



(19) 대한민국특허청(KR)

(12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2023년03월10일

(11) 등록번호 10-2507469

(24) 등록일자 2023년03월03일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)

B64C 39/02 (2023.01) B64D 1/08 (2006.01)

B64D 1/16 (2006.01) F41H 11/02 (2006.01)

F41H 13/00 (2006.01) G05D 1/00 (2006.01)

G05D 1/10 (2006.01) G05D 1/12 (2006.01)

(52) CPC특허분류

B64C 39/024 (2023.01)

B64D 1/08 (2013.01)

(21) 출원번호 10-2021-7012426

(22) 출원일자(국제) 2019년10월03일

심사청구일자 2021년04월26일

(85) 번역문제출일자 2021년04월26일

(65) 공개번호 10-2021-0066874

(43) 공개일자 2021년06월07일

(86) 국제출원번호 PCT/US2019/054547

(87) 국제공개번호 WO 2020/142121

국제공개일자 2020년07월09일

(30) 우선권주장

16/151,307 2018년10월03일 미국(US)

(56) 선행기술조사문헌

US06392213 B1*

(뒷면에 계속)

전체 청구항 수 : 총 45 항

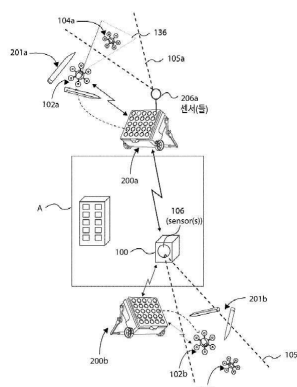
심사관 : 김윤수

(54) 발명의 명칭 표적 항공 차량의 무력화를 용이하게 하는 대책 배치 시스템

(57) 요약

표적 항공 차량을 무력화하기 위한 시스템은 항공 차량 대책물을 갖는 반격 무인 항공 차량(UAV)을 지지하는 발사체를 발사하는 발사체 발사 메커니즘을 포함한다. 반격 UAV는 발사체에서 접을 수 있으며 발사체에서 분리할 때 펼칠 수 있다. 시스템은 표적 항공 차량을 검출하는 검출 센서를 포함하는 항공 차량 검출 시스템을 포함한다. 검출되면 발사체 발사 메커니즘이 발사체를 발사하고, 및 그 후, 반격 UAV는 발사체로부터 분리되어 비행 중에 작동하여 검출된 표적 항공 차량을 항공 차량 대책물로 무력화시킨다. 발사체 발사 메커니즘은 복수의 발사체 및 반격 UAV를 포함하는 이동 가능한 플랫폼을 포함할 수 있으며 표적 항공 차량을 검출하기 위한 검출 센서를 포함할 수 있다.

대표도 - 도1



(52) CPC특허분류

B64D 1/16 (2013.01)
B64U 70/00 (2023.01)
F41H 11/02 (2013.01)
F41H 13/0006 (2013.01)
F41H 13/0087 (2013.01)
G05D 1/0094 (2013.01)
G05D 1/101 (2021.01)
G05D 1/12 (2021.01)
B64U 2101/00 (2023.01)

(56) 선행기술조사문헌

US08146855 B2*
 US09085362 B1*
 US20120216697 A1*
 US20160023760 A1*
 US20160293015 A1*
 WO2016193722 A1
 US20170261292 A1
 US20170057635 A1
 KR1020200042307 A
 KR1020160071027 A
 KR101830880 B1

*는 심사관에 의하여 인용된 문헌

명세서

청구범위

청구항 1

표적 항공 차량을 무력화하기 위한 시스템에 있어서,
 발사체 발사 메커니즘,
 상기 발사체 발사 메커니즘에 의해 발사 가능한 발사체, 및
 항공 차량 검출 시스템
 을 포함하고,
 상기 항공 차량 검출 시스템은,
 적어도 하나의 검출 센서
 를 포함하고,
 상기 적어도 하나의 검출 센서는,
 비행 중 표적 항공 차량을 검출하도록 작동 가능하고,
 상기 표적 항공 차량의 무력화를 용이하게 하기 위하여, 상기 표적 항공 차량의 검출에 응답하여, 명령 데이터
 를 상기 발사체 발사 메커니즘 또는 반격 무인 항공 차량(UAV) 중 적어도 하나에 제공하도록 작동 가능하고,
 상기 반격 UAV는,
 상기 발사체에 의해 지지되고 분리될 수 있고,
 상기 반격 UAV는,
 항공 차량 대책물을 포함하고,
 상기 발사체는,
 적어도 제1 하우징 섹션 및 제2 하우징 섹션으로부터 형성되고,
 상기 제1 하우징 섹션 및 상기 제2 하우징 섹션은,
 서로 방출 가능(releasably)하게 결합되고,
 상기 반격 UAV를 포함(contain)하는 내부 챔버를 형성하고,
 상기 발사체 발사 메커니즘은,
 상기 명령 데이터에 기초하여, 상기 발사체를 발사하도록 작동 가능하고,
 상기 제1 하우징 섹션 및 상기 제2 하우징 섹션은,
 상기 명령 데이터에 응답하여, 상기 표적 항공 차량에 대하여 특정 지리적 위치에서 상기 내부 챔버로부터 상기
 반격 UAV를 방출하기 위하여, 서로로부터 분리가능(separable)하고,
 상기 반격 UAV는,
 상기 발사체로부터 상기 반격 UAV의 방출 시, 상기 항공 차량 대책물로 상기 표적 항공 차량을 무력화하도록 작
 동 가능한
 시스템.

청구항 2

제1항에 있어서,
 상기 반격 UAV는,
 미리 정해진 위치로 상기 반격 UAV를 항공 운송하기 위해 상기 발사체 내의 접힌 위치로 구성되고,
 상기 반격 UAV는,
 상기 발사체로부터 분리될 때 펼쳐진 위치로 이동하도록 작동 가능한
 시스템.

