

실내감시정찰용 동축반전 헬리콥터형 미세비행체 설계 및 제작

Design and Fabrication of Coaxial Rotorcraft-typed Micro Air Vehicle for Indoor Surveillance and Reconnaissance

변영섭¹, 신동환², 안진웅², 송우진³, 김정¹, 강범수^{1,✉}
Youngseop Byun¹, Donghwan Shin², Jinung An², Woojin Song³, Jeong Kim¹ and Beomsoo Kang^{1,✉}

¹ 부산대학교 항공우주공학과 (Department of Aerospace Engineering, Pusan National Univ.)

² 대구경북과학기술원 실용로봇연구소 (Pragmatic Applied Robot Institute, Daegu Gyeongbuk Institute of Science & Technology)

³ 부산대학교 부품소재산업협력연구소 (Industrial Liaison Innovation Center, Pusan National Univ.)

✉ Corresponding author: bskang@pusan.ac.kr, Tel: 051-510-2310

Manuscript received: 2011.1.11 / Accepted: 2011.9.5

This paper is focused on the procedure of the development of a micro air vehicle which has vertical take-off and landing capability for indoor reconnaissance mission. Trade studies on mission feasibility led to the proposal of a coaxial rotorcraft configuration as the platform. The survey to provide a guide for preliminary design were conducted based on commercial off-the-shelf platform, and the rotor performance was estimated by the simple momentum theory. To determine the initial size of the micro air vehicle, the modified conventional fuel balance method was applied to adopt for electric powered vehicle, and the sizing problem was optimized with the sequential quadratic programming method using MATLAB. The designed rotor blades were fabricated with high strength carbon composite material and integrated with the platform. The developed coaxial rotorcraft micro air vehicle shows stable handling quality with manual flight test in indoor situation.

Key Words: Coaxial Rotorcraft (동축반전형 헬리콥터), Micro Air Vehicle (미세비행체), Initial Sizing (초기사이징), Composite Rotor Blade (복합재 로터 블레이드), Optimum Design (최적설계)

기호설명

A = rotor disk area
 A_h = regular capacity
 c = blade chord length
 C_{d0} = zero lift drag coefficient
 C_T = thrust coefficient
 D = rotor diameter
 DL = disk loading
 ED = energy density
 f = equivalent flat plate area
 H = height between upper and lower rotor

HP_{TOTAL} = total required power
 ihp = induced power
 $MTOW$ = maximum take-off weight
 N_b = number of blade
 php = parasite power
 R = rotor radius
 R_{FR} = weight of fuel required
 R_{FA} = weight of fuel available
 Rhp = profile power
 t = flight time
 V = forward flight speed
 V_n = nominal voltage

V_{TIP} = blade tip speed

W_{CELL} = weight of battery

W_E = empty weight

W_G = gross weight

W_h = watt hour

W_P = payload

η_{XMSN} = efficiency of transmission

κ = induced power factor

κ_{int} = coaxial interference factor

ρ = air density

σ = solidity

1. 서론

미국 DARPA(Defense Advanced Research Projects Agency)에서 정의한 미세비행체(micro air vehicle)는 직경 15cm 이하, 총 중량 100g 이하의 초소형 비행체로, 최근 시스템 소형화 기술의 발달로 실내 또는 근거리 감시정찰을 위한 활용 가능성이 증가하고 있다.¹ 미세비행체는 형태에 따라 고정익, 회전익으로 구분되며 이외에도 새나 곤충의 비행원리를 모사한 날갯짓 형태의 비행체가 있다.

고정익 비행체는 구조가 간단하고 시스템 구성이 비교적 용이하여 1990년대 말부터 미국을 중심으로 다수의 비행체 개발 사례가 보고되었고, 국내의 경우 대학 연구소에서 개발한 사례가 있으며, 주로 실외 근거리 감시정찰을 목적으로 연구가 수행되었다.^{2,4} 회전익 비행체의 경우 주로 실내 감시정찰을 목적으로 개발이 진행되었고, 일본 및 미국 대학에서의 개발사례가 대표적이다.⁵⁻⁷ 생체모방 개념의 일환인 날갯짓 비행체는 현재까지 비행 가능성이 충분히 검증되어 있지 않으므로, 비행원리 및 공기역학 분야의 원천연구가 진행 중이며, MEMS 작동기 및 초경량 고강도 구조물 개발 등에 관한 연구가 진행되고 있다.⁸

회전익 비행체는 특유의 공중정지 및 저속비행이 가능한 특성으로 인해 감시정찰에 탁월한 성능을 보이며, 정찰 분야 이외에도 최근에는 이동성을 겸비한 센서네트워킹 비행체의 개발이 보고되었고, 또한 다수의 비행체들이 무리비행(swarming flight)을 통해 공간상에 이미지를 시연하는 개념이 제시되는 등 활용 가능성이 점차 증가하고 있는 추세이다.^{9,10} 현재 국내에서는 미세비행체가 운용되는 저레이놀즈수 영역에서의 공기역학 및 로터 블레이드 설계/제작에 관한 연구가 수행된 바 있

고, 상용품 로터를 사용한 회전익 미세비행체의 개발 사례가 보고 되었다.¹¹⁻¹³

본 연구에서는 실내 감시 정찰 또는 센서네트워킹을 위한 비행체로 동축반전 헬리콥터형 비행체를 선정하고 설계 및 제작을 수행하였다. 새로운 비행체의 설계를 위해 기존 상용화된 초소형 비행체의 제원을 분석하였고, 최적설계 알고리즘을 구성하여 초기 사이징 결과를 도출하였다. 설계된 로터 블레이드는 고강도 카본 복합소재로 성형되었고, 조종 및 동력전달 계통은 상용 부품을 최대한 활용하였으며, 이외의 기체 구성품은 새롭게 설계 및 제작되었다. 개발된 기체는 실내에서 수동비행시험을 통해 조종성과 안정성을 확인하였다.

