

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(12), 1095-1102(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.12.1095

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

20 kg급 틸트-덕트 수직이착륙 비행로봇의 설계 및 시험

장성호*, 조 압, 최성욱

Design and Test of a 20 kg-class Tilt-duct VTOL Aerial Robot

Sungho Chang*, Am Cho and Seongwook Choi

Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

This paper presents the results of the design, fabrication and tether test for a gross weight 20 kg tilt-duct VTOL aerial robot. The tilt-duct vehicle, a tri-ducts air-vehicle, which composed of two main tilt ducts for thrust and an aft-fan for pitch attitude control, has been developed as an aerial platform. The research on the air vehicle has been focused on the hover characteristics and controllability to improve the thrust and stability. The tether test for measuring various performance of vehicle and evaluating controllability have been carried out to figure out effects of modified main-prop linkage, actuator, duct configuration and control surfaces.

초 록

본 논문에서는 20 kg급 틸트-덕트 수직이착륙 비행로봇 개발을 위한 비행체의 설계, 제작 및 시험 결과를 제시한다. 틸트-덕트 비행체는 추력발생을 위한 두 개의 메인프롭과 피치축 자세 제어를 위한 후방프롭으로 구성된다. 비행체의 추력과 자세 안정성 향상을 위해 호버와 조종성 연구에 중점을 두었다. 비행체 조종 성능 개선을 위해 메인프롭 링키지 변경에 의한 롤축 안정성 영향, 작동기 변경에 따른 자세제어 성능, 외풍에 대한 덕트 유, 무상태의 영향 및 조종면 영향을 확인할 수 있는 안전줄 시험이 수행되었다.

Key Words : Tilt-duct(틸트-덕트), Aerial Robot(비행로봇), Tether Test(안전줄 시험), Power Train(동력계통), Drone(드론), UAV(무인기), VTOL(수직이착륙)

1. 서 론

틸트-덕트형 비행체는 1930년대부터 연구되어 1970년대 초까지 개발이 진행되었으며 X-22가 대표적이다. 덕트형 비행체는 덕트 효과에 의해 수직이착륙시 추력을 추가로 생산할 수 있으며 지상 운용시 인명피해와 장애물에 따른 사고를 예

방할 수 있는 장점이 있다[1]. 이후 덕트 형상의 기술을 무인기에 적용한 단일 덕트형의 비행체가 연구, 개발되었다. 단일 덕트형의 무인기는 덕트의 수직이착륙 성능의 장점과 지상 운용에서 보관, 이동 등의 편리함을 갖춘 반면 고정익 및 회전익 무인기에 비해 비행 속도, 체공 성능 등에서 상대적인 우위를 점하지 못한다. 외국에서 덕

† Received : September 1, 2016 Revised : November 28, 2016 Accepted : November 29, 2016

* Corresponding author, E-mail : shchang@kari.re.kr

트형 무인기는 주로 군용으로 개발되었으며, 우리나라에서는 2012년 6월부터 산업통상자원부 로봇산업융합핵심기술개발사업의 지원을 받아 수직이착륙 비행로봇 시스템 개발이 시작되었다. 이동 가능한 도킹 스테이션을 기반으로 수직이착륙과 이동의 유연성을 갖추도록 개발되고 있으며 협소한 공간에서 운용의 안전성을 제공하면서 고속 비행이 가능한 소형 무인기를 목표로 한다. 20 kg급 틸트-덕트 수직이착륙 비행로봇(이하 '비행로봇')은 1.5 kg이상의 임무장비를 탑재하고 1.5 시간 이상의 체공시간 및 5 m/s이상의 풍속 조건에서 운용된다.

본 논문에서는 비행로봇 개발을 위한 비행체의 설계, 제작 및 시험 과정을 설명하고 덕트의 추력과 자세 안정성 등 성능 향상에 적용한 기술의 결과를 정리한다. 덕티드-프롭 형상의 비행로봇 성능 개선을 위해 메인프롭 링키지 변경에 의한 롤축 안정성 영향, 작동기 변경에 따른 자세 제어 성능, 추풍에 대한 덕트 유, 무 상태의 영향 및 조종면 영향을 확인할 수 있는 안전줄 시험 결과를 제시하였다.

