

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(1), 37-46(2014)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.1.37>

쿼드 틸트 프로펠러 PAV 무인 축소모델 개념설계 및 개발시험

변영섭, 송준범, 김재남, 정진석, 송우진, 강범수*

Conceptual Design and Development Test of an Unmanned Scaled-down Quad Tilt Prop PAV

Young-Seop Byun, Jun-Beom Song, Jae-Nam Kim, Jin-Suk Jeong, Woo-Jin Song
and Beom-Soo Kang*

Pusan National University

ABSTRACT

This paper describes the conceptual design and development test procedure of a unmanned scaled-down personal air vehicle(PAV) with drive and flight dual mode capability. Trade studies on operational requirements led to the suggestion of a quad tilt prop platform which has nacelle tilt capability with multi rotor configuration. Motors for propeller propulsion and driving mechanism were integrated into a single nacelle, then they were implemented by nacelle tilt mechanism for conversion between the drive and the flight modes. Primary design parameters and initial specifications were confirmed through conceptual design, then functional tests were performed with the test platforms for the drive and the flight modes.

초 록

본 논문에서는 지상 주행과 비행이 가능한 이중모드 PAV의 무인 축소모델 개념설계 및 개발시험 과정에 관하여 기술하였다. 운용 요구도를 검토한 결과 멀티로터 형상에 나셀 틸트 기능을 결합한 쿼드 틸트 프로펠러 비행체가 제안되었다. 프로펠러 추진을 위한 모터와 주행을 위한 구동장치를 하나의 나셀에 집적하고, 나셀 틸트 구조에 의해 비행 및 주행모드의 변경이 가능하도록 구현하였다. 개념설계를 통해 주요 설계변수와 초기 제원이 확정되었고, 비행모드 및 주행모드 시험용 플랫폼을 제작하여 기능시험을 수행하였다.

Key Words : Personal Air Vehicle(개인용 항공기), Quad Tilt Prop(쿼드 틸트 프로펠러), Dual Mode(이중모드), Multi Rotor(다중로터), Vertical Take-off and Landing(수직이착륙)

1. 서 론

자동차와 항공기가 결합된 신개념 비행체인 미래형 개인용 항공기(personal air vehicle, 이하

PAV)는 점차 악화되는 교통여건에 대응한 새로운 교통수단으로써 지상과 공중의 모든 교통망을 활용할 수 있는 새로운 형태의 운송수단이다⁽¹⁾. 선진국에서는 PAV가 향후 자동차 시장의 일부

† Received: September 23, 2013 Accepted: December 10, 2013

* Corresponding author, E-mail : bskang@pusan.ac.kr<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

를 대체할 것으로 예상하고 활발한 연구개발을 진행 중이며, 최근에는 상용화에 근접한 사례도 보고되고 있다⁽²⁾⁽³⁾. 국내에서는 연구소를 중심으로 선행연구를 수행한 바 있고, 지자체의 후원으로 PAV 개념 실증을 위한 경진대회가 주최되는 등 관련 연구에 대한 관심이 증가하고 있다⁽⁴⁾⁽⁵⁾.

PAV는 운용방법에 따라 일반 항공기와 같이 활주로만을 이용하는 단일모드(single mode) 및 일반 도로와 공중에서 운용이 가능한 이중모드(dual mode) PAV로 구분할 수 있으며, 이착륙 형태에 따라 CTOL(conventional take-off and landing)과 VTOL(vertical take-off and landing) 형태로 나눌 수 있다⁽⁶⁾. 이 중, VTOL 형태의 이중모드 PAV는 별도의 활주시설이 요구되지 않고 저속, 정지비행이 가능하기 때문에 근거리의 “door-to-door” 운용개념에 적합한 PAV 형상으로, 향후 미래 도심환경에서 활용될 가능성이 높다.

본 연구에서는 수직이착륙이 가능한 이중모드 PAV의 기술시연을 위한 선행연구로, 멀티 로터 형상에 기반한 쿼드 틸트 프롭형 플랫폼을 제안하고 개념설계 및 무인 축소모델 제작품 제작, 개발시험을 수행하였다.

II. 개념설계

2.1 요구도 분석

PAV의 전형적인 임무형상은 출발지로부터 주행, 이륙, 순항, 착륙 과정을 거쳐 다시 주행 모드로 목적지에 도착하는 것으로, 기술시연을 위한 무인 축소모델 플랫폼의 물리적 제한 사항은 아래와 같다⁽⁵⁾.

- 최대이륙중량 20kg 이내
- 최대탑재중량 2kg 이내
- 주행모드 기준 전폭 0.6m~1.5m 이내
- 비행모드 형상은 전폭 제한 없음

또한, 미래형 운송수단임을 감안하여 전기에너지에 의한 추진기관이 요구되고, 자동비행 및 자동모드변환 기능이 요구된다. 제작된 축소모델은 Fig. 1과 같이 지정된 지상주행코스과 비행공역 내에서 규정된 임무를 수행하며, 총 임무수행 시간은 15분 이내로 제한된다.

2.2 플랫폼 형상 도출

수직이착륙이 가능한 플랫폼 중에서 복수의 프로펠러와 모터로 구동되는 다중로터형 플랫폼

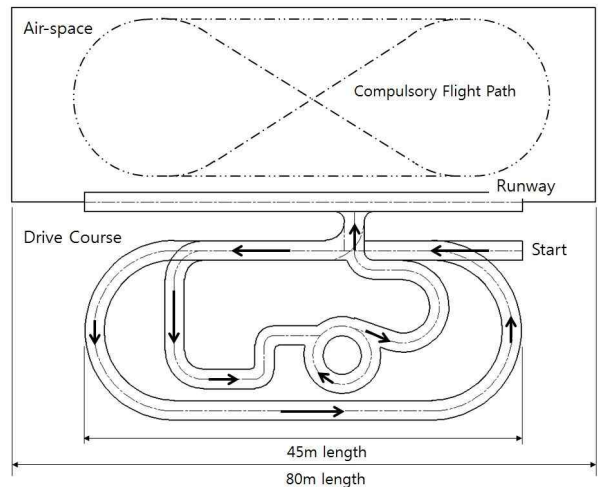


Fig. 1. Mission Profile

은 전동모터와 이차전지 및 소형 자동비행장치의 기술발전으로 인해 최근 항공촬영과 감시정찰을 위한 무인항공기 플랫폼으로 각광받고 있다⁽⁷⁾. 이중 쿼드 로터(quad rotor)형 플랫폼은 4개의 프로펠러와 모터로 구성되는 대표적인 소형 다중로터 플랫폼으로, 간단한 구조와 잘 알려진 제어기법으로 인해 본 연구에서 제안하는 수직이착륙 PAV의 구현을 위한 기본 형상으로 채택되었다.