2. 비행체 설계

2.1 비행체 선정

수직이착륙이 가능한 회전익 비행체의 대표적인 헬리콥터는 전통적인 주로터-꼬리로터 방식 외에 동축반전(coaxial), 탠덤(tandem), 사이드바이사이드(side-by-side) 등의 형태가 있다. 본 연구에서 비행체로 선정한 동축반전형 헬리콥터는 두 개의 로터가 상하로 배치되어 서로 반대로 회전하면서 토크를 상쇄하는 구조로 1859년 Henry Bright에 의해 특허 등록된 후 주로 러시아의 Kamov사에서 양산개발이 수행되었다.¹⁴ 동축반전 형태는 꼬리로터가 없기 때문에 다른 형태의 멀티 로터 기체에 비해 소형으로 구성할 수 있어 최근 무인항공기용 비행체로 다시 주목 받으면서 관련 연구개발이 활발히 진행되고 있다.^{15,16}

동축반전형 헬리콥터의 장점으로는 등가의 주로터-꼬리로터 방식에 비해 전 비행영역에서 효율이 높은 것으로 알려져 있고, 두 개의 로터가 서로 반대로 회전하므로 공기역학적인 비대칭성이 서로 상쇄되는 효과가 있다.^{17,18} 또한, 꼬리 로터의 실속이 없으므로 제자리 회전 성능이 향상되고, 무엇보다도 추가적인 반토크 장치가 요구되지 않기 때문에 소형화가 가능하여 초소형 무인비행체의 형태로 적합하다.

반면 동축반전형 헬리콥터는 구조가 복잡하고, 상하 로터의 공기역학적인 간섭이 발생하며, 로터 허브에서 발생하는 저항으로 고속비행 성능이 떨어지는 단점이 알려져 있으나, 초소형 비행체의 경우 고속비행성능이 요구되지 않고 소형화되면서 복잡한 조종기구를 생략할 수 있으므로 단점을 최소화할 수 있을 것으로 판단하였다.

2.2 기존 비행체 제원 분석

일반적인 항공기의 설계절차는 임무요구조건을 검토하여 개념설계를 수행하고 초기사이징(initial sizing)을 결정하는 것에서 출발하는데, 가장 전통적인 기법은 기존에 설계된 항공기의 주요 설계변수를 참조하는 것이다.¹⁹ 기존에 설계된 항공기의 주요 설계변수 자료를 통해 새로운 항공기의 설계변수를 유추해 봄으로서 설계될 항공기의 초기 사이징을 결정할 수 있고, 이를 근거로 최적설계 기법 등을 적용하여 최종 형상을 확정하게 된다. 특히, 최적설계 과정에는 항공기의 정확한 중량추정 모델이 요구되는데, 이러한 중량모델은 기존 설계된 항공기의 제원을 근거로 한 추세선(trend line) 형태로 제공되며 추세선의 형태에 따라 설계결과가 민감하게 반응하므로 적절한 모델의 선정이 대단히 중요하다. 실기의 경우, 기 개발된 항공기의 제원을 토대로 다양한 중량 예측모델이 존재하는 반면, 무인항공기의 경우 상대적으로 자료가 부족하고, 특히 초소형 비행체의 경우 알려진 추세선이 없는 실정이다. 따라서, 본 연구에서는 기 개발된 초소형 회전익 비행체의 성능과 제원을 분석하여 추세선을 도출 함으로서 초기사이징을 위한 기초자료를 제공하였다. Fig. 1 에 나타난 바와 같이 상용화된 초소형 비행체 5 종을 선정하여 주요 제원을 측정하였고, 탑재중량과 최대이륙중량은 비행시험을 통해 측정하였으며, Table 1 에 주요 제원을 정리하였다. 선정된 기체의 제원을 토대로 Fig. 2, 3, 4, 5 와 같이 추세선을 도출하였다. Fig. 2 와 Fig. 3 은 각각 전비중량(gross weight), 탑재중량(payload) 과 로터 직경간의 관계를 나타내고, Fig. 4 와 Fig. 5 는 최대이륙중량(maximum take-off weight), 전비중량과 탑재중량간의 관계를 나타낸다. 도출된 추세선들은 초기 설계를 위한 참고 지표로 활용하였다.