II. 본 론

2.1 비행체 설계 및 제작

비행로봇은 동체 양쪽에 틸트가 가능한 두 개의 덕티드-프롭을 통해 수직이착륙을 하며 별도의 날개 없이 고정익 형상으로 틸트 후 덕트와 덕트 내부의 베인을 이용하여 양력을 발생시킨다. 비행로봇은 추력과 양력을 담당하는 두 개의 덕티드-프롭, 동체, 테일프롭 그리고 수평 및 수직미익으로 구성된다. 동체 형상은 중앙에 가솔린 엔진과 연료를 채울 수 있는 공간을 확보하였고 메인프롭(Main Prop)의 직경은 560 mm, 동체 길이 1500 mm로 설계되었다. 착륙장치는 도킹스테이션과의 이, 착륙을 고려하여 스키드 형태로 설계하였다. 동체 중앙부에는 엔진의 흡입 및 냉각을 위한 양측의 흡입구(Bifurcated Intake) 형상으로 설계하였으며 고정익 모드인 틸트 0°에서 덕트의 하면과 지면 사이의 간격이 10 mm 이상 확보된다. 비행로봇의 설계 사양과 성능을 Table 1에 제시하였으며, 형상은 Fig. 1과 같다.

설계된 형상의 메인프롭 회전수 및 운용 콜렉티브 피치는 Fig. 2와 같이 총중량 23 kg에 대해 메인프롭의 회전수를 변화시켜가면서 필요마력이 최소가 되는 점을 설정하였다. 추력 23 kgf를 발생시키기 위해 메인프롭 회전수 4,300 rpm에서

Table 1. Specification of Aerial Robot

Weight	
GW, kg	23.0
Payload, kg	1.5
Fuel, kg	4.5
Engine	
Type	Reciprocating
Max power, hp	10
Dimension	
Prop Radius, m	0.28
Prop Disk Area, m ²	0.25
Disk Loading, kg/m ²	44.7
Overall Length, m	1.50
Ref Chord, m	0.24
Aspect Ratio	6.25
Ref Area, m ²	0.360
Wing Loading, kg/m ²	61.1

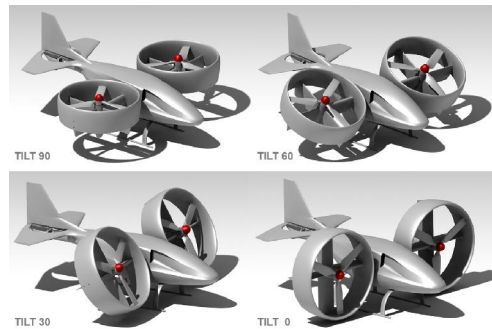


Fig. 1. Drawing of the Aerial Robot

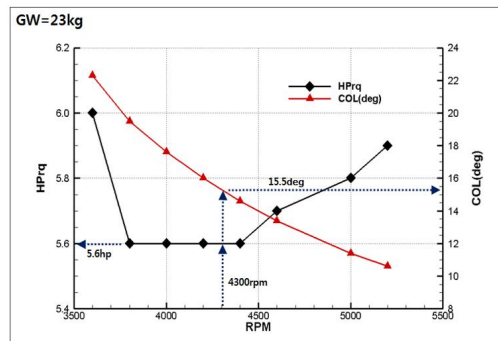


Fig. 2. Rotational speed and collective pitch of the main-prop

5.6 마력이 필요하게 되며 이때 콜렉티브 피치는 15.5 deg정도로 계산된다. 메인프롭의 파워 대 추력 곡선(Fig. 3)은 최대 6마력의 동력으로부터 25 kgf의 추력을 얻을 수 있다[2]. 테일프롭은 피

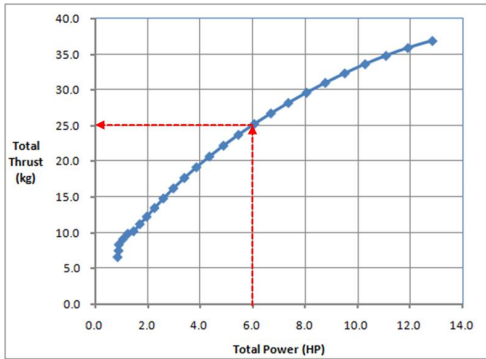


Fig. 3. Power vs. thrust of the main-prop[2]