본 연구에서 제안된 이중모드 PAV의 초기 형상설계 결과를 Fig. 2에 도시하였는데, 지상주행과 수직이착륙 비행을 구현하기 위해 프로펠러 추진을 위한 모터와 주행을 위한 구동장치를 하나의 나셀에 집적하고, 전후 나셀의 틸트 기능에 의해 비행 및 주행모드의 변경이 가능하도록 설계하였다. 이는 상용 자동차와의 기하학적 상사성(geometrical similarity)을 최대한 유지하기 위한 것으로, 기존 도로 교통 체계에서의 운용성을

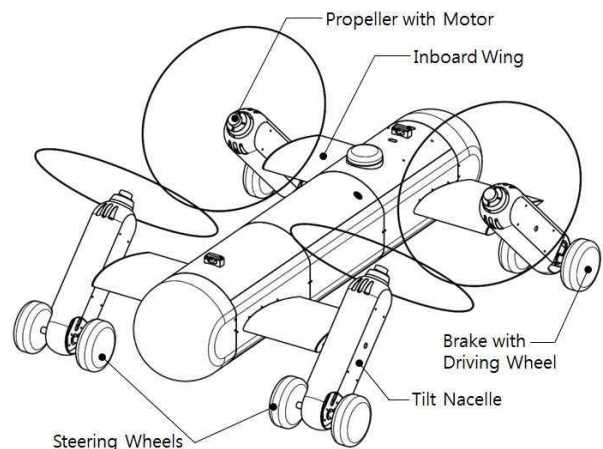


Fig. 2. Configuration of the Vehicle

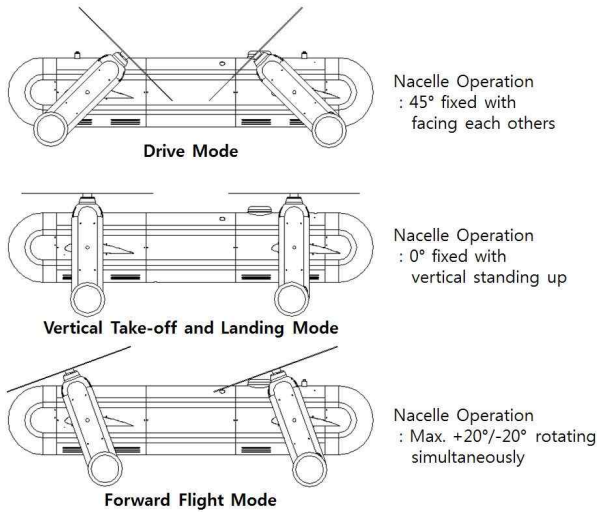


Fig. 3. Operation Modes

향상시키는데 목적이 있다. 나셀과 중앙동체는 내측날개(inboard wing) 구조물로 연결하여 전진 비행 시 양력발생에 기여하도록 고려하였으며, 주행을 위한 구동바퀴는 각각의 나셀에 2륜씩, 총 8개가 배치되고 전통적인 후륜구동, 전륜주향 방식을 적용하였다.

제안된 플랫폼은 Fig. 3과 같이 나셀 틸트 형상에 따라 주행모드, 수직이착륙 모드 및 전진비행 모드 3개의 운용모드를 갖도록 설계되었다. 주행모드일 경우 전후 나셀은 45° 각도로 서로 대향(facing each other)하게 되며, 이를 통해 기체의 전고(overall height)를 낮추고 축거(wheel base)를 연장하여 주행안정성 향상을 기대할 수 있다. 이착륙 시에는 모든 나셀이 수직으로 기립하여 VTOL 기능을 수행하고, 순항 시에는 동기화된 전후 나셀의 틸팅을 통해 기체의 중방향 자세변화 없이 전진비행을 수행할 수 있으며, 이때 나셀의 최대 틸트각은 전후 20° 이내로 제한된다.

2.3 프로펠러 및 추진모터 선정

축소모델 플랫폼의 초기 사이징은 물리적 제한사항을 기준으로 하였고, 공허중량을 줄이기 위해 나셀의 횡방향 간격은 최소기준인 600mm를 적용하였다. 이를 기준으로 중앙동체부를 고려할 때 가용한 프로펠러의 최대 직경은 400mm 이하로 제한하였으며, 상용 프로펠러의 성능 데이터를 Fig. 4에서와 같이 분석하여 초기 사이징을 위한 기초자료로 활용하였다⁽⁶⁾. 최대 설계 추력을 제한중량인 20kg에 20%의 여유마진을 적용하여 프로펠러 당 약 60N으로 가정하고, 제조사에서 보증하는 최대 회전수를 고려할 때 직경

15"(381mm)급 프로펠러가 가장 적합한 것으로 판단되었다.

프로펠러의 구동에 적합한 모터 선정을 위해 제조사 제원을 토대로 4종의 상용 모터에 대한 추력시험을 수행하였다. 시험 장치는 Fig. 5와 같이 축소형 로터 회전시험 장치를 프로펠러 시험에 적합하도록 개조, 개량한 것으로 추력과 토크

