

**【서지사항】**

**【서류명】** 특허출원서

**【참조번호】** 0228

**【출원구분】** 특허출원

**【출원인】**

**【명칭】** 주식회사 브이스페이스

**【특허고객번호】** 1-2018-035933-7

**【대리인】**

**【명칭】** 특허법인 오킴스

**【대리인번호】** 9-2019-100041-4

**【지정된변리사】** 박시형, 이의철, 김종승

**【발명의 국문명칭】** 비행체 동력 시스템의 이상 상태에 대응하는 능동적 출력 제어 장치 및 방법

**【발명의 영문명칭】** APPARATUS AND METHOD FOR ACTIVE OUTPUT CONTROL RESPONDING TO ABNORMAL STATE OF A FLYING OBJECT POWER SYSTEM

**【발명자】**

**【성명】** 유수호

**【성명의 영문표기】** YU, Su Ho

**【국적】** KR

**【주민등록번호】** 970928-1XXXXXX

**【우편번호】** 14999

**【주소】** 경기도 시흥시 능곡서로 27

**【거주국】** KR

**【발명자】**

**【성명】** 정유진

**【성명의 영문표기】** JUNG, Yu Jin

**【국적】** KR

**【주민등록번호】** 970818-2XXXXXX

**【우편번호】** 03781

**【주소】** 서울특별시 서대문구 연희로 38-20

**【거주국】** KR

**【발명자】**

**【성명】** 이창수

**【성명의 영문표기】** LEE, Chang Su

**【국적】** KR

**【주민등록번호】** 990616-1XXXXXX

**【우편번호】** 15019

**【주소】** 경기도 시흥시 함송로29번길 54

**【거주국】** KR

**【발명자】**

**【성명】** 김연준

**【성명의 영문표기】** KIM, Yeon June

**【국적】** KR

**【주민등록번호】** 001108-3XXXXXX

**【우편번호】** 22859  
**【주소】** 인천광역시 서구 서로3로 225  
**【거주국】** KR  
**【출원언어】** 국어  
**【심사청구】** 청구  
**【이 발명을 지원한 국가연구개발사업】**  
**【과제고유번호】** 2710036487  
**【과제번호】** 00400712  
**【부처명】** 과학기술정보통신부  
**【과제관리(전문)기관명】** 정보통신기획평가원  
**【연구사업명】** SW컴퓨팅산업원천기술개발(R&D, 정보화)  
**【연구과제명】** 도심항공교통의 비정상 상황 인지 및 대응을 위한 온보드  
 기반 지능형 항전SW 플랫폼 기술 개발 및 실증  
**【과제수행기관명】** 주식회사 브이스페이스  
**【연구기간】** 2024.04.01 ~ 2027.12.31  
**【취지】** 위와 같이 지식재산처장에게 제출합니다.  
 대리인 특허법인 오킴스 (서명 또는 인)

**【수수료】**

**【출원료】** 0 면 46,000 원  
**【가산출원료】** 35 면 0 원  
**【우선권주장료】** 0 건 0 원

<b>【심사청구료】</b>	5	항	421,000	원
<b>【합계】</b>	467,000원			
<b>【감면사유】</b>	소기업(70%감면)[1]			
<b>【감면후 수수료】</b>	140,100	원		
<b>【수수료 자동납부번호】</b>	3170018527991			
<b>【첨부서류】</b>	1. 기타첨부서류[위임장]_1통			

1 : 기타첨부서류

[PDF 파일 첨부](#)

## 【발명의 설명】

### 【발명의 명칭】

비행체 동력 시스템의 이상 상태에 대응하는 능동적 출력 제어 장치 및 방법  
{APPARATUS AND METHOD FOR ACTIVE OUTPUT CONTROL RESPONDING TO ABNORMAL STATE  
OF A FLYING OBJECT POWER SYSTEM}

### 【기술분야】

【0001】 본 발명은 배터리를 동력원으로 사용하는 전기 추진 시스템 (Electric Propulsion System)에 관한 것이다. 보다 상세하게는, 무인 이동체 (Unmanned Vehicle) 또는 도심 항공 모빌리티(Urban Air Mobility, UAM) 등의 안전 제어 기술 분야에 관한 것이다.

### 【발명의 배경이 되는 기술】

【0002】 최근 드론 및 UAM과 같은 전기 추진 비행체의 활용이 급격히 증가함에 따라, 핵심 동력원인 배터리의 안정성 확보가 중요한 과제이다. 이러한 비행체는 고출력, 고밀도의 리튬 기반 배터리 등을 주 동력원으로 사용하는데, 비행 중 급격한 기동, 고부하 임무 수행 또는 외부 환경 요인으로 인해 배터리가 과열되거나 과전류, 과전압 상태에 노출될 수 있다.

【0003】 기존의 배터리 관리 시스템(Battery Management System, BMS)은 이러한 이상 상태를 감지하는 기능은 갖추고 있으나, 그 대응 방식이 매우 수동적이다. 대부분의 기존 시스템에서 BMS는 배터리 이상을 감지하더라도, 지상 통제 장치

(Ground Control System, GCS)나 조종사에게 시각적 또는 청각적 경고 신호를 전송하는 데 그친다.

【0004】 그런데, 고속으로 비행 중이거나 복잡한 임무를 수행 중인 조종사 또는 운용자가 이러한 경고 신호를 즉각적으로 인지하고 정확한 비상 대응 조치를 취하기가 현실적으로 어렵다. 조종사의 대응이 지연되는 순간에도 배터리 상태는 지속적으로 악화될 수 있으며, 이는 결국 배터리의 열폭주(Thermal Runaway), 화재, 또는 추진 시스템의 갑작스러운 정지로 이어져 기체의 추락이라는 결과를 유발할 수 있다.

【0005】 따라서, 단순한 사후 경고가 아닌, 시스템 스스로가 위험을 판단하고 능동적으로 비행 제어에 개입하여 기체의 안전을 확보할 수 있는 안전 매커니즘이 요구된다.

### 【발명의 내용】

#### 【해결하고자 하는 과제】

【0006】 본 발명은 배터리 이상 상태 발생 시, 운용자나 조종사의 개입을 기다리지 않고 제어 장치가 자동으로 시스템의 안전을 확보하는 능동적 안전 제어 방법 및 장치를 제공하는 것을 목적으로 한다.

【0007】 본 발명은 이동체의 안정적인 운용 상태를 능동적 안전 제어 방법 및 장치를 제공하는 것을 목적으로 한다.

#### 【과제의 해결 수단】

【0008】 본 발명의 일 실시예에 따른 비행체의 비행제어컴퓨터가 수행하는 비행 제어 방법은, 상기 비행체의 배터리 상태를 관리하는 배터리 관리 시스템으로부터 배터리 이상 상태에 관한 이상 신호를 수신하는 동작, 상기 이상 신호에 응답하여, 조종사의 개입 없이 상기 비행제어컴퓨터가 사전에 설정된 안전 비행 알고리즘을 자동으로 실행하는 동작, 및 상기 안전 비행 알고리즘에 따라, 상기 비행체의 추진 시스템에 가용한 최대 추진력을 복수의 단계에 걸쳐 순차적으로 제한하는 제어 명령을 생성하는 동작을 포함할 수 있다.

【0009】 일 실시예에 있어서, 상기 최대 추진력을 제한하는 동작은, 상기 추진 시스템의 정상 상태 최대 추진력을 제1 제한 수준으로 감속시키고, 상기 이상 신호가 지속되는 경우 상기 제1 제한 수준보다 낮은 제2 제한 수준으로 추가 감속시키는 동작을 포함할 수 있다.

【0010】 일 실시예에 있어서, 상기 안전 비행 알고리즘은, 상기 이상 신호가 수신된 이후 조종사로부터 입력되는 비행 명령 중 급상승 또는 고속 기동과 같이 사전에 정의된 고부하 기동 명령을 억제하거나 변환하는 동작을 더 포함할 수 있다.

【0011】 일 실시예에 있어서, 상기 방법은 상기 제어 명령을 생성한 후, 상기 배터리 관리 시스템으로부터 상기 이상 신호의 해제에 연관된 정상 신호를 수신하는 경우, 상기 최대 추진력에 대한 제한을 해제하고 정상 비행 모드로 복귀시키는 동작을 더 포함할 수 있다.

【0012】 본 발명의 일 실시예에 따른 전기 추진 이동체의 제어 장치는, 상기

이동체에 전원을 공급하는 전원부의 동작 상태를 감지하는 센싱부, 상기 이동체를 구동하는 추진 시스템, 및 상기 센싱부 및 상기 추진 시스템과 통신 가능하게 연결된 제어부를 포함할 수 있다.