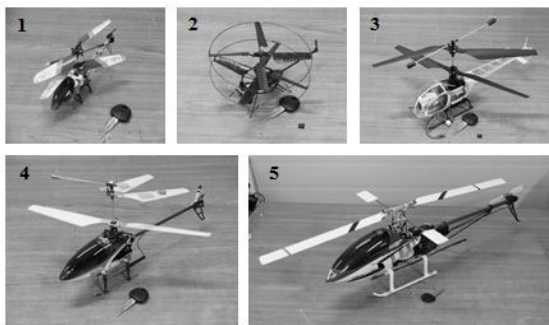


Fig. 1 Configuration of COTS platforms

Table 1 Specification of COTS platforms

Platform No.	1	2	3	4	5
Type	C*	C*	C*	C*	S**
A (m ²)	0.048	0.040	0.181	0.181	0.418
W _G (g)	42	32	192	216	892
W _E (g)	38	28	166	172	708
W _P (g)	8	8	64	78	494
MTOW (g)	50	40	256	294	1386
DL (g/m ²)	1039	995	1410	1619	3311

* Coaxial, ** Single

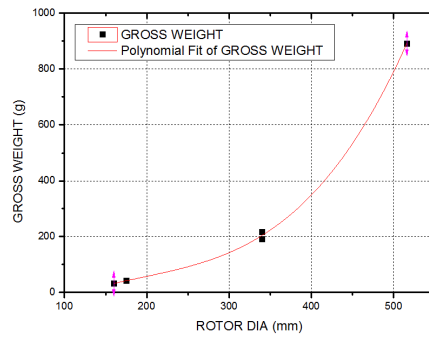


Fig. 2 Gross weight vs. Rotor diameter

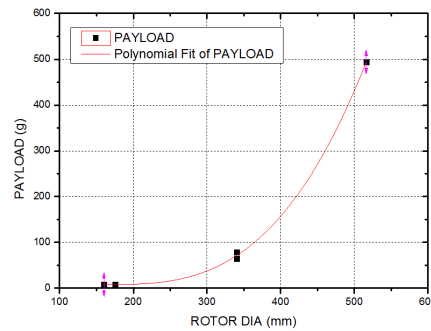


Fig. 3 Payload vs. Rotor diameter

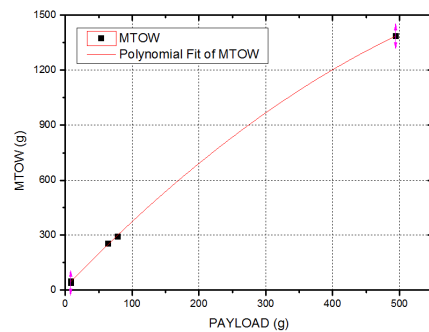


Fig. 4 MTOW vs. payload

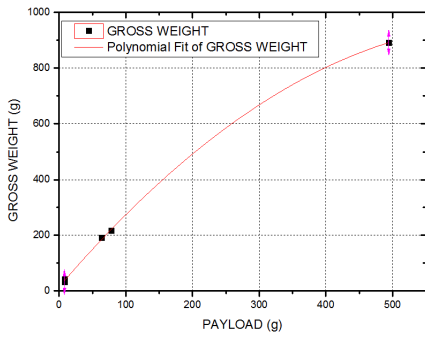


Fig. 5 Gross weight vs. payload

2.3 비행체 사이징

초기 사이징에서는 로터의 형상 및 기체 중량을 결정하는 설계 변수의 조절이 중요한 문제가 된다. 현재 실기에 적용 가능한 사이징 코드들이 몇몇 알려져 있으며, 이들은 헬리콥터의 초기 사이징 및 성능해석에 유용한 정보를 제공하고 있다.²⁰ 그러나, 이러한 코드들을 소형 무인비행체에 적용할 때는 제한이 따르게 되는데, 이는 요구되는 해석적인 관계 및 경험식들이 실기를 기준으로 제공되기 때문이다. 본 연구에서는 대표적인 초기 사이징 기법인 fuel balance method를 전동모터로 구동되는 미세비행체에 적용할 수 있도록 수정 적용하였다.

2.3.1 초기 사이징 기법

Fuel balance method는 고정익 및 회전익 항공기에 적용 가능한 전통적인 초기 사이징 기법으로 주어진 임무와 설계변수를 토대로 기체의 전비중량을 결정시킬 수 있는 방법이다.²¹ 특별한 경우를 제외한 대부분의 항공기 설계는 주어진 임무를 수

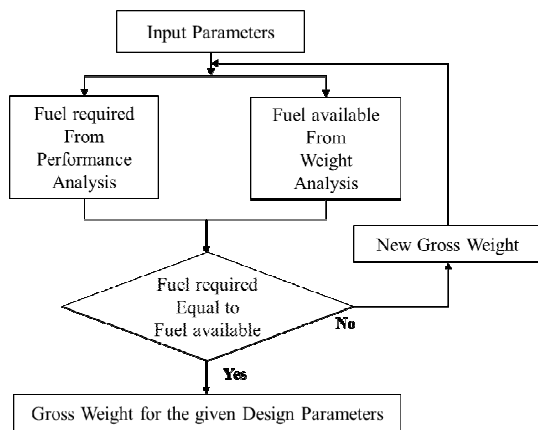


Fig. 6 Scheme of fuel balance method

행할 수 있는 가장 가벼운 형상을 도출하는 것이 목적이며, 이를 위해 Fig. 6 과 같이 요구되는 연료의 무게(fuel required)와 탑재 가능한 연료의 무게(fuel available)를 비교하여 필요최소한의 전비중량이 도출되도록 반복계산을 수행한다. 이때 요구되는 연료의 무게(R_{FR})는 식(1)과 같이 요구동력(HP_{TOTAL})과 각각의 동력 조건에 따른 비연료소비를(SFC: specific fuel consumption) 및 임무수행시간으로 결정되고, 가용한 연료의 무게(R_{FA})는 식(2)와 같이 중량 추정을 통해 결정된다.

