

## 미래 친환경 수송기기용 230 wh/kg 고출력 고밀도 배터리시스템 개발

심윤지<sup>1</sup> · 조범동<sup>1†</sup> · 조수빈<sup>1</sup> · 유수호<sup>1</sup>

<sup>1</sup>주식회사 브이스페이스

## Development of 230 wh/kg high power, high density battery system for future eco-friendly transportation equipment

Yunji Sim<sup>1,†</sup>, Bumdong Cho<sup>2</sup>, Soobin Cho and Suho Yoo<sup>2</sup>

<sup>1</sup>V-SPACE co., Ltd

**Abstract** : 미래 친환경 모빌리티 즉 도심항공교통(UAM, Urban Air Mobility)는 2040년까지 급성장하는 분야가 될 것으로 예상되지만, 배터리시스템 개발에 대한 연구는 활발하게 이뤄지지 못하고 있다. UAM의 배터리시스템은 전기자동차 대비 출력, 밀도 측면에서 크게 개선되어야 한다. 따라서 본 연구에서는 고출력, 고밀도 배터리시스템을 위한 배터리 모듈 기본 설계, 고출력 배터리 패키지 적용 BMS(Battery Management System) 기술, BTMS(Battery Thermal Management System) 개발, 시스템 제작 및 실증에 대한 연구 내용을 소개한다.

**Key Words** : UAM(도심항공교통), Electric Propulsion(전기추진), BMS(배터리 관리 시스템), BTMS(배터리 열관리 시스템)

### 1. 서 론

미래 친환경 전기추진 용 모빌리티(UAM, Urban Air Mobility), 수직 이착륙(VTOL)이 가능한 개인 항공기(Personal Air Vehicle, PAV) 중 하나로, 도심에서의 이동효율성을 극대화한 차세대 모빌리티로 정의 된다. UAM 시장은 향후 20년 동안 폭발적인 성장이 예상된다. 조사 기관 별로 시장 규모 전망에는 상당한 차이가 있지만 시장 조사 업체인 Frost & Sullivan에 따르면 UAM 시장은 2022년 본격적으로 시작되어 매년 CAGR 45.9%로 성장하고, 2040년까지 430,000만 대의 UAM이 운행될 것이라고 예측하고 있으며, 포르쉐 컨설팅은 UAM 시장이 2025년부터 빠르게 성장해 2035년에는 시장 수요가 전 세계적으로 약 1만 6,000대에 달할 것으로 전망하였다.

특히 Morgan Stanley는 2040년까지 eVTOL 기반의

에어 택시 시장이 약 1조 5,000억 달러(한화 약 1,750조 원) 규모에 이를 것으로 전망하였는데, 이 중에서도 수송 서비스와 승객 대상 eVTOL 서비스가 8,510억 달러, 화물 운송 영역은 4,130억 달러, 군사 및 국방 분야 120억 달러, 마지막으로 배터리, 자율주행 제어 소프트웨어 등 지원 기술 및 서비스에서 1,980억 달러 규모로 전망하여, 운송서비스를 제외하면 배터리 시장이 가장 클 것으로 전망된다.

UAM은 여러 개의 프로펠러/로터로 추진을 하는 eVTOL 분산추진 방식이 기본으로 자리잡았으며, 동력원 또한 내연기관을 이용한 방식에서 전기, 수소, 하이브리드 방식 등 다양한 프로토타입이 개발되고 있으나 전기 추진방식 만 상용화 직전 단계이다. 날개 회전에서 발생하는 소음이 분산추진으로 낮아져 대부분의 UAM이 분산추진을 채택하며, 여러 개의 프로펠러 사용으로 안전성이 향상된다.(상대적으로 2차 전지의 안전성 향상 요구됨) 수직 이착륙 기능이 동일한 항공기 유형 중 하나는 헬리콥터인데, 헬리콥터와 비교해 eVTOL이 갖는 장점은 1) 저 소음(특히 헬리콥터 소음


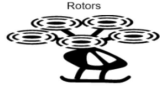
†교신저자 (Corresponding Author)

E-mail: ceo@vspacecompany.com

Copyright © The Society for Aerospace System Engineering

보다도 1/4 가량 낮은 수준), 2) 낮은 운영 비용, 3) 높은 수준의 안전성 이다.