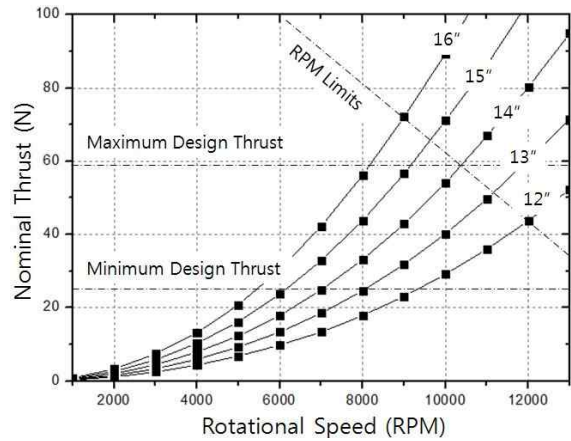


Fig. 4. Propeller Performance Chart

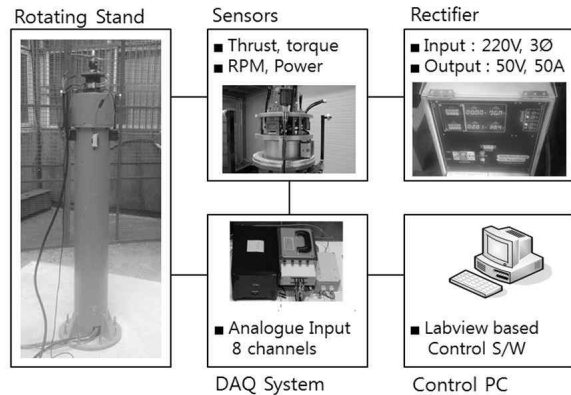


Fig. 5. Test Bed Diagram

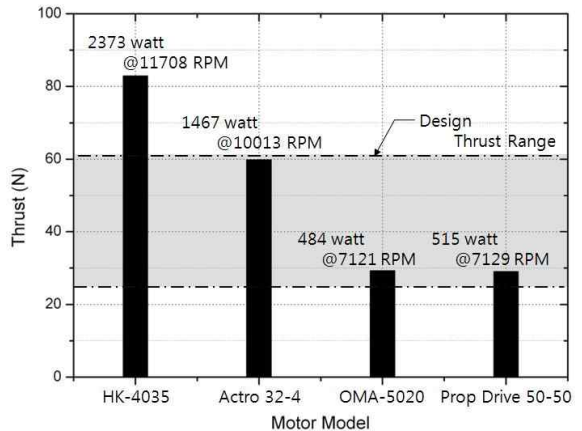


Fig. 6. Motor Test Result

및 소비전력의 실시간 측정이 가능하다⁽⁹⁾. 동일한 15"급 프로펠러를 장착한 상태에서 각각의 제조사에서 제안하는 최대정격전압(18.5~37V)을 인가하여 모터 시험이 수행되었고, 최대추력과 최대 소비전력 측정결과를 Fig. 6에 도시하였다. 시험결과 설계 추력 범위를 만족하는 모터로 Actro社 32-4 모델이 최종 선정되었고, 인가전압 37V, 약 10,000RPM 운용 조건에서 최대 60N의 추력을 생성하며 1,470watt의 전력이 소비되는 것으로 확인되었다. 이 때, 20°의 나셀 틸트가 이루어질 경우 수직방향 최대 추력성분은 약 6%가 감소된 56N 수준이다.

2.4 초기사이징 결과

프로펠러와 모터 시험 및 설계제한 사항을 고려하여 Table 1과 같이 초기사이징 결과를 도출하였다. 최소전폭 기준을 적용하여 나셀 간격은 VTOL 모드일 경우 종방향, 횡방향 600mm 등간격으로 배치하였고, 이 때 구동 휠을 감안하여 전폭은 750mm 이내로 제한하였다. 주행모드에서 구동 휠이 전후방 동체 외부로 노출되지 않도록 하기 위해 중앙동체 전장은 최소 1,000mm 이상으로 설정하였고, 이 때 틸트 회전축에서 구동휠 선단까지의 최소 거리는 200mm 이며, VTOL 모드에서의 전고는 최대 360mm 이다. 탑재중량은 허용치인 2kg으로 설정하였고, 최대이륙중량은 나셀 틸트각 20°일 경우 모터와 프로펠러 성능의 70% 수준에서 수평비행이 유지되도록 가정하여 16kg 이내로 제한하였다. 따라서 탑재중량을 제외한 공허중량 목표치는 14kg 이내이고, 이는 연료에 해당하는 배터리의 중량을 포함하며, 최대이륙중량 조건에서 비행과 주행모드 각각 15분 이상의 운용시간을 확보하도록 목표하였다.

Table 1. Initial Sizing Result

Item	Unit	Specification
Overall Length	mm	1,000
Overall Width	mm	750 (Except Prop.)
Overall Height	mm	260 (Drive), 360 (VTOL)
Nacelle Distance	mm	600 (even space at VTOL)
Propeller Dia.	in	15
Wheel Base	mm	800
Empty Weight	kg	14.0 (Target)
Payload	kg	2.0
Endurance	min	15 at each modes

III. 비행모드 설계 및 개발시험

3.1 비행모드 성능예측

제안된 플랫폼은 네 개의 프로펠러에서 양력을 생성하고, 동시에 나셀 틸트 기능에 의해 전진비행을 위한 추력을 발생시키는 구조이므로 틸트각에 따른 비행성능 예측을 수행하였다. Fig. 7에서와 같이 프로펠러에서 발생한 추력은 틸트각 θ 에 따라 수평비행을 유지하기 위한 수직방향 추가 추력성분 T_{VA} 가 요구되고, 동시에 발생하는 수평방향 추력성분 T_H 에 의해 전진비행이 수행되며, 식(1)~(3)과 같은 관계식을 가진다.

$$T_{VA} = T_o(1 - \cos\theta) \quad (1)$$

$$T_A = T_o\left(\frac{1}{\cos\theta} - 1\right) \quad (2)$$

$$T_H = (T_A + T_o)\sin\theta \quad (3)$$

목표한 이륙중량 조건에서 수평비행을 유지하기 위해 틸트각에 따른 추가요구 추력은 식(2)에 의해 결정되며, 이에 따른 요구동력선도를 Fig. 8에 나타내었다. 여기서 요구동력은 2장의 추력시험 결과에 근거한 것으로 모터 효율이 고려된 소비전력 기준 값이며, 탑재중량 0, 1, 2kg 조건에서 고려되었다.

동일한 조건에서 상승비행과 전진비행성능 분석 결과를 Fig. 9에 도시하였다. 상승비행성능은 식(4)에서와 같이 여유동력의 함수로 표현되고, 틸트각 증가에 따라 추가 동력이 소모되므로 감소하는 형태로 나타나며, 이륙중량에 비례하여 증가한다. 전진비행성능은 수평 방향 추가 추력성분 T_H 에 의해 결정되며, 식(3)과 (5)에 의해 추정될 수 있다.

