

技術論文

DOI:10.5139/JKSAS.2011.39.5.458

무인지상차량과의 합동운용을 위한 동축반전 회전익형 무인항공기 개념연구

변영섭*, 송준범*, 송우진**, 김 정***, 강범수***

Conceptual Study on Coaxial Rotorcraft UAV
for teaming operation with UGV

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

ABSTRACT

UAV-UGV teaming concept has been proposed that can compensate for weak points of each platform by providing carrying, launching, recovery and recharging capability for the VTOL-UAV through the host UGV. The teaming concept can expand the observation envelop of the UGV and extend the operational capability of the UAV through mechanical combination of each system. The spherical-shaped coaxial rotorcraft UAV is suggested to provide flexible and precise interface between two systems. Hybrid navigation solution that included vision-based target tracking method for precision landing is investigated and its experimental study is performed. Feasibility study on length-variable rotor to provide the compact configuration of the loaded rotorcraft platform is also described.

초 록

무인지상차량을 통해 수직이착륙 무인항공기의 운반, 발사, 귀환 및 재충전 기능을 제공함으로써 두 체계의 단점을 보완할 수 있는 무인항공기-무인지상차량 합동운용 개념이 제시되었다. 합동운용 개념은 두 체계의 물리적 결합을 통해 무인지상차량의 감시정찰 범위를 확대하고, 수직이착륙 무인항공기의 운용능력을 확장할 수 있는 개념이다. 체계간의 유연하고 정확한 인터페이스를 제공하기 위해 구형 동체를 가지는 동축반전 회전익형 무인항공기의 형상이 제안되었다. 무인항공기의 정밀착륙을 위해 영상기반 목표추적 기법이 포함된 복합항법 기술이 검토되었고, 실험적 연구가 수행되었다. 또한, 탑재된 회전익형 비행체에 콤팩트한 형상을 제공하기 위한 길이-가변 로터의 구현 가능성에 대해서도 기술하였다.

Key Words : Teaming Operation(합동운용), Coaxial Rotorcraft(동축반전 회전익), Spherical-shaped Body(구형 동체), Precision Landing(정밀착륙), Length-variable Rotor(길이-가변 로터)

1. 서 론

수직이착륙이 가능한 무인항공기(unmanned aerial vehicle, 이하 UAV)는 활주로나 장애물의 영향을 덜 받고, 특유의 공중정지 및 저속비행 능력으로 인해 감시 및 정찰 분야에서 탁월한 성

† 2011년 1월 26일 접수 ~ 2011년 4월 7일 심사완료

* 정회원, 부산대학교 항공우주공학과 대학원

** 정회원, 부산대학교 부품소재산업협력연구소

*** 정회원, 부산대학교 항공우주공학과
교신저자, E-mail : bskang@pusan.ac.kr
부산시 금정구 장전동 산30

능을 보여준다. 특히, 최근에는 근거리 감시 정찰을 위한 소형 수직이착륙 UAV의 개발이 활발히 진행되고 있으며, 산악지형이나 도심 환경에서의 운용 가능성이 증가하고 있다. 반면, 소형 수직이착륙 UAV는 탑재중량과 운용시간의 문제로 인해 활용범위가 제한되는 단점이 있으며, 이에 대한 기술적 대안이 요구된다. 한편, 무인지상차량(unmanned ground vehicle, 이하 UGV)은 운용시간이나 탑재하중의 제한이 덜하기 때문에 장거리 운용이 가능한 반면, 지형이나 장애물로 인해 운용 범위가 제한될 수 있고, 지상에서 감시 정찰을 수행하기 때문에 입체적인 정보를 제공하기에는 한계가 있다. 이러한 제한을 극복하기 위해 최근 미공군연구소를 중심으로 두 체계간의 합동운용을 위한 연구가 진행된 바 있으며, 이는 UGV에 수직이착륙이 가능한 소형 덕티드-팬 UAV를 탑재함으로써 UGV의 제한된 감시 정찰 범위를 확대하고, UAV는 재급유 또는 재충전을 통해 운용시간의 문제를 해결할 수 있는 개념이다⁽¹⁾.

UAV-UGV의 합동운용을 위해서는 몇몇 해결되어야 될 기술적인 난제들이 있는데, 두 개의 독립된 무인 체계가 수시로 결합 또는 분리되어야 하므로 체계간의 효율적인 인터페이스와 정밀 착륙 기법이 요구된다. 기존 연구에서 드러나듯이 체계간의 물리적인 인터페이스는 합동운용을 위한 핵심 기술로, 인터페이스의 형상에 따라 시스템의 복잡도 및 요구되는 항법 정확도가 달라질 수 있다. 본 연구에서는 이에 대한 해결방안으로 구형 동체(spherical-shaped body)를 갖는 동축반전 회전익형 UAV를 활용한 인터페이스를 제시하였고, 정밀 착륙을 위해 영상센서를 활용한 목표추적 알고리즘을 실험적으로 평가하였다. 또한, 긴 세장비를 가진 로터의 형상을 가변할 수 있는 길이-가변 로터(length-variable rotor)의 활용 가능성도 검토 되었다.