**Table 1** 헬리콥터와 eVTOL의 비교  
(출처: flaticon(2020) )

|                                       | Helicopter                                                                                             | eVTOL Aircraft                                                                                                                   |
|---------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Aircraft Schematic                    |                       |                                                 |
| Rotor                                 | <ul style="list-style-type: none"> <li>• One main rotor</li> <li>• With tail rotor</li> </ul>          | <ul style="list-style-type: none"> <li>• Multiple small rotors</li> <li>• Without tail rotor</li> </ul>                          |
| Source of power to drive the rotor(s) | Engine                                                                                                 | Motor                                                                                                                            |
| Power source                          | Fuel                                                                                                   | <ul style="list-style-type: none"> <li>• Batteries only</li> <li>• Combination of batteries and gas turbine generator</li> </ul> |
| Cruising range                        | Approximately 600–800km                                                                                | Approximately several tens of km – 300km                                                                                         |
| Passenger capacity                    | Approximately several–15 (maximum)                                                                     | Approximately 5 (maximum)                                                                                                        |
| Size of takeoff and landing area      | Larger than the full length and full width of the landing aircraft (in the case of ground level sites) | –                                                                                                                                |

이러한 장점으로 UAM 시장은 향후 20년 동안 폭발적인 성장이 예상된다. 조사 기관 별로 시장 규모 전망에는 차이가 있지만, 시장 조사 업체인 Frost & Sullivan에 따르면 UAM 시장은 매년 CAGR 45.9%로 성장하고, 2040년까지 430,000만 대의 UAM이 운행될 것이라고 예측했다. 포르쉐 컨설팅은 UAM 시장이 2025년부터 빠르게 성장해 2035년에는 시장 수요가 전 세계적으로 약 1만 6,000대에 달할 것으로 전망하였다. Morgan Stanley는 2040년까지 eVTOL 기반의 에어 택시 시장이 약 1조 5,000억 달러(한화 약 1,750조 원) 규모에 이를 것으로 전망하고 있다.

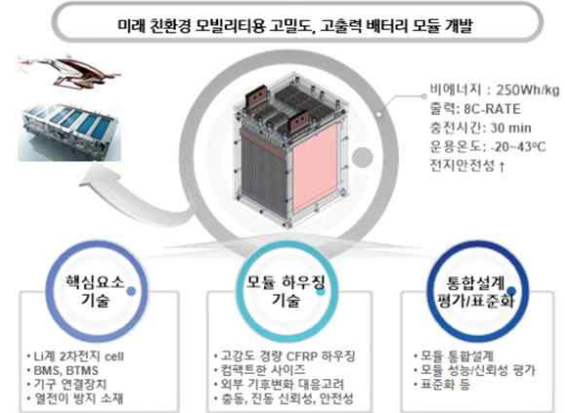
그럼에도 UAM의 경우 배터리의 연구개발에 대한 논의는 아직 충분하지 못하다. 우선 배터리 출력면에서 전기자동차 대비 최소 3배 이상 높아야 하며, 에너지 밀도가 낮은 경우 출력은 더욱 높아야 이륙에 필요한 충분한 에너지를 공급할 수 있다. 본 연구에서는 이러한 eVTOL에 적용가능한 고출력 고밀도 배터리 시스템에 대한 내용을 다룬다.

## 2. 본 론

### 2.1 기술의 정의 및 범위

배터리시스템의 경우 배터리 모듈을 여러 개로 구성되며 Master BMS(통합 배터리 제어 장치)가 포함되며, 배터리 모듈의 경우 배터리 셀로 이루어진 작은 단위라고 할 수가 있으며, Slave BMS (배터리 제어 장치)가 달려 있어 온도 및 전압에 대한 모니터링 전장 장치가 연결되어 있으며, 냉각을 위한 최소 단위라고 할 수 있다.

항공용을 위해서는 배터리의 장착 위치가 날개부분에 위치하게 되어 배터리 모듈이 항공기의 특성에 맞춰 적정한 사이즈 팩화 되어 분산 배치되는 것이 일반적이므로 기존의 많이 개발되어 왔던 전기 자동차 배터리 모듈과는 다른 재질 및 패키지 방법 등이 필요한 상황이다. 또한 날개 부분에 위치하다 보니 냉각 방식 역시 수냉방식을 적용하기가 어려우므로 공냉방식에 대한 접근을 하고 있으며 일반 온도가 15℃ 그리고 저압환경임을 고려한 냉각 설계 등이 필요하다. 하기 그림은 연구하고자하는 배터리 개발 내용이다.