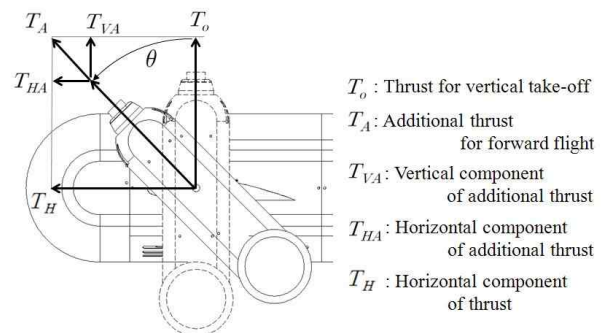


Fig. 7. Thrust Diagram for Nacelle Tilting

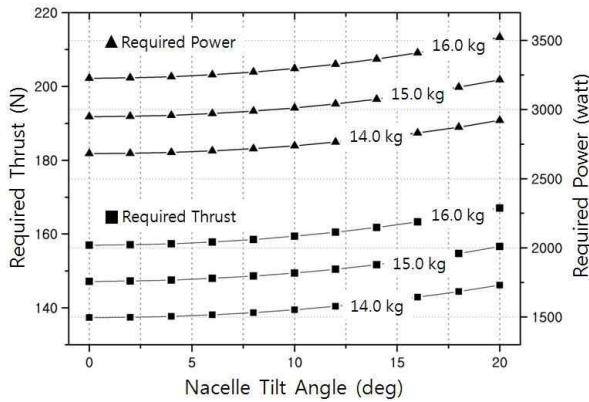


Fig. 8. Required Thrust & Power

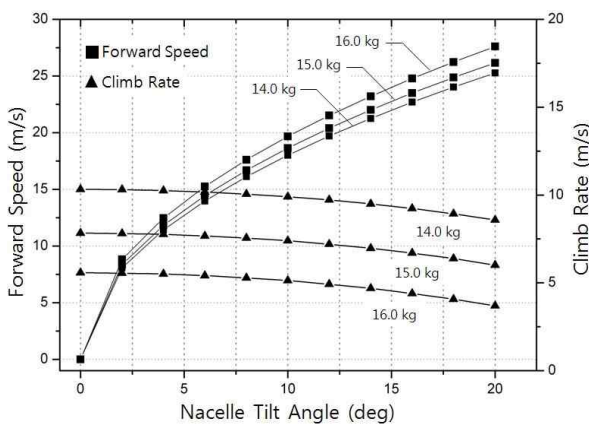


Fig. 9. Forward Speed & Climb Rate

$$V_c = \frac{\Delta P}{W} \quad (4)$$

$$D = T_{HA} = \frac{1}{2} C_{D0} \rho v^2 A \quad (5)$$

여기서, 형상저항계수 C_{D0} 는 일반 승용자동차의 주행저항해석에 사용되는 0.5를 적용하였고⁽¹⁰⁾, 투영면적 A 는 형상설계 결과에 의해 $0.24m^2$ 이며, ρ 는 표준대기조건에서의 공기밀도, v 는 전진비행속도이다. 틸트각 증가에 따라 전진비행속도가 비례하는 경향을 보이고 있으며, 특히 전진방향 추력성분은 수평비행 유지를 위한 수직방향 추가 추력성분의 효과로 인해 이륙중량이 증가함에 따라 전진비행속도 또한 증가하는 경향을 보임을 알 수 있다.

3.2 인터페이스

Figure 10에 비행모드에서의 전기추진계통 인터페이스를 도시하였다. 탑재된 4기의 BLDC모터는 모터 드라이버에 해당되는 상용 전자변속기(electric speed controller)를 거쳐 자체 개발한 DSP(digital signal processing) 기반 자동비행장

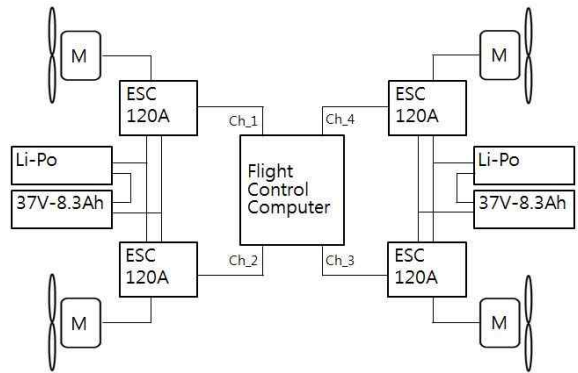


Fig. 10. Propulsion System Interface

치(flight control computer)에 각각 별도의 채널로 할당되고⁽¹¹⁾, 전후로 분리된 추진용 배터리에 의해 전력이 공급된다. 전자변속기는 추진모터의 정격출력(정격전압 37V 인가 시, 약 40A 소모)과 순간적인 burst discharge 상황을 고려하여 허용 전류 120A급으로 선정하였다.

Figure 8의 결과에서 최대이륙중량(16kg) 조건으로 최대 틸트각(20°) 상태에서 수평비행 시 약 3,500watt의 전력이 소비되며, 이는 개별 모터에 37V의 전압이 인가될 경우, 각 모터 당 약 23.6A의 전류가 소모됨을 의미한다. 이 때, 목표 운용 시간인 15분을 확보하기 위해서는 최소 6Ah 이상의 용량을 가지는 배터리가 요구되고, 상용 리튬폴리머 이차전지의 규격과 전압강하에 의한 예비전력을 고려하여 정격전압 37V, 8.3Ah 용량의 배터리를 최종 선정하였다. 4개의 이차전지는 전후방 동체에 나누어 탑재되고, 2개씩 병렬 연결되어 각각의 모터에 전력을 공급하도록 구성하였다.

3.3 시제작 및 비행시험평가

VTOL 모드에서의 비행시험평가를 위한 시제작기를 Fig. 11과 같이 제작하였다. 동체는 고강도

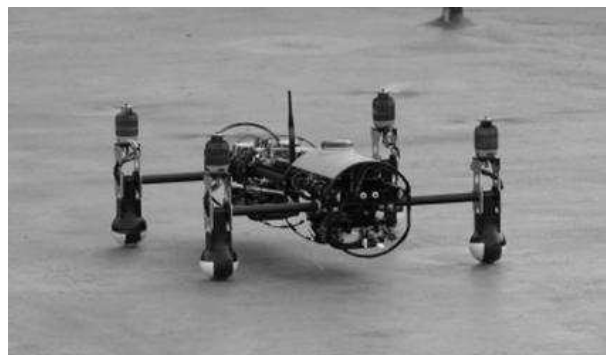


Fig. 11. Flight Test Platform Configuration

카본 파이프와 알루미늄 벌크헤드(bulkhead) 및 더미(dummy) 나셀로 구성하였고, 나셀 틸트 및 주행 기능은 포함되지 않았다.

시제기에는 시험데이터 기록이 가능한 자동비행장치가 통합되었고, VTOL 모드에서의 자세제어와 정지비행을 위한 알고리즘이 탑재되었다. 제어 알고리즘은 자세, 속도, 위치 제어 루프로 구성되는 계층적 구조를 가지며, PID 제어기법에 의해 50Hz 주기로 비행체 제어를 수행한다.