II. 운용개념 및 인터페이스

2.1 비행체 선정 및 운용개념

본 연구에서는 합동운용을 위한 UAV로 동축반전 회전익형 비행체를 제안하였다. 공중정지를 주된 임무로 가정 하였을 때, 헬리콥터형 비행체는 대략 프로펠러형 VTOL기의 1/4, 터보제트형 VTOL기의 1/25에 해당하는 연료가 소모되어 가장 효율이 높은 것으로 알려져 있다⁽²⁾. 합동운용 개념에서 UAV는 장거리 정찰보다는 수직이착륙 및 공중정지 능력이 요구되고, 제안된 비행체가 재충전 가능한 2차전지로 구동된다는 가정을 고려할 때, 효율이 높은 헬리콥터형 비행체가 임무에 적합하다고 판단되었다.

동축반전 회전익은 두 개의 로터가 서로 반대로 회전하면서 토크를 상쇄하는 구조로 1859년 Hnery Bright에 의해 특허 등록 된 후 주로 러시아의 Kamov社에서 양산개발이 수행되었다. 동축반전 형태는 꼬리로터가 없기 때문에 다른 형태의 멀티로터 기체에 비해 소형으로 구현 가능하여, 최근 무인항공기용 비행체로 주목 받으면서 관련 연구개발 사례들이 보고되고 있다^(3,4). 동축반전 회전익은 소형화가 가능하다는 장점 외에도, 두 개의 로터가 서로 반대로 회전하므로 공기역학적인 비대칭성이 서로 상쇄되는 효과가 있고, 꼬리로터의 실속이 없으므로 제자리 회전 성능이 향상되며⁽⁵⁾, 최근 보고에 의하면 등가의 주로터-꼬리로터 방식에 비해 전 비행영역에서 효율이 높게 나타나는 것으로 확인되었다^(6,7). 반면, 단점으로는 로터 조종 기구가 복잡하고, 상하 로터의 공기역학적인 간섭이 발생하며, 로터허브에서 발생하는 저항으로 고속비행 성능이 떨어진다는 점이 알려져 있으나, 합동운용 UAV에서는 고속비행능력이 요구되지 않고 비행체가 소형화 되

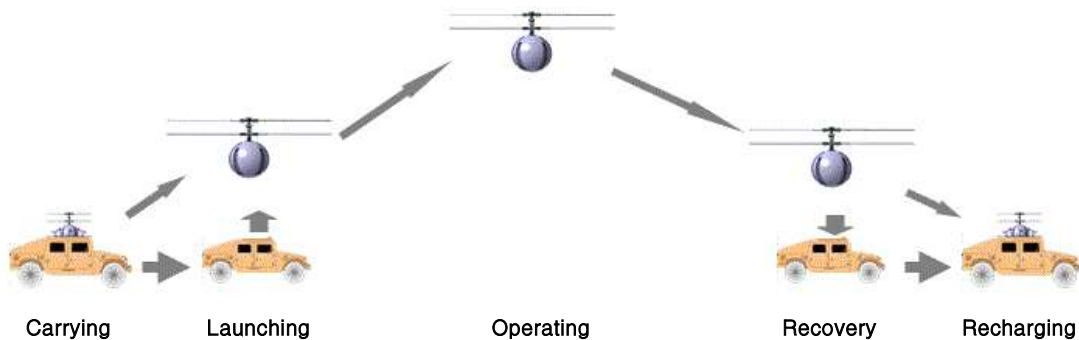


Fig. 1. Concept of Teaming Operation

면서 복잡한 조종기구를 생략할 수 있으므로 단점을 극복할 수 있을 것으로 판단하였다.

Fig. 1에 UAV-UGV 합동운용을 위한 개념을 도시하였다. 동축반전 회전익 UAV는 UGV에 탑재된 상태로 이동하며, 필요시 UGV가 정지하면 탑재된 UAV가 분리되면서 이륙하여 정찰임무를 수행하고, 다시 정지된 UAV에 정밀 착륙한 후 UAV의 재충전을 수행하면서 이동하게 된다. 합동운용을 함으로서 UGV가 접근하지 못하는 지형에서는 UAV를 통해 입체적인 감시정찰 정보를 제공할 수 있고, 탑재된 UAV는 재충전하여 반복적인 임무수행이 가능하므로 운용시간의 단점을 극복할 수 있다.