**Fig. 1** 필요기술의 정의

### 2.2 배터리 경량화 기술

기존의 전기자동차용 배터리 모듈의 경우 엔지니어링 플라스틱 종류를 사용하였으나, 기계적 강도, 경량화 등을 배터리 모듈에서도 최대한 보완하기 위하여 CFRP를 적용한 경량, 하우징을 개발하여 적용을 하고자 한다. 날개 부분에 부착이 되므로 일반 차량과 달

리 샤시에 연결되기 어려운 부분이 있으므로 소규모의 배터리 분산 팩에 들어가는 모듈 역시 결착이 가능한 구조를 고안하여 적용이 필요하다.

우선, CFRP Parts 제품 설계에서 중량 감소를 위해 최적 위치 선정 및 형상 설계를 진행하고, 회피설계를 통한 내부 부품 간섭을 제거하고, 제작성 및 가공성 검토를 통한 제품 설계를 완료하였다.

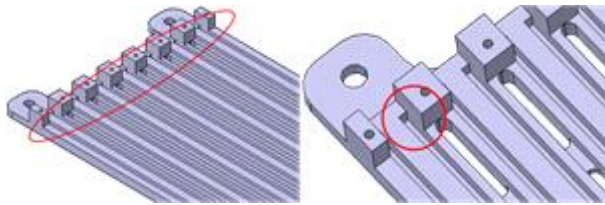


Fig. 2 CFRP Parts 설계

다음으로 CFRP Parts 금형설계검토를 하였으며, 형상에 따른 금형제작여부 검토, 제작공정 설계 및 형상 구현을 위한 가공성 검토순서로 진행하였다.

마지막으로 CFRP Parts 시제품제작을 제작하고, CFRP Parts 시험평가를 진행하였다. 시제품제작에서 Tg상승을 통한 내열성 범위 확대 목적을 위한 고내열CF Prepreg 소재를 적용하였고, 편평도확보 및 가공시열 변형을 고려하여 고내열고탄성 소재 적용하였다. 최종적으로 CFRP Parts 내열성 및 충격테스트 평가하여, 적용가능성을 확인 하였다.



Fig. 3 CFRP Parts 제작

## 2.3 배터리 열관리 및 고안전성 기술

일반 지상이 아닌 항공에서의 배터리 구동은 온도제어를 수냉방식으로 적극적으로 하기 어려운 것이 현실이다. 하기 그림처럼 리튬이온 전지의 이상적인 셀 사

용 온도범위는 통상적으로 25~55℃이다. 이 이상 온도가 올라갈 경우 셀이 부품 현상은 셀의 화학반응에 의한 급격한 수명 저하 발생이 될 수 있다. 또한 셀의 운영 온도에 따라서 셀의 수명이 더 길어질 수도 있고 혹은 짧아질 수도 있는데 이러한 특성의 배터리의 냉각효율에 따라서 크게 좌우된다.

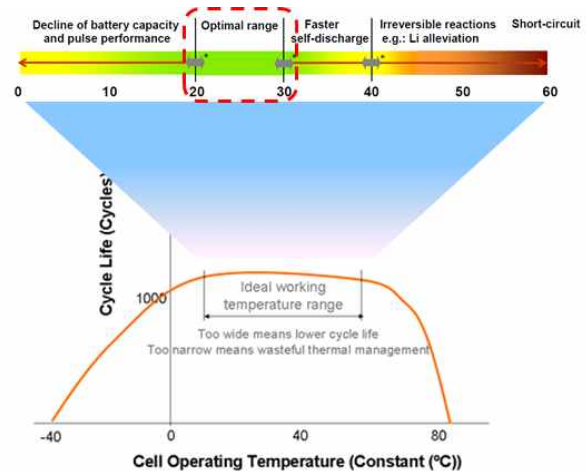


Fig. 4 이상적인 배터리 사용 온도 범위

(출처: Lahiru Sajith Wickramaratne(2017),

“Batterythermalmanagementsystem”, M.Eng (Hons) mechanical engineering)