시험평가는 시제기의 외형 완성 단계에 따라 반복적으로 수행되었으며, 특히 자세제어기의 이득(gain) 수정에 중점을 두고 진행되었다. 시험결과 내측 날개구조물을 부착하였을 경우 어떠한 자세제어 이득에서도 불안정한 거동이 나타남을 확인할 수 있었고, 이는 날개구조물과 프로펠러 후류의 강한 간섭으로 인해 선형적인 제어력 확보가 불가능한 것이 원인으로 판단되었다. 내측 날개는 전진비행 시 양력발생 효과와 횡방향 안정성 증대를 목적으로 고려되었으나, VTOL모드에서는 강한 불안정성을 야기하므로, Fig. 12와

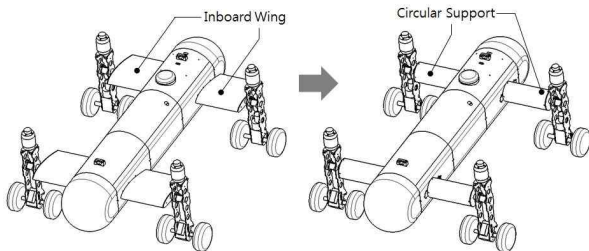


Fig. 12. Modified Platform

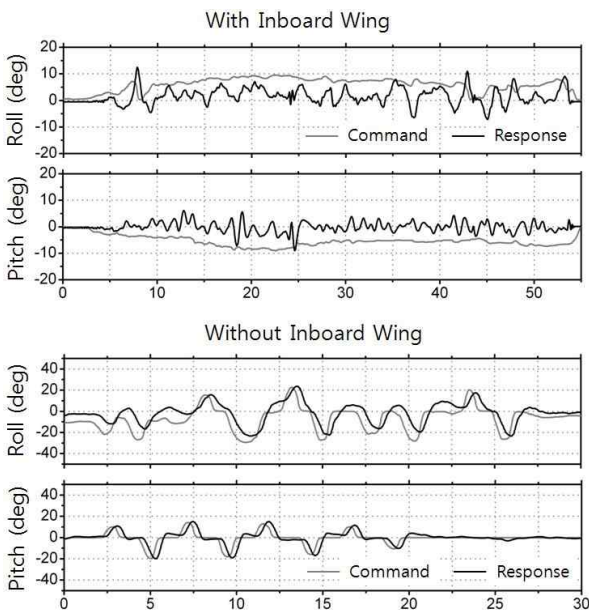


Fig. 13. Flight Test Result

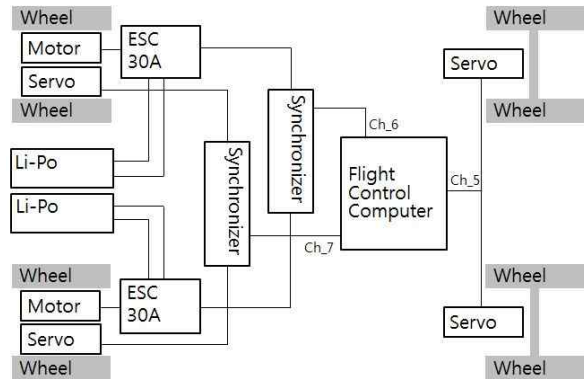


Fig. 14. Drive System Interface

같이 날개구조물을 원형지지대로 교체하는 형상변경이 수행되었다. Fig. 13에 형상변경전과 후에 수행된 비행시험 결과를 도시하였고, 날개구조물을 제거한 결과 중, 횡방향 모두 제어명령에 대한 추종성이 향상되므로 최종형상은 원형지지대로 변경되었다.

IV. 주행모드 설계 및 개발시험

4.1 주행모드 설계

각 나셀당 2륜씩, 총 8개의 구동바퀴가 장착된 주행 장치는 Fig. 14에 도시된 바와 같이 후륜구동, 전륜조향방식의 인터페이스로 구성된다. 전방 조향휠은 좌우 각각 상용 자동차에 보편적으로 사용되는 에커먼장토(ackerman-jantaud) 방식의 조향구조와 서보 액추에이터(servo actuator)로 구성되며, 하나의 제어 채널을 통해 동시 구동된다. 후륜은 프로펠러 구동을 위한 모터와는 별개의 독립된 모터추진계통과 제동을 위한 서보 액추에이터로 구성되며, 특히 좌우 구동력과 제동력의 균형을 보정하기 위해 PWM(pulse width modulation) 제어신호의 미세조정이 가능한 싱크로나이저(synchronizer)가 적용되었다⁽¹²⁾. 따라서 주행 장치의 제어는 조향, 구동 및 제동의 3채널에 의해 수행되며, 구동 채널에는 전진, 후진 기능이 포함된다.

4.2 주행모드 성능예측

규정된 주행코스에서의 임무수행을 위해 주행 모드에서의 제동성능, 구동성능, 주행안정성 및 최소회전반경에 대한 설계 검토가 수행되었다.

4.2.1 최소회전반경

차량의 최소회전반경은 조향휠을 최대로 회전시킨 채 서행할 때 최외측 바퀴, 즉 전륜 바깥쪽

바퀴의 중심선이 그리는 회전 반지름으로 정의된다⁽¹⁰⁾. 차량의 축거를 l , 조향각을 α 라 할 때, 최소 회전반경 R_{min} 은 식(6)과 같이 간략화 된 형태로 표현이 가능하고, 이 때 바퀴의 접지 중심면과 킹핀(king pin) 축 사이의 거리는 무시되었다. 규정 코스에서 요구되는 최소회전반경은 3m 이내이고, Table. 1의 초기사이징 결과인 축거 800mm를 적용할 경우 전방 조향 휠에 요구되는 최소 조향각은 16° 이상이며, 20° 의 조향각을 가질 경우 약 2.3m의 회전반경을 만족할 수 있다.

$$R_{min} = \frac{l}{\sin\alpha} \quad (6)$$

4.2.2 주행 안정성

주행모드 시 차량전복 가능성을 평가하는 주요 지표인 정적안정성인자(SSF, static stability factor)는 식(7)과 같이 윤거 T 와 지면에서 무게 중심까지의 높이 h 로 표현되는데, 미국도로교통 안전국(NHTSA, national highway traffic safety administration)에서는 차량의 실제 전도사고와 SSF 간의 통계를 바탕으로 식(8)과 같은 전도율(rollover rate)을 기준으로 주행안정성을 평가하고 있다⁽¹³⁾.

$$SSF = \frac{T}{2h} \quad (7)$$

$$Rollover Rate(\%) = \frac{1}{1 + e^{2.7546 + 1.1814 \times \ln(SSF - 0.9)}} \quad (8)$$

NHTSA의 기준에 의하면, 전도율은 5단계로 분류되며 10% 미만일 경우 최고등급(★★★★)을, 40% 이상일 경우 최저등급(★)을 부여하게 된다. Fig. 15에 형상설계 결과인 윤거 600mm를 기준으로 각 등급에 해당하는 무게중심 h 를 도시하

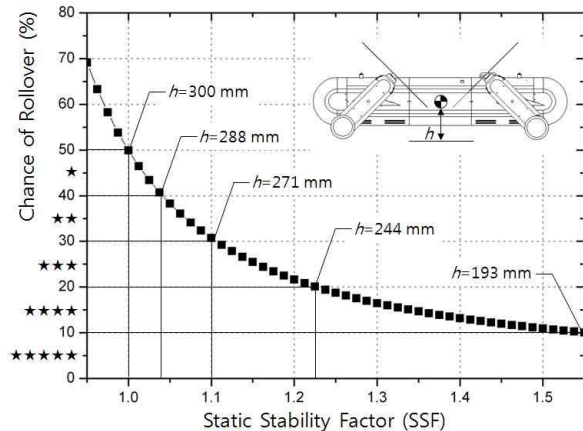


Fig. 15. SSF Requirement

였으며, 최소 2등급 이상의 안정성을 만족하기 위해서는 지면에서 244mm 이내에, 1등급을 만족하기 위해서는 193mm 이내에 무게중심이 위치해야 함을 알 수 있다.