청구항 3

제1항에 있어서,
 상기 반격 UAV가 상기 발사체로부터 방출되는 상기 특정 지리적 위치는,
 상기 표적 항공 차량에 대한 항공 위치를 포함하여,
 상기 반격 UAV가 상기 표적 항공 차량의 센서에 의하여 검출되지 않는
 시스템.

청구항 4

삭제

청구항 5

제1항에 있어서,
 상기 명령 데이터는,
 차단 데이터, 항공 차량 포획 대책물 배치 명령 데이터, 표적 항공 차량 검출 데이터, 반격 UAV 제어 데이터,
 또는 이들의 조합 중 적어도 하나를 포함하는
 시스템.

청구항 6

제1항에 있어서,
 상기 항공 차량 검출 시스템은,
 온-보드 항공 차량 검출 시스템
 을 포함하고,
 상기 온-보드 항공 차량 검출 시스템은,
 상기 반격 UAV에 의해 지지되는 상기 적어도 하나의 검출 센서
 를 포함하고,
 상기 적어도 하나의 센서는,
 상기 표적 항공 차량의 위치를 검출하도록 구성되고,
 상기 반격 UAV의 비행 제어 시스템은,
 상기 표적 항공 차량의 검출된 위치에 기초하여 상기 반격 UAV의 자율 비행을 제어하도록 작동 가능한

시스템.

청구항 7

제1항에 있어서,

상기 항공 차량 검출 시스템은,

온-플랫폼 항공 차량 검출 시스템을 포함하고,

상기 온-플랫폼 항공 차량 검출 시스템은,

발사체 발사 메커니즘에 의해 지지되는 적어도 하나의 검출 센서
를 포함하고,

상기 적어도 하나의 검출 센서는,

상기 표적 항공 차량을 검출하도록 작동 가능하고,

상기 온-플랫폼 항공 차량 검출 시스템은,

상기 표적 항공 차량의 차단 및 무력화를 용이하게 하기 위해 상기 반격 UAV에게 명령 데이터를 제공하도록 구성되는

시스템.

청구항 8

제1항에 있어서,

상기 항공 차량 검출 시스템은,

지상 기반 외부 항공 차량 검출 시스템

을 포함하고,

상기 지상 기반 외부 항공 차량 검출 시스템은,

상기 표적 항공 차량을 검출하도록 작동 가능한 상기 적어도 하나의 검출 센서
를 포함하고,

상기 지상 기반 외부 차량 검출 시스템은,

표적 항공 차량의 차단 및 무력화를 용이하게 하기 위해 상기 발사체 발사 메커니즘 또는 상기 반격 UAV 중 적어도 하나에게 명령 데이터를 제공하도록 작동 가능한

시스템.

청구항 9

제1항에 있어서,

상기 반격 UAV는,

비행체, 및

상기 비행체 주위로 각각 접힌 복수의 로터 어셈블리

를 포함하고,

상기 복수의 로터 어셈블리는,

상기 반격 UAV가 상기 발사체로부터 분리될 때 상기 비행체로부터 펼쳐지도록 구성되는 시스템.

청구항 10

제1항에 있어서,
상기 내부 챔버는,
접힌 위치에서 상기 반격 UAV를 포함하는
시스템.

청구항 11

제10항에 있어서,
상기 발사체는,
하우징 방출 메커니즘
을 더 포함하고,
상기 하우징 방출 메커니즘은,
상기 발사체에서 상기 반격 UAV의 분리 및 방출을 용이하게 하기 위하여, 상기 내부 챔버를 노출시키기 위해 상기 제1 하우징 섹션을 상기 제2 하우징 섹션으로부터 적어도 부분적으로 분리하도록 구성되는
시스템.

청구항 12

제11항에 있어서,
상기 하우징 방출 메커니즘은,
상기 발사체와 상기 발사체 발사 메커니즘 사이에서 연장되는 테더
를 포함하고,
상기 테더는,
상기 발사체가 발사된 후 상기 제2 하우징 섹션으로부터 상기 제1 하우징 섹션의 분리를 용이하게 하여 상기 발사체로부터 상기 반격 UAV의 분리 및 방출을 용이하게 하는
시스템.

청구항 13

제1항에 있어서,
상기 항공 차량 대책물은,
상기 표적 항공 차량의 작동을 방해하도록 구성되고,
유연한 얇힘 요소, 그물, 유체, 펠릿, 방전 장치 또는 조명 장치 중 적어도 하나를 포함하는

시스템.

청구항 14

제1항에 있어서,

상기 반격 UAV는,

상기 표적 항공 차량에 충격을 가하고 무력화하기 위해 상기 표적 항공 차량을 향해 항공 차량 대책물을 발사하도록 작동 가능한 대책물 발사 장치

를 더 포함하는 시스템.

청구항 15

제14항에 있어서,

상기 항공 차량 대책물은,

상기 표적 항공 차량을 포획하고 무력화하기 위해 대책물 발사 장치에 의해 발사 가능한 그물

을 포함하는 시스템.

청구항 16

제1항에 있어서,

상기 발사체 발사 메커니즘은,

복수의 발사체를 발사하도록 구성되고,

각 발사체는,

접힌 위치에 구성된 반격 UAV를 지지하는

시스템.

청구항 17

제1항에 있어서,

상기 표적 항공 차량은,

시야를 형성하는 센서

를 포함하고,

상기 발사체는,

상기 표적 항공 차량의 시야 내에 있지 않은 스텔스 위치로부터 상기 반격 UAV를 방출하도록 구성되는

시스템.