리튬 이온 전지를 사용하는 배터리에서 열관리가 정상적으로 되지 않을 경우 최적 운전 온도 섭씨 25 ~ 55도 범위를 벗어 날 경우 수명이 현저하게 짧아지고 특히 잠열이 지속적으로 축적 될 수 있는 구조에서 전기로 작동 되는 팬이나 펌프 같은 냉각 장치들이 작동하지 않은 상황에서는 안전장치가 작동 되지 않을 경우 배터리는 열화·발화할 수 있다. 따라서 본 연구에서는 적극적인 셀, 모듈, 시스템 레벨의 열 해석 및 모듈 구조, 냉각 방법에 대한 내용을 포괄하고 있다. 현재 UN38.3 및 다른 배터리 관련 표준들에서도 단일 셀 열폭주에 따른 열전이 방지가 중요한 이슈로 부각되고 있다. 특히 날개부분에 위치한 배터리 셀에서 열폭주에 의한 날개 손상 모듈 파괴 등이 발생할 경우 날개 파손 등의 대형 사고로 이루어 질수 있으므로 본 배터리 연구에서는 셀이 발화했을 경우 소화 가능한 소재 개발 및 적용을 포함하고 있다.

파우치 셀의 경우 셀의 열폭주 시 원통형과 각형셀과 달리 약간 랜덤한 경향성을 지니고 있다. 원통형 각형

셀의 경우 일반적으로 셀의 벤딩구쪽을 통한 강한 압력 및 불꽃이 발생하지만 파우치형의 경우 랜덤 성향을 나타내므로 1차원 구조가 아닌 3차원 구조를 가지는 형태로서 배터리를 효과적으로 실링 부를 효과적으로 감싸는 방법을 모색하였다. 발포 형태 등을 고안하여 발화시 배터리 내부까지 효과적으로 즉시 차단 가능한 방법을 포함하고 있다.



Fig. 5 배터리 최적 화재방지 소재 구조 선정

또한 개방형 하우징을 검토하여, 항공기와 배터리에 이중으로 적용되는 방수·방진을 항공기 단위에서만 적용하는 것을 검토하고, 배터리 단위에서는 에너지밀도를 더욱 극대화하는 개발을 고려하였다. DO-311 항공용 리튬이차전지 안전성 시험 평가 기술 방법 기반으로 배터리 모듈레벨에서 평가 할수 있는 신뢰성/ 안전성 시험에 대한 부분을 포괄하고 있으며 이를 참조한 연구를 진행하였다.

화재 방지 소재의 제조 방법 최적화로 상온경화형의 경우 실리콘을 기본 수지로 적용하고, 고온 경화형의 경우 실리콘, 아크릴, 에바 수지를 적용하였다. 화재 방지 소재 두께는 0.5T~3.5T로 열전도도는 0.75~3 w/mk이다.

물리적, 화학적 특성 평가로 압축회복율, 체적저항, 인장신도, 인장강도, 열전도도, 방화도를 평가하였으며, 그 결과는 아래 그래프와 같다. 200℃ 플레이트에서 180초간 노출되었을 때 배터리 내부의 온도는

80~90℃로 나타났다.

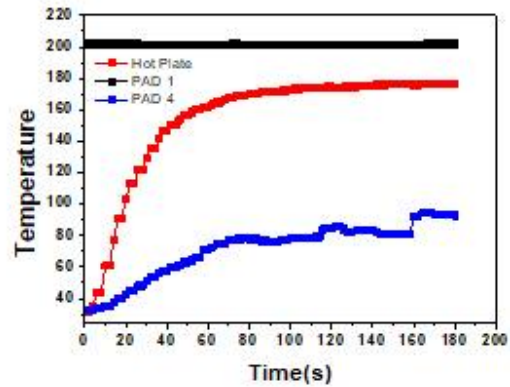


Fig. 6 배터리 화재방지 소재 시험 결과

## 2.4 배터리 시스템 기술

최종 배터리 시스템 측면에서는 상위 시스템과 연계된 배터리 제어시스템 BMS (Battery Management System), 배터리의 안전한 관리 및 경량 공랭시스템과 연동된 인텔리전트 배터리 열관리시스템 BTMS (Battery Thermal Management System), LWHHS (Low Weight High Intensity Housing System), CFRP 이용 경량 고강도 하우징 시스템, 개별 화재방지시스템 IFPS (Individual Fire Protection System), 150kW 급 고방전 배터리의 모듈을 제어하고 비상상황에서 항공기 운항에 필요한 최소 전력공급이 가능한 배터리 제어시스템개발 (모듈 배터리는 8S2P로 구성), 패키지 기준 비출력 250Wh/kg 달성이 가능한 모듈 배터리 개발, 고신뢰성 배터리 모듈로 체계 장착형태를 고려한 냉각 설계, 배터리 시스템 구성 등 통합설계, 고안전성 배터리 모듈로 Cap, Filler, Pouch 형태의 자기 반응형 화재 방지 소재 개발 적용하였다.