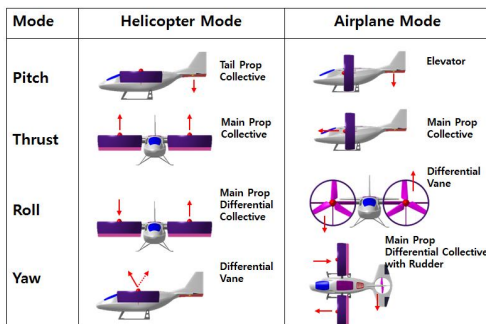


Fig. 4. Concept of Vehicle control

치 축 제어를 위한 주요 수단으로서 회전익과 천이 비행모드에서 사용된다. 회전익 모드에서 테일프롭의 일차적인 기능은 메인프롭의 추력선과 비행체 무게중심점의 옵셋에 의한 모멘트를 상쇄하는 것으로서 요구되는 테일프롭의 추력은 682 g이다. 추력은 비행체에 120 deg/sec²의 회전 가속도를 발생시킬 수 있다. 그러나 무게중심 옵셋에 의한 필요 추력은 회전익 정점 모드에 해당되는 것으로서 천이 비행의 트림을 위해 최대 1.5 kgf 이상의 추력이 발생되도록 설계하였으며 이때 약 250 W의 파워가 필요하여 테일프롭의 회전수는 8,000 rpm으로 설정하였다. 천이 비행체 트림을 위한 후방프롭의 콜렉티브 피치, 요구 파워를 Table 2와 같이 제시하였다. 천이 단계에서 틸트 80 deg 정도에서 후방프롭의 파워가 가장 크게 요구되는 것을 알 수 있다.

비행로봇의 제어 개념은 Fig. 4와 같이 회전익 모드에서는 비행체 피치축 제어를 꼬리날개 부분에 장착된 테일프롭의 콜렉티브 피치 제어를 통한 추력 변화를 이용한다. 고정익 모드에서 피치축 제어는 수평미익의 승강타를 이용한다. 추력 제어는 회전익 및 고정익 모드에서 메인프롭의 콜렉티브 피치 제어를 이용하고 메인프롭의 회전

Table 2. Performance of Conversion Flight

틸트(deg)	콜렉티브 피치(deg)	파워(W)
90	0.2	21.2
90	8.7	63.6
80	13.7	130.2
70	11.8	82.8
60	8.6	37.2
50	5.1	16.6
40	2.2	14.8
30	0.0	20.1
20	0.0	0.0
10	0.0	0.0
0	0.0	0.0

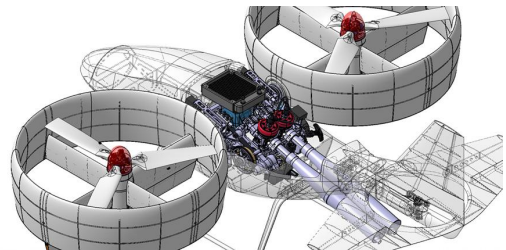


Fig. 5. 3D Model of Power Train

수는 거버너 로직에 의하여 일정하게 유지되도록 한다. 롤 축 제어는 회전익 모드에서는 메인프롭의 차동 콜렉티브 피치를 이용하며 고정익 모드에서는 덕트 내부의 Y축 베인을 이용한다. 요축 제어는 회전익 모드에서 덕트 내부의 Y축 베인의 차등변위를 이용하고 고정익 모드에서는 메인프롭의 차등 콜렉티브 피치 변화와 수직미익의 러더 변위를 조합한다.

드라이브장치의 주요 요소는 주 구동축, 엔진, 주 구동축을 연결해주는 벨트드라이브, 양쪽 덕트-프롭 내부의 기어박스, 메인프롭 구동축 및 틸트 전환 장치로 구성된다(Fig. 5). 동력전달 계통의 효율성을 위해 중앙 벨트드라이브 방식을 적용하였고 엔진의 회전방향과 벨트드라이브의 회전방향을 일치시키기 위하여 엔진은 횡방향으로 장착된다. 엔진의 동력이 덕트를 관통하는 드라이브 샤프트를 통해 덕트의 파일런 기어박스(PGB)를 구동시킨다. 덕트 중앙의 PGB는 동력을 90 deg회전시켜 메인프롭을 구동한다. PGB는 스파이럴 베벨기어로 구성된다. 엔진은 수냉식 2행정 가솔린 엔진으로 제조사에서 추천하는 머플러와 장착 방법을 따를 경우 최대 12.4 hp을 제시하지만 비행로봇 내부에 장착된 형상의 실제 출력 측정을 위해 다이نام로 테스트를 수행한 결

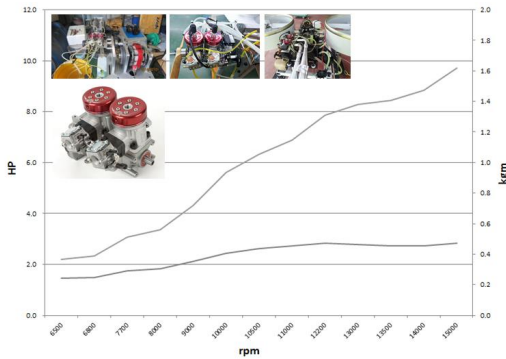


Fig. 6. Engine Performance Data

Table 3. BOM

Level			품목명	중량 (kg)
1	2	3		
1			비행로봇 시스템	
	2		비행체 시스템	18.79
		3	에어프레임 조립체	4.72
		3	추진 시스템	5.76
		3	동력전달 시스템	4.09
		3	로터 시스템	1.56
		3	항전 및 전기장치	2.66

