

에너지 효율적 트리로터 수직이착륙 무인항공기 개발

박희진*, 공동욱*, 손병락*, 이동하*

*대구경북과학기술원 로봇시스템연구부(pwaw7@dgist.ac.kr, kong@dgist.ac.kr, brson@dgist.ac.kr, dhlee@dgist.ac.kr)

Development of an Energy Efficient Tri-Rotor Vertical Take Off and Landing Unmanned Aerial Vehicle

Park, Hee-Jin* Kong, Dong-Uck* Son, Byung-Rak* Lee, Dong-Ha*

*Division of Robotics System, DIGST(pwaw7@dgist.ac.kr, kong@dgist.ac.kr, brson@dgist.ac.kr, dhlee@dgist.ac.kr)

Abstract

In the recent research technical solutions have been studied to integrate renewable energy into unmanned aerial vehicles to use it as the main power source. As the weight of the aerial vehicle body is essential for its performance, we consider to use light-weight solar cell technology. Furthermore fuel cells are also integrated create a highly energy-efficient aerial robot. In this paper, construction concept and software design of the tilt-rotor aerial vehicle GAORI is introduced which uses solar cells and fuel cells as power source. The future work direction and prognosis are discussed.

Keywords : Aerial Robot(공중로봇), Solar Cell(태양전지), Tilt Rotor(틸트로터), UAV(무인항공기)

1. 서 론

무인항공기에서 주로 사용하는 에너지원은 화석연료 또는 이차전지를 사용한다. 화석연료는 장시간 임무수행은 가능하지만 대량의 탄소배출로 환경문제가 있고, 이차전지가 에너지원인 경우는 에너지 저장량의 한계로 체공시간이 짧은 단점이 있다. 따라서 현재 초

장기체공무인기와 같이 낮에는 태양전지를 이용하고 밤에는 연료전지로부터 동력원을 얻는 다양한 연구가 진행되고 있다[1,4].

사람이 직접 하기 어려운 임무들을 수행할 수 있게 하기 위해서 무인기 개발이 전자기기 및 부품기술의 발전과 배터리의 효율성이 높아지면서 활발하게 연구개발 되고 있다. 특히 미군에서는 소형 고정익 무인기가 실전에 배

치되면서 군사용 무인기를 중심으로 운용되고 있다[5].

국내에서는 2002년부터 진행된 스마트 무인기 기술개발사업을 통하여 무인기 기반기술을 확보하여 선진국과의 기술격차를 좁혀왔으며, 스마트무인기 기술개발을 통해 수직이착륙과 고속비행이 가능한 신개념 비행체의 제작이 완료되었다[2,3].

본 논문에서는 신재생에너지와 보조에너지원으로 이차전지를 이용한 태양전지 탑재형 공중로봇(프로젝트명: GAORI)을 소개한다. GAORI는 수직이착륙이 가능하며, 운용성을 향상하기 위해 소형화 및 경량화를 통해 체공시간을 확보할 수 있다. 또한, 관성항법장치뿐만 아니라 다양한 환경 센서를 장착하여 외부환경을 인식하고 지능형 자율비행이 가능한 공중로봇으로 제작되고 있다.

본 논문에서는 현재 개발 중인 태양전지 탑재형 공중로봇의 설계와 비행제어컴퓨터 개발현황을 소개한다.

2. GAORI 설계

본 연구과제에서 개발 중인 공중로봇은 여러 분야에서 정보를 수집하기 위한 정찰 및 관측용으로 디자인하는 것이 주된 목표이다. 예를 들어, 교통정보수집, 화재현장 모니터링, 산업부지 모니터링, 경찰 임무수행 현장 모니터링, 구조물 모니터링 등 다양한 응용분야를 생각해볼 수 있다. 이와 같은 임무수행에 신뢰도를 향상시키기 위해 공중로봇 디자인 시 여러 가지 설계목표를 선정하였다.