청구항 18

표적 항공 차량을 검출하고 무력화시키기 위한 시스템에 있어서,

발사체 발사 메커니즘,

상기 발사체 발사 메커니즘으로부터 미리 결정된 위치로 발사 가능한 발사체, 및
 항공 차량 검출 시스템
 을 포함하고,
 상기 발사체는,
 적어도 제1 하우징 섹션 및 제2 하우징 섹션으로부터 형성되고,
 상기 제1 하우징 섹션 및 상기 제2 하우징 섹션은,
 서로 방출 가능(releasably)하게 결합되고,
 반격 UAV를 지지하도록 작동 가능한 내부 챔버를 형성하고,
 상기 반격 UAV는,
 상기 발사체로부터 분리될 수 있고,
 상기 반격 UAV는,
 항공 차량 대책물
 을 포함하고,
 상기 항공 차량 검출 시스템은,
 비행 중에 상기 표적 항공 차량을 검출하도록 작동 가능한 적어도 하나의 검출 센서
 를 포함하고,
 상기 항공 차량 검출 시스템은,
 상기 표적 항공 차량의 검출 시, 상기 표적 항공 차량을 무력화를 용이하게 하기 위하여, 상기 반격 UAV 또는
 상기 발사체 발사 메커니즘 중 적어도 하나에게 명령 데이터를 제공하도록 작동 가능하고,
 상기 발사체 발사 메커니즘은,
 상기 명령 데이터에 기초하여, 상기 발사체를 상기 미리 결정된 위치로 발사하도록 작동 가능하고,
 상기 제1 하우징 섹션 및 상기 제2 하우징 섹션은,
 상기 명령 데이터에 응답하여, 상기 표적 항공 차량에 대하여 특정 지리적 위치에서 상기 내부 챔버로부터 상기
 반격 UAV를 방출하기 위하여, 서로로부터 분리되고,
 상기 반격 UAV는,
 상기 발사체로부터 상기 반격 UAV의 방출 시, 상기 항공 차량 대책물로 상기 표적 항공 차량을 무력화하도록 작
 동 가능한
 시스템.

청구항 19

제18항에 있어서,
 상기 반격 UAV는,
 상기 반격 UAV의 항공 운송 동안 상기 발사체 내 접힌 위치에 구성되고,
 상기 반격 UAV는,
 상기 발사체로부터 분리될 때 펼쳐진 위치로 이동하도록 작동 가능한

시스템.

청구항 20

제18항에 있어서,

상기 발사체는,

상기 표적 항공 차량에 대한 상기 특정 지리적 위치에서 상기 반격 UAV를 방출하기 위하여, 상기 제1 하우징 섹션 및 제2 하우징 섹션을 서로 분리하도록 작동 가능한 하우징 방출 메커니즘을 포함하는 시스템.

청구항 21

제18항에 있어서,

상기 표적 항공 차량에 대한 상기 특정 지리적 위치는,

상기 표적 항공 차량의 센서의 시야 내에 있지 않은 항공 위치를 포함하는 시스템.

청구항 22

삭제

청구항 23

제18항에 있어서,

상기 명령 데이터는,

차단 데이터, 항공 차량 포획 대책물 배치 명령 데이터, 표적 항공 차량 검출 데이터, 반격 UAV 제어 데이터, 또는 이들의 조합 중 적어도 하나를 포함하는 시스템.

청구항 24

제18항에 있어서,

상기 항공 차량 검출 시스템은,

온-보드 항공 차량 검출 시스템

을 포함하고,

상기 온-보드 항공 차량 검출 시스템은,

상기 반격 UAV에 의해 지지되는 상기 적어도 하나의 검출 센서

를 포함하고,

상기 반격 UAV의 비행 제어 시스템은,

상기 표적 항공 차량의 검출된 위치에 기초하여 상기 반격 UAV의 자율 비행을 제어하도록 작동 가능한

시스템.

청구항 25

제18항에 있어서,
 상기 항공 차량 검출 시스템은,
 온-플랫폼 항공 차량 검출 시스템
 을 포함하고,
 상기 온-플랫폼 항공 차량 검출 시스템은,
 상기 발사체 발사 메커니즘에 의해 지지되고 상기 표적 항공 차량을 검출하도록 작동할 수 있는 상기 적어도 하나의 검출 센서
 를 포함하는 시스템.

청구항 26

제18항에 있어서,
 상기 항공 차량 검출 시스템은,
 지상 기반 외부 항공 차량 검출 시스템
 을 포함하고,
 상기 지상 기반 외부 항공 차량 검출 시스템은,
 상기 적어도 하나의 검출 센서를 포함하고, 및 상기 표적 항공 차량의 차단 및 무력화를 용이하게 하기 위해 상기 발사체 발사 메커니즘 또는 상기 반격 UAV 중 적어도 하나에게 명령 데이터를 제공하도록 작동 가능한
 시스템.

청구항 27

제18항에 있어서,
 상기 반격 UAV는,
 비행체, 및
 상기 비행체 주위로 각각 접힌 복수의 로터 어셈블리
 를 포함하고,
 상기 복수의 로터 어셈블리는,
 상기 반격 UAV가 발사체로부터 분리될 때 상기 비행체로부터 펼쳐지도록 구성되는
 시스템.

청구항 28

제18항에 있어서,
 상기 발사체 발사 메커니즘은,

플랫폼을 포함하고,
 상기 플랫폼은,
 이동 가능한 차량이 지상 주위에서 이동 가능하도록 적어도 하나의 이동성 메커니즘을 갖는 이동 가능한 차량
 을 포함하는 시스템.

청구항 29

제18항에 있어서,
 상기 반격 UAV는,
 대책물 발사 장치
 를 포함하고,
 상기 반격 UAV는,
 상기 표적 항공 차량에 충격을 가하고 무력화하기 위해 상기 표적 항공 차량을 향해 상기 항공 차량 대책물을
 발사하기 위해 상기 대책물 발사 장치를 작동시키도록 구성되는
 시스템.