2.2 인터페이스

외부조종사의 도움 없이 자동으로 분리 및 결합과정을 수행해야 하는 두 체계간의 물리적 인터페이스 요구조건은 다음과 같다. 재충전을 위해 UAV는 충전 단자를 결합할 수 있도록 정확한 위치에 반복적으로 정밀 착륙해야 하고, 주로 험지에서 이동하는 지상체계의 운용여건상 이착륙시 UGV의 수평상태를 담보하지 못하므로 이를 극복할 수 있는 유연한 인터페이스 설계가 요구된다.

본 연구에서는 구형 동체를 갖는 동축반전 회전익형 UAV와 이를 수용할 수 있는 반구형 탑재부(hemisphere concave mount) 형상을 활용한 인터페이스를 제시하였다. 동축반전 회전익은 별도의 반토크 장치가 필요 없기 때문에 동체의 형상을 완전한 구형으로 구현할 수 있으며, Fig. 2에 구형 동체를 가지는 동축반전 회전익 UAV의 개념을 도시하였다. 상하 각각 두 개의 로터가 반전(counter rotation)하는 구조를 이루고, 재충전이 가능한 2차 전지와 전동 모터에 의해 구동되며, 개별 로터에는 4장에서 언급될 길이-가변 개념이 적용되었다. 동체 하부에는 재충전을 위한 단자가 위치하고 내부에 정찰 임무수행을 위한 카메라가 장착되며, 유사시 스스로 착륙할

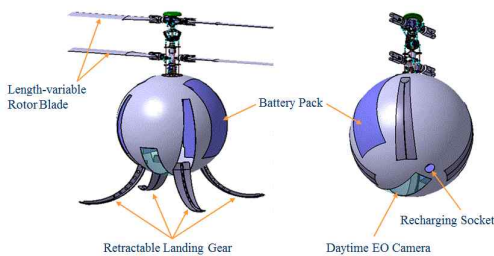


Fig. 2. Configuration of the Coaxial UAV

수 있도록 접이식 강착장치가 포함되었다.

Fig. 3에 일반적인 스키드 타입 탑재 강착장치를 가진 비행체와 구형 동체 및 반구형 탑재부를 가진 비행체의 착륙형상을 도시하였다. 임의의 경사진 면에 UAV가 착륙할 경우 스키드 타입 비행체의 착륙이 용이하지 않은 반면, 구형 동체와 탑재부로 구성된 인터페이스는 일정 수준의 경사를 허용할 수 있다. 또한, Fig. 4에서와 같이 반구형 탑재부는 동체를 정확한 위치로 보정하는 안내면(guide surface) 역할을 하기 때문에 동체의 반경(R)에 해당하는 항법위치 오차를 허용하면서도 항상 정확한 위치에 비행체를 수용할 수 있다. 착륙시 동체와 탑재부의 접촉에 의한 전도 가능성은 추후 개발시험을 통해 검증되어야 한다.

수용된 UAV는 Fig. 5와 같이 회전식 잠금장치(locking device)에 의해 구속되며, 이륙 시에는 잠금장치가 해제되면서 비행체가 분리될 수 있다. 또한 잠금장치에는 구동 휠(driving wheel)이 부착되어 있는데 이는 비행체가 수용된 후 UGV와의 상대자세(relative attitude)를 보정하기

