한 날개의 다운로드를 최소화하기 위해 플랩의 변위를 30°로 유지하였으며, 이로 인해 초기 이륙시 기수 숙임 모멘트가 크게 발생하였다. 그림 5에 도시된 피치 자세각(Theta)에서 초기에 기수 숙임현상이 나타나다가 일정고도 이상에서 자세가 수평으로 유지됨을 알 수 있다. GPS안테나가 수신되지 않는 실내 호버 시험이므로 고도는 그림에 도시하지 않았다.

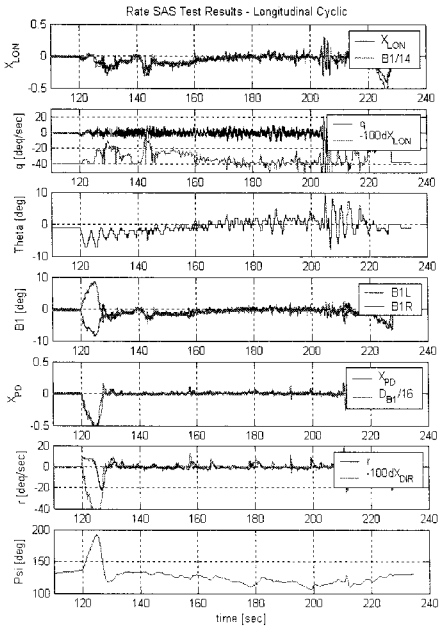

그림 5 세로축/방향축 호버 시험결과

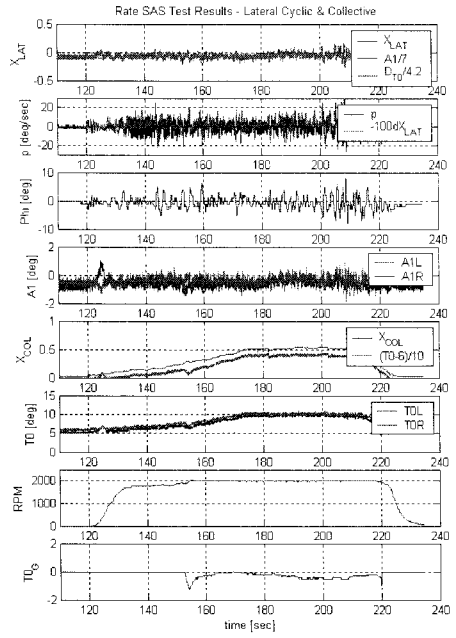

그림 6 가로축/수직축 호버 시험결과

조종사가 기체의 뒤쪽에서 조종을 하기위해 호버 시험 시작시 요축 명령을 입력하였다. 피치축과 요축의 비행특성은 매우 안정화되어 있었으며, 별도의 이득 튜닝이 필요하지 않았다. 모든 호버 시험동안 피치 자세각의 변위는 ±10°이내를 유지하였으며, 요축의 보상명령은 필요하지 않았다.

롤축과 수직축에 대한 시험결과를 그림 6에 도시하였다. 로터거버너가 작동하기 이전에 추력이 낮은 Xcol=20%정도에서 축소기가 이륙하기 시작하였다. 이는 지상치구 시험시 Xcol > 75%인 조건에서 치구무게를 이기고 이륙이 개시된 후 축소기 무게만큼의 weight balance로 인해 Xcol=45%로 되돌려 호버링을 유지한 것과 대조된다. 안전줄 호버 시험에서는 항공기를 매단 천정의 크레인에 항공기 무게만큼의 수평변위가 발생하여 수직방향으로 항공기를 끌어당기고 있기 때문에 이륙이 예상보다 빨리 진행되었다. 줄이 느슨해진 2m이상의 고도에서는 호버링을 위해 Xcol>50%를 유지하였으며, 콜렉티브각도는 약 10°를 유지하였다. 이는 지상치구상에서의 데이터와 일치하였다.

로터거버너의 성능을 검증하기위해서 조종사와 로터거버너의 콜렉티브 명령과 로터 RPM을 그림 7에 도시하였다. 로터거버너는 Xcol=25%에서 정상적으로 작동하였으며, 로터각속도는 2000±20 RPM을 유지하였다. 호버링을 유지하기위해 로터거버너는 -0.5° 이내의 콜렉티브 피치명령을 발생하였다. 참고로 그림 7에 도시된 RPM은 비교의 편의를 위해 (RPM-2000)/100을 사용하여 스케일링하여 도시하였다.