【0013】 일 실시예에 있어서, 상기 제어부는, 상기 센싱부로부터 상기 전원부의 비정상 동작 상태를 나타내는 신호를 수신하는 경우, 상기 이동체의 안정적인 운용 상태를 유지하는 범위 내에서 상기 추진 시스템에 인가되는 최대 출력을 단계적으로 제한하도록 설정될 수 있다.

### 【발명의 효과】

【0014】 본 발명의 실시예에 따른 추진력 제한 제어 장치에 의하면, 배터리 과열 또는 과전류와 같은 비상 상황 발생 시, 제어부가 즉각적으로 추진력을 제어하여 열폭주나 화재, 추락과 같은 치명적인 사고 위험을 최소화할 수 있다.

【0015】 본 발명의 실시예에 따른 추진력 제한 제어 장치에 의하면, 이동체가 급격히 불안정해지는 것을 방지하고 안전한 비행 또는 운용 상태를 유지할 수 있다.

### 【도면의 간단한 설명】

【0016】 도 1은 본 발명의 일 실시예에 따른 추진력 제한 제어 시스템의 구성을 개략적으로 나타내는 블록도이다.

도 2는 본 발명의 일 실시예가 적용된 비행체의 물리적 구성을 나타내는 도면이다.

도 3은 본 발명의 제어부의 일 실시예인 비행제어컴퓨터(FCC)의 내부 기능 블록도이다.

도 4는 본 발명의 일 실시예에 따른 상위 개념의 추진력 제한 제어 동작 순서도이다.

도 5는 본 발명의 일 실시예에 따른 상세한 추진력 제한 제어 알고리즘 순서도이다.

도 6은 본 발명의 일 실시예에 따라 배터리 이상 발생 시 시간 경과에 따른 추진력의 단계적 제한을 설명하기 위한 그래프이다.

도 7은 본 발명의 일 실시예에 따라 배터리 상태가 정상화될 때 추진력이 회복되는 과정을 설명하기 위한 그래프이다.

도 8은 본 발명의 일 실시예에 따른 각 구성 요소 간의 동작 흐름 과정을 나타내는 도면이다.

도 9는 본 발명의 다른 실시예에 따른 상위 개념의 이동체 제어 장치 구성도이다.

#### **【발명을 실시하기 위한 구체적인 내용】**

【0017】 이하, 본 발명의 다양한 실시 예가 첨부된 도면을 참조하여 기재된다. 본 발명은 특정 실시 예에 대해 한정되지 아니며, 본 발명의 실시 예들의 다양한 변경(modification), 균등물(equivalent), 및/또는 대체물(alternative)을 포함하는 것으로 이해되어야 한다. 도면의 설명과 관련하여, 유사한 구성요소에 대해서

는 유사한 참조 부호가 사용될 수 있다.

【0018】 본 문서에서, "가진다", "가질 수 있다", "포함한다", 또는 "포함할 수 있다" 등의 표현은 해당 특징(예: 수치, 기능, 동작, 또는 부품 등의 구성요소)의 존재를 가리키며, 추가적인 특징의 존재를 배제하지 않는다.

【0019】 본 문서에서, "A 또는 B", "A 또는/및 B 중 적어도 하나", 또는 "A 또는/및 B 중 하나 또는 그 이상" 등의 표현은 함께 나열된 항목들의 모든 가능한 조합을 포함할 수 있다. 예를 들면, "A 또는 B", "A 및 B 중 적어도 하나", 또는 "A 또는 B 중 적어도 하나"는, (1) 적어도 하나의 A를 포함, (2) 적어도 하나의 B를 포함, 또는 (3) 적어도 하나의 A 및 적어도 하나의 B 모두를 포함하는 경우를 모두 지칭할 수 있다.

【0020】 본 문서에서 사용된 "제1", "제2", "첫째", 또는 "둘째" 등의 표현들은 다양한 구성요소들을, 순서 및/또는 중요도에 상관없이 수식할 수 있고, 한 구성요소를 다른 구성요소와 구분하기 위해 사용될 뿐 해당 구성요소들을 한정하지 않는다. 예를 들면, 본 문서에 기재된 권리 범위를 벗어나지 않으면서 제1 구성요소는 제2 구성요소로 명명될 수 있고, 유사하게 제2 구성요소도 제1 구성요소로 바꾸어 명명될 수 있다.

【0021】 본 문서에서 사용된 표현 "~하도록 구성된(또는 설정된)(configured to)"은 상황에 따라, 예를 들면, "~에 적합한(suitable for)", "~하는 능력을 가지는(having the capacity to)", "~하도록 설계된(designed to)", "~하도록 변경된(adapted to)", "~하도록 만들어진(made to)", 또는 "~를 할 수 있는(capable o

f)"과 바꾸어 사용될 수 있다. 용어 "~하도록 구성(또는 설정)된"은 "특별히 설계된(specifically designed to)"것만을 반드시 의미하지는 않는다.

【0022】 본 문서에 있어서 제1 전자장치(들)와 제2 전자장치(들) 사이에서 송수신되는, 예컨대, "명령(command)", "명령어(instruction)", "제어 정보", "메시지", "정보", "데이터", "패킷", "데이터 패킷", "인텐트(intent)" 및/또는 "신호"는 그 표현에 구애됨 없이 인간이 인지할 수 있는 사상이나 구체적인 전기적 표현(예: 디지털 부호/아날로그 물리량)을 포함하거나 그 자체를 지칭하는 것일 수 있다. 상기 열거된 예시적인 표현이 사용하게 되는 맥락에 따라 다양하게 해석될 수 있음은 본 문서에서 개시된 발명이 속한 기술분야의 통상의 기술자에게 자명할 것이다. 본 문서에서 "A가 B보다 크다"는 단순히 "A가 B보다 크다"는 의미를 갖고 있을 뿐만 아니라 "A가 B보다 같거나 크다"라는 의미도 포함한다.

【0023】 본 문서에서 사용된 용어들은 단지 특정한 실시 예를 설명하기 위해 사용된 것으로, 다른 실시 예의 범위를 한정하려는 의도가 아닐 수 있다. 단수의 표현은 문맥상 명백하게 다르게 뜻하지 않는 한, 복수의 표현을 포함할 수 있다. 기술적이거나 과학적인 용어를 포함해서 여기서 사용되는 용어들은 본 문서에 기재된 기술 분야에서 통상의 지식을 가진 자에 의해 일반적으로 이해되는 것과 동일한 의미를 가질 수 있다. 본 문서에 사용된 용어들 중 일반적인 사전에 정의된 용어들은 관련 기술의 문맥 상 가지는 의미와 동일 또는 유사한 의미로 해석될 수 있으며, 본 문서에서 명백하게 정의되지 않는 한, 이상적이거나 과도하게 형식적인 의미로 해석되지 않는다. 경우에 따라서, 본 문서에서 정의된 용어일지라도 본 문

서의 실시 예들을 배제하도록 해석될 수 없다.

【0025】 도 1은 본 발명의 일 실시예에 따른 추진력 제한 제어 시스템의 구성을 개략적으로 나타내는 블록도이다.

【0026】 도 1을 참조하면, 본 발명의 일 실시예에 따른 추진력 제한 제어 시스템(100)은 전기 추진 이동체, 본 실시예에서는 무인 비행체(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)에 탑재된 경우를 예시로 설명한다. 이러한 시스템(100)은 전반적으로 배터리 관리 시스템(110), 비행제어컴퓨터(120), 및 추진 시스템(130)을 포함하여 구성될 수 있다. 물론, 본 발명이 이에 한정되는 것은 아니며, 시스템(100)은 비행체의 종류나 목적에 따라 다양한 기타 구성요소들을 더 포함할 수 있으며, 이러한 구성은 다양하게 변형될 수 있다.

【0027】 배터리 관리 시스템(BMS, 110)은 이동체의 주 동력원인 배터리(115)의 상태를 실시간으로 모니터링하는 역할을 수행한다. 본 실시예에서, BMS(110)는 단순 센서가 아닌 지능형 모듈로서, 스스로 배터리 상태를 판단하여 과열, 과전류 등 비정상 상태가 감지될 경우, 이를 나타내는 배터리 이상 신호(S1)를 생성한다.

【0028】 배터리(115)는 복수의 배터리 셀로 구성될 수 있으며, BMS(110)는 배터리(115)의 온도, 전압, 전류 등을 측정하기 위한 적어도 하나의 센서(예: 온도 센서, 전류 센서)를 포함한다.