$$R_{FR} = \sum(HP_{TOTAL} \times SFC \times t) \quad (1)$$

$$R_{FA} = W_G - W_E - W_P \quad (2)$$

2.3.2 요구동력 모델

운동량 이론(momentum theory)은 개념설계 단계에서 사용하는 간단한 동력예측모델로, 상하 로터의 간섭을 고려한 손실계수(κ_{int})를 포함함으로써 동축반전 모델에 적용 가능하다.¹⁹ 전체 요구동력(HP_{TOTAL})은 식(3)과 같이 유도동력(ihp)과 형상동력(Rhp) 및 유해동력(php)의 합으로 나타나고, 각각은 식 (4)~(6)과 같이 표현된다.²²

$$HP_{TOTAL} = (ihp + Rhp + php) \frac{1}{\eta_{XMSN}} \quad (3)$$

$$ihp = \frac{\kappa \cdot \kappa_{int} W_G^{1.5}}{\sqrt{2\rho} \frac{W_G}{DL}} \times \sqrt{-\frac{1}{2} \left(V \sqrt{\frac{2\rho}{DL}} \right)^2 + \frac{1}{2} \left(V \sqrt{\frac{2\rho}{DL}} \right)^4 + 4} \quad (4)$$

$$Rhp = \rho \left(\frac{W_G \sigma}{8DL} \right) V_{TIP}^3 \left\{ C_{d0} + 0.3 \left(\frac{6C_T}{2\sigma\pi} \right)^3 \right\} \times \left\{ 1 + 3 \left(\frac{V}{V_{TIP}} \right)^2 + 30 \left(\frac{V}{V_{TIP}} \right)^4 \right\} \quad (5)$$

$$php = \frac{1}{2} \rho V^3 f \quad (6)$$

Table 2 Consumed Power Estimation Result

Platform No.	1	2	3	4
Power Measured (watt)	2.7	3.7	22.1	24.8
Power Estimated (watt)	2.42	3.82	21.42	21.65
Deviation (%)	-11.2	2.2	-3.1	-12.8

운동량 이론에서 식(4)에 나타난 유도동력계수(κ)와 두 로터의 간섭에 의한 손실계수(κ_{im})는 비정상, 비균일 유입류 및 깃끝손실, 점성효과 등에 기인한 것으로, 경험적인 방법 또는 실험에 근거한 보정이 요구된다. 특히, 미세비행체가 운용되는 저레이놀즈수 영역에서는 상기의 비정상 효과가 크게 나타나 동력예측이 쉽지 않은 것으로 보고되어 있으며, 본 연구에서는 참고문헌을 토대로 각각 1.75 및 1.657 을 적용하였다.^{13,19} 또한, 식(5)에 포함된 저항계수(C_{d0})는 로터의 형상 및 표면거칠기에 크게 좌우되는데, cambered plate airfoil 에 보수적으로 가정된 0.04 를 적용하였다.⁷

동력예측 모델을 검증하기 위해 Fig. 1 에 제시된 기체 중 동축반전형 비행체의 소모동력과 예측치를 비교하였다. 소모동력의 측정은 전비중량 상태의 기체를 제자리 비행이 가능한 스로틀 셋팅으로 유지하고 파워서플라이를 통해 동력을 인가하여 소모되는 전압, 전류를 측정하였다. Table 2 에 4 종의 기체에 대한 동력 측정치와 예측치를 나타내었다. 최소 2%에서 최대 13% 정도의 오차가 발생함을 알 수 있고, 이는 앞서 언급된 손실계수 및 저항계수가 실제값과 차이가 나는 데서 기인하는 것으로 판단되며, 일반적으로 운동량 이론이 가지는 10%내외의 오차를 고려할 때 개념설계 단계에서는 적용 가능한 것으로 판단하였다.

2.3.3 연료 모델

동력원으로 엔진이 사용되는 경우, 소모되는 연료의 무게는 각각의 동력세팅에 대한 비연료소비율과 시간의 곱으로 나타난다. 마찬가지로 전지와 모터를 동력원으로 사용하는 경우에는 전지의 에너지밀도(energy density) 개념을 도입하여 소모되는 연료의 무게를 대체할 수 있다. 즉, 모든 2 차전지는 공칭전압(nominal voltage)과 정격용량(regular capacity) 으로 규격이 정해지고, 이 때 전지의 전력량은 식(7)과 같고, 각각의 전지에 대한 에너지 밀도는 식(8)로 표현되며, 소모되는 연료의 무게는 식(9)와 같이 나타낼 수 있다.

$$W_h = V_n \times A_h \tag{7}$$

$$ED = (V_n \times A_h) / W_{CELL} = \frac{W_h}{W_{CELL}} \tag{8}$$

$$R_{FR} = \sum \left(\frac{HP_{TOTAL} \times t}{ED} \right) \tag{9}$$

현재 모터의 구동을 위해 사용되는 리튬폴리머 2 차전지의 경우 제조사별로 각기 다른 에너지 밀도를 가지는데, 이는 연속방전 및 순간방전을에 따라 결정된다. 일반적으로 방전율이 높을수록 에너지 밀도가 떨어지게 되며, 배터리 탈부착을 위한 추가적인 구조물에 의해서도 에너지 밀도에 변화가 생길 수 있다. 본 연구에서는 2.2 절에 제시된 비행체에 적용된 배터리의 제원을 근거로 14.0 Wh/N 의 에너지 밀도를 적용하였다.