청구항 30

제29항에 있어서,
 상기 항공 차량 대책물은,
 발사체를 포함하고,
 상기 발사체는,
 액체 발사체를 포함하고,
 상기 액체 발사체는,
 액체 충전물, 및
 비행 중에 상기 액체 충전물의 실질적인 분해를 억제하기 위해 상기 액체 충전물과 결합된 첨가제를 포함하는
 비 강성 비행 무결성 구성 요소
 를 포함하고,
 상기 액체 발사체는,
 미리 결정된 이벤트에 따라 유동적으로 분산되도록 구성되는
 시스템.

청구항 31

제30항에 있어서,
 상기 미리 결정된 이벤트는,
 상기 표적 항공 차량에 충돌하는 액체 발사체를 포함하고,
 상기 분산된 액체 충전물은,
 상기 표적 항공 차량의 적어도 하나의 중요 작동 장치의 작동을 중단시키도록 구성되는

시스템.

청구항 32

제30항에 있어서,
상기 액체 발사체는,
상기 표적 항공 차량에 충격을 가하고 무력화하도록 구성된 적어도 하나의 직접 충돌 장치를 더 포함하고,
상기 적어도 하나의 직접 충격 장치는,
플라스틱 또는 폴리머 펠릿, 금속 펠릿, 복합 펠릿, 필라멘트 요소 또는 태깅제를 포함하는 시스템.

청구항 33

표적 항공 차량을 무력화하는 방법에 있어서,
비행 중에 표적 항공 차량을 검출하는 단계,
상기 표적 항공 차량의 검출에 기초하여 명령 데이터를 생성하는 단계,
상기 생성된 명령 데이터에 응답하여, 발사체 발사 메커니즘으로부터 발사체를 발사하는 단계 - 상기 발사체는 반격 무인 항공 차량(UAV)를 지지하고, 상기 발사체는, 적어도 제1 하우징 섹션 및 제2 하우징 섹션으로부터 형성되고, 상기 제1 하우징 섹션 및 상기 제2 하우징 섹션은, 서로 방출 가능(releasably)하게 결합되고, 상기 반격 UAV를 포함(contain)하는 내부 챔버를 형성함 -,
상기 생성된 명령 데이터에 기초하여 상기 표적 항공 차량에 대한 특정 지리적 위치에서 상기 발사체의 상기 내부 챔버로부터 상기 반격 UAV를 방출하기 위하여, 상기 제2 하우징 섹션으로부터 상기 제1 하우징 섹션을 분리하는 단계, 및
상기 표적 항공 차량을 무력화하기 위해 상기 반격 UAV를 작동하는 단계를 포함하는 방법.

청구항 34

제33항에 있어서,
상기 발사체로부터 분리될 때 상기 반격 UAV의 로터 어셈블리를 펼치는 단계를 더 포함하는 방법.

청구항 35

제33항에 있어서,
상기 발사체로부터 상기 반격 UAV를 방출하는 것은,
상기 표적 항공 차량의 검출된 위치에 대해 미리 결정된 위치에서 상기 반격 UAV를 방출하기 위해 하우징 방출 메커니즘을 작동시키는 것을 더 포함하는 방법.

청구항 36

제33항에 있어서,
항공 차량 검출 시스템으로부터 상기 반격 UAV로 상기 명령 데이터를 전송하는 단계
를 더 포함하는 방법.

청구항 37

제33항에 있어서,
상기 표적 항공 차량을 검출하는 단계는,
상기 발사체로부터 분리된 후에 상기 반격 UAV의 적어도 하나의 검출 센서를 작동시키는 단계
를 포함하는 방법.

청구항 38

제33항에 있어서,
상기 표적 항공 차량을 무력화하기 위해 상기 반격 UAV를 작동시키는 단계는.
상기 표적 항공 차량을 무력화하기 위해 상기 반격 UAV로부터 상기 표적 항공 차량을 향해 항공 차량 대책물을
발사하는 단계
를 포함하는 방법.

청구항 39

제33항에 있어서,
상기 표적 항공 차량을 검출하는 단계는,
상기 표적 항공 차량의 동적 위치를 자율적으로 추적하는 단계
를 포함하는 방법.

청구항 40

제33항에 있어서,
상기 발사체 발사 메커니즘의 이동성 메커니즘을 통해 지상 표면을 따라 지상 기반 위치로 상기 발사체 발사 메
커니즘을 이동시키는 단계
를 더 포함하는 방법.

청구항 41

제33항에 있어서,
상기 표적 항공 차량을 검출하는 단계는,
상기 표적 항공 차량의 알려진 고도를 결정하는 단계 또는 상기 표적 항공 차량의 고도를 예측하는 단계 중 적
어도 하나를 포함하고,

상기 특정 지리적 위치에서 상기 제2 하우징 섹션으로부터 상기 제1 하우징 섹션을 분리하는 단계는,

상기 표적 항공 차량의 센서에 의하여 상기 반격 UAV가 검출되지 않도록, 상기 명령 데이터에 기초하여, 상기 표적 항공 차량의 상기 알려진 고도 또는 상기 예측된 고도보다 더 높은 고도에서 상기 발사체의 상기 내부 챔버로부터 상기 반격 UAV를 방출하기 위하여 상기 제2 하우징 섹션으로부터 상기 제1 하우징 섹션을 분리하는 단계

를 더 포함하는 방법.

청구항 42

제33항에 있어서,

상기 표적 항공 차량을 무력화하기 위해 상기 반격 UAV를 작동시키는 단계는,

상기 표적 항공 차량의 작동을 방해하도록 구성된 항공 차량 대책물을 작동시키는 단계

를 포함하고,

상기 항공 차량 대책물은,

유연한 얇힘 요소, 그물, 유체, 펠릿, 방전 장치 또는 조명 장치 중 적어도 하나를 포함하는

방법.

청구항 43

제1항에 있어서,

상기 항공 차량 검출 시스템은,

상기 표적 항공 차량의 비행 경로를 추적하도록 작동 가능하고,

상기 발사체 발사 메커니즘은,

상기 명령 데이터에 기초하여, 상기 추적된 비행 경로에 기초하여 상기 발사체의 속도 또는 상기 발사체의 발사 시각 중 적어도 하나를 제어하도록 작동 가능한

시스템.