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

호버 비행시 각 축의 조종사 보상명령과 항공기 반응을 분석하기 위해서 조종사의 보상명령이 가장 크게 입력되었던 200~220초 구간을 확대하여 그림 8에 도시하였다.

그림 8에 도시된 바와 같이 롤축 민감도에 의해 순간적으로 호버 상태를 벗어났으나, 피치나 요축의 반응이 제한적으로 나타나며 빠르게 수렴하였다.

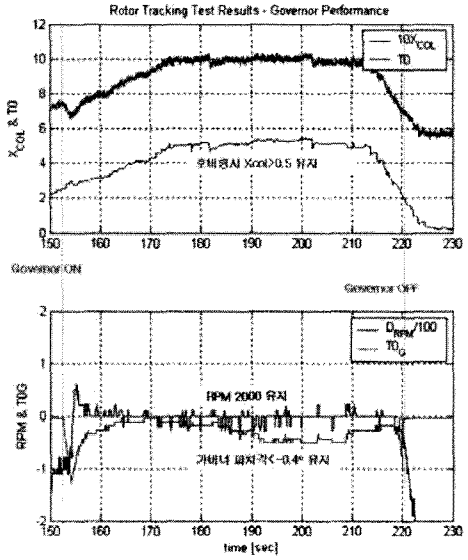

그림 7 호버 시험의 로터거버너 성능

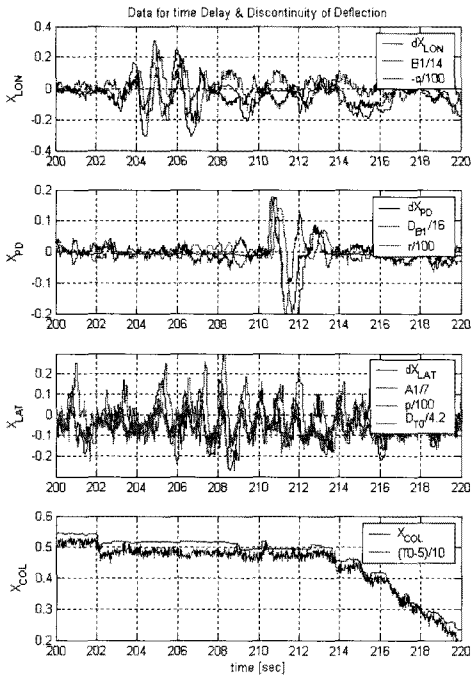

그림 8 각속도 안정화 이득 시험결과

이에 비해 롤축은 각속도의 반응이 조종명령보다 더 크게 나타나며 빨리 보상이 되지 않았다. 지상치구 시험시 롤 각속도 안정화이득에 의해 우측로터에 약한 구조진동이 발생하여 롤 각속도 안정화이득을 50%로 감소시켰기 때문에 롤축 보상이 제대로 되지 않은 것으로 판단된다. 따라서 롤 반응의 개선을 위해 감소된 안정화이득을 다시 증가시킬 필요가 있다.

지상치구를 이용하여 튜닝된 각속도 안정화 이득을 그대로 사용하였지만, 비행특성의 변화는 거의 나타나지 않았다. 조종사명령과 조종면의 반응은 통신지연을 고려할 때 약 0.08초정도로 나타났으며, 통신시간 지연에 의한 조종특성의 저하는 발생하지 않을 것으로 판단된다.

4. 결 론

본 논문은 스마트무인기의 비행특성을 검증하기위해 개발된 축소형 틸트로터기의 안전줄 호버 시험에 대해 소개하고, 그 결과를 도시하였다. 안전줄 호버 시험결과는 지상치구시험 결과와 매우 유사하였으며, 지상치구에서 발생한 진동영향으로 제한했던 롤축 이득을 설계된 이득으로 되돌려 비행특성을 개선할 수 있을 것으로 판단된다.

향후 수 차례의 안전줄 호버 시험을 거쳐 조종사의 호버 비행경험을 쌓은 후 FRRB를 거쳐 본격적인 비행시험을 수행할 예정이다.

후 기

본 연구는 산업자원부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 기술개발사업(스마트무인기기술개발사업)의 일환으로 수행되었습니다.

참 고 문 헌

[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.