2.3.4 중량 모델

중량 모델은 추정자체가 어려울 뿐만 아니라 최적설계 코드에 미치는 민감도가 가장 높기 때문에 기존 비행체의 제원을 토대로 보수적인 관계를 도출해야 추후 기체 제작과정에서 발생할 중량 초과에 대비할 수 있다. Table 1 을 근거로 최적설계 알고리즘에 포함될 공허중량과 전비중량의 관계를 Fig. 7 에 나타내었고, 실 제작에서 발생할 불확실성을 고려하여 10% 오프셋 하여 수정된 중량추정 모델을 식(10)과 같이 도출하였다.

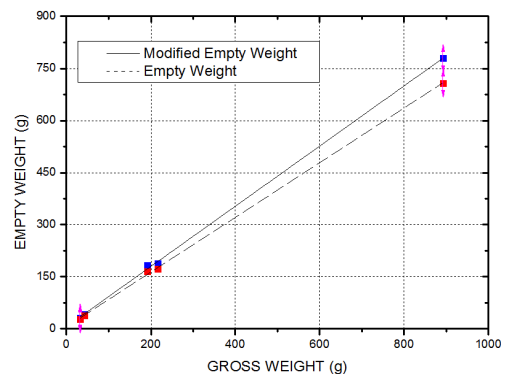


Fig. 7 Scheme of fuel balance method

$$W_E = 0.81W_G + 0.003 \tag{10}$$

2.4 최적설계 프레임

최적설계를 위한 목적함수는 전비중량(W_G)을 최소화하는 것이고, 설계변수는 회전면하중(disk loading), 로터 깃끝속도(tip speed) 및 고형비(solidity)이다. 구속조건은 각각의 설계변수에 대해 상하 한계값을 부여하는 side constraint 를 적용하였다. 최적화를 위한 임무요구조건은 기존 비행체의 성능을 고려하여 6 분간의 OGE(out of ground effect) 제자리 비행을 목표로 하였고, Table 3 에 각 변수의

한계값과 초기값을 정리하였다.

최적설계 프레임은 Fig. 8 과 같이 fuel balance method 로 구성된 내부루프와 비선형 최적화 문제를 SQP(sequential quadratic programming)기법으로 연산하는 Matlab 외부루프로 구성하였다. 내부루프는 주어진 전비중량과 설계변수를 토대로 필요최소한의 연료무게를 가지는 전비중량을 갱신하여 외부루프로 전달하고, 외부루프에서는 설계변수를 조절하여 갱신된 전비중량이 최소가 되도록 반복계산을 수행한다.

Table 3 Limit and initial value of the variables

Variable	Lower	Upper	Initial
Disk loading (N/m ²)	7.0	40.0	30
Tip speed (m/s)	25	80	40
Solidity	0.12	0.17	0.15
Gross weight (g)	-	-	0.1

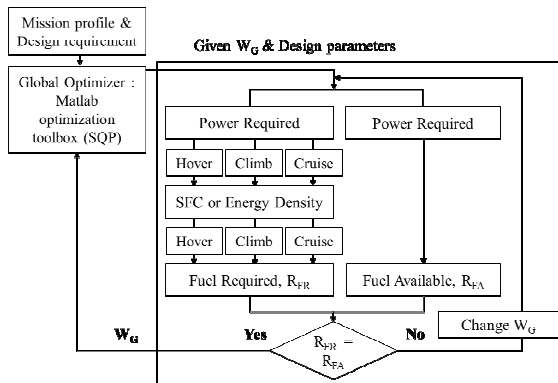


Fig. 8 Optimization frame

2.5 최적설계 결과

최적설계 결과를 Table 4 에 정리하였다. 최종 목표 전비중량은 23.8g 으로 도출되었고, 이를 기준으로 전진비행 속도에 따른 요구동력을 Fig. 9 에 도시하였으며, Fig. 10 에 수렴특성을 나타내었다. 설계결과 회전면하중은 상하한값 사이에서 도출되었고, 깃끝속도와 고형비는 하한값에 수렴함을 알 수 있다. 깃끝속도의 경우 임무요구조건에서 전진비행이 정의되지 않았기 때문에 하한값으로 수렴하는 것으로 판단되고, 고형비의 경우 하한값을 낮추었을 때 도출된 시위길이(chord)가 구조적인 문제를 야기할 것으로 판단되어 기존 비행체의 제원을 근거로 한계값을 제한하였다. Fig. 9 의 결과에

의해 최소동력 전진비행속도(best cruise speed)는 5.9m/s 로 나타났으며, 각 설계변수에 의한 로터 최종형상 결과인 로터 직경, 회전수 및 시위길이는 식(11)(12)(13)의 관계식에 의해 도출되었다.