청구항 44

제3항에 있어서,

상기 반격 UAV가 상기 발사체로부터 방출되는 상기 특정 지리적 위치는,

상기 표적 항공 차량의 알려진 고도 또는 예측된 고도보다 더 높은 고도를 포함하는

시스템.

청구항 45

표적 항공 차량을 무력화하기 위한 시스템에 있어서,

적어도 제1 하우징 섹션 및 제2 하우징 섹션으로부터 형성된 발사체

를 포함하고,

상기 제1 하우징 섹션 및 상기 제2 하우징 섹션은,

서로 방출 가능(releasably)하게 결합되고,

반격 UAV를 지지하도록 작동 가능한 내부 챔버를 형성하고,

상기 반격 UAV는,
 상기 발사체로부터 분리 가능하고,
 상기 반격 UAV는,
 항공 차량 대책물을 포함하고,
 상기 발사체 또는 상기 반격 UAV 중 적어도 하나는,
 비행 중, 표적 항공 차량의 검출 시, 항공 차량 검출 시스템으로부터 명령 데이터를 수신하도록 작동 가능하고,
 상기 항공 차량 검출 시스템은,
 표적 항공 차량을 검출하도록 작동 가능한 적어도 하나의 검출 센서
 를 포함하고,
 상기 발사체는,
 상기 명령 데이터에 기초하여, 발사체 발사 메커니즘에 의하여 발사되도록 작동 가능하고,
 상기 제1 하우징 섹션 및 상기 제2 하우징 섹션은,
 상기 명령 데이터에 응답하여, 상기 표적 항공 차량에 대하여 특정 지리적 위치에서 상기 내부 챔버로부터 상기
 반격 UAV를 방출하기 위하여, 서로로부터 분리 가능하고,
 상기 반격 UAV는,
 상기 발사체로부터 상기 반격 UAV의 방출 시, 상기 항공 차량 대책물로 상기 표적 항공 차량을 무력화하도록 작
 동 가능한
 시스템.

청구항 46

표적 항공 차량을 무력화하기 위한 시스템에 있어서,
 항공 차량 검출 시스템
 을 포함하고,
 상기 항공 차량 검출 시스템은,
 비행 중 표적 항공 차량을 검출하도록 작동 가능한 적어도 하나의 검출 센서, 및
 적어도 하나의 트랜시버
 를 포함하고,
 상기 적어도 하나의 트랜시버는,
 발사체 발사 메커니즘,
 상기 발사체 발사 메커니즘에 의하여 발사 가능한 발사체, 또는
 상기 발사체에 의하여 지지되고 상기 발사체로부터 분리 가능하며 항공 차량 대책물을 포함하는 반격 UAV
 중 적어도 하나와 전자적으로 통신하도록 작동 가능하고,
 상기 항공 차량 검출 시스템은,
 상기 표적 항공 차량의 검출에 응답하여, 상기 표적 항공 차량의 무력화를 용이하게 하기 위하여 상기 반격 UAV
 또는 상기 발사체 발사 메커니즘 중 적어도 하나에게 명령 데이터를 제공하도록 작동 가능하고,
 상기 발사체는,

적어도 제1 하우징 섹션 및 제2 하우징 섹션으로부터 형성되고,
 상기 제1 하우징 섹션 및 상기 제2 하우징 섹션은,
 서로 방출 가능(releasably)하게 결합되고,
 상기 반격 UAV를 포함(contain)하는 내부 챔버를 형성하고,
 상기 발사체 발사 메커니즘은,
 상기 명령 데이터에 기초하여, 상기 발사체를 발사하도록 작동 가능하고,
 상기 제1 하우징 섹션 및 상기 제2 하우징 섹션은,
 상기 명령 데이터에 응답하여, 상기 표적 항공 차량에 대하여 특정 지리적 위치에서 상기 내부 챔버로부터 상기 반격 UAV를 방출하기 위하여, 서로로부터 분리 가능하고,
 상기 반격 UAV는,
 상기 발사체로부터 상기 반격 UAV의 방출 시, 상기 항공 차량 대책물로 상기 표적 항공 차량을 무력화하도록 작동 가능한
 시스템.

청구항 47

표적 항공 차량을 무력화하기 위한 시스템에 있어서,
 발사체 발사 메커니즘,
 상기 발사체 발사 메커니즘에 의하여 발사 가능한 발사체, 및
 항공 차량 검출 시스템
 을 포함하고,
 상기 발사체는,
 적어도 제1 하우징 섹션 및 제2 하우징 섹션으로부터 형성되고,
 상기 제1 하우징 섹션 및 상기 제2 하우징 섹션은,
 서로 방출 가능(releasably)하게 결합되고,
 반격 UAV를 지지(support)하도록 작동 가능한 내부 챔버를 형성하고,
 상기 항공 차량 검출 시스템은,
 비행 중 표적 항공 차량을 검출하도록 작동 가능한 적어도 하나의 검출 센서
 를 포함하고,
 상기 항공 차량 검출 시스템은,
 상기 표적 항공 차량의 무력화를 용이하게 하기 위하여, 상기 검출에 응답하여, 상기 발사체 발사 메커니즘, 상기 발사체 또는 상기 반격 UAV 중 적어도 하나에게, 명령 데이터를 제공하도록 작동 가능하고,
 상기 발사체 발사 메커니즘은,
 상기 명령 데이터에 기초하여, 상기 발사체를 발사하도록 작동 가능하고,
 상기 제1 하우징 섹션 및 상기 제2 하우징 섹션은,
 상기 표적 항공 차량을 무력화하기 위하여, 상기 명령 데이터에 응답하여, 상기 표적 항공 차량에 대하여 특정 지리적 위치에서 상기 내부 챔버로부터 상기 반격 UAV를 방출하기 위하여, 서로로부터 분리 가능한

시스템.