【0029】 일 실시예에서, BMS(110)는 지능형 센서 역할을 수행한다. BMS(110)가 내장된 프로세서와 센서를 이용해 배터리 셀의 온도, 전류, 전압을 주기적으로 점검하고, 자신의 메모리에 저장된 임계값을 기준으로 스스로 이상 상태를 판단할 수 있다. BMS(110)는 사전에 설정된 임계값을 기준으로 배터리(115)의 상태를 판단할 수 있다. BMS(110)는 과열, 과전류, 과충전 등 비정상적인 동작 상태가 감지될 경우, 이를 나타내는 배터리 이상 신호(S1)를 생성하여 비행제어컴퓨터(120)로 전송한다.

【0030】 비행제어컴퓨터(FCC, 120)는 비행체의 주요 제어 장치이다. FCC(120)는 BMS(110) 및 추진 시스템(130)과 통신 가능하게 연결된다. 이러한 연결은 CAN(Controller Area Network), UAVCAN 프로토콜, 이더넷 등 신뢰성 있는 유선 또는 무선 통신 프로토콜을 통해 이루어질 수 있다. FCC(120)는 정상시에는 운전자(조종사) 또는 자동 비행 로직으로부터 비행 명령을 입력받아 추진 시스템(130)을 제어하여 비행체의 자세와 위치를 제어한다.

【0031】 FCC(120)의 이상 신호의 수신 여부를 모니터링(S510)할 수 있다. FCC(120)는 BMS(110)로부터 '이상 신호(S1)'가 수신되는지 여부를 모니터링할 수 있다. FCC(120)는 BMS(110)로부터 배터리 이상 신호(S1)를 수신하면, 운용자의 별도 개입이나 명령 없이도 사전에 정의된 안전 비행 알고리즘을 즉각적으로 실행하도록 구성된다. 이러한 안전 비행 알고리즘에 따라, FCC(120)는 추진 시스템(130)의 최대 출력을 제한하는 추진력 제한 제어 명령(S2)을 생성하여 전송한다.

【0032】 추진 시스템(130)은 비행체의 실제 추력을 발생시키는 구동부이다. 이는 통상적으로 FCC(120)의 제어 명령(S2)을 모터 구동 신호(예: PWM 신호)로 변환하는 복수의 전자 변속기(ESC, 132), 상기 구동 신호에 따라 회전하여 추력을 발생시키는 모터(134) 및 프로펠러(136)를 포함할 수 있다. FCC(120)로부터 추진력 제한 제어 명령(S2)을 수신한 ESC는 모터로 전달되는 전력을 조절하여, 비행체의 최대 출력이 FCC(120)에 의해 설정된 제한치 이하로 유지되도록 한다.

【0033】 이와 같이, 본 발명은 BMS(110)가 감지한 이상 상태를 FCC(120)가 능동적으로 해석하여 추진 시스템(130)의 출력을 자동으로 제어하는 폐쇄 루프(closed-loop) 제어 시스템을 구현한다.

【0035】 도 2는 본 발명의 일 실시예가 적용된 비행체의 물리적 구성을 나타내는 도면이다. 도 2를 참조하면, 비행체의 기체 내부에는 본 발명의 핵심 구성인 제어부(120, FCC), 센싱부(110, BMS) 및 배터리(115)가 탑재된다. 기체의 외곽에는 복수의 추진 시스템(130a, 130b, 130c, 130d)이 배치된다. 각 추진 시스템(130)은 도 1에서 설명한 바와 같이 ESC(132), 모터(134), 프로펠러(136)를 포함할 수 있다.

【0037】 도 3은 본 발명의 제어부의 일 실시예인 비행제어컴퓨터(FCC)의 내부 기능 블록도이다.

【0038】 도 3을 참조하면, 비행제어컴퓨터(120)는 본 발명의 제어 로직을 수행하는 장치로서, 다양한 하드웨어 및/또는 소프트웨어 모듈의 조합으로 구현될 수 있다. 일 실시예로, FCC(120)는 통신 인터페이스(121), 제어 인터페이스(122), 프로세서(123), 및 메모리(124)를 포함할 수 있다.

【0039】 통신 인터페이스(121)는 BMS(110)와 같은 외부 장치와 데이터를 교환하기 위한 모듈이다. 예를 들어, 통신 인터페이스(121)는 CAN 트랜시버 등을 포함하여 BMS(110)로부터 배터리 이상 신호(S1)를 수신하고, 배터리의 실시간 상태 데이터를 주기적으로 수신할 수 있다.

【0040】 제어 인터페이스(122)는 추진 시스템(130)의 ESC(132)와 같은 피제어 장치로 제어 명령을 전송하기 위한 모듈이다. 예를 들어, 제어 인터페이스(122)는 PWM 신호 또는 CAN 신호 등 정해진 프로토콜에 따라 추진력 제한 제어 명령(S2)을 생성하여 ESC(132)로 출력할 수 있다.

【0041】 프로세서(123)는 FCC(120)의 전반적인 동작을 제어하는 중앙 처리 장치이다. 이는 마이크로프로세서, CPU(Central Processing Unit), FPGA(Field-Programmable Gate Array) 등 다양한 형태의 연산 장치로 구현될 수 있다. 프로세서(123)는 메모리(124)에 저장된 운영체제 및 각종 프로그램(예: 비행 제어 로직, 안전 비행 알고리즘)을 실행한다.

【0042】 메모리(124)는 프로세서(123)가 필요로 하는 프로그램 코드, 데이터, 설정값 등을 저장하는 비휘발성(예: Flash) 또는 휘발성(RAM) 저장 매체가

다. 특히, 본 발명에 따른 메모리(124)에는, 프로세서(123)에 의해 실행될 때, BMS(110)로부터 배터리 이상 신호를 수신하면, 기체의 자세 제어는 유지하면서 추진력을 단계적으로 제한하는 제어 알고리즘을 실행하도록 지시하는 명령어(프로그램)가 저장된다. 본 발명의 다양한 실시예에 따른 방법(도 4 및 도 5 등 참조)은 메모리(124)에 저장된 소프트웨어 프로그램으로서 구현되어 프로세서(123)에 의해 실행될 수 있다. 또한, 메모리(124)는 이상 상태 판단을 위한 임계값, 단계별 제한 수준, 정상 복귀 임계값 등을 저장할 수 있다.

【0045】 도 4는 본 발명의 일 실시예에 따른 일 실시예에 따른 추진력 제한 제어 동작 순서도이다. 도 4의 각 동작은 도 2의 프로세서(123) 또는 도 9의 제어부(930)와 같은 제어 유닛에 의해 수행될 수 있다.

【0046】 동작 S410에서, 제어부(120)는 배터리 이상을 감지한다. 이는 제어부(120)가 통신 인터페이스(121)를 통해 센싱부(110)로부터 온도, 전류 등 임계치를 초과하는 비정상 상태 신호(S1)를 수신하는 것을 의미한다. 이를 통해 시스템의 비정상 상태를 인지할 수 있다.

【0047】 동작 S420에서, 제어부(120)는 FCC 대응 로직을 작동시킨다. 이상 신호(S410)의 획득에 응답하여, 제어부(120) 내부의 프로세서(123)는 운용자의 개입 없이 메모리(124)의 안전 알고리즘을 즉각 실행한다. 이는 수동적 경고를 넘어

선 능동적 제어의 개시를 의미한다.

【0048】 동작 S430에서, 제어부(120)는 출력 제어 명령을 실행한다. 알고리즘(S420)의 결과에 따라, 제어부(120)는 추진 시스템(130)의 최대 출력을 제한하는 제어 명령(S2)을 생성하여 전송한다. 이는 물리적인 안전 조치의 실행 단계이다.

【0049】 동작 S440에서, 제어부(120)는 배터리의 상태를 지속적으로 모니터링한다. 출력 제한(S430)이 적용되는 동안, 제어부(120)는 센싱부(110)로부터 배터리 상태 정보(온도, 전류, 전압)를 계속 수신하여 모니터링한다. 이는 상태의 악화 또는 호전 여부를 판단하기 위한 피드백 단계이다. 제어부(120)는 센싱부(110)로부터 주기적으로 배터리 상태 정보를 획득할 수 있다.

【0050】 동작 S450에서, 제어부(120)는 안정화 및 정상 상태 복귀를 시도한다. 모니터링(S440) 결과, 배터리 온도 및 전류 상태가 정상 범위로 회복되는 등 이상 상태가 해소되면, 제어부(120)는 추진력 제한을 자동으로 해제하고 정상 운용(정상 비행) 모드로 복귀한다. 이를 통해 배터리 안정화 및 정상 비행 유지가 가능해지며 시스템의 신뢰성과 가용성을 높인다.

