

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(9), 723-734(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.9.723

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

멀티콥터 초기 사이징을 위한 기체 구조 중량 예측 기법

장병욱*, 황인성, 김민우, 이보성, 정용운, 강왕구

Airframe Weight Estimation Method
for Initial Sizing of MulticopterByeong-Wook Jang*, In-Seong Hwang, Minwoo Kim, Bosung Lee, Yongwun Jung
and Wanggu Kang

Unmanned Vehicle Advanced Research Center, Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

A structural weight estimation methodology for the multicopter design process is presented. In general, a multicopter is composed of an airframe, motors, propellers, battery and so on. Among these, the weight of motors, propellers and battery can be obtained from the weight trends with respect to design parameters. However, the structural weight is hard to be estimated due to the various configurations and design concepts of multicopters. Moreover, the airframe weights of most commercial multicopter products are not provided. Thus, an accurate airframe weight model is required for the reliable multicopter design process. Firstly, the standard configuration of multicopters is defined. Then, we proposed the structural weight estimation method using the number and diameter of propellers determined from the initial step of sizing process. Finally, we validated our suggested method using the commercial products.

초 록

20kg 미만의 중소형 멀티콥터의 초기 사이징 과정에서 적용 가능한 기체 구조 중량 예측에 관한 연구를 소개한다. 임무장비를 제외하고 멀티콥터는 기체 구조, 모터, 프로펠러, 배터리 등으로 구성되는데, 모터, 프로펠러, 배터리 등의 중량은 설계변수에 따른 추세선을 통해 추정 가능하다. 하지만 기체 구조 중량은 멀티콥터의 형상과 설계 개념이 다양하고, 대부분의 상용 제품들이 기체 구조 중량 데이터를 제공하지 않기 때문에 추세선을 통해 예측할 수 없다. 본 논문에서는 기본적인 멀티콥터 형상을 정의하고 멀티콥터 사이징 초기 단계에서 결정되는 프로펠러 개수와 직경을 통해 멀티콥터 기체 구조 중량을 추정하는 방법을 제안하였다. 제안한 방법은 구조 중량이 제시된 멀티콥터 제품들을 통해 검증하여 그 유용성을 확인하였다.

Key Words : Multicopter(멀티콥터), Airframe Weight(기체 구조 중량), Initial Sizing of Multicopter(멀티콥터 초기 사이징)

† Received : March 19, 2018 Revised : August 1, 2018 Accepted : August 3, 2018

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

I. 서 론

배터리를 동력원으로 하여 모터와 프로펠러를 통해 추진력을 얻는 멀티콥터는 제작이 간편하고 조종이 어렵지 않아 다양한 분야로 적용이 확대되고 있다. 이에 따라 취미용을 벗어나서 민간 및 국방 분야에서의 수요가 늘어나면서 멀티콥터의 성능을 개량하기 위한 다양한 연구가 진행되고 있다. 이 중에는 모터, 프로펠러, 배터리 등 멀티콥터를 구성하는 주요 부품들의 성능을 향상시키는 연구 분야가 있고, 기존 제품들의 조합을 통해 요구되는 성능을 만족하도록 멀티콥터를 구성하는 설계 관련 연구들[1-4]이 있다. 기존의 멀티콥터 대부분은 비행 성능에 관한 효율성이 거의 고려되지 않았기 때문에 최근에는 비행 성능을 향상시키기 위한 다양한 연구들이 진행되고 있다.

멀티콥터형 소형 무인기는 유인항공기 및 중대형 무인기와는 달리 성능해석을 위한 공인된 데이터베이스 및 해석 도구가 충분하지 않다. 그렇기 때문에 개별 연구기관 및 제작사에서 자체 개발한 설계 도구를 이용하여 성능해석을 수행하고 있는 상황이다. 멀티콥터는 프로펠러의 회전을 통해 추력을 얻게 되고, 프로펠러를 회전시키기 위해 전기 모터를 사용한다. 원하는 회전수만큼 프로펠러를 회전시키는데 필요한 모터의 요구 동력과 배터리의 출력에 따른 소모전류를 통해 설계 대상인 멀티콥터의 비행시간을 계산하게 된다. 이와 같이 멀티콥터의 성능해석을 위해서는 추진시스템인 모터, 프로펠러, 배터리의 주요 성능을 정확하게 계산하는 것이 필요하며, 이들 파라미터를 계산하는 방식에 대한 연구들이 다양하게 진행되고 있다.

추진시스템의 성능과 더불어 멀티콥터의 중량은 비행 성능에 영향을 끼치는 주요한 인자 중 하나이다. 멀티콥터의 중량은 주요 구성품인 모터, 프로펠러, 배터리, 기체 등의 개별 중량을 합산하여 추정할 수 있다. 성능해석을 다루는 주요 연구들을 보면 주요 구성품인 모터, 프로펠러, 배터리의 중량은 상용 제품의 데이터베이스를 분석하여 특정 파라미터를 통한 추세식으로부터 유추하고 있음을 알 수 있다. 또한 이들의 경우는 추세선 분석을 위한 충분한 상용 제품들이 존재하기 때문에 정확성이 높은 중량 추정식 도출이 가능하다.

반면, 기체 구조 중량의 경우는 기체 프레임 제품군의 종류가 적고, 완제품의 종류가 많은데 비해 기체 구조 중량에 대한 데이터를 제공하지

않는 경우가 대부분이기 때문에 추세선 분석을 위한 데이터베이스 확보가 용이하지 않다. 또한 멀티콥터의 형상이 제조사 별로 설계 철학에 따라 편차가 크고 다양하기 때문에 중량 예측을 위한 경향성 확보가 어렵다. 이러한 이유로 대부분의 성능해석 연구에서 기체 구조 중량은 충분하지 않은 데이터를 통해 얻은 추세식[3]이나 최대 이륙중량과의 간단한 관계식[1,4]을 통해 유추하고 있는 상황이다. 하지만 구조 중량 추산을 위한 이륙중량을 결정하는 과정이 명확하지 않아 멀티콥터의 성능 계산에 중요한 영향을 미치는 중량의 정확성을 보증하기 어렵다. 따라서 초기 설계 과정에서 신뢰성 높은 성능 추정 결과를 얻기 위해서는 멀티콥터의 구조 중량 예측 방법에 관한 개선이 필요하다.