발명의 설명

기술 분야

본 출원은 표적 항공 차량의 무력화를 용이하게 하는 대책 배치 시스템에 관한 것이다.

배경 기술

로터리(rotary drone) 및 고정익 드론(fixed-wing drone)과 같은 무인 항공 차량(Unmanned aerial vehicle)(UAV)은 지난 10 년 동안 소비자들에게 점점 인기를 얻고 있다. 이러한 인기는 지속적으로 개선되는 성능과 결합되어 우발적이든 고의적이든, 정부 단지, 국제 공항, 원자력 발전소, 석유 화학 시설, 저수지 및 기타 인구 밀도가 높거나 중요한 인프라와 같은, 가치가 높은 표적에 대한 테러 공격이든 다른 항공 차량 또는 구조물과의 충돌 측면에서 위협을 가한다. 이러한 위협에 기여하는 요인(factor)은 드론(drone)의 빠른 속도, 작은 특징, 및 여러 공격 드론의 동시 통합 공격 가능성이다. 이러한 요인은 드론이 상대적으로 저렴하고 휴대성이 뛰어나며 기동성이 뛰어나다는 사실로 인해 악화된다. 또한, 소비자용 드론은 내구성, 범위 및 탑재 하중 운송 능력 측면에서 극적으로 개선되고 있으며(예를 들어, 일부 소비자 용 드론은 10kg 이상을 운반할 수 있으며, 이는 폭발물, 발사체 및/또는 화학 무기를 운반하기에 충분하다.), 이는 폭발물, 발사체, 및/또는 화학 무기를 운반하기에 충분하다. 많은 경우에, 의도적인 공격을 위해 작동하는 드론은 단 몇 초 안에 발사되어 보호 경계로 날아갈 수 있으므로 공격하는 드론을 검출하고 무력화하는 데 최소한의 시간이 남게 된다.

이러한 모든 고려 사항을 염두에두고, 하나 이상의 저렴한 적대적 드론은 아마추어 프로그래머/운영자가 매우 낮은 비용과 노력으로 잠재적으로 많은 양의 피해 및/또는 피해를 야기하면서 자율적으로 또는 수동으로 보호 구역으로 날아갈 수 있다. 기존 기술로 이러한 위협에 대응하는 것은 매우 비용이 많이 들고 복잡할 수 있으며, 특히 수백 에이커 또는 평방 킬로미터의 부동산과 관련된 상대적으로 넓은 영공(airspace)을 보호하려고 할 때 더욱 그렇다.

발명의 내용

해결하려는 과제

과제의 해결 수단

본 발명은 발사체 발사 메커니즘(projectile launching mechanism); 발사체 발사 메커니즘에 의해 발사 가능한 발사체(projectile); 및 발사체에 의해 지지되고 발사체로부터 분리될 수 있고, 및 항공 차량 대책물(aerial vehicle countermeasure)을 포함하는 반격 무인 항공 차량(UAV)(counter-attack unmanned aerial vehicle)를 포함하는 표적 항공 차량(target aerial vehicle)을 무력화하기 위한 시스템을 제시하고, 표적 항공 차량을 검출하면, 발사체 발사 메커니즘은 발사체를 발사하도록 작동 가능하며, 발사체로부터 분리될 때, 반격 UAV는 항공 차량 대책물로 표적 항공 차량을 무력화하도록 작동 가능하다.

반격 UAV는 미리 정해진 위치로 반격 UAV를 항공 운송하기 위해 발사체 내의 접힌 위치(folded position)에 구성될 수 있다. 반격 UAV는 발사체에서 분리되면 펼쳐진 위치(unfolded position)로 이동하도록 작동 가능(operable)하다.

반격 UAV는 표적 항공 차량에 대한 항공 위치를 포함하는 미리 결정된 위치에서 발사체로부터 방출될 수 있으며, 반격 UAV는 표적 항공 차량의 센서에 의해 검출되지 않는다.

발사체는 서로 방출 가능(releaseably)하게 결합(couple)되고 접힌 위치에서 반격 UAV를 포함하는 내부 챔버(inner chamber)를 형성(define)하는 제1 하우징 섹션(first housing section) 및 제2 하우징 섹션(second housing section)을 포함할 수 있다. 발사체는 제1 하우징 섹션을 제2 하우징 섹션으로부터 적어도 부분적으로 분리하여 내부 챔버를 노출시켜, 발사체로부터 반격 UAV의 분리 및 방출을 용이하게 하도록 구성된 하우징 방출 메커니즘(housing release mechanism)을 더 포함할 수 있다.

본 발명은 또한 발사체 발사 메커니즘(projectile launching mechanism); 발사체 발사 메커니즘에서 미리 결정된 위치로 발사 가능한 발사체(projectile); 발사체에 의해 지지되고 분리될 수 있으며, 항공 차량 대책물을 포함하는 반격 무인 항공 차량(UAV)(counter-attack unmanned aerial vehicle); 및 비행 중에 표적 항공 차량을 검출하도록 작동 가능한 적어도 하나의 검출 센서를 포함하는 항공 차량 검출 시스템(aerial vehicle detection system)을 포함하는 표적 항공 차량을 검출하고 무력화하기 위한 시스템을 제시하고, 표적 항공 차량을 검출하면, 발사체 발사 메커니즘은 발사체를 미리 결정된 위치로 발사하도록 작동하고, 발사체로부터 분리될 때, 반격 UAV는 항공 차량 대책물을 통해 표적 항공 차량을 무력화하도록 작동 가능하다.