먼저 다양한 임무수행 시나리오에 적용할 수 있도록 에너지 효율성을 향상시키고 그에 따른 긴 비행시간이 보장되어야 한다. 이와 같은 목표를 달성하기 위해 경량화 설계가 이루어져야 한다. 그리고 현재 계획하고 있는 수소연료전지의 탑재를 통한 비행시간 연장뿐 아니라 태양전지와 같은 신재생에너지를 보조 전원이나 비상

전원으로 탑재가 가능하게 설계되어야 한다.

앞으로의 연구개발과 성능 향상을 위해서 공중로봇 동체 내부의 구조적인 변경이나 새로운 단위부품의 탑재가 용이하고, 또한 저렴한 생산 공정이 가능하도록 설계하는 것 목표이다. 적용 가능한 임무수행 시나리오를 고려하면 공중로봇의 넓이나 길이는 1m 안팎, 공중로봇의 중량은 3.5~4kg, 예를 들어 카메라와 같은 장비의 추가탑재를 위한 부가중량 약 1kg이 설계목표로 설정되어야 한다. 비행시간은 최대 90분 안팎이 적절하며, 비행속도는 중속 또는 저속비행을 목표로 하고 있다.

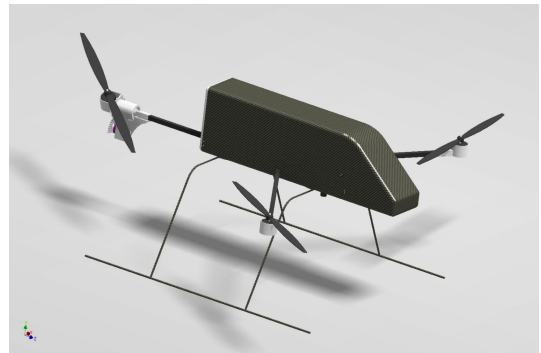


Fig. 1 Prototype assembly drawing of the GAORI

2.1 GAORI 동체 설계과정

현재 개발 중인 공중로봇은 프로펠러가 총 3개이며, 특히 꼬리 프로펠러가 틸팅되는 방식의 트리콥터 방식을 채택하였고, Fig. 1은 GAORI 시제품 디자인 설계 완성 입체도이다. 멀티콥터는 수직이착륙 및 제자리비행이 가능하며 3개 이상의 로터를 장착할 때 관측이나 모니터링을 위한 제자리비행에서 높은 안정성을 가지는 것이 장점이다. 본 연구에서 디자인된 트리콥터의 경우 일반적인 쿼드로콥터보다 로터의 개수가 한 개 적고 그 중 하나의 로터만 틸팅 되므로 에너지를 절약할 수 있는 장점이 있고, 꼬리 프로펠러를 틸팅하여 방향 전환을 하기 때문에 기체의 안정성과 수평을 유지하는데 장점이 있다.

(1) 설계도구

공중로봇 설계를 위해서는 Autodesk사의 3D CAD설계 도구인 ‘Autodesk inventor pro 2012’를 사용하였다. Inventor와 같은 3D CAD의 장점은 스케치 상태에서 평면도를 그리고 치수를 기재한 후 이를 돌출시켜 입체형상인 솔리드를 생성하는 방식으로써 스케치 상태에서의 치수변경과 같은 설계의 구조적인 변경이 용이하다. 또한, 다양한 내보내기 기능을 통하여 부품생산 및 가공을 위한 평면도 생성뿐 아니라 타사 3D CAD 제품으로의 내보내기를 통하여 설계디자인의 공유가 쉽다. 그러나 무엇보다 큰 장점은 프로토타입을 제작하기 이전에 그래픽을 통해서 제품의 입체적인 조립과 분석 및 수정을 할 수 있다.