본 논문에서는 먼저 멀티콥터의 기본적인 형상을 정의하여 기체 구조 구성품들의 형상을 단순화하였다. 그리고 개발 요구도에서 도출되는 최대이륙중량으로부터 결정되는 프로펠러 개수와 직경을 통해 기하학적으로 기체 구조의 기본적인 치수를 유도하였다. 다음으로 각 구성품 별로 설계 과정에서 고려가 필요한 사항들을 반영하여 중량을 추정하는 방안을 제안하였고, 각 구성품들을 연결하는 체결부도 고려하여 실제 제작이 가능한 중량이 추정되도록 하였다. 본 연구를 통해 제안된 중량 예측 기법은 최대이륙중량 10kg 미만 3종과 20kg 미만 3종의 멀티콥터 제품에 적용하여 타당성을 검증하였다.

II. 본 론

2.1 기체 구조 정의

2.1.1 기체 구조 예측 범위

예측할 기체 구조 중량의 범위를 정하기 위해 Fig. 1과 같은 멀티콥터의 PBS(Product breakdown structure)를 활용하였다.

멀티콥터 PBS에서 비행체(Air vehicle)에 해당하는 구성품 중 기체(Airframe)에 속하는 부분을 본 연구에서 예측할 기체 중량으로 보았다. 하지만 기체 중 외피(skin)와 같이 하중 지지를 하지 않는 구성품은 제외하였다.

2.1.2 기본형상

본 논문에서 기체 구조 중량 추정을 위해 가정하는 멀티콥터의 기본형상은 Fig. 2와 같다. 팔의 개수는 3~8개 사이로 정하고, 팔 사이의 각도는 일정한 것으로 하며, 단면은 원형 튜브로 가정하였다. 센터 플레이트의 기본 형상은 원으로 하고,

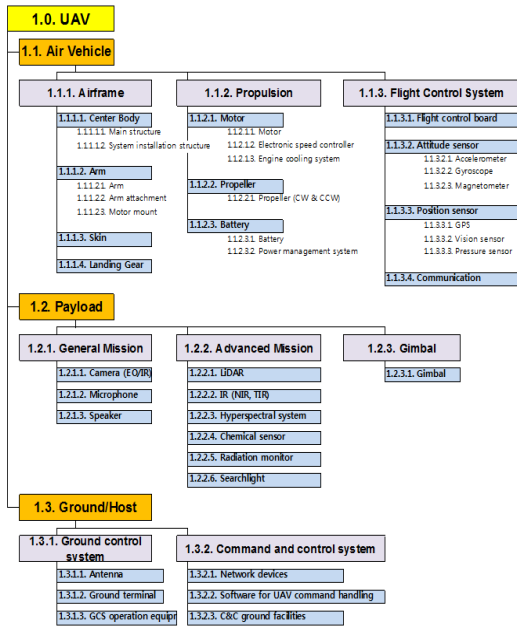


Fig. 1. Product breakdown structure of multicopter

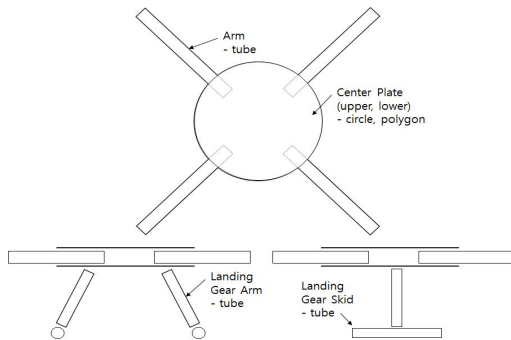


Fig. 2. Basic configuration of multicopter

선택적으로 팔 개수에 따른 정다각형 형상을 가지는 것으로 정하였다. 그리고 대부분의 멀티콥터와 같이 상판과 하판으로 구성되도록 하였다.

착륙장치의 경우도 팔과 같이 원형 튜브 형상으로 하고 스킨(skid)이 있는 형상으로 좌우 하나씩 배치하는 것으로 하였다. 이상이 멀티콥터의 비행을 위한 기본적인 기체 구조물들이며, 이 기본형상으로 초기 설계를 완료한 후 임무장비 및 신개념 형상을 반영하여 추가적인 설계변경 및 구성품 추가를 통한 최종형상 결정이 가능하다.

2.2 기체 구조 중량 예측

2.2.1 멀티콥터 사이징

멀티콥터의 성능해석은 연구마다 세부적으로는

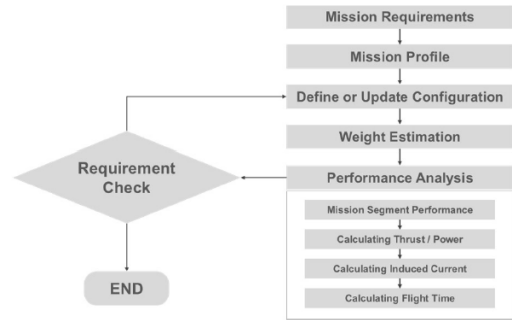


Fig. 3. Flow chart of sizing process [1]

차이가 있으나 주요 절차는 동일하다. 본 논문은 멀티콥터 기체 구조 중량 예측을 다루고 있기 때문에 성능해석 절차는 참고문헌을 통해 간략하게 논하고자 한다. Kim 등[1]의 연구를 보면 멀티콥터의 사이징 절차는 Fig. 3과 같다.

먼저 설계 대상인 멀티콥터의 요구도를 분석하여 임무선도(Mission profile)와 임무중량을 도출한다. 기존 제품들의 데이터 분석을 통해 임무중량이 최대이륙중량의 약 27%인 관계를 얻을 수 있었고 이로부터 초기 최대이륙중량을 유추할 수 있다. 그리고 설계할 멀티콥터의 팔 개수를 정해 주면 초기형상이 결정되고 최대이륙중량으로부터 프로펠러의 초기 직경을 유추할 수 있게 된다. 초기형상이 정해지면 모터, 프로펠러, 배터리 등의 구성품은 데이터베이스 기반의 중량 추세선을 통해 중량이 정해지게 되어 초기 멀티콥터의 이륙중량이 결정되고, 성능해석에 사용되는 추진성능모델을 통해 전체 비행시간이 계산된다. 계산된 비행시간이 요구도에 부합할 때까지 반복적으로 계산하여 멀티콥터의 사이징을 수행하게 된다.