【0052】 도 5는 본 발명의 일 실시예에 따른 추진력 제한 제어 알고리즘의 순서도이다. 도 5의 각 동작은 도 2의 프로세서(123) 또는 도 9의 제어부(930)와 같은 제어 유닛에 의해 수행될 수 있다.

【0053】 동작 S510에서, 시스템은 비행 중 센싱부(110)로부터의 신호를 실시간으로 모니터링하며 정상 운용 상태를 유지한다.

【0054】 동작 S520에서, 시스템은 센싱부(110)로부터 배터리 이상 신호(S1)가 수신되었는지 여부를 판단한다. 이는 S410 단계를 구체화한 것으로, 수신된 데이터가 사전에 정의된 비정상 범위(예: 온도 > 임계치)에 해당하는지 검사하는 동작을 포함한다. 이는 본 발명의 이상 신호 수신 단계로서, 이상 신호가 수신되지 않으면, 동작 S510으로 복귀하여 모니터링을 계속한다.

【0055】 일 실시예에서, 배터리 이상 신호가 수신되었는지 판단하는 동작은, FCC(120)가 BMS(110)로부터 비정상 상태를 의미하는 특정 값이나 지시자를 수신하였는지 확인하는 동작을 포함할 수 있다.

【0056】 다른 실시예에서, 배터리 이상 신호가 수신되었는지 판단하는 동작은, FCC(120)가 BMS(110)로부터 수신한 실시간 센서 데이터가 메모리(124)에 저장된 임계값을 만족하는지 비교하여 판단할 수 있다.

【0057】 동작 S530에서, S520의 판단 결과 이상 신호가 수신되면, 시스템은 즉각적으로 1단계 추진력 제한을 수행한다. 이는 본 발명의 단계적 제한의 첫 번째 단계로서, 예를 들어 전체 시스템의 최대 가용 추진력을 정상 상태의 100%에서 제1 제한 수준(예: 70%)으로 낮추도록 설정하는 것을 의미한다. 프로세서(123)는 이 70% 제한에 해당하는 제어 명령(S2)을 생성하여 추진 시스템(130)으로 전송한다. 이를 통해, 이동체의 안정성을 유지하며 배터리 부하를 즉각 줄일 수 있다.

【0058】 동작 S540에서, 시스템은 고부하 기동 명령을 억제하는 로직을 수행할 수 있다. 이는 1단계 제한(S530)과 동시에, 운용자로부터 급상승, 고속 기동 등 배터리에 큰 부하를 주는 비행 명령이 입력되더라도, 제어부(120)가 이 명령을 무시하거나, 완화된 기동(예: 완만한 상승)으로 변환하여 실행하는 것을 의미한다. 이 과정에서 배터리 상태가 추가적으로 악화되는 것을 방지할 수 있다.

【0059】 예를 들어, 1단계 제한(S530) 중 조종사가 기체를 급상승시키기 위해 스로틀을 100%로 올리는(고부하 기동 명령) 시나리오에서, 제어부(120)는 이 명령을 그대로 추진 시스템(130)에 전달하지 않고, 제어부(120)는 이 명령을 배터리 안정화에 무해한 수준(예: 최대 20%의 완만한 상승)으로 재해석(re-mapping)하거나 억제(saturate)하여, 조종사의 의도와 시스템의 안전성 사이에서 균형을 유지할 수 있다.

【0060】 동작 S550에서, 시스템은 1단계 제한에도 불구하고 비정상 상태가 지속되는지 재확인한다. 이는 S440의 모니터링 단계에 해당한다. 제어부(120)는 1단계 제한(S530) 중에도, BMS(110)로부터 주기적으로(예: 100ms 마다) 배터리의 온도, 전류, 전압 데이터를 수신하며 지속적으로 모니터링한다. 프로세서(123)는 이 최신 데이터가 1차 임계값을 초과한 상태로 사전에 설정된 일정 시간 이상 지속되었는지, 또는 더 위험한 2차 임계값을 초과했는지 판단한다. S550의 판단(Yes)에 따라, 프로세서(123)는 제2 제한 수준(예: 50%)으로 추진 시스템(130)을 추가 감속시킨다.

【0061】 동작 S560에서, S550의 판단 결과 이상 신호가 여전히 지속되면 (Yes), 시스템은 2단계 추진력 제한을 수행한다. 예를 들어 최대 가용 추진력을 제 1 제한 수준(70%)보다 더 낮은 제2 제한 수준(예: 50%)으로 추가 감속시킬 수 있다. 이 50% 수준은 이동체의 최소한의 안정성(예: 비행체의 자세 제어)을 확보하며 안전 착륙 또는 제어된 정지를 유도하는 최소한의 출력 수준으로 설정될 수 있다.

【0062】 만약 S550의 판단 결과, 이상 신호가 해소되었거나(No, 예: BMS로부터 정상 신호 수신), 또는 S560의 2단계 제한 수행 이후에 이상 신호가 해소되는 경우, 시스템은 추진력 제한을 해제하고 정상 비행 모드로 복귀하는 동작을 수행할 수 있다. 동작 S560 이후에도 상태가 악화되면 S590(종료)으로 이동하여 자동 착륙 모드 전환 등 최종 안전 조치를 수행할 수 있다.

【0063】 동작 S570에서, 제어부(120)는 S550 또는 S560 단계 수행 중, 주기적 모니터링(S440)을 통해 배터리 상태가 '정상 복귀 임계값' 미만으로 하락하여 안정화된 것(예: 정상 신호 수신)을 판단한다.

【0064】 동작 S570의 판단(Yes)에 따라, 동작 S580에서, 제어부(120)는 S530/S560에서 적용했던 출력 제한과 동작 S540의 기동 억제를 자동으로 해제하고, 동작 S510의 정상 운용 모드로 복귀한다.

【0065】 한편, 동작 S590은 종료 또는 비상 착륙 단계로서, 본 동작은 S570의 회복이 이루어지지 않거나 상태가 악화될 경우, 자동 착륙 시퀀스를 개시하는

등의 최종 안전 조치이다.

【0066】 이와 같이 본 발명의 안전 제어 방법은, 이상 신호 획득 동작, 운용자 개입 없이 제어부가 안전 비행 알고리즘을 자동으로 실행하는 동작, 및 상기 알고리즘에 따라 이동체의 안정적인 운용 상태(자세 제어)를 위한 최소 추력은 유지하면서 최대 추진력을 복수의 단계(1단계, 2단계)에 걸쳐 순차적으로 제한하는 제어 명령을 생성하는 동작을 포함한다.

【0067】 일 실시예에서, 도 5의 알고리즘은 다양한 방식으로 변형될 수 있다. 제어부(120)는 운용자의 선택 또는 시스템 상태에 따라 두 가지 모드 중 하나로 동작하거나, 두 모드를 조합하여 동작하도록 구성될 수 있다.

【0068】 하나는, 정적 임계값 기반 안전 모드(이하 제1 모드)로 사전에 정의된 고정된 값을 사용하여 알고리즘을 수행하는 모드이다. 예측 가능성과 신뢰성이 높은 경우에 적합하다.

【0069】 이를 위해, 제어부(120)의 메모리(124)는 정적 파라미터 테이블이 저장될 수 있다. 제1 모드로 동작하는 동안, 제어부(120)는 정해진 정적 파라미터에 따라서 상기 설명한 바와 같이 1차 이상을 감지 시, 정해진 1차 출력 값까지(예: 최대 출력의 70%) 출력 값을 제한하고, 2차 이상 감지 시(2차 이상 감지 임계 시간 동안 1차 제한 상태에서 지속 시) 정해진 2차 출력 값(예: 최대 출력의 50%)까지 출력 값을 제한한다.

【0070】 상기 정적 파라미터는, 1차 이상 감지 임계 온도, 1차 제한 출력, 2차 이상 감지 임계 시간, 2차 제한 출력, 정상 복귀 임계 온도 값을 포함할 수 있다.

【0071】 다른 하나는, 동적 적응형 안전 모드(이하 제2 모드)로, 비행체의 현재 상태를 다중적으로 고려하여 출력 제한 수준을 동적으로 결정하는 모드이다. 제어부(120)는 비행 고도(Alt), 온도 변화율( $dT/dt$ ) 등을 입력받아, 1차 제한 출력 값을 동적으로 설정한다. 예를 들어, 공기가 희박한 고고도 상황에서는 추락 위험이 크므로 배터리를 조금 더 사용하더라도 추력을 우선 보장해야한다. 따라서, 1차 제한 출력 값을 80%로 상향조정할 수 있다. 반대로 고도가 낮은 안전한 착륙 가능 상황에서는 1차 제한 출력 값을 하향 조정하여, 더 빠르고 강력한 제한을 통해 신속한 착륙을 유도할 수 있다.