(2) 동체설계

공중로봇의 경량화 설계를 위해 금속부품은 최대한 줄이고 밀도와 중량이 낮은 폴리머나 탄소섬유 등의 재질을 고려하였다. Table. 1에서 보는 바와 같이 조사 대상이 된 여러 가지 재질 중 탄소섬유가 비행체 제작에 가장 적합한 것으로 여겨진다. 밀도는 폴리머 재질과 같이 매우 낮아서 경량화 설계에 매우 적합하면서도 강도는 일반 폴리머보다 매우 높아 고강도 설계 또한 가능하다. 폴리머 가운데는 일반적으로 기계부품 생산에 많이 사용되는 POM이 적합하다고 판단된다.

Table. 1 Mechanical properties of common model aircraft materials[6].

재료	밀도 (kg/m ³)	인장강도 (GPa)	탄성계수 (GPa)
Aluminium	2.700	0.3-0.7	70
Steel	7.800	1.8-2.2	210
Aramid fiber	1.400-1.500	2.5-3.5	60-130
Glas fiber	2.600	1.8-3.0	55-87
Carbon fiber	1.700-1.900	2.4-7.0	230-700
Epoxy	1.200	0.08	3-4.5
POM	1.400	0.07	2.6-3.1

탄소섬유는 폴리머와 같이 자유자재로 모든 형상을 몰딩을 통해 생산하는 것이 불가능하기에 로봇 동체의 가장 큰 면적과 중량을 차지하는 외피형상만 탄소섬유제작으로 채택하였다. Fig. 2에서는 다양한 프로펠러크기 교체, 구조변경 등이 가능하기 위해서 로봇의 뼈대구조는 상용품인 알루미늄 사각압출파이프로 선정하였다. 탄소섬유 제작은 생산과정이 복잡하고 단가가 매우 높아서 신속하고 저렴한 구조변경이 불가능하다.

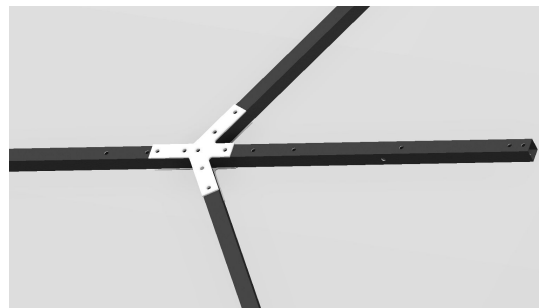


Fig. 2 Frame structure

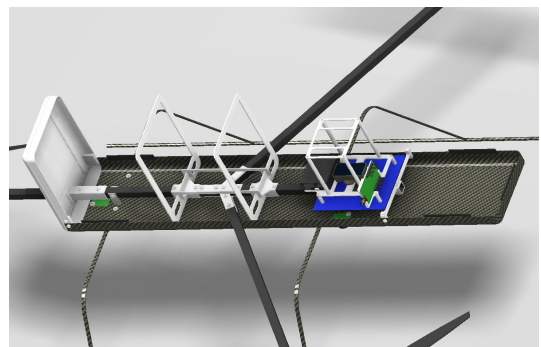


Fig. 3 Internal frame structure

Fig. 3과 같이 내부 프레임 구조는 알루미늄 뼈대에 장착되어 가로방향으로 위치조정이 가능한 폴리머 재질의 틀이다. 이는 내부 탑재부품의 설치를 위한 지지대 역할을 할 뿐 아니라 외피구조가 고정되는 골격의 역할도 한다. 내부 프레임 구조는 비교적 저렴한 Rapid prototyping 방식으로 생산할 수 있고 설계도의 변경을 통

해서 연료전지나 기타 부품의 변경 시 이에 맞게 형상의 변형이 가능하다. 또한, 알루미늄 뼈대를 따라 위치이동이 자유로워서 로봇의 무게중심을 정확히 맞출 수가 있다. Fig. 4와 같이 모터 설치용 프레임 역시 모터 타입에 따라 교체할 수 있도록 설계되었다.