본 연구에서는 프로펠러의 개수와 직경을 통해 기하학적으로 멀티콥터 센터 플레이트와 팔의 치수를 결정하고, 설계 시 필요한 고려사항들을 반영하여 기체 구조 중량을 예측하는 방안을 제시하고자 한다.

2.2.2 센터 플레이트 중량

프로펠러의 개수와 직경이 나오면 Fig. 4와 같이 기하학적으로 센터 플레이트의 반경을 계산할 수 있다. Fig. 4는 $n_{arm}=4$ 인 쿼드콥터를 예로 든 것이다. 인접한 프로펠러 간의 간섭을 피하기 위해 프로펠러 간의 간격을 G 로 설정하면 멀티콥터의 축간거리(Wheelbase) D 는 아래와 같이 계산할 수 있다.

$$D = 2(R + \frac{G}{2}) / \sin(\frac{\pi}{n_{arm}}) \quad (1)$$

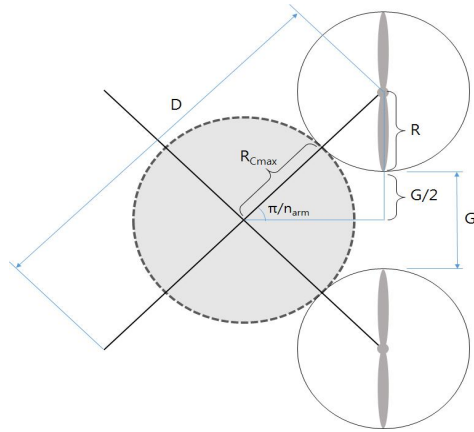


Fig. 4. Center plate geometry

이 때 G 를 프로펠러 반경에 대한 비율 r_G 를 사용하여 표현하면 식 (1)은 아래와 같이 된다.

$$D = 2R \left(1 + \frac{r_G}{2}\right) / \sin\left(\frac{\pi}{n_{arm}}\right) \quad (2)$$

멀티콥터의 축간거리가 결정되면 Fig. 4와 같이 센터 플레이트의 최대 반경 R_{Cmax} 가 정해진다. 이는 프로펠러 회전 반경과 간섭이 없는 최대한의 반경이 된다. 여기서 센터 플레이트에 탑재되는 비행조종컴퓨터, 전원보드, 항법장치 등의 구성품을 고려하여 필요한 센터 플레이트의 면적을 추산하여 실제 설계할 센터 플레이트의 반경을 구할 수 있다. 최대 반경에 대한 비율을 r_c 로 두면 센터 플레이트 반경 R_c 는 아래와 같다.

$$R_c = r_c R \left[\frac{\left(1 + \frac{r_G}{2}\right)}{\sin\left(\frac{\pi}{n_{arm}}\right)} - 1 \right] \quad (3)$$

그리고 멀티콥터의 센터 플레이트는 불필요한 중량을 줄이고 구성품의 냉각을 고려하여 홀(Hole)을 만들게 된다. 홀의 패턴이나 크기는 제조사별로 상이하며 특정한 규칙이 없기 때문에 설계자가 적절히 고려하면 된다. 센터 플레이트 면적에 대한 홀 면적 비율은 r_{Hole} 로 두었다. 참고를 위해 Fig. 5와 같이 멀티콥터 프레임 제조업체인 Gryphon Dynamics 사[5]의 센터 플레이트 제품들의 홀 면적 비율을 조사하여 정리하였다. 상판의 경우는 평균 0.3447, 하판은 평균 0.2434의 홀 비율을 가지는 것으로 조사되었다. 센터 플레이트의 두께를 t_c 로 두면 아래 식을 통해 센터 플레이트의 부피를 계산할 수 있다.

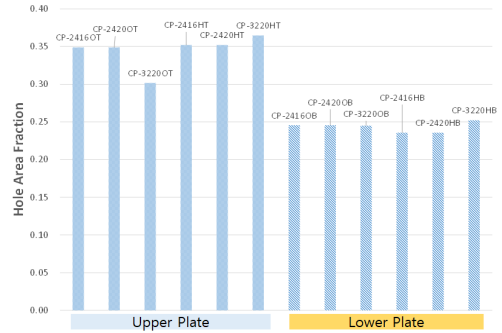


Fig. 5. Hole area fraction of center plate [5]

- 원형 플레이트

$$V_c = t_c (1 - r_{Hole}) \pi R_c^2 \quad (4)$$

- 정다각형 플레이트

$$V_c = t_c (1 - r_{Hole}) \left(\frac{R_c^2 n_{arm} \sin\left(\frac{2\pi}{n_{arm}}\right)}{2} \right) \quad (5)$$

최종적으로 적용할 재료의 밀도를 곱하면 센터 플레이트의 중량을 추정할 수 있다. 탄소섬유복합체인 Gryphon Dynamics 사의 제품들은 평균 0.001482g/mm^3 의 밀도 값을 가짐을 확인하였다.

$$w_c = \rho_c V_c \quad (6)$$

2.2.3 팔 중량

설계할 기본형상 멀티콥터의 팔 단면은 원형 튜브로 가정하였다. 따라서 Fig. 6과 같이 외부 단면적 R_{arm} 과 두께 t_{arm} 을 통해 팔의 단면적 치수가 결정된다. 그리고 멀티콥터 축간거리와 센터 플레이트의 반경으로부터 팔의 유효길이 L_{arm_eff} 를 아래와 같이 유도할 수 있다.

$$L_{arm_eff} = \frac{D}{2} - R_c \quad (7)$$

센터 플레이트와 팔을 체결하기 위한 길이를 전체 팔 길이에 대한 비율 r_{arm} 을 통해 정의하면, Fig. 6에 있는 파라미터로부터 팔의 부피를 아래와 같이 계산할 수 있다.