본 발명은 비행 중에 표적 항공 차량을 검출하는 단계; 발사체 발사 메커니즘에서 발사체를 발사하는 단계 - 발사체는 반격 무인 항공 차량(UAV)를 지지함 -; 발사체에서 반격 UAV를 분리하는 단계; 및 표적 항공 차량을 무력화하기 위해 반격 UAV를 작동시키는 단계를 포함한다. 발사체로부터 반격 UAV를 분리하는 단계는 표적 항공 차량의 검출된 위치에 대해 미리 결정된 위치에서 반격 UAV를 방출(release)하기 위해 하우징 방출 메커니즘(housing release mechanism)을 작동시키는 단계를 더 포함할 수 있다.

도면의 간단한 설명

도 1은 본 개시 내용의 예에 따라 발사체 발사 메커니즘으로부터 발사된 반격 UAV를 갖는 표적 항공 차량을 검출하고 무력화하기 위한 시스템을 그래픽 및 개략적으로 도시하는 예시이다.

도 2는 본 개시 내용의 예에 따른 도 3의 시스템의 가능한 검출 및 통신 특징을 예시하는 블록도이다.

도 3은 본 개시의 예에 따른, 도 1 및/또는 2에 도시된 것과 같은 반격 UAV의 가능한 검출 및 동작 특징을 예시하는 블록도이다.

도 4a는 본 개시의 예에 따라 반격 UAV를 지지하는 발사체를 발사하는 발사체 발사 메커니즘을 예시한다.

도 4b는 본 개시의 예에 따라 반격 UAV를 지지하는 도 4a의 발사체를 예시한다.

도 5는 본 개시의 예에 따라 발사체로부터 분리되고 표적 항공 차량을 차단하는 반격 UAV를 도시한다.

도 6은 본 개시의 다른 예에 따라 표적 항공 차량을 무력화 또는 포획하기 위해 항공 차량 대책물을 발사하는 반격 UAV를 도시한다.

도 7은 본 개시의 다른 예에 따라 표적 항공 차량을 무력화 또는 포획하기 위해 항공 차량 대책물을 발사하는 반격 UAV를 도시한다.

도 8은 본 개시의 다른 예에 따라 표적 항공 차량을 무력화하기 위해 항공 차량 대책물을 작동시키는 반격 UAV를 도시한다.

도 9는 본 개시의 다른 예에 따라 표적 항공 차량을 무력화하기 위해 항공 차량 대책물을 발사하는 반격 UAV를 도시한다.

도 10은 본 개시의 다른 예에 따라 표적 항공 차량을 무력화하기 위해 항공 차량 대책물을 발사하는 발사체 발사 메커니즘을 도시한다.

이제 예시된 예시적인 실시 예에 대한 참조가 이루어질 것이며, 이를 설명하기 위해 여기서 특정 언어가 사용될 것이다. 그럼에도 불구하고 본 발명의 범위를 제한하지 않는다는 것이 이해될 것이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

본원에 사용된 용어 "실질적으로"는 작용, 특성, 속성, 상태, 구조, 항목 또는 결과의 완전하거나 거의 완전한 정도 또는 정도를 의미한다. 예를 들어, "실질적으로" 둘러싸여 있는 개체는 개체가 완전히 둘러싸여 있거나 거의 완전히 둘러싸여 있음을 의미한다. 절대 완전성으로부터의 정확한 허용 편차 정도는 경우에 따라 특정 상황에 따라 달라질 수 있다. 그러나 일반적으로 말해서 완료의 가까움은 마치 절대적이고 전체적인 완료를 얻은 것과 동일한 전체 결과를 갖도록 할 것이다. "실질적으로"의 사용은 작동, 특성, 속성, 상태, 구조, 항목 또는 결과가 완전하거나 거의 완전하지 않음을 나타 내기 위해 부정적인 의미로 사용될 때 동일하게 적용된다.

본 명세서에서 사용된 "인접한"은 2 개의 구조 또는 요소의 근접성을 의미한다. 특히, "인접한"것으로 식별되는 요소는 인접하거나 연결될 수 있다. 이러한 요소는 반드시 서로 접촉하지 않고도 서로 가깝거나 가까울 수

있다. 정확한 근접 정도는 경우에 따라 특정 상황에 따라 달라질 수 있다.

본 기술을 더 설명하기 위해, 도면을 참조하여 예가 제공된다.

도 1은 외부 항공 차량 검출 시스템으로, 예를 들어, 예를 들어 UAV(102a 및 102b)와 같은, 하나 이상의 반격 UAV와 함께 작동 가능한 지상 기반 외부 항공 차량 검출 시스템(external aerial vehicle detection system)(100) 및/또는 발사체 발사 메커니즘(projectile launching mechanism)(200a 및 200b) 같은, 영공 A를 보호하기 위한 시스템 및 방법을 개략적으로 그리고 그래픽으로 도시한다(항공 차량 검출 시스템(100)과 함께 임의의 수의 반격 UAV가 작동할 수 있다는 점에 유의한다). 외부 항공 차량 검출 시스템(100) 및/또는 발사체 발사 메커니즘(200a 및 200b)은 영공 A를 침범하거나 접근할 수 있으며 영공 A에 대한 위협으로 결정된 하나 이상의 표적 항공 차량(들)(예를 들어, 표적 항공 차량(104a 및 104b) 참조)을 무력화할 목적으로 반격 UAV(들)(102a 및 102b) 중 적어도 하나와 통신하도록 구성될 수 있다.

도 2는 외부 외부 항공 차량 검출 시스템(aerial vehicle detection system)(100)(및 발사체 발사 메커니즘(200a 및 200b))의 구성 요소 및 시스템의 도 1에 도시된 표적 항공 차량(104a 및 104b)의 검출 및 실시간 추적을 수행하고, 반격 UAV(들)(102a 및 102b)에 명령 데이터(command data)를 통신하는 능력을 도시하는 블록도이다. 명령 데이터는 표적 UAV의 위치와 관련된 데이터를 포함하지만 이에 제한되지 않는 표적 UAV의 포획을 용이하게 하는 데 관련된 임의의 데이터를 포함할 수 있다. 도 3은 표적 항공 차량(104a) 중 하나 이상을 무력화하기 위한 반격 UAV(102a(및 102b))의 제어 시스템(control system) 및 제어 시스템이 외부 항공 차량 검출 시스템(100) 및/또는 발사체 발사 메커니즘(200a)(및 다른 반격 UAV(102b))과 함께 어떻게 작동 가능한 지를 도시하는 블록도이다.