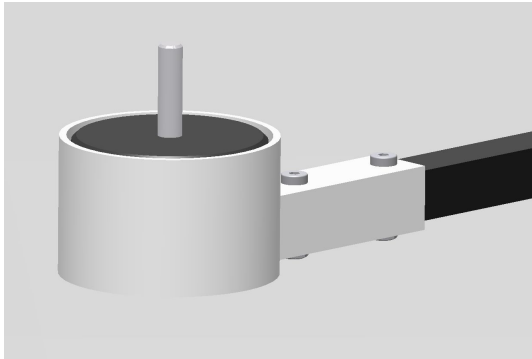


Fig. 4 Motor mount

(3) 틸팅모듈

Fig. 5는 꼬리 뼈대에 장착되는 틸팅 구조의 단면도를 보여준다. 틸팅 모듈에서는 경량화를 위해 두 개의 PA재질의 Igus사의 플라스틱 볼베어링을 사용하였다. 이들은 X형 고정식 베어링배열로 설계되어 큰 하중을 견딜 수 있을 뿐 아니라 하우징과 베어링 사이의 틈새가 없고 죄는 힘으로 모든 부품이 고정되므로 진동에 강한 장점이 있다.

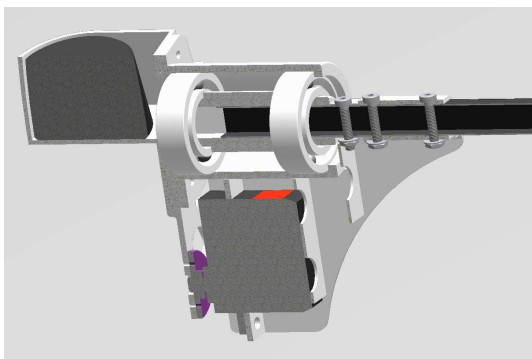


Fig. 5 Sectional view of a tilting module

3. GAORI 비행제어컴퓨터 구성

비행제어컴퓨터는 무인기 상태를 센서를 통해 측정하여 자세를 제어하고, 비행제어와 자동비행에 필요한 연산을 수행하고 actuator를 구동하는 장치이다. 비행제어컴퓨터의 하드웨어는 기본적으로 무인기의 상태를 측정하는 GPS/INS 센서, 센서값 획득과 항법을 계산하는 DSP(Digital signal processor)제어보드, 각 항목을 연결하고 전원 입력을 담당하는 메인보드로 구성된다.

3.1 GPS/INS 센서

소형 무인항공기에 사용될 INS(Inertial navigation system)는 부피와 무게를 고려하여 미국 Microstrain사의 3DM-GX3-45 모델을 선정하였으며 제원은 Table. 2와 같다. GPS/INS는 MEMS 기술과 sensor fusion 기술의 발달로 크기가 작아졌지만, 항공기가 비행 중에도 정확한 자세 데이터를 측정하여 제공한다. 항공기의 진동에 충분히 강하며, 내부적으로 항공기의 자세와 속도, 위치 계산에 최적인 확장 칼만 필터가 구현되어 있다. GPS를 포함하여 전원 5V에서 160mA로 소비전력 면에서도 우수하다.

Table. 2 3DM-GX3-45 specifications[7].

General	
A/D resolution	16bit SAR over sampled to 17bits
Interface	RS232
Baud rate	9,600 to 921,600bps
Power supply voltage	3.2 to 16 volts DC
Power consumption	160mA @ 5V
Operating temperature	-40°C to 65°C
Dimensions	44 x 24 x 14mm
Weight	23g
Shock limit	500g

Fig. 6은 3DM-GX3-45의 블록다이어그램을 보여주며, GPS/INS가 통합된 모델로 크게 AHRS(Attitude heading reference system) 정보와 GPS(Global positioning system),

Navigation 정보를 제공한다. AHRS 제원은 Table. 3과 같으며, 100Hz마다 3축 gyro와 3축 가속도계, 3축 지자기계의 raw 데이터, 각 속도의 변화율, 속도, 자세정보를 넘겨주며, 자세정보는 orientation matrix와 quaternion, euler angle 형태로 보여준다. GPS의 제원은 Table. 4와 같으며, 스위스 U-blox사의 5 AMY module이 내장된 GPS는 4Hz마다 정보를 제공하며 필요한 데이터를 획득한다. GPS는 실험실 환경에서 수신할 수 없고 외부환경에서 위치정보를 보정하기 위해 사용한다.