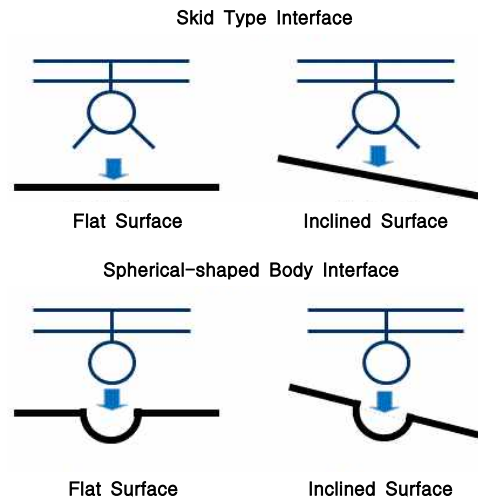


Fig. 3. Landing at Inclined Surface

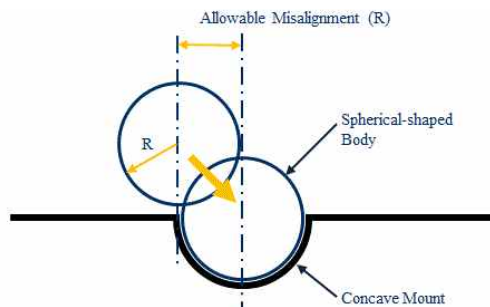


Fig. 4. Precise Positioning Scheme

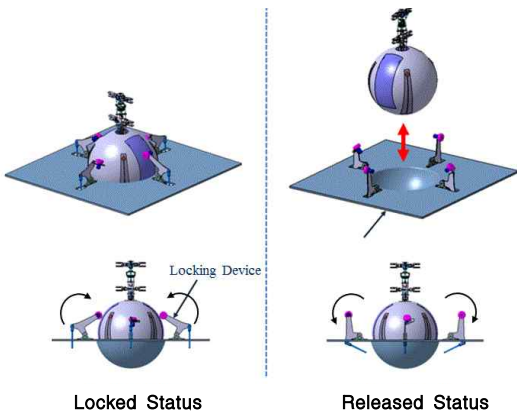


Fig. 5. Locking and Releasing

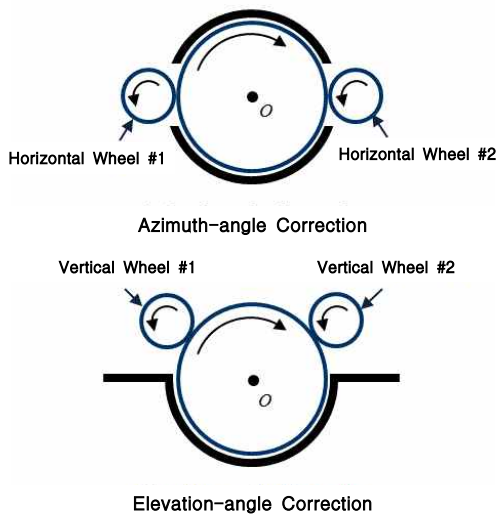


Fig. 6. Body Angle Correction Scheme

위한 것으로, 재충전 단자의 결합과 다음 이륙시 경사진 면에서 UAV를 지면에 대해 수평상태로 보정하기 위한 것이다. Fig. 6에 UAV와 UGV의 상대자세 보정을 위한 개념을 도시하였다. 동체 하부에 위치한 충전단자를 반구형 탑재부에 위치한 결합장치에 정렬시키기 위해서는 회전중심(O)을 기준으로 동체의 상대 방위각(azimuth angle)과 상대 고도각(elevation angle)을 보정해 주어야 한다. 잠금장치에 수평으로 설치된 두 개의 휠이 동체와 마찰에 의한 구름 대우(rolling pair)를 형성하여 상대 방위각 보정을 수행하고, 나머지 잠금장치에 수직으로 부착된 두 개의 휠이 상대 고도각 보정을 수행한다. 두 체계의 상대자세는 각각에 탑재된 관성센서와 지자기 센서에 의해 획득되며, Fig. 7과 같은 비례-적분 제어기를 포함한 순차제어(sequential control)를 통해 구현

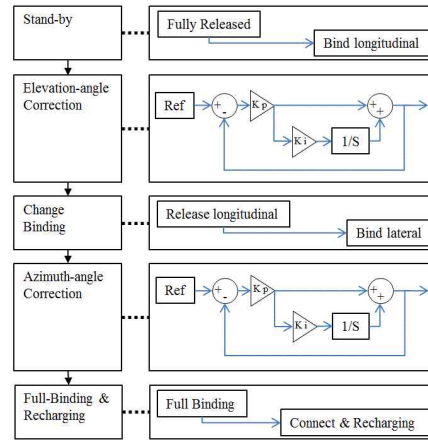


Fig. 7. Sequential Control Scheme

된다. UAV가 수용되면 수직으로 부착된 구동휠에 의해 고도각 제어가 수행되고, 수직휠이 해제되면서 수평휠에 의해 방위각이 보정되며, 모든 잠금장치가 동체를 고정한 후 재충전 단자가 연결된다. 피드백 제어기의 적분항은 동체와 탑재부 사이의 마찰 또는 구동휠과 동체 사이의 미끄럼에 의한 정상상태 오차를 고려하여 추가되었다.

III. 정밀착륙기법

3.1 영상기반 목표추적

구형 동체와 반구형 탑재부가 일정 수준의 위치오차를 허용함에도 불구하고, UAV가 UGV에 착륙하기 위해서는 높은 수준의 정밀 항법 시스템이 요구된다. 기존의 위성-관성 항법장치로는 수 미터에 달하는 위치오차와 고도오차로 인해 두 체계간의 정밀한 항법 수행이 불가능하고, DGPS(differential-GPS)의 경우에도 통신두절 및 기준국의 정밀도에 영향을 받기 때문에 실용적이지 못하다. 이에 대한 대안으로 영상정보에 기반한 자동항법 관련 연구가 다수 보고되었다^(8,9).