$$V_{arm} = \pi t_{arm} (2R_{arm} - t_{arm}) L_{arm} \quad (8)$$

$$L_{arm} = \frac{L_{arm_eff}}{1 - r_{arm}} \quad (9)$$

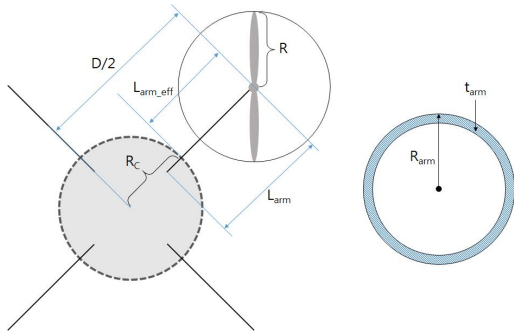


Fig. 6. Arm geometry

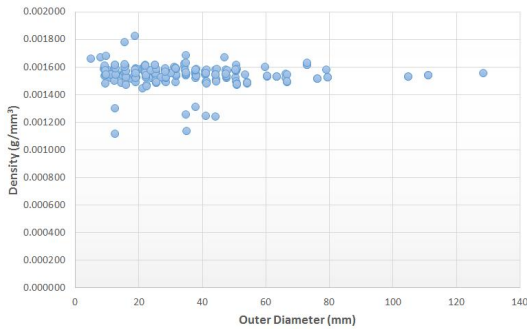


Fig. 7. Density of carbon fiber tubes [6]

최종적으로 적용할 재료의 밀도를 곱하면 전체 팔의 중량을 추정할 수 있게 된다.

$$w_{arm} = n\rho_{arm}V_{arm} \quad (10)$$

대부분의 멀티콥터 팔의 재료는 탄소섬유복합재를 사용하고 있다. Clearwater Composites 사 [6]의 제품 198개를 통해 조사한 원형 탄소섬유복합재 튜브의 밀도는 Fig. 7과 같으며, 평균 밀도는 0.001542g/mm³인 것을 확인하였다.

2.2.4 착륙장치 중량

기본형상에서 설명했듯이 착륙장치는 멀티콥터에서 일반적으로 사용되는 착륙장치 팔과 스키드가 있는 형상 1쌍으로 정의하였고, 단면형상도 팔과 같이 원형튜브로 가정하였다. Fig. 8에 착륙장치 중량 추정에 필요한 파라미터를 정의하였다. 기본적으로 착륙장치 팔의 단면 치수는 팔과 동일하게 가정하였고, 스키드의 단면 치수는 2/3 정도로 가정하였다. 설계 시 필요에 따라 단면 치수는 조정하여 반영이 가능하다.

착륙장치 팔의 길이는 센터 플레이트 하부에 위치할 임무장비 혹은 배터리의 치수를 고려하여 결정하면 된다. 이에 팔 길이에 대한 비율 r_{LG}를 이용하여 추정하도록 하였다. 착륙장치 스키드의

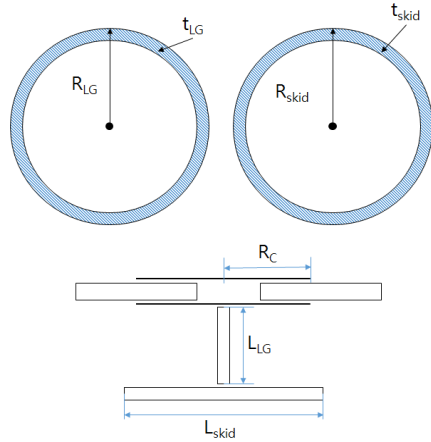


Fig. 8. Landing gear geometry

경우는 이착륙시 멀티콥터의 균형을 안정적으로 잡아주어야 한다. 일반적으로 스키드가 있는 멀티콥터의 경우 센터 플레이트의 직경보다 스키드 길이가 긴 것을 알 수 있었다. 따라서 스키드 길이는 센터 플레이트 직경에 대한 비율 r_{skid}를 이용하여 추정할 수 있다. 착륙장치와 관련된 가정들은 설계 시 필요에 따라 조정하여 반영하면 된다.

위에서 언급한 파라미터를 이용한 착륙장치 팔과 스키드의 부피는 아래와 같다.

$$V_{LG} = \pi t_{LG}(2R_{LG} - t_{LG})r_{LG}L_{arm} \quad (11)$$

$$V_{skid} = \pi t_{skid}(2R_{skid} - t_{skid})r_{skid}(2R_C) \quad (12)$$

최종적으로 재료의 밀도를 곱하면 착륙장치의 중량을 추정할 수 있게 된다.

$$w_{LG} = n_{LG}\rho_{LG}V_{LG}, w_{skid} = n_{LG}\rho_{skid}V_{skid} \quad (13)$$

2.2.5 배터리 고정 플레이트 중량

멀티콥터의 일반적인 형상은 배터리를 고정시키기 위한 플레이트를 센터 플레이트 상부나 하부에 위치시킨다. 배터리 고정 플레이트 중량은 센터 플레이트 면적에 대한 비율 r_{battery}과 배터리 플레이트의 홀 면적 비율 r_{Hole_batt}를 통해 아래와 같은 식으로 추정이 가능하다.

$$w_{batt_plate} = \rho_{batt_plate}r_{battery}(1 - r_{Hole_batt})S_c t_c \quad (14)$$

2.2.6 체결부위 중량

센터 플레이트와 팔, 착륙장치 등의 체결을 위한 클램프 형상은 Fig. 9와 같이 정의하였다. 원형튜

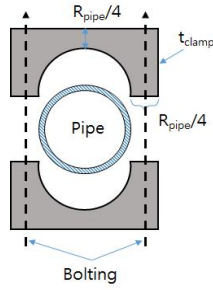


Fig. 9. Clamp geometry

브 형태를 감싸면서 고정시키는 클램프는 원형튜브의 반경으로부터 형상을 정의할 수 있다. 그리고 튜브 상부와 하부의 클램프와 튜브가 고정되는 플레이트를 동시에 체결하도록 하면, 클램프 한 쌍마다 2개의 나사가 사용되는 것을 알 수 있다.