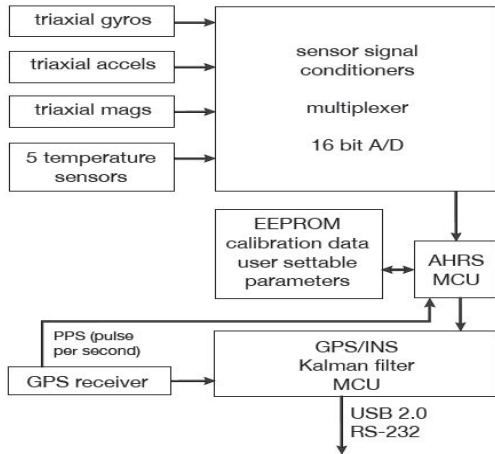


Fig. 6 3DM-GX3-45 block diagram[7]

Table. 3 AHRS specifications[7].

Attitude and heading	
Attitude heading range	360°
Accelerometer range	±5g standard
Gyroscope range	±300°/sec standard
Static accuracy	±0.5° pitch, roll, heading
Dynamic accuracy	±2.0° pitch, roll, heading
Repeatability	0.2°
Resolution	<0.1°
Data output rate	IMU: 1Hz to 1000Hz INS: 1Hz to 100Hz GPS: 1Hz to 4Hz

Navigation의 제원은 Table. 5와 같으며, AHRS와 같이 100Hz마다 정보를 주며 자세

정보의 추정값과 함께 LLH(Latitude longitude height) 좌표계와 NED(North east down) velocity 추정값을 보낸다.

GPS/INS 센서와의 통신에서 AHRS와 Navigation에서 최대 100Hz, GPS에서 최대 4Hz로 동작하지만 패킷량이 증가할수록 bandwidth와 buffering requirements의 증대로 시스템에 악영향을 미칠 수 있으므로 정보의 중요도에 따라 데이터 획득 시간을 조절할 필요가 있다.

Table. 4 GPS specifications[7].

GPS receiver	
GPS receiver type	50 channels, L1 frequency, GPS C/A code SBAS: WAAS, EGNOS, MSASm GAGAN
GPS solution update rate	Up to 4Hz
Time to first fix	Cold start(Autonomous): 36 sec Warm start(Autonomous): 36 sec Hot start: <1 sec
GPS tacking and navigation sensitivity	-159 dBm
GPS reacquisition sensitivity	-159 dBm
GPS cold start sensitivity	-141 dBm
GPS velocity accuracy	0.1 m/sec
GPS heading accuracy	0.5°
GPS horizontal position accuracy	<2.5m autonomous <2.0m SBAS
GPS timepulse signal accuracy	30nsec RMS <60nsec 99%
GPS antenna connector	MMCX type

Table. 5 Navigation specifications[7].

Kalman filter performance	
Typical position accuracy	±2.5m RMS horizontal, ±5m RMS vertical,
Typical velocity accuracy	±0.1 to ±0.75 m/s RMS
Typical attitude accuracy	±0.35 deg RMS roll & pitch ±1.0 deg RMS heading
Update rate	100 Hz

3.2 비행제어보드

비행제어컴퓨터의 가장 핵심인 부품으로 다수 센서데이터를 실시간으로 처리할 수 있는 성능을 가지고 항법 제어알고리즘에서 부동소수점연산 수행능력과 actuator 구동능력

이 우수하고 주변장치들과 다양한 데이터 통신방식을 지원해야 하며, 비행기의 생존확률과 신뢰도를 높이기 위해 넓은 온도범위에서도 사용 가능해야 한다.