Table 4 Optimized results

Variable	Final	Result
Disk loading (N/m ²)	11.485	Diameter= 0.191m
Tip speed (m/s)	25.0	RPM= 2974
Solidity	0.12	Chord=0.0151m
Gross weight (g)	23.8	-

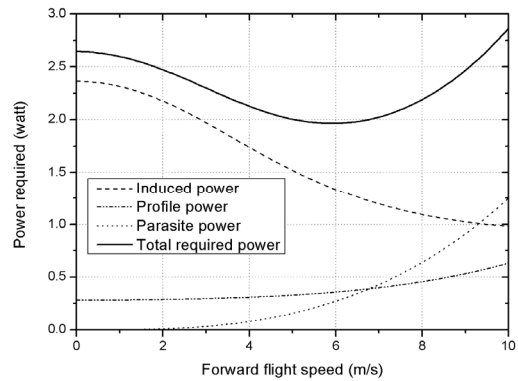


Fig. 9 Power prediction result

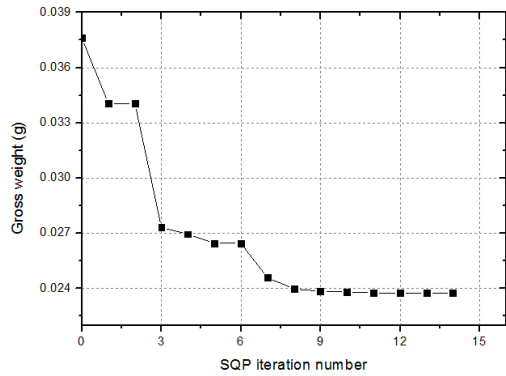


Fig. 10 Iteration result

$$DL = \frac{W_G}{A} \tag{11}$$

$$\sigma = \frac{N_b c}{\pi R} \tag{12}$$

$$V_{TIP} = \frac{RPM \times 2\pi}{60} R \tag{13}$$

2.6 비행체 상세설계

상하 로터는 각각 2 개의 로터 블레이드로 구성된 teetering hub 구조를 채택하였다. 하부 로터는 기체의 병진운동을 제어하기 위한 스와시 플레이트 기구를 적용하였고, 상부 로터는 별도의 사이클릭 조종기구가 없는 대신 stabilizer bar 와 연동하도록 설계하여 기체의 안정성을 확보하였다. 상하 로터의 간격을 로터 직경으로 나눈 값인 H/D 는 동축반전형 헬리콥터의 주요 설계 변수 중 하나로, 로터 사이의 간섭을 고려할 때 0.1 이상이면 성능에 영향을 미치지 않는 것으로 알려져 있으나,¹⁴ 상부로터에 사이클릭 조종기구가 없는 점을 고려할 때 상하 로터간의 깃끝 충돌이 발생할 수 있으므로 0.18 을 적용하여 로터 사이의 간격은 34mm 로 결정하였다.

동력전달 장치는 두 개의 coreless 모터가 각각의 로터를 회전시키도록 구성하였고, 상하로터의 회전수에 차동을 주어 torque balance 를 확보할 수

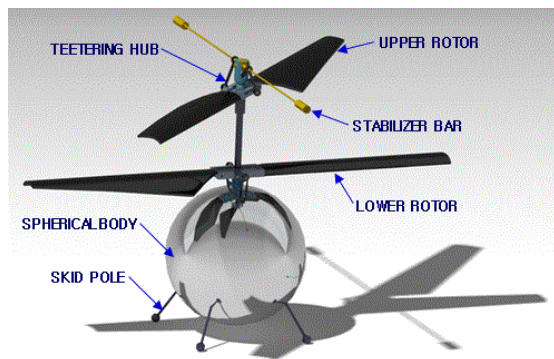


Fig. 11 Configuration of platform

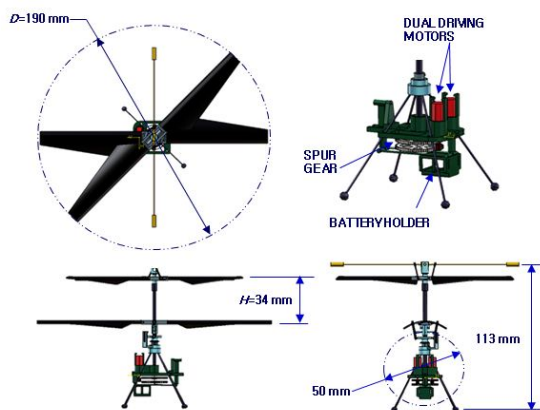


Fig. 12 Overall dimensions and transmission

있도록 소형 레이트 자이로가 탑재되었다. 모터의 피니언 기어와 스피기어의 비는 7:84 이며 기어부 하단에 배터리 장착을 위한 공간을 제공하였다. 동체의 형상은 공기역학적인 대칭 효과를 고려하여 구형(spherical)으로 구성하였다. Fig. 11, 12 에 기체 상세설계 결과를 나타내었다.

3. 비행체 시제작 및 비행시험

3.1 로터 블레이드 제작

최적설계 결과 도출된 형상을 토대로 고강도카본 복합재 로터 블레이드를 제작하였다. 최종형상은 Table 4 의 결과에 더해 12% camber 및 1:2 의 taper ratio 가 적용되었다. 로터 성형을 위해 AL7075 재질의 몰드를 제작하였고, Table 5 의 규격과 같은 직물형태의 carbon prepreg 2 장을 적층한 후 blanket press 에서 고온 가압하여 성형 공정을 수행하였다. Blanket press 는 일종의 간이 autoclave 로 Fig. 13 과 같이 유압프레스와 컴프레서, 진공펌프 및 heating plate 로 구성되며, Fig. 14 에 장비형상과 성형된 로터 블레이드를 도시하였다.