4.2.3 구동성능

정규 주행코스의 전주행거리는 약 220m로, 15분의 임무수행조건 중 비행임무에 10분, 주행임무에 3분, 예비시간을 2분으로 할당할 경우 요구되는 평균주행속도는 약 1.2m/s이다. 이를 바탕으로 직선구간에서의 고속주행과 후진주차를 고려하여 최대전진속도는 3m/s, 최대후진속도는 1m/s을 목표로 구동성능을 예측하였다.

차량의 주행이 원활하게 성립하기 위해서는 구동력이 차량의 진행을 방해하려는 힘의 합인 전주행저항(total running resistance, R)을 극복하여야 하며, 전주행저항은 θ 의 각을 가진 경사로에서 등속주행 시 식(9)와 같이 구름저항 R_r , 공기저항 R_a , 구배저항 R_g 의 합으로 표현된다.

$$R = R_r + R_a + R_g \quad (9)$$

$$= \mu_r mg \cos\theta + \frac{1}{2} C_D \rho v^2 A + mg \sin\theta$$

여기서, 구름저항은 타이어와 노면에 의한 것으로 구름저항계수 μ_r , 차량중량 m , 중력가속도 g 의 함수로 표현되고, 공기저항은 비행모드에서의 저항 계산식과 동일하며, 구배저항은 경사로에서 중력에 의해 진행방향과 반대방향으로 발생하는 분력으로 표현된다. 전주행저항이 식별될 경우, 식(10)에서와 같이 주행저항마력 P_R 이 도출되고, 다시 동력전달효율 η_t 를 고려하면 식(11)에서 엔진소요마력 P_{de} 를 추정할 수 있다.

$$P_R = Rv \quad (10)$$

$$P_{de} = \frac{P_R}{\eta_t} \quad (11)$$

Figure 16에 백분율로 환산된 경사도(경사도 100%=45°)에 대한 전주행저항과 주행저항마력을 도시하였으며, 이 때 구름저항계수는 일반 아스팔트 도로에 적용되는 0.015를 적용하였고⁽¹⁰⁾, 차량 중량은 최대이륙중량인 16kg 조건이다. Fig. 16에서 최대전진속도인 3m/s로 주행 시, 20%의 경사도(11.31°)에서 예상되는 최대 전주행저항은 약 34N 수준이며, 동력전달장치의 기계적인 효율을 95%로 가정할 때 요구되는 엔진(모터)소요마력은 약 105watt 수준이다.

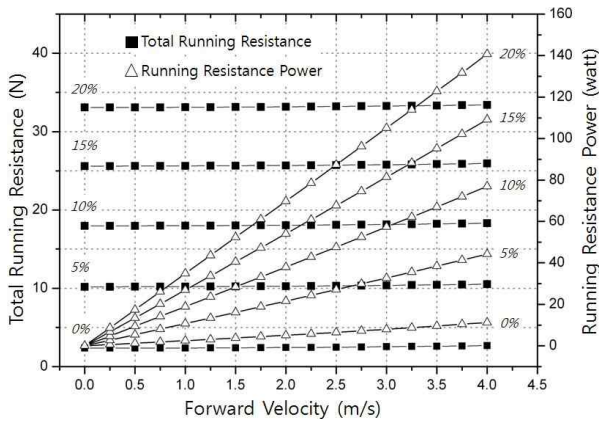


Fig. 16. Running Resistance Prediction

4.2.4 제동성능

제동성능의 주요 평가지표인 제동거리(S_b)는 속도 v 인 자동차가 브레이크 작용으로 바퀴가 완전히 잠긴(lock) 상태에서 멈출 때까지의 거리로, 차량의 운동에너지는 타이어와 노면 사이의 마찰력이 수행한 일과 같으므로 식(12)와 같이 표현되고, 이 때 μ_b 는 타이어와 노면과의 마찰계수이다. 3m/s의 주행속도와 일반적인 포장도로에서 사용되는 마찰계수 0.5를 적용할 경우⁽¹⁰⁾, 식(13)에 의해 최대속도에서 제동 시 약 0.92m의 제동거리가 요구됨을 알 수 있다.

$$\frac{1}{2} m v^2 = (\mu_b m g) (S_b) \quad (12)$$

$$S_b = \frac{v^2}{2\mu_b g} \quad (13)$$

4.3 시제작 및 주행시험평가

구동, 제동 및 조향계통 시제품을 Fig. 17과 같이 제작하였다. 상용 차량에 주로 사용되는 제동장치는 구조에 따라 드럼 브레이크와 디스크 브레이크로 분류되며, 이 중 드럼 브레이크는 다시 내부 확장식과 외부 수축식으로 구분되는데, 본 연구에서는 비교적 구현이 간단한 외부 수축식 드럼브레이크를 제동장치로 선정하였다. 제작된 제동장치는 구동축과 결합된 아세탈 재질의 드럼 및 폴리머 재질의 외부 수축 슈(shoe)로 구성되고, 마찰력을 증가시키기 위해 드럼과 슈의 단면에 요철을 적용하였다.

구동장치는 여유마력이 충분한 300watt급 모터와 30A급 전자변속기로 구성되고, 감속비 60:1의 기어를 통해 구동축에 동력을 전달한다. 감속기어는 다단 평기어와 베벨기어로 구성된 2단 감속 구조를 가지며, 타이어는 접지력을 높이기 위

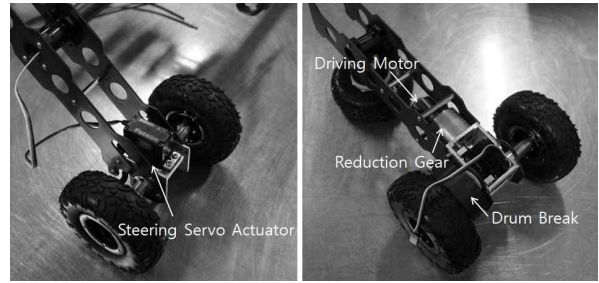


Fig. 17. Drive and Steering Assembly

해 직경 90mm급의 오프로드(off road)용 휠이 적용되었다.