과 연속 운용 구간인 11,000 rpm에서 7 hp의 출력 운용이 가능하다(Fig. 6)[2]. 엔진 운용회전수 11,000 rpm과 로터회전수 4,300 rpm을 고려하여 벨트드라이브의 감속비는 2.67:1이 되고 엔진냉각을 위한 냉각수 및 열 교환 계통 등이 추가로 구성된다. 열 교환 계통은 자동차와 같은 방식으로 엔진에 의해 과열된 냉각수를 라디에이터에 순환시키고 냉각팬을 통해 식히게 된다. 테일프롭은 R/C 헬리콥터의 테일 로터 구동장치와 BLDC 모터를 사용하며 배터리를 별도로 탑재한다.

기체구조는 카본 복합재와 발사를 이용하여 제작되었으며, 중앙 벨트드라이브 및 파일런 기어박스를 포함하는 동력계통은 알루미늄 가공품으로 조립되었다. Table 3과 같이 연료를 제외한 비행체 총 중량 중 동력계통이 차지하는 비중은 약 50% 정도이다. 비행체의 체공성과 임무장비 탑재의 폭을 넓히기 위해서는 전체 중량 중 동력계통에서의 절감이 필수적이지만 초기 비행 시험 중 진동 및 기체 피로의 영향을 고려할 때 줄일 수 있는 중량은 제한적이다. 엔진 및 중앙 벨트드라이브, R/C 헬기의 상용품으로 구성된 테일프롭의 장착형태, 동체 제작과정 및 메인프롭의 조립된 형태를 Fig. 7에 제시하였다.

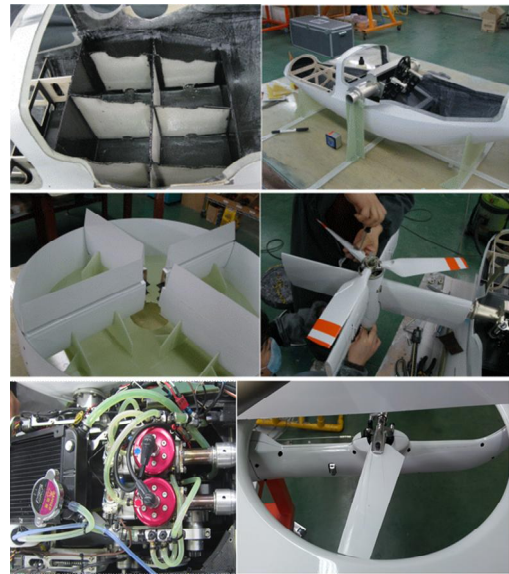


Fig. 7. Fabrication of Vehicle

2.2 지상 추력 시험

비행로봇은 메인프롭의 일정한 회전속도를 유지하기 위해 로터 거버닝 기술을 이용한다. 수직 이착륙과 비행을 담당하는 두 개의 덕티드-프롭을 제어하는 메인프롭의 거버너를 설계하기 위한 기본 데이터는 엔진 스로틀과 메인프롭의 컬렉터브 피치간의 설정이 최대정지추력 조건에서 결정된다. 지상정지추력 데이터 획득을 위해 메인프롭에서 발생하는 추력을 비행체가 장착된 시험치구의 로드셀 3개(전방, 좌측, 우측)에서 측정하고 비행체에 탑재된 통합형비행조종컴퓨터는 관련 데이터를 외부의 지상관제장치로 전송해 모니터링 된다(Fig. 8). 모니터링과 동시에 외부 조종기 명령을 통해 엔진 스로틀과 메인프롭 조종을 미세하게 조절해가며 메인프롭 회전수 4,300 rpm

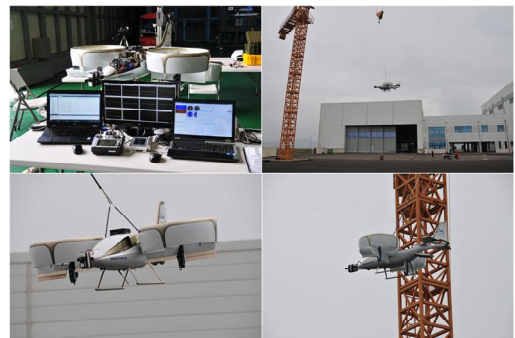


Fig. 8. Ground and Tether Test

에서 최대정지추력이 발생하는 엔진 스톱들과 메인프롭 콜렉티브 피치 관계를 설정하였다. 메인프롭 회전수 4,300 rpm에서 최대 콜렉티브 값은 약 17.5 deg, 최대 추력은 23 kgf이다. 성능해석 결과는 각각 15.4 deg, 25 kgf이었다. 성능해석 결과와 지상시험 결과의 차이는 동력계통에서의 손실이 주요하며 엔진의 냉각성능이 다이ना모 테스트 환경에서 보다 열악하여 실제 출력이 낮아졌기 때문이다.