여기서 중량 산출 과정을 단순화하기 위해 사용되는 모든 클램프는 팔의 원형튜브에 대해 유도된 치수로 정의하였다. 그리고 클램프의 치수는 팔의 원형튜브 직경을 이용하여 Fig. 9와 같이 정하였다. 이로부터 클램프 한 쌍의 부피는 아래와 같이 구할 수 있다.

$$V_{damp_unit} = 3.1084 t_{damp} R_{arm}^2 \quad (15)$$

각 원형튜브마다 체결되는 부위에 2쌍의 클램프를 적용한다고 하면, 각 팔에는 센터 플레이트 및 모터 마운트 체결부위가 있어 4쌍이 필요하고, 착륙장치 팔에는 센터 플레이트 및 스키드와의 체결을 위해 4쌍이 각각 필요하다. 단, 설계에 따라 착륙장치 팔과 스키드를 클램프 없이 연결하는 경우도 있다. 클램프의 개수에 따른 총 중량은 아래와 같다.

$$w_{damp} = n_{damp} \rho_{damp} V_{damp_unit} \quad (16)$$

2.2.7 모터 마운트 중량

본 논문의 기본형상에서는 모터 마운트를 Fig. 10과 같이 정의하였다. 센터 플레이트와 두께가 동일한 탄소섬유복합재 평판이며 클램프로 팔의 끝단에 상부와 하부로 고정되어 모터 및 변속기(electronic speed controller)를 각각 부착할 수 있도록 한다. 모터 마운트 폭은 클램프의 폭과 같고, 모터 마운트 길이는 모터의 직경에 대한 비율 r_{mount_l} 로 정의할 수 있다.

$$W_{Mount} = (5/2)R_{arm} \quad (17)$$

$$L_{Mount} = r_{mount_l}(2R_{Motor}) \quad (18)$$

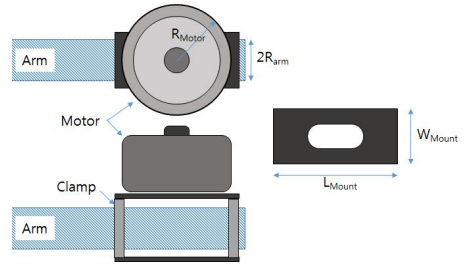


Fig. 10. Motor mount geometry

모터 마운트 평판은 센터 플레이트와 동일한 재료 및 두께를 사용한다고 가정하고, 모터 마운트의 홀 면적 비율을 r_{Hole_mount} 이라고 하면 모터 마운트의 총 중량은 아래와 같이 계산할 수 있다.

$$w_{Mount} = 2n_{arm}\rho_c(1-r_{Hole_mount})W_{Mount}L_{Mount}t_c \quad (19)$$

2.2.8 기타 중량

앞서 유도한 구성품 중량 외에 기타 중량으로는 체결을 위한 나사 및 스페이서(spacer)와 임무장비 탑재를 위한 짐벌 로드(gimbal rod) 등이 있다. 나사의 경우 필요에 따라 긴 나사와 짧은 나사로 구분하여 Table 1에 정리된 단위 중량으로 계산하면 된다. 스페이서의 경우는 필요한 공간만큼 연결하여 사용하기 때문에 Table 1에 정리된 단위 중량을 통해 사용한 수량만큼 계산하여 반영하면 된다.

그리고 착륙장치 체결을 위한 별도의 원형 파이프를 추가로 사용하는 경우도 있다. 이 경우에는 초기 설계 형상 결정 시 고려하여 원형 파이프 및 클램프를 추가해주면 된다.

그 밖에 추가적인 나사 혹은 체결부가 필요하거나, 초기 가정에서 제작성을 고려하여 차이가 나는 경우를 대비한 여유 중량을 전체 추정 중량의 10% 정도로 가정하여 반영하였다.

2.2.9 구조 안전성 점검

설계된 구조물이 요구도 상의 하중에 대해 구조적으로 안전한지에 대한 초기 설계 단계에서의 검증할 필요가 있다. 간단하게 추력에 의한 하중을 직접적으로 지지하는 팔에 대해 구조 안전성을 확인하도록 하였다.

Table 1. Screw and spacer weight

	Type	Weight (g)
Long screw	M3×40mm	2.6
Short screw	M3×10mm	1.0
Spacer	M3×30mm	1.6

팔은 센터플레이트에 고정 지지되어 있는 보로 가정하였고, 이 경우 보의 길이는 식 (6)으로 정의된 유효 팔 길이가 된다. 이 경우, 아래 식으로 정의된 최소 허용 단면계수(Minimum allowable section modulus) S_{min} 을 통해 허용 응력(Allowable stress) σ_{all} 를 구할 수 있다.

$$\sigma_{all} = \frac{|M|_{max}}{S_{min}} = \frac{Ultimate\ strength}{Factor\ of\ Safety} \quad (20)$$

여기서 보에 작용하는 최대 모멘트 M_{max} 는 보 끝단에 위치한 모터가 최대 추력을 낼 때 얻을 수 있다. 모터의 최대 추력 P는 설계 대상인 멀티콥터 요구도 상의 최대이륙중량에 하중계수(Load factor) n을 곱한 것을 팔의 개수로 나누어 구할 수 있다. 최대 모멘트는 아래와 같다.

$$|M|_{max} = PL_{arm_eff} = 9.81n \frac{MTOW}{n_{arm}} L_{arm_eff} \quad (21)$$

단면계수는 중립축(Neutral axis)에 대한 단면 2차 모멘트 I를 중립축에서 가장자리까지의 길이 c로 나눈 값이다. 따라서 최소 허용 단면계수는 c가 팔 단면적의 반경과 같을 때 얻을 수 있다.

$$S_{min} = \frac{I}{c} = \frac{\pi R_{arm}^3}{4} \quad (22)$$

최종적으로 식 (18)에서 정의된 안전계수(Factor of safety)를 구할 수 있게 된다. 탄소섬유복합재는 제작방식, 모재의 종류, 적층수 등에 따라 물성치가 달라지기 때문에 극한강도(Ultimate strength) 값을 특정할 수 없다. 본 연구에서는 직조 프리프레그(Fabric prepreg)인 WSN3K [7]를 이용해 준등방성(Quasi-isotropic)으로 적층한 것을 기본으로 하여 극한강도 값 0.9591GPa을 사용하여 안전성을 검증하였다. 실제 설계 시에는 사용할 재료의 물성치를 적용하면 된다.