본 연구에서는 정밀위치제어를 위해 영상정보를 활용한 항법 중에서 가장 단순한 목표 추적(target tracking) 기법을 포함한 복합 항법 기술이 검토되었다. 제안된 복합 항법은 UAV의 이륙을 포함한 일반적인 임무수행은 기존 위성-관성 항법장치로 수행하고 Fig. 8과 같이 착륙을 위해 사전에 지정된 고도로 UGV의 상공에 도달한 후에는 영상 카메라를 통해 지상탑재부에 위치한 표적을 추적함으로써 UGV와의 상대위치를 정밀

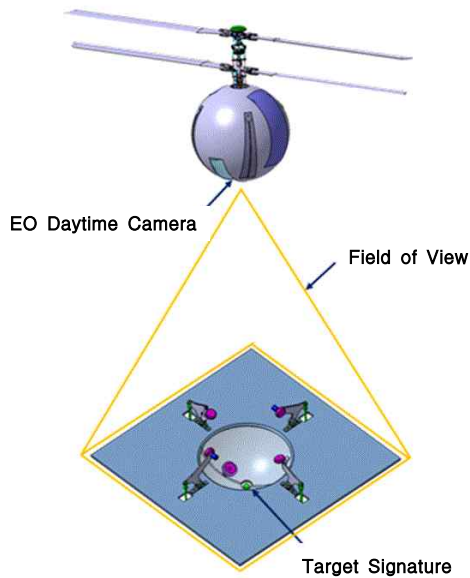


Fig. 8. Target Tracking Scheme

하게 제어할 수 있는 개념이다. 특히, 구형 동체 인터페이스를 사용하기 때문에 비행체의 기수각 (heading)을 제어할 필요가 없고, 고도는 사전에 입력된 일정 속도로 하강하도록 속도제어만 수행하며, 착륙 여부는 탑재부에 부착된 근접센서에 의해 식별이 가능하므로 간단한 알고리즘과 저비용으로 시스템을 구현할 수 있다.

3.2 목표추적 지상시험

목표추적 알고리즘의 검증을 위해 Fig. 9와 같은 지상 시험 장치를 구현하였다. 비행체와 유사한 거동을 모사하기 위해 두 개의 프로펠러 추진 장치를 직교하게 결합한 후 linear guide상에 부착하여 평면운동이 가능하도록 구성하였고, 추진 장치 하부에 표적영상 획득을 위한 소형 카메라

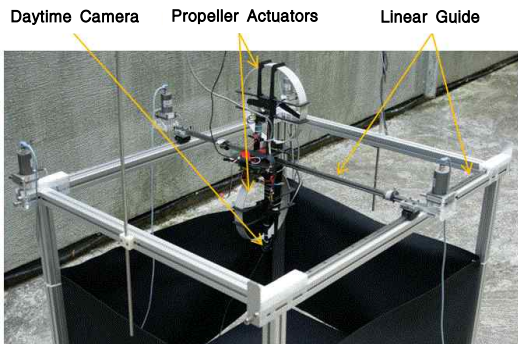


Fig. 9. Test-bed for Target Tracking

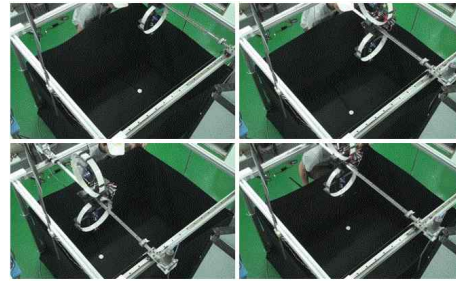


Fig. 10. Test Scenes

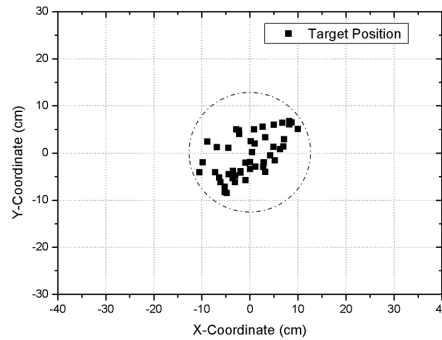


Fig. 11. Tracking Test Result

를 수직하방으로 탑재하였다. 카메라는 Fig. 10과 같이 시험장치 하부에서 임의의 위치로 이동하는 표적영상을 획득하여 전용 영상처리 프로세서 (TMS320C6000)를 통해 이진화 시킨 후, 카메라의 광학좌표계(optic axis) 중심에 표적이 항상 위치하도록 프로펠러를 구동 시킨다. 시험 결과 비교적 간단한 시스템으로 표적 추적이 가능함을 확인하였고, 비례제어 만으로 대략 10cm 이내의 정밀 항법이 수행됨을 확인할 수 있었다. Fig. 11에 카메라의 광학좌표계를 중심으로 1초 간격으로 타점된 표적의 위치를 도시하였다.