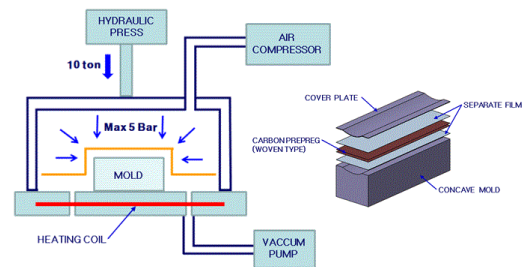


Fig. 13 Scheme of blanket press and mold

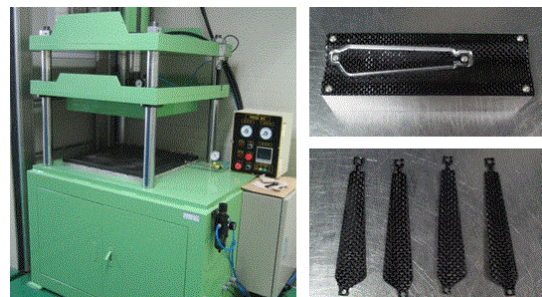


Fig. 14 Blanket press and fabricated rotors

Table 5 Specification of carbon prepreg

Resin Content (%)	Areal Wt. (g/m ²)	Thk. (mm)	T.S (Kg/mm ²)	Modulus (Kg/mm ²)
40	33	0.224	79	5799

3.2 비행체 통합 및 비행시험

Fig. 15,16 에 기체 제작과정을 도시하였다. 로터 조종 및 동력전달 계통은 상용부품을 최대한 활용하였고, 로터 헤드 및 기타 기체 구성품은 새롭게 제작되었으며, 기체가 초소형인 관계로 좌우 로터의 밸런싱에 유의하여 조립과정을 수행하였다. 특히 stabilizer bar 의 길이, 끝단 무게추 및 로터 블레이드와의 부착각은 handling quality 에 영향을 크게 미치므로 비행시험을 통한 반복수정이 요구되었다. 비행시험은 외란이 없는 실내에서 수동조종으로 수행되었다. 일반적인 항공기 개발과정에서는 조종성 평가를 위해 조종사의 정성적 평가와 함께 각종 측정 장비에 의한 정량적 평가가 요구되나 본 연구에서는 기체가 초소형인 관계로 추가적인 측정장비의 탑재가 불가능하여 수동조종에 의한 정성적 평가만을 수행하였다. 초소형 비행체의 경우 기체의 관성력에 비해 공기력이 크게 작용하기 때문에 외란에 민감하고 조종을 위한 bandwidth 또한 높은 점을 고려할 때, 본 연구에서 개발된 비

행체는 시험결과 안정된 비행과 조종성을 보이는 것으로 판단되었다. 최종 제작된 기체의 전비중량은 28g 으로 목표대비 약 18% 증가하였고, 이로 인해 체공시간은 목표대비 약 25% 감소된 4.5~4.8 분을 기록하였다.

4. 결론

본 연구에서는 실내 감시정찰 및 센서네트워킹을 위한 비행체로 동축반전 헬리콥터형 비행체를 선정하고 설계 및 시제작 전 과정을 수행하였다. 새로운 기체의 설계를 위해 기존 비행체의 제원을 분석하여 추세를 도출하였고, 기존의 사이징 기법을 전동모터로 구동되는 비행체에 적용 가능하도록 수정 제시하였다. 초기 사이징을 위해 최소의 전비중량을 목적함수로 하는 최적설계 프레임 구성하였고, 로터 직경, 회전수 및 시위길이를 도출하였다. 설계 결과를 토대로 로터 블레이드를 포함한 기체의 시제작이 수행되었고, 수동비행시험을 통해 정성적인 handling quality 를 확인하였다. 최종 제작된 기체는 목표대비 18%의 무게증가로 인해 임무요구조건에 약 25% 못 미치는 성능을 나타내었다. 이는 개발된 기체와 추정된 중량모델의 차이, 동력 예측 오차에 기인한 것으로, 추후 개발결과를 반영한 개선된 모델이 요구됨을 알 수 있다. 본 연구를 통해 초소형 동축반전형 비행체의 설계/제작 프로세스를 획득하였고, 추후 예측모델의 개선을 통해 정확도가 향상된 최적설계 도구를 도출할 계획이다.

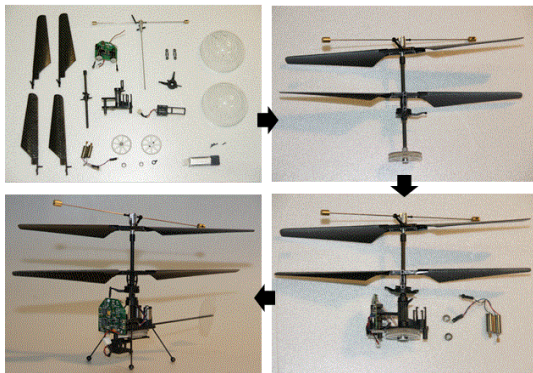


Fig. 15 Platform integration

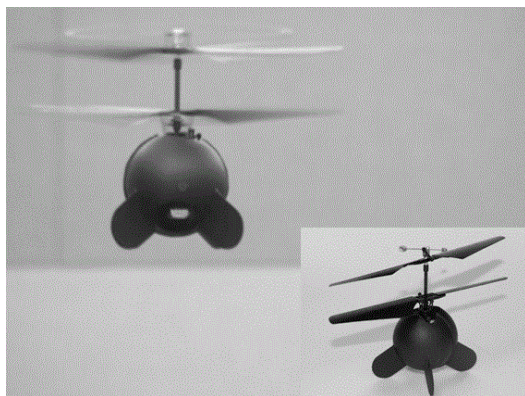


Fig. 16 Final configuration of platform

후 기

본 연구는 교육과학기술부에서 지원하는 대구 경북과학기술원 일반사업(10-BD-0102)에 의해 수행되었습니다. 또한, 교육과학기술부와 한국산업기술재단의 지역혁신인력양성사업으로 수행된 연구결과입니다.