현재 개발 중인 보드는 Fig. 7과 같으며, microprocessor는 미국 Texas instruments사의 real-time 32-bit microcontroller C2000 계열인 TMS 320F28335로 선정하였다. 최대 150MHz로 동작하며, FPU(Floating point unit)를 지원하여 고속의 부동소수점연산이 가능하다. ePWM, eCAP과 같이 유용한 주변장치를 포함하며, SCI와 SPI, I2C와 같은 다양한 직렬통신 장치가 있고 온도 동작범위도 -40~ 125도의 넓은 범위에서 사용 가능하여, 요구사항에 가장 이상적이다.

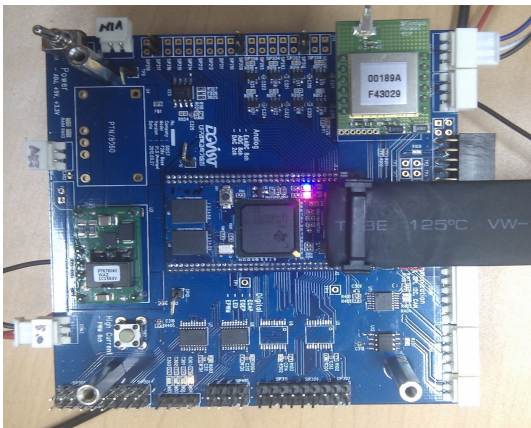


Fig. 7 Flight control board

3.3 소프트웨어 설계

소프트웨어는 TI사에서 판매하는 CCS (Code composer studio) v3.3에서 C언어로 구현하였다. CCS는 통합 개발 환경(IDE)으로 TMS320F28335 칩을 사용에 있어 실시간으로 그래프와 FFT 분석, 메모리분석 등이 가능하고 변수상태를 쉽게 파악할 수 있으며, 편리한 디버깅 도구를 제공한다.

비행제어컴퓨터의 소프트웨어는 센서인터페이스를 통해 들어온 데이터를 읽고 parsing

하는 모듈, 센서를 통해 얻은 데이터를 피드백으로 두고 제어알고리즘을 연산하는 모듈, 제어알고리즘을 통해 actuator를 구동하는 모듈로 구성된다.

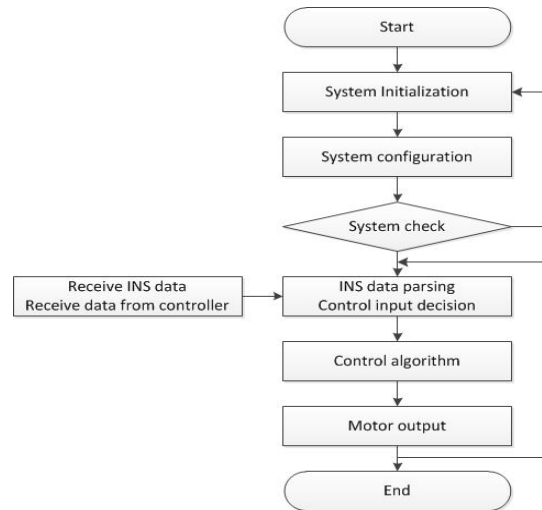


Fig. 8 Flight control system flowchart

Fig. 8은 비행제어시스템의 플로차트를 나타낸다. 프로그램이 시작되면 시스템과 주변장치의 초기화와 설정이 이루어지고 각 주변장치를 상태를 검사하여 IDLE 루프에 들어간다. CPU timer를 20ms로 설정하고 SCI를 통해 2중 버퍼 중 완료된 버퍼를 읽어와 자세 제어 알고리즘에 사용할 변수로 parsing 한다. Parsing 도중 이전 값과 변화율을 비교하여 일정 값 이상일 경우 오류로 판단하여 현재 값으로 변경하지 않는다.