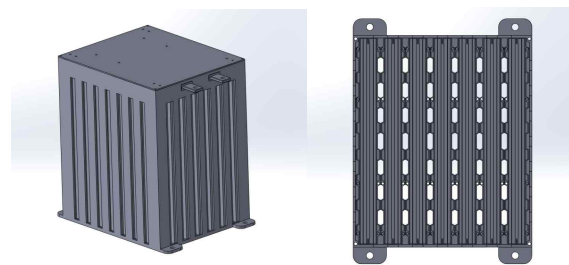


Fig. 7 배터리 시스템 설계

적용부품 또는 시스템으로는 150kW급 고방전 배터리 패키지, 도심항공모빌리티에 적용하였고, 배터리 모듈의 안전성 및 화재 확산을 예방하기 위한 화재 방지 소재 적용 배터리 모듈 및 패키지 부품, 배터리 모듈의 경량화를 위한 Carbon Fiber 소재, 항공모빌리티에 적용 가능한 모듈의 정보 수집 slave BMS 개발, 배터리 모듈의 열 확산 최적화 및 열 해석을 위한 모델링을 하였다.



Fig. 8 배터리 조립과정

기술 내용으로는 고출력, 급속충전 배터리 모듈 적용 BMS(Battery Management System) 기술 개발, 배터리 모듈 방열구조, 열관리 BTMS(Battery Thermal Management System) 기술, 고출력, 고밀도 배터리 패키지 제조/조립 공정기술 개발, 고출력, 고밀도 배터리 제조/조립 공정기술 개발, 배터리 셀 열폭주시 모듈의 안전성 확보를 위한 불연 소재 적용 개발, 고신뢰성, 고안전성 배터리 통합 성능 시험, 안전성 및 신뢰성을 갖춘 배터리 모듈 및 팩을 개발하였다.



Fig. 9 완성 배터리

### 3. 결 론

개발된 배터리 시스템을 적용하여, 8C-rate 0.8분 방전 시험, KS C IEC 60068-2-31:2014 기준의 배터리 충격낙하시험 및 배터리 케이스 내열성 시험을 충족하

는 것을 확인하였으며, 배터리 모듈 에너지밀도가 230wh/kg이상 인 것을 확인하였다.

또한 개발된 배터리 시스템을 (주)브이스페이스의 eVTOL기체 'V-SPEEDER X'에 적용하여, 탑재중량 90kg으로 고도 150m이하 항속거리 4km이내에서 시험비행을 진행하였다.



Fig. 9 eVTOL기체 적용 시험 비행

향후 미국 FAA의 감항증명을 진행하고 있는 eVTOL 기체의 배터리 시스템을 참고하여, 감항증명에 더 적합한 배터리 시스템에 대한 연구, 전기자동차와 차별화된 항공용에 최적화된 배터리 제어 시스템에 대한 연구가 필요하다.

### 참 고 문 헌

- [1]이중현, *도심항공모빌리티의 미래*, 기술과 혁신, 2021.
- [2]삼성KPMG경제연구원, *하늘 위에 펼쳐지는 모빌리티 혁명,도심 항공 모빌리티*, 통권 제70호, 2020.
- [3] J. H Kim et al., "Stable Configuration of a Li-Ion Series Battery Pack Based on a Screening Process for Improved Voltage/SOC Balancing," IEEE Trans. Power Electronics, vol. 27, pp. 411-424, Jan. 2012.
- [4] M.Daowd et al., "Passive and active battery balancing comparison based on MATLAB simulation," 2011 IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference, pp. 1-7, Oct. 2011.
- [5] J.Qietal., "Review of battery cell balancing techniques," in Proceedings of the Power Engineering Conference(AUPEC), pp. 1-6, Sep. 2014.

- 
- [6] S. J. :Lee et al., *"Transformer Design Methodology to Improve Transfer Efficiency of Balancing Current in Active Cell Balancing Circuit using Multi-Winding Transformer,"* The Transactions of the Korean Institute of Power Electronics, pp. 247-255, Aug. 2018.
- [7] J. Xu et al., *"SOC based battery cell balancing with a novel topology and reduced component count",* Energies, vol. 6, pp. 2726-2740, May 2013.