【0072】 제2 모드 동작 환경을 지원하기 위해, 제어부(120)는 BMS(110)로부터 수신하는 현재 배터리 온도 뿐 아니라 배터리 온도의 변화율( $dT/dt$ ), 현재 비행 고도, 배터리 잔량과 같은 정보를 추가적으로 획득할 수 있다.

【0073】 배터리 온도 변화율은, 온도의 절대값보다 온도가 얼마나 빠르게 상승하는지가 열폭주 예측에 더 중요할 수 있으므로, 제어부(120)는 수신한 배터리 온도 값을 미분하여 온도 변화율을 실시간 산출할 수 있다.

【0074】 현재 비행 고도는, 비행체에 특화된 변수로서, 매우 높은 고도에서는 공기 밀도가 낮아 더 높은 출력이 필요하며, 실속 위험이 크므로 출력 제한에

있어서 추가 고려될 수 있다. 이 값은 GPS 모듈 또는 기압계 센서로부터 획득할 수 있다.

【0075】 배터리 잔량은, BMS(110)로부터 수신된다. 잔량이 매우 낮은 경우에는, 무리한 제한보다는 비상 착륙을 위한 최소한의 출력을 보장해야할 수 있다.

【0076】 제2 모드로 동작하는 동안, 제어부(120)는 획득한 변수(또는 파라미터)에 기초하여 위의 1단계 제한 또는 2단계 제한 진입 시 정해진 값을 사용하는 대신 실시간으로 출력 제한 값을 동적으로 연산할 수 있다. 이 경우 산출된 값을 동적 출력 제한 값이라 지칭한다. 제어부(120)는 동적 출력 제한 값을 획득하기 위해 동적 출력 제한 계수를 산출할 수 있다. 제어부(120)는 아래 수학적식과 같이 동적 출력 제한 계수를 기본 출력 비율에 곱하여, 동적 출력 제한 값을 획득할 수 있다.

【0077】 [수학적식 1]

【0078】  $P\_limit = P\_max * K\_limit$

【0079】 여기서,  $P\_limit$ 은 동적 출력 제한 값이고,  $P\_max$ 는 최대 출력값이며,  $K\_limit$ 은 동적 출력 제한 계수이다.

【0080】 일 실시예에서, 제어부(120)는 메모리(124)에 저장된 기본 출력 비율(예: 90%)을 기준값으로 설정하고, 현재 배터리 온도가 기준 온도를 초과하는 정도를 산출한다. 현재 배터리 온도가 기준 온도를 초과하는 정도에 제1 가중치를 곱한 배터리 온도 보정값을 산출하고, 상기 기준값(기본 출력 비율)에서 감산한다.

【0081】 일 실시예에서, 제어부(120)는 실시간으로 연산된 배터리 온도의 변화율에 제2 가중치를 곱할 수 있다. 이렇게 산출된 값은 온도 변화율 보정값이라 지칭할 수 있다. 제어부(120)는 기준 값에서 온도 변화율 보정값을 산출하여 기준 값에서 감산한다. 이는 온도가 빠르게 상승할수록 출력 제한을 강화함을 의미한다.

【0082】 제어부(120)는 비행 고도에 따른 고도 보정 함수의 결과값에 제3 가중치를 곱한 고도 보정값을 산출하여 상기 기준값에 가산하거나 감산할 수 있다. 예를 들어, 아주 높은 고도에서는 상기 보정값을 가산하여 출력 제한을 완화하고 추락을 방지하며, 저고도에서는 보정값을 감산하여 출력 제한을 강화하여 안전을 도모한다.

【0083】 나아가, 제어부(120)는 현재 배터리 잔량에 따라 추가로 보정값을 제한할 수 있다. 제어부(120)는 배터리 잔량이 임계값 미만인 경우, 미리 정해진 배터리 잔량 보정값을 가산할 수 있다. 이를 통해 비상 착륙을 위한 최소한의 출력을 확보할 수 있다.

【0084】 일 실시예에서, 상기 보정값을 기준 값에 가산하거나 감산하는 방식으로 동적으로 출력 제한 계수를 획득하고, 출력 제한 계수와 최대 출력 값을 곱하여 출력 제한 값을 획득할 수 있다.

【0085】 이와 같이, 기준 값에 온도 보정값, 온도 변화율 보정값, 고도 보정값, 배터리 잔량 보정값 중 적어도 하나를 반영하여 출력 제한 값을 산출함으로써 도 5의 '단계적 제한'에 있어서 각 단계의 제한 강도(예: 출력 비율)를 비행체의

실시간 상태에 맞춰 지능적으로 조정할 수 있다. 나아가, 본 발명의 실시예에 따른 장치는 상황에 따라 정적 또는 동적으로, 특히 비행체의 고도와 온도의 변화율 같은 특화된 변수를 고려하여 지능적으로 출력을 제어할 수 있다.

【0087】 도 6은 본 발명의 일 실시예에 따라 배터리 이상 발생 시 시간 경과에 따른 최대 추진력의 단계적 제한을 설명하기 위한 그래프이다.

【0088】 도 6을 참조하면, X축은 시간(Time), Y축을 이동체가 낼 수 있는 최대 추진력(%)을 나타낸다. 이동체는 정상 운용 구간에서는 최대 추진력을 사용할 수 있다.

【0089】 시점 T1에서, 센싱부(110)가 배터리 이상 신호(S1)를 감지하여 제어부(120)로 전송하면, 제어부(120)는 최대 추진력을 1단계 제한 수준(예: 70%)으로 즉시 낮춘다.

【0090】 이후에도 이상 상태가 일정 시간 지속되어 시점 T2에 도달하면, 제어부(120)는 최대 추진력을 2단계 제한 수준(예: 50%)으로 다시 한번 낮춘다.

【0091】 이와 같이, 본 발명은 안정적인 운용 상태(자세 제어 등)를 유지하면서 단계적으로 부하를 경감시켜, 제어 불능 상태에 빠지지 않고 안전한 조치를 취할 수 있도록 한다.

【0093】 도 7은 본 발명의 일 실시예에 따라 배터리 상태가 정상화될 때 추진력이 '회복'되는 과정을 설명하기 위한 그래프이다.

【0094】 도 7은 Y1축(추진력, 실선)과 Y2축(배터리 온도, 점선)을 시간(X축)에 따라 나타낸다. 시점 T3에서, 시스템은 2단계 제한(예: 50%) 상태이며, 이로 인해 배터리 부하가 감소하여 배터리 온도( $T_{bat}$ )가 점차 하락하기 시작한다.

【0095】 시점 T4에서, 배터리 온도가 사전에 설정된 정상 복귀 임계값( $T_{rec}$ ) 미만으로 하락하여 일정 시간 안정화된 것이 제어부(120)에 의해 감지된다. 이 '정상 복귀 임계값'( $T_{rec}$ )은 최초 이상 감지 임계값보다 낮게 설정될 수 있다. 이는 임계값 근처에서 제한과 해제가 반복적으로 떨리는 채터링(chattering) 현상을 방지한다.

【0096】 제어부(120)는 T4 시점에 상태가 정상으로 회복되었다고 판단하고, 즉시 출력 제한을 자동으로 해제한다. 이에 따라 최대 추진력은 다시 정상 상태로 복귀하여 정상 운용(정상 비행)이 가능해진다.

【0098】 도 8은 본 발명의 일 실시예에 따른 각 구성 요소 간의 데이터 순환 과정을 나타낸다.

【0099】 배터리 시스템(BMS, 810)은 배터리의 온도, 전압, 전류를 실시간으로 측정하여 FCC(820)로 전송한다. FCC(820)는 수신한 센서 데이터를 사전에 정의된 임계값과 비교 판단하고, 도 5의 추진력 제한 알고리즘을 실행한다. 추진력 제

어 모듈(ESC, 830)은 FCC(820)로부터 PWM 등의 제어 명령을 수신하여 모터(840)의 출력을 단계별로 제한한다. 모터 및 프로펠러((840)는 ESC(830)의 명령에 따라 실제 드론 추진력을 제어하여 안전 비행을 유지한다. 드론 상태 모니터링은 상기 과정과 동시에 FCC(820)에 의해 수행되며, 출력 제한 후에도 비행 안정성이 확보되는지 모니터링하고, 필요 시 자동 착륙 모드로 전환한다.

【0101】 도 9는 본 발명의 다른 실시예에 따른 상위 개념의 이동체 제어 장치 구성도이다.