조향장치의 경우, 상용으로 제공되는 애커먼장토 방식의 링크구조를 개조하여 구동 서보와 결합하였고, 각 나셀에 부착된 두 개의 휠은 조향시 외부 구조물과의 간섭을 고려하여 140mm의 간격을 가지며 최대 조향각은 20°이다.

Figure 18에 주행성능시험을 위한 시제기의 형상을 도시하였다. 구동과 제동 및 조향기능이 포함되었고, 나셀 틸트 기능과 비행용 추진 장치를 제외하는 대신 더미(dummy) 중량을 부착하여 최대이륙중량 조건을 구현하였다. 주행시험은 규

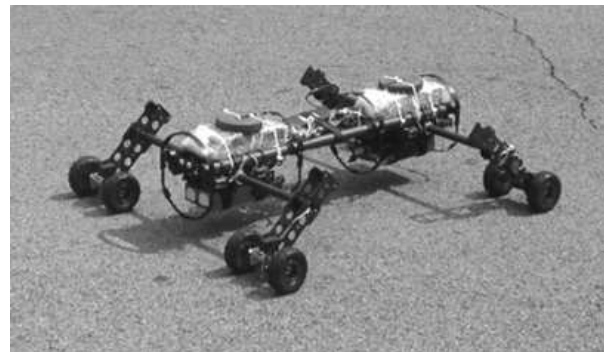


Fig. 18. Drive Test Platform Configuration

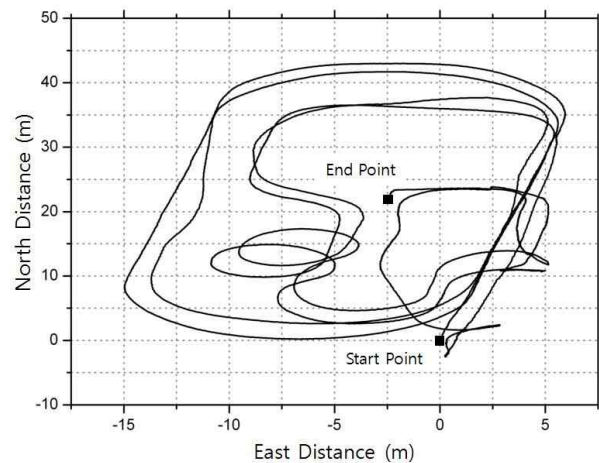


Fig. 19. Drive Test Result

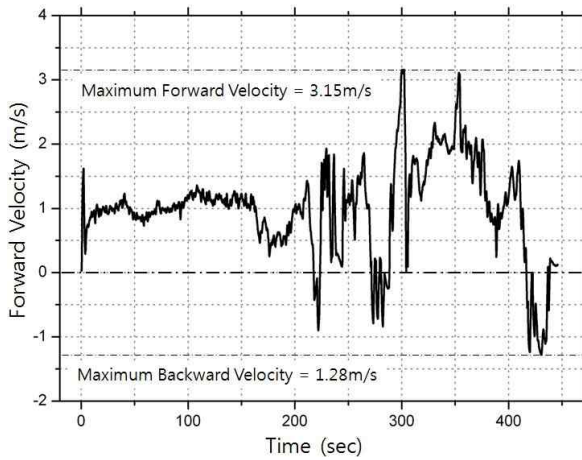


Fig. 20. Velocity Profile

정된 주행코스에서 전, 후진을 포함한 수동조종으로 2회 반복 수행하였으며, Fig. 19에 궤적을 나타내었고, Fig. 20에 주행속도 이력을 도시하였다. 출발점을 시점으로 장주형 트랙과 내부굴절코스를 완주하였고 코스 이탈 없이 모든 회전반경을 만족하였으며, 최대전진속도는 3.15m/s, 최대 후진속도는 1.28m/s를 기록하여 설계요구조건을 충족하는 것으로 나타났다.

V. 모드전환계통 설계 및 개발시험

5.1 모드전환계통 설계

비행상태와 주행상태의 모드전환은 나셀틸트 기능에 의해 수행되며 전, 후진 비행 시에도 틸트 기능이 요구되므로 충분한 강성과 신뢰성이 보장되는 구동 메커니즘이 요구된다. 설계된 틸트 메커니즘은 Fig. 21과 같이 메인 프레임의 하우징에 삽입된 토크튜브(torque tube)의 회전에 의하며, 각 나셀은 토크튜브의 양 끝단에 결합된다. 튜브의 회전운동을 위해 가용한 구조로는 평기어 또는 웜기어 및 선형 액츄에이터 등이 가능하나, 구조의 복잡도가 증가하고 무게 대비 성능을 고려할 때 고성능 서보 액츄에이터가 가장 적합한 것으로 판단하였다. 구동용 서보는 전후 토크튜브에 좌우로 두 개씩 총 8개가 배치되고, 튜브와 일체로 결합된 토크암(torque arm)을 통해 회전력을 전달한다. 특히, 토크암에는 주행모드에서의 강성 확보를 위해 회전범위를 제한하는 멈춤핀(stopper pin)을 설치하였고, 이는 주행모드에서 서보에 불필요한 부하가 걸리지 않도록 하는 부가적인 효과가 있다.

틸트 구동용 서보의 제원을 도출하기 위해 이

륙중량에 따라 요구되는 개별 서보의 토크성능을 Fig. 22와 같이 예측하였다. 틸트 회전중심에서 구동휠 선단까지의 거리 200mm를 기준으로 최대이륙중량 조건일 때 서보 한 개당 요구되는 토크는 최소 2.8Nm로 확인되었고, 상용 제품 중에서 이를 만족하는 사양인 Futaba社의 최대토크 3.05Nm급 서보모터를 최종 선정하였다⁽¹⁴⁾. 탑재된 8개의 서보는 전후방 4개씩 짝을 이루어 싱크로나이저에 연결하여 작동범위를 미세조정하였고, 2개의 독립된 채널에 의해 제어명령이 전달된다.