2.3 안전줄 시험

비행로봇은 중앙동체의 지지부에 안전줄을 연결하여 시험을 수행할 수 있도록 제작되어 있다. 비행체가 줄에 매달린 상태로 제한된 반경 안에서 비행제어 시스템의 안정성과 비행체 구성품의 성능 확인이 가능하다. 안전줄의 작동 요구조건은 비행로봇이 수직이착륙 할 때 안전줄이 메인프롭으로 빨리 들어가지 않도록 수직으로 움직여야 한다. 이를 위해 도르래의 반대편에 300 g의 무게추를 달아 줄을 당기지만 비행체에는 영향을 주지 않도록 구성된다. 안전줄 시험에서는 메인프롭 링키지 변경에 의한 롤축 안정성 영향, 메인프롭 작동기 설정 변경에 따른 자세제어 성능, 외풍에 대한 덕트 유, 무의 영향 및 Y축 베인 형상 변경의 시험이 이루어졌다.

추력과 양력을 담당하는 덕티드-프롭은 회전익 비행 조건에서 외란에 대하여 취약한 성능을 가진다. 비행로봇의 전산유동해석에서는 5 m/s의 외란에 대하여 모멘텀 항력의 증가와 노즈업 피칭 모멘트가 발생하여 호버에 어려움이 발생할 것으로 예측된다. 외란에 대한 비행체의 회전익 모드 특성을 확인하기 위해 외부 바람의 영향이 없는 건물 내에서 안전줄 시험을 통해 자세제어 성능을 확인한 후 외란의 영향이 있는 실외에서 시험이 진행되었다. 실내시험 결과는 예상대로 롤(roll), 피치(pitch) 및 요(yaw) 자세 제어가 안정적이었다. 풍속 2 m/s의 실외 시험에서 롤 자세는 5 deg이내에서 안정적으로 자세를 유지하지만(Fig. 9) 풍속 6 m/s의 결과(Fig. 10)에서는 약 1 Hz의 뚜렷한 체터링 경향이 나타난다. Fig. 11은 풍속 6 m/s 정풍 조건에서 호버를 유지하기 위한 후방프롭의 추력 부족으로 피치 축이 발산하는 결과를 보여준다. 후방프롭의 회전수 유지 성능이 감소하여 후방프롭의 피치를 증가시키기에 따라 비행체의 소모 전류는 25 A까지 증가하고 약 1 초정도 유지 후 비행체의 전류 소모량이 5 A 수준으로 급강하하며 후방프롭 회전수는 다시 증가하는 결과를 볼 수 있다. 이처럼 피치 축

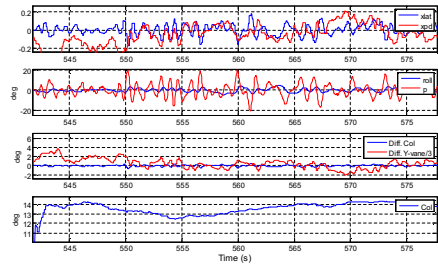


Fig. 9. Roll Axis Results (2m/s)

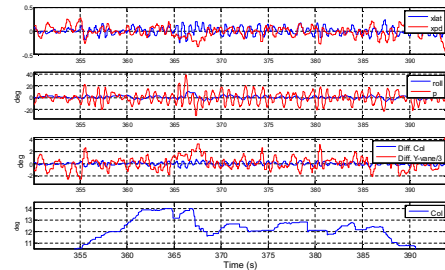


Fig. 10. Roll Axis Results (6m/s)

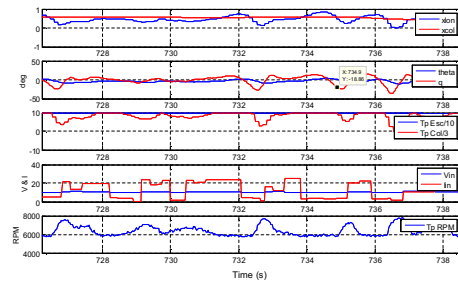


Fig. 11. Pitch Axis Results (6m/s)

제어를 위해서는 후방프롭의 성능이 절대적 영향을 끼친다. 따라서 풍속 6 m/s 이상에서 비행체의 피치 안정성의 증대를 위해서는 후방프롭의 추력과 반응을 높이는 것이 필요하며 이를 위한 프롭 직경 혹은 블레이드 개수 증가와 함께 프롭 작동기의 작동력과 속도를 높이는 수정 설계가 요구된다.