【0102】 본 발명의 기술 사상은 도 1의 비행체에 한정되지 않고, 배터리와 전기 모터를 사용하는 다양한 전기 추진 이동체에 확장 적용될 수 있다. 이동체는 전원부(910), 센싱부(920), 제어부(930), 및 추진 시스템(940)을 포함한다. 여기서, 본 발명의 제어 장치는 실질적으로 제어부(930)를 지칭하거나, 센싱부(920)와 제어부(930)를 통합한 유닛 등으로 구현될 수 있다.

【0103】 전원부(910)는 배터리 팩 등 이동체에 전력을 공급하는 구성요소이다. 센싱부(920)는 BMS(110)와 유사하게, 전원부(910)의 동작 상태(예: 온도, 전류)를 감지하는 역할을 한다.

【0104】 제어부(930)는 FCC(120)에 해당하는 상위 개념의 제어 장치로서, 센싱부(920) 및 추진 시스템(940)과 통신 가능하게 연결된다. 추진 시스템(940)은 모터, 바퀴, 프로펠러 등 이동체를 구동하는 구성요소이다.

【0105】 이러한 '전기 추진 이동체'는 도 1의 비행체(UAV, UAM)뿐만 아니라, 전기차(Electric Vehicle), 자율주행 로봇, 전기 선박, 퍼스널 모빌리티 등 배터리의 고부하 운용에 따른 열폭주 또는 고장 위험을 가진 모든 시스템을 포괄할 수 있다.

【0106】 이러한 다양한 구성에서도, 제어부(930)는 센싱부(920)로부터 전원부(910)의 비정상 동작 상태를 나타내는 신호를 수신하는 경우, 상기 이동체의 안정적인 운용 상태(예: 비행체의 자세, 차량의 조향 안정성)를 유지하는 범위 내에서 상기 추진 시스템(940)에 인가되는 최대 출력을 단계적으로 제한할 수 있다.

【0108】 이상에서, 본 발명의 실시 예를 구성하는 모든 구성 요소들이 하나로 결합하거나 결합하여 동작하는 것으로 설명되었다고 해서, 본 발명이 반드시 이러한 실시 예에 한정되는 것은 아니다. 즉, 본 발명의 목적 범위 안에서라면, 그 모든 구성 요소들이 하나 이상으로 선택적으로 결합하여 동작할 수도 있다.

【0109】 한편, 본 명세서에 기재된 다양한 실시 예들은 하드웨어, 미들웨어, 마이크로코드, 소프트웨어 및/또는 이들의 조합에 의해 구현될 수 있다. 예를 들어, 다양한 실시 예들은 하나 이상의 주문형 반도체(ASIC)들, 디지털 신호 프로세서(DSP)들, 디지털 신호 프로세싱 디바이스(DSPD)들, 프로그램어블 논리 디바이스(PLD)들, 필드 프로그램어블 게이트 어레이(FPGA)들, 프로세서들, 컨트롤러들, 마이크로컨트롤러들, 마이크로프로세서들, 여기서 제시되는 기능들을 수행하도록

설계되는 다른 전자 유닛들 또는 이들의 조합 내에서 구현될 수 있다.

【0110】 또한, 예를 들어, 다양한 실시 예들은 명령들을 포함하는 컴퓨터-판독가능한 매체에 수록되거나 인코딩될 수 있다. 컴퓨터-판독가능한 매체에 수록 또는 인코딩된 명령들은 프로그램 가능한 프로세서 또는 다른 프로세서로 하여금 예컨대, 명령들이 실행될 때 방법을 수행하게끔 할 수 있다. 컴퓨터-판독가능한 매체는 컴퓨터 저장 매체를 포함하며, 컴퓨터 저장 매체는 컴퓨터에 의해 액세스될 수 있는 임의의 가용 매체일 수도 있다. 예를 들어, 이러한 컴퓨터-판독가능한 매체는 RAM, ROM, EEPROM, CD-ROM 또는 기타 광학 디스크 저장 매체, 자기 디스크 저장 매체 또는 기타 자기 저장 디바이스를 포함할 수 있다.

【0111】 이러한 하드웨어, 소프트웨어, 펌웨어 등은 본 명세서에 기술된 다양한 동작들 및 기능들을 지원하도록 동일한 디바이스 내에서 또는 개별 디바이스들 내에서 구현될 수 있다. 추가적으로, 본 발명에서 "~부"로 기재된 구성요소들, 유닛들, 모듈들, 컴포넌트들 등은 함께 또는 개별적이지만 상호 운용 가능한 로직 디바이스들로서 개별적으로 구현될 수 있다. 모듈들, 유닛들 등에 대한 서로 다른 특징들의 묘사는 서로 다른 기능적 실시 예들을 강조하기 위해 의도된 것이며, 이들이 개별 하드웨어 또는 소프트웨어 컴포넌트들에 의해 실현되어야만 함을 필수적으로 의미하지 않는다. 오히려, 하나 이상의 모듈들 또는 유닛들과 관련된 기능은 개별 하드웨어 또는 소프트웨어 컴포넌트들에 의해 수행되거나 또는 공통의 또는 개별의 하드웨어 또는 소프트웨어 컴포넌트들 내에 통합될 수 있다.

【0112】 특정한 순서로 동작들이 도면에 도시되어 있지만, 이러한 동작들이 원하는 결과를 달성하기 위해 도시된 특정한 순서, 또는 순차적인 순서로 수행되거나, 또는 모든 도시된 동작이 수행되어야 할 필요가 있는 것으로 이해되지 말아야 한다. 임의의 환경에서는, 멀티태스킹 및 병렬 프로세싱이 유리할 수 있다. 더욱이, 상술한 실시 예에서 다양한 구성요소들의 구분은 모든 실시 예에서 이러한 구분을 필요로 하는 것으로 이해되어서는 안 되며, 기술된 구성요소들이 일반적으로 단일 소프트웨어 제품으로 함께 통합되거나 다수의 소프트웨어 제품으로 패키징 될 수 있다는 것이 이해되어야 한다.

【0113】 이상으로 설명한 본 문서의 다양한 실시 예들에 따른 전자장치, 서버, 혹은 외부 장치는, 예를 들면, 스마트폰, 태블릿 PC, 이동 전화기, 영상 전화기, 데스크탑 PC, 랩탑 PC, PDA(personal digital assistant), PMP(portable multimedia player), MP3 플레이어, 모바일 의료기기, 카메라, 또는 웨어러블 장치(wearable device) 중 적어도 하나를 포함할 수 있다.

【0114】 다양한 실시 예에 따르면 웨어러블 장치는 액세서리형(예: 시계, 반지, 팔찌, 발찌, 목걸이, 안경, 콘택트 렌즈, 또는 머리 착용형 장치(head-mounted-device(HMD))), 직물 또는 의류 일체 형(예: 전자 의복), 신체 부착 형(예: 스킨 패드(skin pad) 또는 문신), 또는 생체 이식 형(예: implantable circuit) 중 적어도 하나를 포함할 수 있다.

【0115】 어떤 실시 예들에서, 전자장치 또는 외부 장치는 가전 제품(home appliance)일 수 있다. 가전 제품은, 예를 들면, 텔레비전, DVD 플레이어(Digital

Video Disk player), 오디오, 냉장고, 에어컨, 청소기, 오븐, 전자레인지, 세탁기, 공기 청정기, 셋톱 박스(set-top box), 홈 오토메이션 컨트롤 패널(home automation control panel), 보안 컨트롤 패널(security control panel), TV 박스, 게임 콘솔, 전자 사전, 전자 키, 캠코더, 또는 전자 액자 중 적어도 하나를 포함할 수 있다.

【0116】 다른 실시 예에서, 전자장치, 외부 장치, 웨어러블 장치는, 각종 의료기기(예: 각종 휴대용 의료측정기기(혈당 측정기, 심박 측정기, 혈압 측정기, 또는 체온 측정기 등), MRA(magnetic resonance angiography), MRI(magnetic resonance imaging), CT(computed tomography), 촬영기, 또는 초음파기 등), 내비게이션(navigation) 장치, 위성 항법 시스템 (GNSS(Global Navigation Satellite System)), EDR(event data recorder), FDR(flight data recorder), 자동차 인포테인먼트(infotainment) 장치, 가정용 로봇, 또는 사물 인터넷 장치(internet of things) (예: 전구, 각종 센서, 전기 또는 가스 미터기, 스프링클러 장치, 화재경보기, 온도조절기(thermostat), 가로등, 운동기구, 온수탱크, 히터, 보일러 등) 중 적어도 하나를 포함할 수 있다.