IV. 길이-가변 로터

4.1 길이-가변 로터 메커니즘

회전의 비행체의 가장 중요한 구성품인 로터 블레이드는 직경이 클수록 효율이 높아지지만, UGV에 탑재되어 운용되지 않는 상태에서는 이동시 불필요한 구성품이 될 수 있다. 험지에서 운용되는 무인지상차량의 운용여건을 고려할 때, 긴 세장비를 갖는 로터 블레이드는 불규칙한 하중에 노출되어 구조적인 문제를 유발할 수 있고, 또한 별도의 로터 고정 장치가 없으므로 blade sailing에 취약할 수 있다.

실기의 경우 로터의 조종면을 추가하고 압전작동기나 형상기억합금 등을 활용하여 운용조건에 따라 적절한 형태로 형상이 변할 수 있는 로터에 관한 연구가 수행되고 있다⁽¹⁰⁾. 특히, 로터 직경의 조절이 가능한 길이-가변 로터는 틸트로터형 비행체에 적용하기 위해 1960년대부터 개념연구가 수행되었으며, 초기의 길이-가변 로터는 차동기어와 잭스크류로 구성된 기계장치에 의해 구동되는 방식으로 구동 메카니즘이 복잡하고 과도한 무게 증가로 인해 실제 적용에 이르지 못하였다⁽¹¹⁾. 최근 이에 대한 대안으로 인장스프링을 활용하여 원심력에 의해 길이 가변이 가능한 로터가 제안된 바 있는데, 이는 고정된 내부로터(inboard rotor)와 스캔 방향으로 슬라이딩 가능한 외부로터(outboard rotor) 구성되고, 각각은 인장스프링으로 연결되어 로터 회전으로 발생하는 원심력에 의해 길이가 가변될 수 있는 원리이다⁽¹²⁾.

원심력을 활용한 길이-가변 로터의 가능성을 검증하기 위해 Fig. 12와 같은 개념을 갖는 시험용 로터를 제작하였다. 고정된 내부로터와 스캔 방향으로 확장 가능한 외부로터로 구성되며, 내부로터의 깃뿌리와 외부로터의 깃 끝은 인장스프링으로 연결되어 있다. 내부로터에 원심력을 지지하기 위한 두 개의 축을 설치하고, 외부로터에

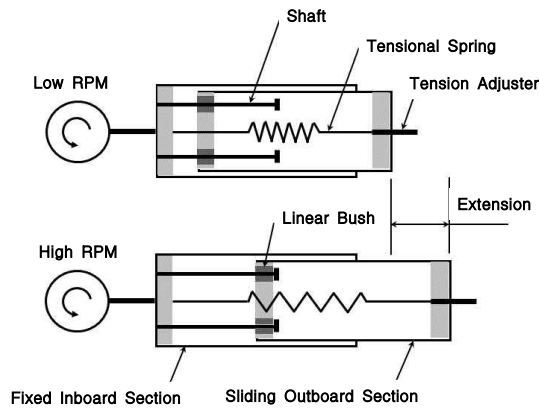


Fig. 12. Scheme of Length-variable Rotor

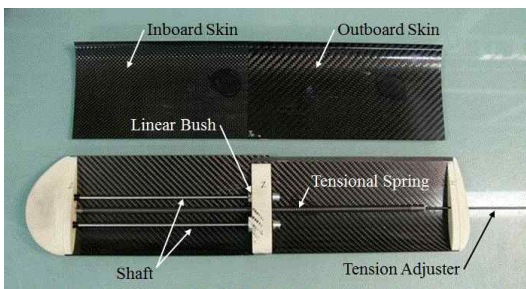


Fig. 13. Configuration of Rotor

부착된 리니어 부시는 축을 따라 이동 가능하며, 축 끝단의 단차에 의해 최대 스트로크가 제한된다. 또한 외부로터의 깃 끝에는 스프링의 초기장력을 조절할 수 있도록 장력 조절기(tension adjuster)를 부착하여 회전시험 시 예상되는 비대칭 확장에 대비하였다. 최종 제작된 로터의 형상을 Fig. 13에 나타내었다. 익형은 내부 구조물 설치를 고려하여 20% 두께의 대칭익형(NACA 0020)을 사용하였고, 시위 길이는 내부로터 기준 100mm 이며, 직사각형 planform 으로 구성하였다. 로터의 skin은 금형에 고강도 탄소/에폭시 프리프레그를 4장씩 적층하여 고온/고압으로 성형하였고, 리니어 부시의 결합을 위한 구조물과 깃뿌리/깃끝 구조물은 무발포 폴리우레탄 소재로 제작하였다.