롤 자세 제어는 양쪽 메인프롭 간의 콜렉티브 피치가 변경을 이용한 추력 차이를 이용하지만 비행로봇은 크기가 작아 메인 프롭의 피치가 조절에 필요한 선형 작동기의 움직임이 실제 작동 가능한 범위의 약 25 %정도를 사용하는 한계를 갖고 있다. 안전줄 시험에서 작동기의 작동 전압 증가, 작동기 구동 명령의 실행 주기를 단축시키는 등의 개선을 적용하였으나 비행체의 롤 축이 안정화된 상태에서 외란이 없을 시 불규칙적으로

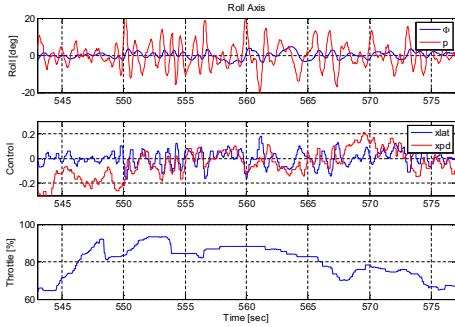


Fig. 12. Results of Linkage Normal

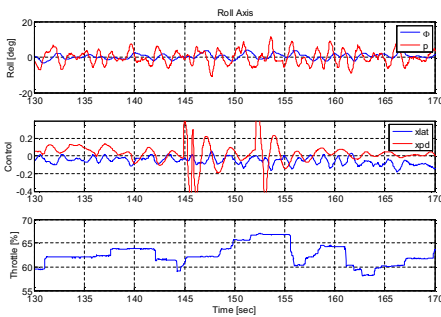


Fig. 13. Results of Linkage Improvement

를 자세가 변하는 문제가 발생하였다. 원인은 '작동기-링키지-메인프롭' 간의 기구적인 제작이 조종 명령의 작은 변화에 메인프롭이 정밀하게 반응하지 못하기 때문에 링키지 길이를 30% 증가시켜 작동기의 움직임 영역을 2 배로 향상시켰다. 링키지 개선 전에는 롤 축 각속도가 20 deg/s에 근접하고 있지만(Fig. 12) 개선 후의 안전줄 시험 결과에서는 롤 축의 각속도가 10 deg/s 이내로 2 배 수준으로 개선되었음을 확인할 수 있다(Fig. 13). 비행로봇에 장착된 작동기는 선형작동기를 채택하고 있으며 운용 범위에서 메인프롭의 컬렉티브 피치를 무부하 상태로 $\pm 3\%$ 가진했을 때 작동기 반응이 3 dB 줄어드는 주기는 4 Hz 이상이다. 일반적인 항공기 작동기에 요구되는 수준을 만족하고 있다(Fig. 14, 15).

덕티드-프롭 형상의 비행체를 제어하는데 가장 큰 영향은 모멘텀 항력(momentum drag)과 피칭 모멘트로(pitching moment) 정의될 수 있다[3]. 덕티드-프롭 주위의 유선(Streamline)은 모든 방향에서 불어오는 유동의 운동량이 파워-온(power-on) 일 때 덕트 내부로 유입되어 유동방향 성분의 급격한 변화를 발생시키는 모멘텀 항력이 된다(Fig. 16). 두 개의 덕티드-프롭 형상인 비행로봇에서 모멘텀 항력은 Y축 베인의 변위를