【0118】 이상에서와 같이 도면과 명세서에서 최적 실시 예가 개시되었다. 여기서 특정한 용어들이 사용되었으나, 이는 단지 본 발명을 설명하기 위한 목적에서 사용된 것이지 의미한정이나 특허청구범위에 기재된 본 발명의 범위를 제한하기 위하여 사용된 것은 아니다. 그러므로 본 기술 분야의 통상의 지식을 가진 자라면 이

로부터 다양한 변형 및 균등한 타 실시 예가 가능하다는 점을 이해할 것이다. 따라서 본 발명의 진정한 기술적 보호범위는 첨부된 특허청구범위의 기술적 사상에 의해 정해져야 할 것이다.

## 【청구범위】

### 【청구항 1】

비행체의 비행제어컴퓨터가 수행하는 비행 제어 방법에 있어서,

상기 비행체의 배터리 상태를 관리하는 배터리 관리 시스템으로부터 배터리 이상 상태에 관한 이상 신호를 수신하는 동작;

상기 이상 신호에 응답하여, 조종사의 개입 없이 상기 비행제어컴퓨터가 사전에 설정된 안전 비행 알고리즘을 자동으로 실행하는 동작; 및

상기 안전 비행 알고리즘에 따라, 상기 비행체의 추진 시스템에 가용한 최대 추진력을 복수의 단계에 걸쳐 순차적으로 제한하는 제어 명령을 생성하는 동작을 포함하는,

비행 제어 방법.

### 【청구항 2】

청구항 1에 있어서,

상기 최대 추진력을 제한하는 동작은, 상기 추진 시스템의 정상 상태 최대 추진력을 제1 제한 수준으로 감속시키고, 상기 이상 신호가 지속되는 경우 상기 제1 제한 수준보다 낮은 제2 제한 수준으로 추가 감속시키는 동작을 포함하는,

비행 제어 방법.

### 【청구항 3】

청구항 1에 있어서,

상기 안전 비행 알고리즘은, 상기 이상 신호가 수신된 이후 조종사로부터 입력되는 비행 명령 중 급상승 또는 고속 기동과 같이 사전에 정의된 고부하 기동 명령을 억제하거나 변환하는 동작을 더 포함하는,

방법.

#### 【청구항 4】

청구항 1에 있어서,

상기 제어 명령을 생성한 후, 상기 배터리 관리 시스템으로부터 상기 이상 신호의 해제에 연관된 정상 신호를 수신하는 경우, 상기 최대 추진력에 대한 제한을 해제하고 정상 비행 모드로 복귀시키는 동작을 더 포함하는,

비행 제어 방법.

#### 【청구항 5】

전기 추진 이동체의 제어 장치에 있어서, 상기 이동체에 전원을 공급하는 전원부의 동작 상태를 감지하는 센싱부;

상기 이동체를 구동하는 추진 시스템; 및

상기 센싱부 및 상기 추진 시스템과 통신 가능하게 연결된 제어부를 포함하되,

상기 제어부는, 상기 센싱부로부터 상기 전원부의 비정상 동작 상태를 나타내는 신호를 수신하는 경우, 상기 이동체의 안정적인 운용 상태를 유지하는 범위 내에서 상기 추진 시스템에 인가되는 최대 출력을 단계적으로 제한하도록 설정된,

제어 장치.

**【요약서】****【요약】**

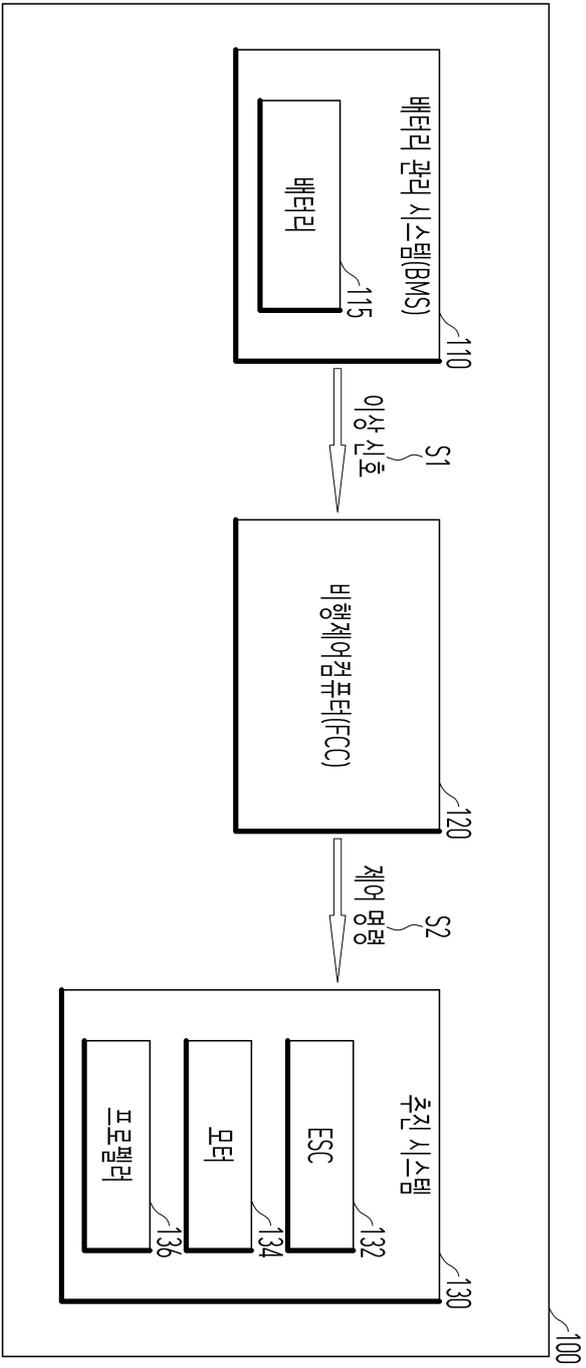
본 발명의 일 실시예에 따른, 비행체의 비행제어컴퓨터가 수행하는 비행 제어 방법은, 상기 비행체의 배터리 상태를 관리하는 배터리 관리 시스템으로부터 배터리 이상 상태에 관한 이상 신호를 수신하는 동작, 상기 이상 신호에 응답하여, 조종사의 개입 없이 상기 비행제어컴퓨터가 사전에 설정된 안전 비행 알고리즘을 자동으로 실행하는 동작, 및 상기 안전 비행 알고리즘에 따라, 상기 비행체의 추진 시스템에 가용한 최대 추진력을 복수의 단계에 걸쳐 순차적으로 제한하는 제어 명령을 생성하는 동작을 포함할 수 있다.