계산을 통해 안전계수가 1보다 크게 되면 초기 설계 단계에서의 구조 안전성을 만족하는 것으로 볼 수 있다. 그리고 팔 끝단의 변위는 아래와 같이 구할 수 있다.

$$d = \frac{PL_{arm_eff}^3}{3E_f I} \quad (23)$$

준등방성(Quasi-isotropic) 물성을 가질 경우, 굴곡탄성계수(Flexural modulus) E_f 는 탄성계수

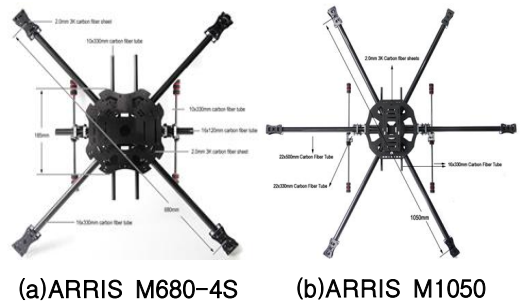
E와 같다고 볼 수 있다. 따라서 변위 계산을 위한 E_f 는 70GPa을 사용하였다[7].

III. 검증

3.1 검증 대상 기체

제안한 기법의 검증용 기체로 구조 중량 정보가 있는 상용제품과 개발자용으로 제작한 제품들을 대상으로 정하였다. 그리고 멀티콥터 체급에 따른 적용 범위를 설정하기 위해 최대이륙중량 10kg 미만의 소형 멀티콥터와 20kg 미만의 중형 멀티콥터로 구분하여 검증 모델을 선정하였다. 소형 멀티콥터 상용제품은 쿼드콥터인 ARRIS M680-4S 모델과 헬사콥터인 ARRIS M1050 모델이다. 개발자용 제품은 축간거리 850mm인 쿼드콥터 모델로 연구자들을 위한 테스트베드로 활용 가능한 제품이다. 각 모델의 형상은 Fig. 11과 같다.

중형 멀티콥터 상용제품은 헬사콥터인 DJI Matrice 600 모델과 동축반전 타입의 쿼드콥터인 Foxtech D130 X8 모델이다. 그리고 한국항공우주연구원 무인이동체 미래선도 핵심기술 개발사업에서 개발된 공공수요 멀티콥터 모델인 3S Tech 사의 헬사콥터 모델을 검증용으로 선정하였다. 각 모델의 형상은 Fig. 12와 같다.



(c) DevKopter 850

Fig. 11. Small-size Multicopter models for validation



Fig. 12. Mid-size Multicopter models for validation

3.2 입력 파라미터

중량 추정을 위해 앞서 정의한 입력 파라미터들을 검증 기체 별로 Table 2와 3에 정리하였다. 이미 제작된 기체들이기 때문에 파라미터들을 형상에 맞게 설정하여 입력하였다. 멀티콥터의 경우는 팔 개수가 동일하다고 하여 일반적인 형상이 결정되지 않기 때문에 기존 연구에서 사용한 이륙중량 대비 구조 중량을 추정하는 방법은 경향성을 확보할 수 없어 정확성이 높지 않다. 따라서 먼저 임무선도 및 임무중량 분석을 통한 초기 성능해석을 통해 성능 효율이 높은 팔 개수를 선정하여 원하는 임무장비 장착을 위한 초기 형상을 결정하여 구조 중량 계산에 반영하는 절차가 필요하다.

본 논문에서는 Fig. 2에 제시된 기본형상을 통해 구조 중량을 계산하는 절차를 확립하였지만 입력 파라미터의 조정을 통해 다양한 형상의 멀티콥터에 대한 초기 중량 계산이 가능하다. 검증을 위해 선정한 모델들의 경우에도 기본형상으로 제작되지 않은 것들이지만, Table 2와 3과 같이 입력 파라미터를 통해 각 모델의 형상을 반영한 계산이 가능하므로 다양한 제작 형상에 대해 설계 초기부터 반영이 가능하다는 특징이 있다. 예를 들면 3S Tech의 헥사콥터 모델은 센터 플레이트 외에 착륙장치 고정과 임무장비 장착을 위한 플레이트가 추가로 있는데 이는 계산과정에서 반영이 가능하다.

3.3 검증 및 비교

기체 별 입력 파라미터를 통해 추정된 기체 구조 중량을 정리하여 실제 중량과 비교하였다.

그리고 기존 연구[1-4]에서 사용하는 기체 구조 중량 방법을 이용하여 중량 추정 결과를 비교하였다. 기존 연구의 중량 추정식은 아래와 같다.

- Kim [1] :

$$w_{airframe} = (0.23) GTOW \quad (24)$$

- Magnussen [2] :

$$w_{airframe} = \left(\frac{w_{arm_unit}}{L_{arm}} \right) \left(\frac{n_{arm}}{2} \right) D \quad (25)$$

- Winslow [3] : 쿼드콥터만 적용 가능

$$w_{airframe} = (1.3119)(0.1R)^{1.2767} w_{batt}^{0.4587} \quad (26)$$

- Bershadsky [4] :

$$w_{airframe} = (0.19) GTOW \quad (27)$$

여기서 Magnussen[2]의 방법은 팔 튜브의 단 위길이당 중량을 축간거리들의 합으로 곱한 것을 의미한다. Table 4와 5에 추정 결과와 실제 값과의 오차를 정리하였다.

계산 결과를 보면 최대이륙중량 10kg 미만의 소형 멀티콥터의 경우, 본 논문에서 제안한 기법은 5% 내외의 오차 범위 안에서 기체 구조 중량을 근접하게 추정하고 있음을 알 수 있었다. 기존 연구들과 비교해서도 개선된 결과를 보임을 알 수 있었다. Magnussen[2]의 추정 기법은 다른 방법에 비해 부정확한 결과를 내는 것을 알 수 있었다. 이는 팔의 중량만을 이용해 구조 중량을 추정하기 때문으로 보인다.