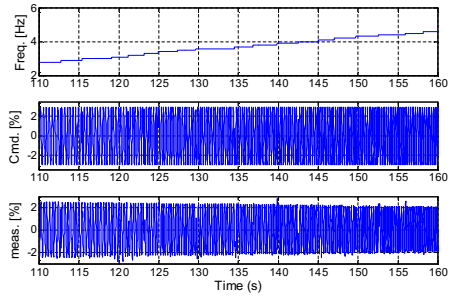


Fig. 14. Result of Actuator Test

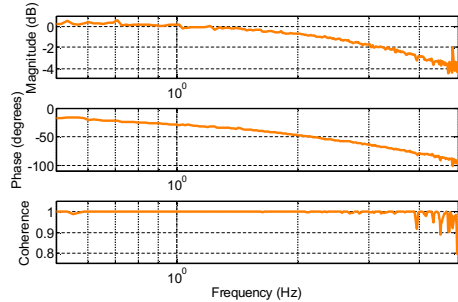


Fig. 15. Bandwidth of Actuator

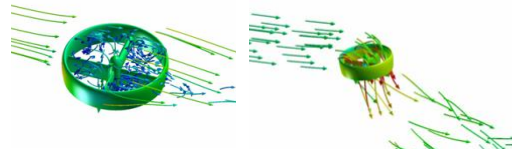


Fig. 16. Streamline of power-off and power-on

통해 제어가 가능하고 피칭 모멘트는 테일 프롭에서 발생하는 추력을 이용하여 제어하게 된다. 모멘텀 항력은 Y축 베인 이외에도 자세 숙임과 덕트의 틸트를 이용할 수 있으나 덕트에서 발생하는 피칭 모멘트는 후방 프롭으로만 제어가 가능하기 때문에 덕트가 장착된 형상과 미장착된 형상에 대해 안전줄을 이용하여 자세제어 성능을 확인하였다. 덕트가 장착된 시험에서는 외란이 미미한 조건에서 피치 각이 2 deg이내로 안정적인 조종이 가능하며 후방프롭 RPM도 거버너에 의해 2% 정도의 오차를 유지한다(Fig. 17). 그러나 풍속 3 m/s 이상에서는 바람에 밀리면서 안전줄 길이를 벗어나는 지점부터는 줄이 당기는 효과로 인해 과도한 피치-업 결과를 나타내 추가적인 시험은 불가능하다. 덕트를 제거한 후 5~6 m/s의 풍속조건에서의 안전줄 시험 결과(Fig. 18) 피치 각 5 deg 정도에서 정점 유지가 가능하고 이때 후방프롭 피치 각은 20 deg 정도이다. 이

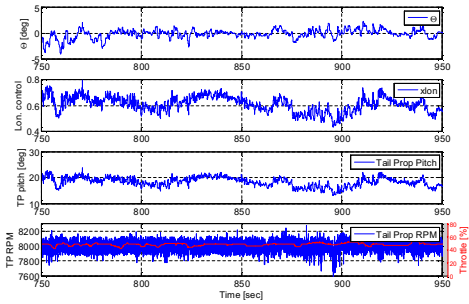


Fig. 17. Pitch Axis Results (1m/s)

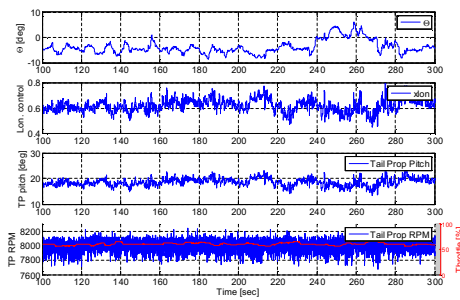


Fig. 18. Results of Tether test (without duct)

는 덕트가 있을 때 1 m/s 내외의 풍속 결과와 유사한 수준으로 덕트가 없거나 면적이 줄어들 경우 피치축 제어에 요구되는 후방 프롭의 조종력은 더 작아지도록 할 수 있음을 예상할 수 있고 결국 배터리 사용 시간을 늘려 체공시간 증가에 도움이 된다. 다만 덕트의 면적이 줄어들 경우 회전익 비행에서 수직방향의 추력 감소가 예상되며 고정익 비행을 위한 양력 감소는 Y축 베인의 면적을 늘려 보상해 주도록 베인의 면적을 100% 증가하였다. Y-베인 면적의 증가는 고정익 모드에서 양력 증가와 회전익 모드에서 전진 방향으로의 추진력 증가의 장점과 함께 피치-업 모멘트를 증가시켜 후방프롭의 조종력을 반감시키는 단점이 있다. 안전줄 시험에서 3 m/s 이내에서는 수평 이동 조종성이 크게 향상되나 그 이상에서는 피치-업 모멘트 증가로 조종성이 나빠지고 후방프롭으로 전력공급이 충분하지 못하면 피치 자세의 제어가 되지 않는다.