**【대표도】**

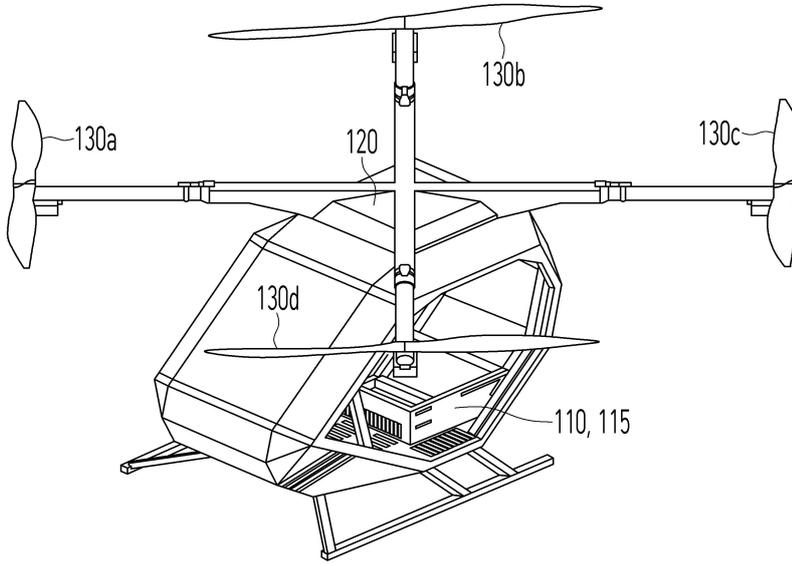
도 1

【도면】

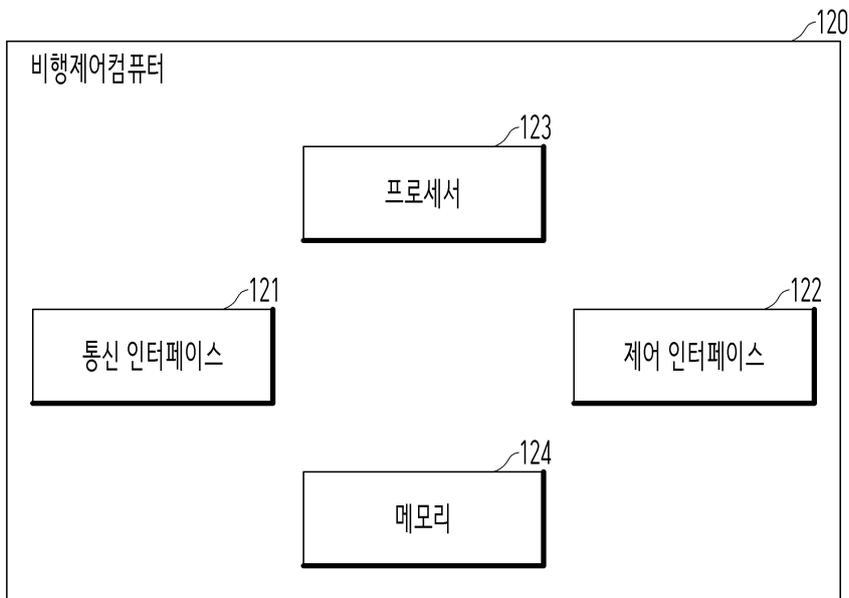
【도 1】



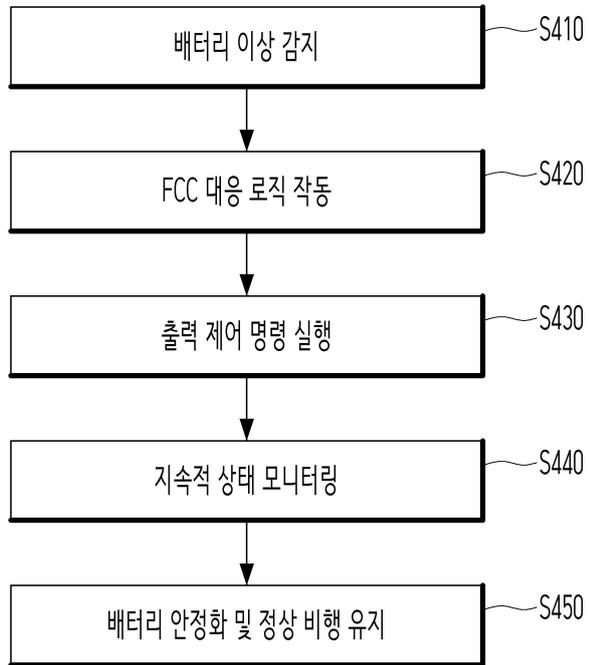
【도 2】



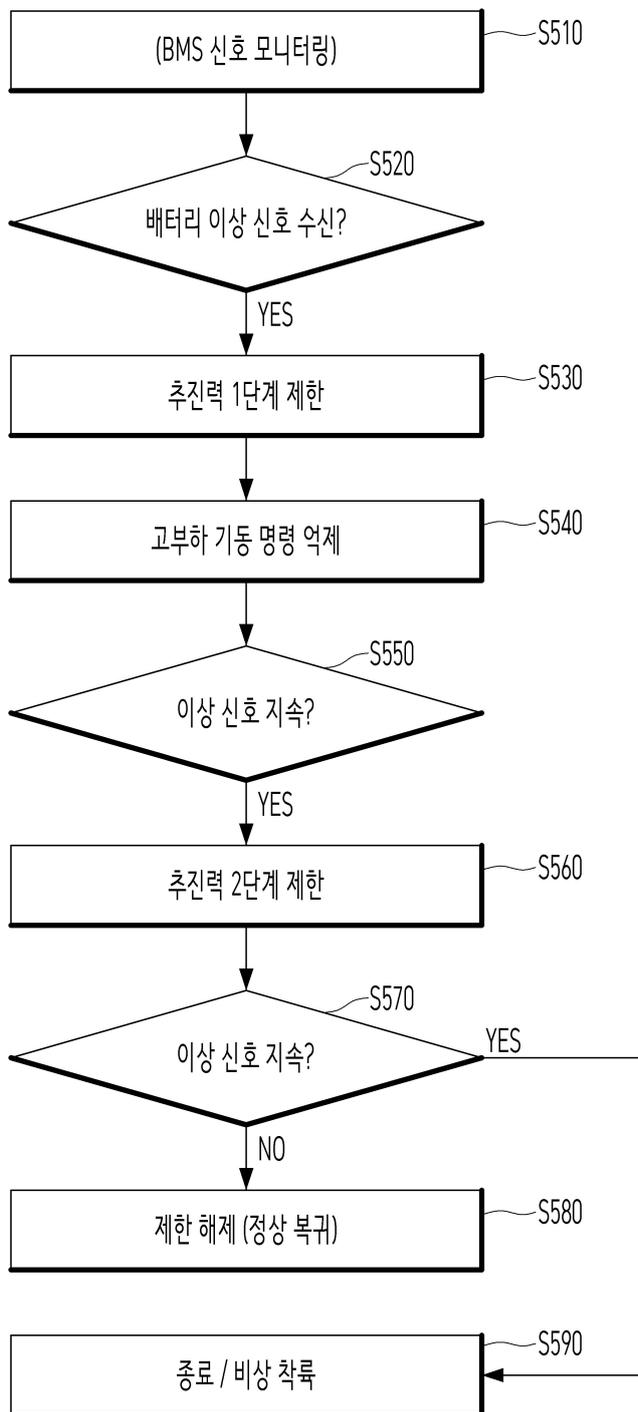
【도 3】



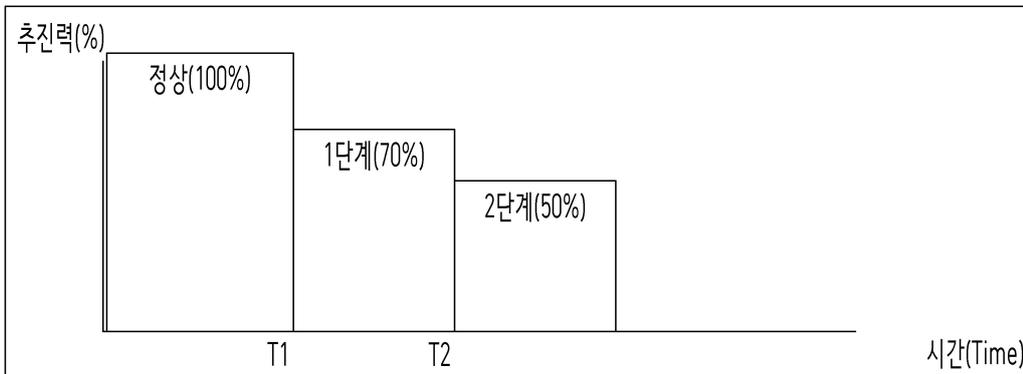
【도 4】



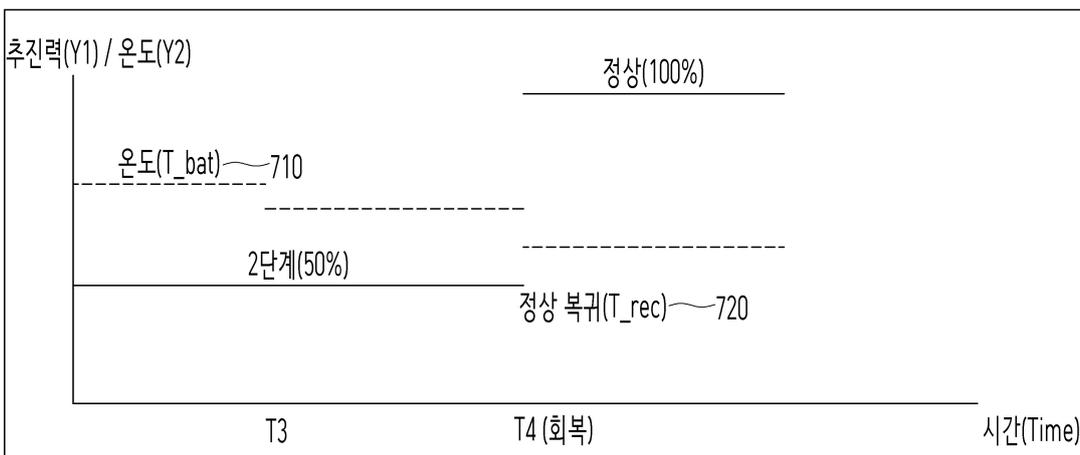
【도 5】



【도 6】



【도 7】



【도 8】



【도 9】