최대이륙중량 20kg 미만의 중형 멀티콥터의 계산 결과에서는 10% 내외의 오차로 기체 구조 중량이 추정되는 것을 확인하였다. 중형 멀티콥터에서는 기존 연구 결과 일부의 오차가 상당히 개선되었으나, 본 논문에서 제시한 방법의 오차와 근접한 수준으로 확인되었다.

안전계수 값을 보면 모든 모델에서 매우 높은 값을 가지는 것을 알 수 있었다. 이는 추력 효율 및 안정적인 제어를 위해 팔 끝단의 변위를 최소화해야하기 때문이다.

Table 2. Input parameters of validation models (small-size multicopters)

Parameter	Description	ARRIS M680-4S	ARRIS M1050	DevKopter 850
n_{arm}	Number of arms	4	6	4
R	Propeller radius (mm)	190.50	215.90	228.60
r_G	Gap ratio btw props wrt prop radius	0.526	0.432	0.630
CP Shape	Center plate(CP) shape	Circle	Circle	Polygon
t_c	CP thickness (mm)	2.0	2.0	2.0
r_c	CP radius ratio wrt CP max. radius	0.62	0.36	0.94
r_{Hole}	CP hole area ratio (upper / lower)	0.34/0.24	0.34/0.24	0.34/0.24
ρ_c	CP material density (g/mm ³)	0.001482	0.001482	0.001482
R_{arm}	Arm tube radius (mm)	8.0	11.0	12.5
t_{arm}	Arm tube thickness (mm)	1.0	1.0	1.0
ρ_{arm}	Arm material density (g/mm ³)	0.001542	0.001542	0.001542
r_{arm}	Arm attachment portion	0.25	0.175	0.25
n_{LG}	Number of landing gear	2	2	2
R_{LG}	LG tube radius (mm)	8.0	11.0	8.0
t_{LG}	LG tube thickness (mm)	1.0	1.0	1.0
R_{skid}	LG skid tube radius (mm)	10.0	8.0	8.0
t_{skid}	LG skid tube thickness (mm)	1.0	1.0	1.0
r_{LG}	LG length ratio wrt arm length	0.36	0.66	0.49
r_{skid}	LG skid length ratio wrt CP diameter	1.78	1.47	1.22
ρ_{LG}, ρ_{skid}	LG and skid material density (g/mm ³)	0.001542	0.001542	0.001542
ρ_{batt_plate}	Battery plate(BP) material density (g/mm ³)	0.001482	0.001482	0.001482
$r_{battery}$	BP area ratio wrt CP area	0.30	0.30	0.30
r_{Hole_batt}	BP hole area ratio	0.30	0.30	0.30
t_{clamp}	Clamp thickness (mm)	5.0	5.0	5.0
ρ_{clamp}	Clamp material density (g/mm ³)	0.002770	0.002770	0.002770
R_{Motor}	Motor radius (mm)	22.65	28.85	30.35
r_{mount_l}	Motor mount length ratio wrt motor diameter	1.0	1.0	1.32
r_{Hole_mount}	Motor mount hole area ratio	0.30	0.30	0.30
n_{batt_spacer}	Number of battery spacer	4	4	28
n_{clamp}	Number of clamp pair (motor mount, arm, LG)	32	36	24
n_{long_screw}	Number of long screw	40	56	40
n_{short_screw}	Number of short screw	36	20	14
n_{gimbal_rod}	Number of gimbal rod	2	2	-
R_{gimbal_rod}	Gimbal rod pipe radius (mm)	5.0	8.0	-
t_{gimbal_rod}	Gimbal rod pipe thickness (mm)	1.0	1.0	-
l_{gimbal_rod}	Gimbal rod pipe length (mm)	330.0	330.0	-
$n_{LG_attach_pipe}$	Number of LG attachment pipe	1	-	-
$R_{LG_attach_pipe}$	LG attachment pipe radius (mm)	8.0	-	-
$t_{LG_attach_pipe}$	LG attachment pipe thickness (mm)	1.0	-	-
$l_{LG_attach_pipe}$	LG attachment pipe length (mm)	120.0	-	-
GTOW	Gross take-off weight (g) - empty weight	2,310	5,000	5,771
MTOW	Maximum take-off weight (g) - assumed	5,334	8,000	8,000
n	Load factor	2	2	2
w_{batt}	Battery weight (g)	805	1,500	2,130

Table 3. Input parameters of validation models (mid-size multicopters)