스프링 상수를 결정하기 위해 고려되어야 할 외부로터에 작용하는 외력(F)은 식(1)과 같다.

$$F = m \times 2\omega r_o + m \times r_o \times \omega^2 - k u_o \quad (1)$$

여기서, m 은 외부로터의 질량, ω 는 회전 각속도, r_o 는 정지 시 회전중심에서 외부로터의 무게중심까지의 거리, k 는 스프링 상수, u_o 는 외부로터의 변위이다. 식(1)의 첫째 항은 코리올리 가속도에 의한 항이고, 두 번째 항은 외부로터의 무게중심을 반경으로 갖는 원심력이며, 세 번째 항은 인장스프링에 의한 복원력이다. 최종 제작된 외부로터의 무게는 120g 이고, 로터의 최대 회전수를 250RPM으로 제한한 상태에서 임계회전수 100RPM 이후에 완전히 확장되는 조건을 가정하며, 식(1)에 의해 요구되는 인장스프링 상수는 약 0.025N/mm 이다.

4.2 길이-가변 실증시험

제작된 길이-가변 로터를 Fig. 14와 같은 회전시험장치에 결합하여 회전시험을 수행하였다. 회전시험장치는 2kW급 전동 모터에 의해 구동되고, 원격 제어에 의해 회전속도와 콜렉티브 피치각의 조절이 가능하다⁽¹³⁾. 본 회전시험은 길이-가변 로터의 구현 가능성 확인이 목적이므로 추력

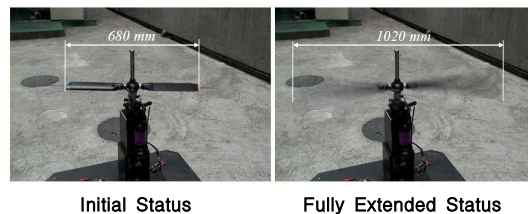


Fig. 14. Rotating Test Scenes

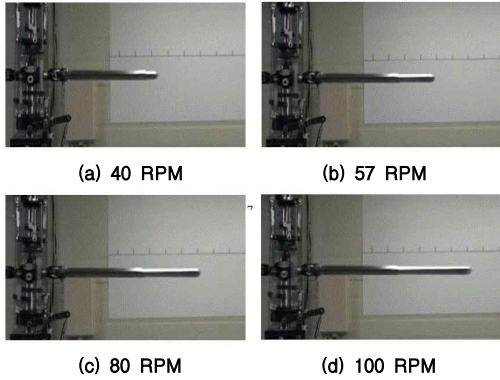


Fig. 15. Rotor Extension Respect to RPM

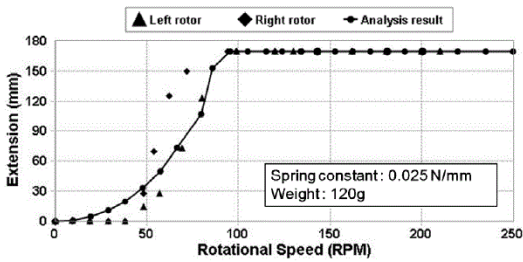


Fig. 16. Before Tension Adjustment

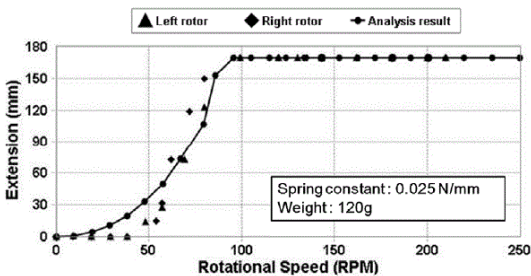


Fig. 17. After Tension Adjustment

및 토크의 측정 없이, 로터의 콜렉티브 피치각을 0°로 유지한 상태에서 최대 회전수인 250RPM 까지 선형적으로 증가시키면서 수행되었다. 정지 상태에서 로터의 직경은 680mm 이고, 최대 확장 시 로터의 직경은 1,020mm 이며, Fig. 15에 회전수에 따른 로터의 확장 형상을 나타내었다. 초기 회전시험 결과 좌우 로터의 무게 불균형 및 마찰, 조립 조건의 차이로 인해 심각한 비대칭 확장 현상이 나타났으나, 초기 장력의 반복 수정을 통해 개선된 결과를 획득할 수 있었다. 초기 장력 조절 전 시험결과를 도시한 Fig. 16에서 최대 약 60mm의 비대칭 확장이 나타나는 반면, 장력 조절 이후의 결과를 도시한 Fig. 17에서는 최대 약 10mm 이내의 비대칭 확장이 확인되었다.