비행로봇의 지상시험에서 최대정지추력은 23 kgf 이지만 비행에서는 덕트 활용의 주요 목적인 추력의 추가 생성이 예상된다. 최대이륙중량 조건에서의 이륙과 임무장비 탑재를 고려하여 균형추와 촬영용 카메라를 탑재한 후 안전줄 시험을 중량별로 단계적으로 수행하였다. 균형추 1.47

kg을 탑재한 최대이륙중량 25 kg의 비행체를 이용하여 풍속 3.5m/s, 외기온도 9℃ 조건에서 이륙과 호버가 가능하다. 덕트는 약 9 %의 추가 추력(2 kg)을 발생하였다. 비행로봇의 주요 운용은 덕트가 틸트되는 고정익 형태이기 때문에 비행체 설계시 덕트의 형상을 고정익 모드에서 항력이 최소가 되도록 최적화하였다. 따라서 덕트의 회전익 모드에서 추력 증가 비율이 낮은 단점을 갖는다. 틸트-덕트 무인기의 회전익 체공 성능은 후방프롭의 배터리 용량이 가장 크게 작용한다. 안전줄 시험에서 이륙중량 21 kg, 풍속 3m/s, 외기온도 20.8 ℃의 기상 조건에서 24 분 호버가 가능했으며 모터와 배터리의 전압을 증가한 후 이륙중량 22 kg, 풍속 2.5 m/s, 7 ℃ 기상 상태에서 34 분 호버 가능하다. 비행로봇은 이륙과 착륙시에만 회전익 모드에서 비행을 하므로 천이 모드와 고정익 모드에서 요구되는 배터리 용량은 충분할 것으로 예상된다.

2.4 시뮬레이션

운동 모델 소프트웨어는 Matlab/Simulink를 이용하여 구성되었다(Fig 19). HILS 시험으로 비행 및 임무제어 소프트웨어의 조종간 모드, 롤/헤딩/속도/고도 유지 모드로 구성된 자동노브

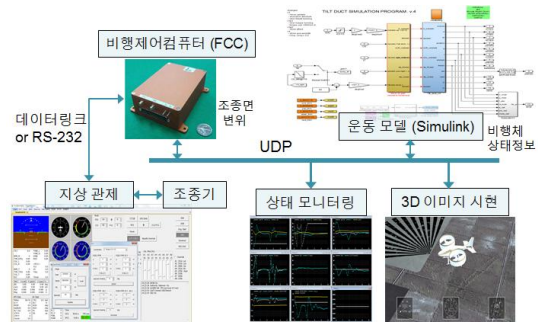


Fig. 19. HILS

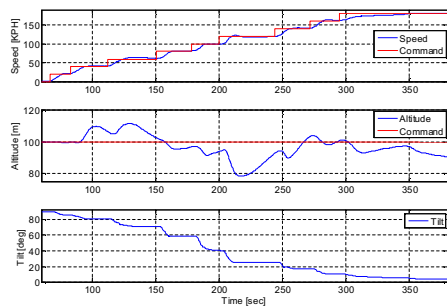


Fig. 20. Results of Hold Mode

모드, 자동 호버(정밀 위치 유지) 모드를 검증하였다. 속도/고도 유지 모드 HILS 시험 결과 속도를 호버 상태에서 20 kph씩 180 kph까지 증속시키면서 고도 100 m를 유지하도록 명령을 인가하였고(Fig. 20) 속도 180 kph 구간에서 수렴 시간이 30 초 정도로 과도하게 긴 것 이외에는 전 구간에서 고도 오차는 20 m 이내로, 속도 오차는 3~5 kph 이내로 유지되었다.

III. 결 론

20 kg급 틸트-덕트 수직이착륙 비행로봇의 설계와 제작을 통해 호버 시험을 수행하고 성능해석 결과와 비교하였다. 설계된 결과는 시험을 통해 유사한 성능임을 검증하였다. 시뮬레이션과 안전줄 시험에서는 비행 시험에서 발생할 수 있는 시스템의 취약 부분, 공기역학적인 문제 및 동력계통의 문제점을 미리 파악하여 재설계를 할 수 있도록 자료를 정리하였다. 덕티드-프롭 형상의 비행체 개발에서 성능 개선을 위한

주요 요소인 메인프롭 링키지, 작동기, 덕트 및 조종면의 성능에 대해 안전줄 시험으로 결과를 제시하였다.

후 기

본 연구는 산업통상자원부 로봇산업융합핵심 기술개발사업의 지원으로 수행되었습니다.

References

- 1) Jungwoo Ko, *VTOL Vehicle*, 1st Ed., Jisungsa, 2013, pp.103-120.
- 2) Chang, Sung-Ho, et al. "Development of Power System for the Tilt-duct VTOL Aerial Robot", *Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 13, No. 2, 2014, pp. 1~6.
- 3) Jonathan Fleming, et al. "Improved Control of Ducted Fan VTOL UAVs in Crosswind Turbulence", in *AHS, 4th Decennial Specialist's Conference on Aeromechanics*, San Francisco, California, January 21-23, 2004.