참고문헌

1. Yoon, K. J., Lee, J. W., Lee, Y. J. and Byun, Y. H., "State-of-the-Art & Development Direction of Micro Air Vehicles," Journal of the KSAS, Vol. 26, No. 7, pp. 170-179, 1998.
2. AeroVironment, Inc., <http://www.avinc.com/uas/adc/>

- black_widow/
3. Davis, R. W. Jr., Kosicki, B. B., Boroson, M. D. and Kostishack, F. D., "Micro Air Vehicle for Optical Surveillance," *The Lincoln Laboratory Journal*, Vol. 9, No. 2, pp. 197-214, 1996.
 4. HIS Jane's, <http://www.janes.com/articles/Janes-Unmanned-Aerial-Vehicles-and-Targets/BAE-Systems-MicroSTAR-United-States.html>
 5. JCN Network, http://www.jpancorp.net/Article.asp?Art_ID=5967
 6. Kroo, I. and Kunz, P., "Development of the Mesicopter: A Miniature Autonomous Rotorcraft," *The American Helicopter Society Vertical Lift Aircraft Design Conference*, 2000.
 7. Bohorquez, B., Samuel, P., Sirohi, J., Pines, D. and Rudd, L., "Design, Analysis and Performance of a Rotary Wing MAV," *Journal of the AHS*, Vol. 28, No. 2, pp. 80-90, 2003
 8. Ahn, J., "Status and Prospect of MAVs," *Journal of the KSAS*, Vol. 28, No. 7, pp. 145-159, 2000.
 9. Purohit, A. and Zhang, P., "Sensorfly: a controlled-mobile aerial sensor network," *ACM Sensys'09 Proceedings of the 7th ACM Conference on Embedded Networked Sensor Systems*, pp. 312-328, 2009.
 10. SENSEable City Lab, <http://senseable.mit.edu/flyfire/>
 11. Lee, K. H., Kim, K. H. and Lee, K. T., "The Application and Future Outlook on low Reynolds numbers Aerodynamics at MAV/UAV study (1)," *Journal of the KSAS*, Vol. 29, No. 6, pp. 157-172, 2001.
 12. Hwang, H. C., Baek, S. H., Park, H. C., Yoon, K. J. and Kim, S. I., "Design/Manufacturing/Test of Rotor Blade for Rotary Wing Type MAV," *Proceedings on the KSAS Spring Conference*, pp. 415-418, 2000.
 13. Chae, S. H., Baek, S. W., Lee, S. I., Kim, T. W., Lee, J. B., Lee, K. J. and Oh, S. J., "The Development of Coaxial Rotor MAV," *Journal of the KSAS*, Vol. 35, No. 10, pp. 875-883, 2007.
 14. Coleman, P. C., "A Survey of Theoretical and Experimental Coaxial Rotor Aerodynamic research," *NASA Technical Paper 3675*, 1997.
 15. Kim, S. D., Byun, Y. S., Song, J. B., Lee, B. E., Song, W. J., Kim, J. and Kang, B. S., "Design and Fabrication of a small Coaxial Rotorcraft UAV," *Journal of the KSAS*, Vol. 37, No. 3, pp. 293-300, 2009.
 16. Chun, J. H., Byun, Y. S., Lee, B. E., Song, W. J., Kim, J. and Kang, B. S., "Preliminary Study on Development of Length-Variable Rotor Blade for Unmanned Helicopter," *Journal of the KSPE*, Vol. 27, No. 3, pp. 73-79, 2010.
 17. Kim, H. W. and Brown, E. R., "A rational Approach to Comparing the Performance of Coaxial and Conventional Rotors," *Journal of the AHS*, Vol. 55, No. 1, Paper No. 012003, 2010.
 18. Kim, H. W. and Brown, E. R., "A Comparison of Coaxial and Conventional Rotor Performance," *Journal of the AHS*, Vol. 55, No. 1, Paper No. 012004, 2010.
 19. Leishman, G. J., "Principles of Helicopter Aerodynamics," *Cambridge University Press*, pp. 277-279, 2006.
 20. Lim, J. H. and Shin, S. J., "Development of an Advanced Rotorcraft Preliminary Design Framework," *Proceedings on the KSAS Autumn Conference*, pp. 856-859, 2009.
 21. Headquarters, U.S. ARMY, "Engineering Design Handbook AMCP 706-201," *AMC*, pp. 3/90-3/103, 1974.
 22. Davis, J., "Design Methodology for Developing Concept Independent Rotorcraft Analysis and Design Software," *Dept. Aerospace, Master's Thesis, Georgia Institute of Technology*, 2007.