III. 결 론

본 연구에서는 UAV와 UGV의 물리적 결합을 통해 UGV의 제한된 감시정찰 범위를 확대하고, UAV의 운용능력을 확장할 수 있는 합동운용 개념을 제안하였다. 아울러, 합동운용을 위해 구형 동체를 가지는 동축반전 회전익형 비행체와 반구형 탑재부로 구성된 인터페이스가 제시되었고, 정밀 착륙을 위한 복합 항법 개념이 검토되었다. 또한, 탑재된 회전익형 비행체에 콤팩트한 형상을 제공하기 위한 길이-가변 로터의 구현 가능성에 대해서도 기술하였다.

Fig. 1의 운용개념을 참조하여 합동운용 시퀀스를 정리하면 다음과 같다.

1. 동축반전 UAV는 재충전이 완료된 상태에서 UGV에 탑재되어 이동하며, 필요시 UGV가 정지하고, 이 때 UGV의 수평상태는 비행체의 이륙과 무관하다.
2. 비행체는 자세보정 시퀀스에 의해 지면에 대해 수평 상태로 보정되고, 잠금장치가 해제된 후 로터의 회전이 시작되며, 로터 회전에 의해 길이-가변 로터가 완전히 확장된 후 이륙하여 임무를 수행한다.
3. 임무수행 후 UAV는 위성-관성 항법장치에 의해 초기 위치로 복귀하여 사전 지정된 고도에 도달하고, 영상기반 항법장치로 전환하여 정밀 착륙을 수행한다.
4. 착륙이 완료된 후 로터의 회전수가 감소함에 따라 길이-가변 로터가 완전히 수축되고, 잠금장치에 의해 비행체의 자세가 보정된 후, 재충전 단자가 결합된다.

향후 연구를 통해 합동운용 개념을 시연하기 위한 비행체 및 지상인터페이스 개발이 진행될 예정이고, 영상기반 목표추적 기법 또한 비행시험을 통해 검증될 예정이다. 길이-가변 로터의 경우 지상시험을 통해 구현 가능성은 확인하였으나 구조적인 문제에 대한 해결방안이 추가로 요구됨을 확인하였다.

후 기

본 연구는 과학기술부와 한국산업기술재단의 지역혁신인력양성사업으로 수행된 연구결과입니다. 또한 2009년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국과학재단 국가지정연구실 사업의 부분적인 지원을 통해 수행된 연구입니다(No. R0A-2008-000-20017-0).

참고문헌

- 1) Katherine, D. M., Aaron, B. B., Mike, W., Travis, N., Thomas, D., "Development of a UGV-Mounted Automated Refueling System for VTOL UAVs", SPIE Unmanned Systems Technology Conference VIII, 2006.
- 2) Steve, M., Bill, H., "Straight Up, A History of Vertical Flight", Schiffer Publishing, 2000, pp. 4~10.
- 3) 김상덕, 변영섭, 송준범, 이병언, 송우진, 김정, 강범수, "동축반전 헬리콥터형 소형 무인항공기 설계 및 제작", 한국항공우주학회지, 제37권, 제3호, 2009, pp. 293~300.
- 4) 변영섭, 송준범, 송우진, 김정, 강범수, "PNU 동축반전 무인항공기 개발이력", 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집(II), 2010, pp. 1438~1441.
- 5) Colin P. C., "A Survey of Theoretical and Experimental Coaxial Rotor Aerodynamic Research", NASA Technical Paper 3675, 1997.
- 6) Kim, H. W., Brown, E. R., "A Rational Approach to Comparing the Performance of Coaxial and Conventional Rotors", *Journal of the AHS*, 55, 012003, 2010.
- 7) Kim, H. W., Brown, E. R., "A Comparison of Coaxial and Conventional Rotor Performance", *Journal of the AHS*, 55, 012004, 2010.
- 8) Pedro J. G., Gaurav S. S., James F. M., "Towards vision-based safe landing for an autonomous helicopter", *Robotics and Autonomous System*, vol. 38, Issue. 1, 2002, pp. 19~29.
- 9) 김덕렬, 김도명, 석진영, "무인헬기의 정밀 자동 착륙을 위한 영상정보 처리", 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, 2008, pp. 363~366.
- 10) Rodriguez, A. R., "Morphing Aircraft Technology Survey", 45th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, Paper No. AIAA 2007-1258, 2007.
- 11) Fradenburgh, E. A., Matuska, D. G., "Advancing Tiltrotor State-of-the-art with Variable Diameter Rotors", AHS 48th Annual Forum, 1992.
- 12) Prabhakar, T., Gandhi, F., McLaughlin, D., "A Centrifugal Force Actuated Variable Span Morphing Helicopter Rotor", 63rd Annual Forum of AHS, 2007.
- 13) 이병언, 서진우, 변영섭, 김정, 이관중, 강범수, "소형 로터 블레이드의 제자리 비행 성능 시험장치 개발 및 검증", 한국항공우주학회지, 제37권, 제10호, 2009, pp. 975~983.