5.2 모드전환 시험평가

주행성능시험을 위해 제작된 시제기에 나셀틸트 기능을 추가하여 작동시험을 수행하였다. 더미중량이 장착된 상태에서 주행모드 및 비행모드 간 전환을 수행하였고, 소모되는 전류를 측정하여 Fig. 23과 같이 도시하였다. 비행모드에서 주행모드로 전환할 경우 약 2.5초가 소요되고, 반대의 경우에는 약 5초가 소요되며 소비전력 또한 약 2배가 소모됨을 알 수 있다. 이는 모드 전환

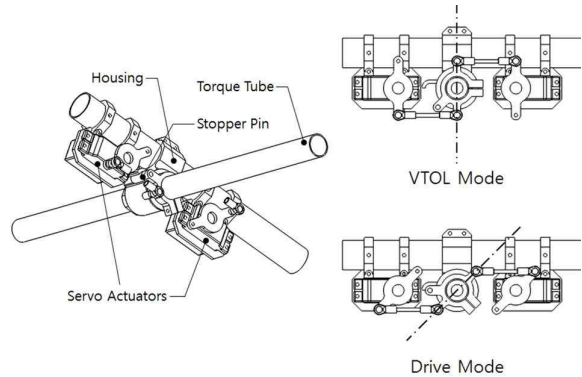


Fig. 21. Tilt Mechanism Configuration

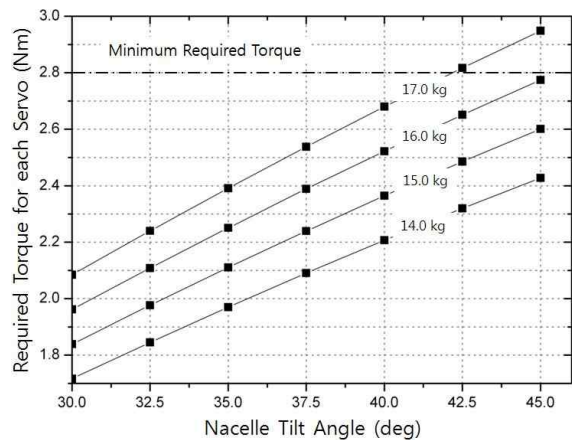


Fig. 22. Required Torque

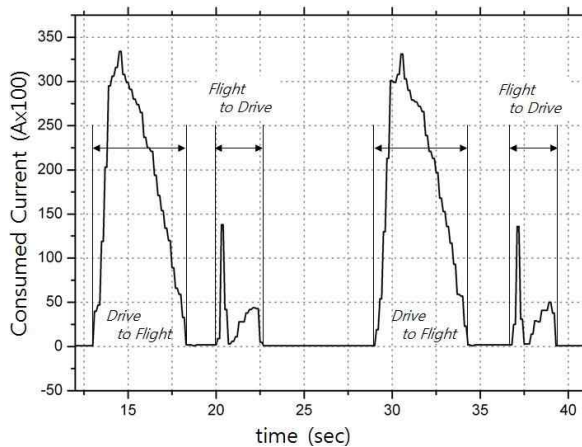


Fig. 23. Mode Conversion Test result

시 작용하는 기체의 자중에 의한 효과로, 주행모드에서 비행모드로 전환할 경우 반대의 경우보다 시간과 소비전력 모두 약 2배가 소요됨을 의미한다. 또한, 주행모드상태에서 소비전력이 0으로 수렴하는 것으로 보아 멈춤핀이 하중을 지지하여 서보에 불필요한 부하가 작용하지 않음을 알 수 있고, 나셀이 수직으로 기립한 경우 또한 서보에 작용하는 토크가 없으므로 소비전력이 0이 됨을 확인 할 수 있다.

VI. 결 론

본 연구에서 지상주행과 비행이 가능한 이중 모드 PAV의 한 형태로 쿼드 틸트 프로프형 비행체를 제안하고, 무인 축소모델 개발을 위한 개념 설계 및 개발시험을 수행하였다. 수직이착륙이 가능한 PAV의 형상과 운용모드를 제안하였고, 주요 설계변수와 성능 및 제원들을 검토하였으며, 시제기를 제작하여 기능이 만족됨을 확인하였다. 향후, 완제기 제작 및 종합운용 시험을 통해 PAV로서의 운용가능성을 검증할 예정이다.

후 기

본 연구는 지식경제부, 한국산업기술진흥원, 동남지역사업평가원의 지원으로 수행된 광역경제권 선도산업 육성사업의 연구결과입니다. 또한 이 논문은 2013년도 정부(미래창조과학부)의 지원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구입니다(No. 2012R1A5A1048294).

References

- 1) Moore, M. D., "Personal Air Vehicle: A Rural/Regional and Intra-Urban On-Demand Transportation System", AIAA 2003-2646, 2003.
- 2) Yi, T. H., Kim, K. T., Ahn, S. M., Lee, D. S., "Technical Development Trend and Analysis of Futuristic Personal Air Vehicle", *Current Industrial Technological Trends in Aerospace*, Vol. 9 No. 1, 2011, pp. 64~76.
- 3) <http://www.terrafugia.com/>
- 4) Kim, K. T., Ahn, S. M., Lee, D. S., "A Feasibility Study on the Key Technologies for Futuristic Personal Air Vehicle(PAV)", *Proceeding of the KSAS conference*, 2010, pp. 1268~1273.
- 5) <http://www.koreapav.com/>
- 6) Lee, J. H., Cho, G. H., Lee, J. W., "Development and Prospect of Personal Air Vehicle as Next Generation Transportation", *KSAS Journal*, Vol. 34 No. 3, 2006, pp. 101~108.
- 7) Gupte, S., Mohandas, P. I. T., Conrad, J. M., "A Survey of Quadrotor Unmanned Aerial Vehicles", 2012 Proceedings of IEEE, 2012.
- 8) <http://www.apcprop.com/>
- 9) Lee, B. E., Seo, J. W., Byun, Y. S., Kim, J., Yee, K. J., Kang, B. S., "Development and Verification of Small-Scale Rotor Hover Performance Test-stand", *KSAS Journal*, Vol. 37 No. 10, 2009, pp. 975~983.
- 10) Oh, T. G., Park, K. S., "Automotive Engineering", *Book Daega*, 2012, pp. 154~260.
- 11) Song, J. B., Rho, M. S., Song, W. J., Beak, K. Y., Kim, J., Kang, B. S., "Development of an Embedded Controller-based Automatic Flight Control System for a Small Unmanned Helicopter", *Proceeding of the KSAS conference*, 2011, pp. 1305~1310.
- 12) <http://www.futaba-rc.com/accessories/futtm4155.html>
- 13) E. K. Liebermann, K. Meder, J. Schuh, G. Nenninger, "Safety and Performance Enhancement: The Bosch Electronic Stability Control (ESP)", SAE 2004-21-0060, 2004.
- 14) <http://www.futaba-rc.com/servos/brushless.html>