Parameter	Description	DJI Matrice 600	3S Tech Hexacopter	Foxtech D130 X8
n_{arm}	Number of arms	6	6	4
R	Propeller radius (mm)	266.70	254.0	355.60
r_G	Gap ratio btw props wrt prop radius	0.1237	0.2640	0.3870
CP Shape	Center plate(CP) shape	Polygon	Circle	Circle
t_c	CP thickness (mm)	1.0	2.0	3.0
r_c	CP radius ratio wrt CP max. radius	0.59	0.52	0.58
r_{Hole}	CP hole area ratio (upper / lower)	0.0/0.11	0.34/0.24	0.34/0.24
ρ_c	CP material density (g/mm ³)	0.001482	0.001482	0.001482
R_{arm}	Arm tube radius (mm)	14.0	12.5	15.0
t_{arm}	Arm tube thickness (mm)	1.0	2.0	2.0
ρ_{arm}	Arm material density (g/mm ³)	0.001542	0.001542	0.001542
r_{arm}	Arm attachment portion	0.00	-0.13	0.00
n_{LG}	Number of landing gear	2	2	2
R_{LG}	LG tube radius (mm)	11.50	12.50	12.50
t_{LG}	LG tube thickness (mm)	1.0	2.0	1.0
R_{skid}	LG skid tube radius (mm)	9.0	8.0	8.0
t_{skid}	LG skid tube thickness (mm)	1.0	1.0	1.0
r_{LG}	LG length ratio wrt arm length	0.99	1.0	1.20
r_{skid}	LG skid length ratio wrt CP diameter	1.56	1.50	1.78
ρ_{LG}, ρ_{skid}	LG and skid material density (g/mm ³)	0.001542	0.001542	0.001542
ρ_{batt_plate}	Battery plate(BP) material density (g/mm ³)	0.001482	0.001482	0.001482
$r_{battery}$	BP area ratio wrt CP area	-	0.30	0.79
r_{Hole_batt}	BP hole area ratio	-	0.10	0.10
t_{clamp}	Clamp thickness (mm)	5.0	5.0	5.0
ρ_{clamp}	Clamp material density (g/mm ³)	0.002770	0.002770	0.002770
R_{Motor}	Motor radius (mm)	30.0	30.35	43.40
r_{mount_l}	Motor mount length ratio wrt motor diameter	1.0	1.0	1.0
r_{Hole_mount}	Motor mount hole area ratio	0.0	0.0	0.30
n_{batt_spacer}	Number of battery spacer	-	8	8
n_{clamp}	Number of clamp pair (motor mount, arm, LG)	44	44	40
n_{long_screw}	Number of long screw	64	64	72
n_{short_screw}	Number of short screw	-	-	-
n_{gimbal_rod}	Number of gimbal rod	-	-	-
R_{gimbal_rod}	Gimbal rod pipe radius (mm)	-	-	-
t_{gimbal_rod}	Gimbal rod pipe thickness (mm)	-	-	-
l_{gimbal_rod}	Gimbal rod pipe length (mm)	-	-	-
$n_{LG_attach_pipe}$	Number of LG attachment pipe	-	-	-
$R_{LG_attach_pipe}$	LG attachment pipe radius (mm)	-	-	-
$t_{LG_attach_pipe}$	LG attachment pipe thickness (mm)	-	-	-
$l_{LG_attach_pipe}$	LG attachment pipe length (mm)	-	-	-
GTOW	Gross take-off weight (g) - empty weight	9,500	11,940	12,180
MTOW	Maximum take-off weight (g) - assumed	15,500	11,940	24,000
n	Load factor	2	2	2
w_{batt}	Battery weight (g)	3,570	4,126	4,980

Table 4. Estimation results (small-size multicopters, grams)

	ARRIS M680-4S	ARRIS M1050	DevKopter 850
Actual weight	700	1,400	1,232.62
This work	717.55 (2.45%)	1,401.46 (0.10%)	1,200.53 (2.67%)
Kim[1]	530.15 (32.04%)	1,150.00 (21.74%)	1,327.31 (7.13%)
Magnussen[2]	98.90 (607.78%)	320.49 (336.82%)	197.71 (523.46%)
Winslow[3]	1,215.71 (42.42%)	-	2,397.51 (48.59%)
Bershadsky[4]	437.95 (59.84%)	950.00 (47.37%)	1,096.47 (12.42%)
Factor of Safety	24.63	29.36	38.29
Tip Deflection (mm)	1.42	2.42	0.74

Table 5. Estimation results (mid-size multicopters, grams)

	DJI Matrice 600	3S Tech Hexacopter	Foxtech D130 X8
Actual weight	1,922.00	2,412.00	2,600
This work	1,809.49 (6.22%)	2,254.19 (7.00%)	2,368.62 (9.77%)
Kim[1]	2,185.00 (12.04%)	2,746.20 (12.17%)	2,801.40 (7.19%)
Magnussen[2]	444.49 (332.40%)	401.15 (501.27%)	651.30 (299.20%)
Winslow[3]	-	-	6,222.04 (58.21%)
Bershadsky[4]	1,805.00 (6.48%)	2,268.60 (6.32%)	2,314.20 (12.35%)
Factor of Safety	25.79	26.23	20.48
Tip Deflection (mm)	2.08	2.31	3.14

IV. 결 론

본 논문에서는 중소형 멀티콥터의 초기 사이징 과정에서 활용할 수 있는 기체 구조 중량 추정 기법을 제안하였다. 기존의 연구들이 대부분 이륙중량에 대한 비율로 계산하는 것에 비해 본 논문에서는 프로펠러 직경과 개수로부터 기하학적

으로 중량을 추정해가는 방안을 제시하였다. 제안한 방법의 장점은 초기 설계 단계에서 원하는 형상을 반영한 구조 중량 추정이 가능하다는 점과 이륙중량의 추정 없이 기하학적 형상을 이용하여 초기 중량 계산이 가능하다는 점이다. 기존 멀티콥터 모델들에 대한 기체 구조 중량 데이터가 많지 않기 때문에 현재는 6종의 모델에 대해 적용하여 타당성을 검증하였다. 실제 제작된 모델에 대한 중량 추정 결과가 근접하게 예측이 되었기 때문에 초기 설계 단계에서 실제 제작이 가능한 중량이 추정되었다는 의미가 된다. 추후로 기체 중량 정보를 추가적으로 확보하여 제안한 연구의 신뢰성을 높이고 적용 범위를 확장하는 과정이 필요할 것으로 보인다.

후 기

본 연구는 과학기술정보통신부 무인이동체 미래선도 핵심기술 개발사업 연구 수행 결과의 일부이며 지원에 감사드립니다.

References

- 1) Kim, M., Joo, H., and Jang, B. W., "Conceptual multicopter sizing and performance analysis via component database," *Ubiquitous and Future Networks (ICUFN), Ninth International Conference on IEEE*, July 2017, pp.105-109.
- 2) Magnussen, O., Hovland, G., and Ottestad, M., "Multicopter UAV design optimization," *Mechatronic and Embedded Systems and Application (MESA), 2014 IEEE/ASME Tenth International Conference on IEEE*, 2014, pp.1-6.
- 3) Winslow, J., Hrishikeshavan, V., and Chopra, I., "Design methodology for small-scale unmanned quadrotors," *Journal of Aircraft*, 2017, pp.1-9.
- 4) Bershadsky, D., Haviland, S., and Johnson, E. N., "Electric multirotor propulsion system sizing for performance prediction and design optimization," *57th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, San Diego, January 2016, pp.1-22.
- 5) Gryphon Dynamics Homepage (gryphon-

dynamics.co.kr)

6) Clearwater Composites Homepage (www.clearwatercomposites.com)

7) Park, Y., Nguyen, K., Kweon, J., Choi, J.,

and Han, J., "Structural analysis of a composite target-drone," *International Journal of Aeronautical and Space Science*, Vol. 12, No. 2, 2011, pp.84-91.