Parsing 전 단계인 SCI 인터럽트를 통한 센서 값 획득은 통신속도 115,200bps, 8bit, 수신 FIFO를 16byte로 설정했다. 자세제어에 사용할 변수의 중요도에 따라 데이터 획득시간을 조절하였다. 이는 Bandwidth와 buffering requirements 감소에 도움이 되어 시스템 부하를 줄일 수 있다. 상대적으로 INS 데이터 패킷이 수신 FIFO 버퍼보다 훨씬 크므로 최대한 FIFO를 활용하기 위해 1byte 단위로 나누어 상태에 따라 명

령어를 판단하고 이중 구조로 된 버퍼에 저장한다. 이중 버퍼에 인덱스를 주어 저장하는 버퍼가 가득 차게 되면 버퍼완료로 스위칭 되고 parser를 통해 완료된 버퍼만 변수로 parsing 한다.

또 하나의 SCI는 Computer와 Class 1 bluetooth로 연결하고 통신속도 115,200bps, 8bit, 키보드 값을 바로 받기 위해 수신 FIFO를 1byte로 설정하고 조작명령을 전달받는다. 또한, 일반 RC 무선 조종기의 조작명령을 받기 위해 Receiver를 통해 전달된 PWM 신호의 펄스폭을 측정하기 위한 주변장치로 eCAP를 사용하였다.

Parser를 통해 획득한 데이터는 gain 값을 가지고 제어알고리즘의 피드백으로 사용한다. 제어알고리즘은 설계 제품이 완성되면 무인항공기 모델링과 함께 설계 중이다.

Actuator인 브러쉬리스 모터를 구동하기 위해 ESC를 사용하고 ESC에 신호를 주기 위해 제어보드에서는 ePWM 회로를 사용한다. 제어알고리즘이 설계 중이므로 현재 RC 조종기를 이용해 수동 조종만 가능하다. 꼬리 로터를 틸팅하는 서보모터도 ePWM 회로를 사용하여 신호를 전달한다.

4. 결 론

본 논문에서는 현재 개발 중인 태양전지 탑재형 공중로봇인 GAORI의 경량화 디자인 설계 내용과 비행제어컴퓨터의 구성 및 설계 내용, 그리고 향후 연구개발 방향에 대하여 설명하였다. 현재 공중로봇의 신뢰성이 확보된 자율비행을 목표로 연구개발이 진행되고 있으며, 자세 및 위치제어를 연산하는 통합컴퓨터와 공중로봇에 신재생에너지를 융합하기 위해 고효율 전력변환기술개발, 고효율 유연 태양전지기술개발, 에너지 효율적 제어에 관한 연구가 진행될 것이다. 이중 기술간 기술융합을 통해 장시간체공이 가능하고, 주어진 임무를 자율적으로 수행할 수 있는 무인비행체를 개발할 예정이다.

후 기

본 연구는 교육과학기술부에서 지원하는 대구경북과학기술원 신재생에너지 지능형로봇융합기술개발 과제에 의해 수행되었습니다 (12-BD-0101).

References

1. Lee, Myung-Jae and Han, Hong-Jae, Solar energy based long time fighting UAV present and future, Korean aerospace institute, vol. 3, No. 2, 57-64, 2009.7.
2. Gu, Sam-Ok, Smart UAV Development Program Phase 1 Final Report; Technology Development for Smart UAV System Integration, Korea aerospace research institute, 2009.
3. Franklin, J. A, "Dynamics, Control and Flying Qualities of V/STOL Aircraft", AIAA, 2002.
4. Bae, Jae-Sung, Park, Sung-Hyuk, and Kim, Hak-Bong, Preliminary Study on Development of Long-Endurance Solar Powered UAV, KARI spring conference, 2011.
5. Kim, Joong-Wook and Kim, Do-Hyun, Challenges; Interoperability of UAV in the NAS, Aerospace industry technology, Vol.8, No.2, 136-144, 2010.
6. Sven Angermann, Andreas Frahm, Entwicklung eines unbemannten Flugsystems(VTOL UAV), VDM Verlag Dr. Müller, 2009.
7. MicroStrain Inc., 3DM-GX3-45 Miniature GPS-Aided Inertial Navigation System(GPS/INS).