개요로서, 특히 도 1 및 2를 참조하는 하나의 예에서, 시스템은 외부 항공 차량 검출 시스템(100) 및/또는 발사체 발사 메커니즘(200a 및 200b)을 포함할 수 있으며, 영공 A(예를 들어, 건물, 상업용 항공 차량, 시설, 사유지). 내의 인프라 및/또는 자산에 위협이 될 수 있는 들어오는 표적 항공 차량(104a 및 104b)를 검출(detect)하고 추적(track)하도록 각각 구성될 수 있다. 외부 항공 차량 검출 시스템(100) 및/또는 발사체 발사 메커니즘(200a 및/또는 200b)은 각각 검출된 표적 항공 차량(104a 및 104b)에 대한, 시간에 따라 또는 실시간으로 주기적으로 추적된 위치(들), 고도, 궤적, 속도 및 표적 항공 차량(104a 및 104b)와 관련된 기타 검출되거나 획득된 정보와 같은, 정보를 획득하고 통신하도록 구성될 수 있다. 일단 획득되면, 이 정보는 반격 UAV(들) 102a 및 102b가 표적 항공 차량(104a 및 104b)를 무력화하기 위해 항공 차량 대책물을 활용할 수 있도록 적어도 하나 또는 복수의 반격 UAV(들)(102a 또는 102b) 또는 둘 모두에 전달될 수 있다(예를 들어, 도 5의 얹힘 요소(134) 참조).

도 4a 내지 9와 관련하여 아래에서 추가로 논의되는 바와 같이, 표적 항공 차량(104a)를 검출하면, 발사체 발사 메커니즘(200a)은 비행 중에 반격 UAV(102a)를 지지하거나 수용하는 발사체(201a)를 발사하도록 작동될 수 있다. 미리 정해진 특정 시간 또는 위치에서, 반격 UAV(102a)는 발사체(201a)로부터 분리되거나 방출될 수 있다. 그 다음, 반격 UAV(102a)는 아래에 더 상세히 설명되는 바와 같이 표적 항공 차량(104a)를 차단하고 무력화하기 위해 비행할 수 있다. 반격 UAV(102b)를 지지하거나 수용하는 발사체(201b)를 발사하는 발사체 발사 메커니즘(200b)에 대해서도 동일하게 설명될 수 있다.

표적 항공 차량(104a 및 104b)는 자율적으로 또는 수동으로 작동될 수 있는 무인 단일 또는 다중 로터 UAV 또는 고정 날개 UAV(또는 틸트 로터 UAV)와 같은 임의의 유형일 수 있지만 이에 제한되지는 않는다. 말한 바와 같이, 표적 항공 차량(104a 및 104b)(예를 들어, 다중 로터 UAV)는 영공에서 최대 수 킬로미터까지 수직으로 상승/하강할 수 있고, 몇 분 동안 호버링 할 수 있고, 매우 민첩하고, 빠르고, 장애물 주변에서 기동할 수 있으며, 시각적/IR/레이더 신호가 적고, 상당한 페이로드를 운반할 수 있기 때문에 심각한 위협이 될 수 있다. 따라서, 상대적으로 짧은 시간(예를 들어, 몇 초) 내에 위치와 속도를 빠르게 검출하고 추적하는 것은 영공 영역 A의 침입을 효과적으로 방지하고 모니터링 되는 영공 영역 A와 연관된 자산을 보호하는 데 중요하다.

외부 항공 차량 검출 시스템(100)은 지상 기반 구조물, 차량(예를 들어, 육지, 해상 또는 항공), 이동 가능한 플랫폼 또는 외부 항공 차량 검출 시스템(100)과 관련하여 여기에서 논의된 다수의 구성 요소를 지지할 수 있는 다른 플랫폼에 의해 지지되거나 이와 연관될 수 있다. 외부 항공 차량 검출 시스템(100)은 영역 주위 또는 서로 다른 구조물에 대해 서로 이격된 다수의 센서 또는 플랫폼을 포함할 수 있으며, 각각은 짐벌(gimbal)을 제어하기 위해, 포인팅 위치를 위해, 표적 항공 차량과 연관된 데이터 처리, 및 명령 데이터를 하나 이상의 반격 UAV에 통신하기 위한 중앙 컴퓨터 시스템 및/또는 서로 통신 가능하게 결합될 수 있다. 더 큰 영공을 보호하기 위해 지역 주변에 복수의 항공 차량 검출 시스템(예를 들어, 100)을 통합될 수 있고, 및 이는 주어진 영공을 협력

적으로 모니터링 하고 보호하기 위해 다른 항공 차량 검출 시스템의 컴퓨터 시스템에 통신 적으로 결합된 컴퓨터 시스템을 각각 가질 수 있다.

보다 구체적으로, 도 2에 도시된 바와 같이, 외부 항공 차량 검출 시스템(100)은 표적 항공 차량(들)(104a 및 104b)(도시되지는 않았지만, 당업자에 의해 이해되는 바와 같이 최대 n (임의의)개의 검출 센서가 고려되는 경우)과 연관된 데이터를 수집하고 생성하도록 작동 가능한 적어도 하나의 검출 센서(detection sensor)(106a)를 포함할 수 있다(예를 들어, 속도, 지리적 위치(geolocation), 고도(altitude), 궤적(trajecory) 또는 비행 경로(flight path) 등). 예를 들면, 검출 센서(들)(106a)는 음향 센서(110)와 같은 하나 이상의 음향 센서(들) 및 표적 항공 차량(들)(104a 내지 n)과 연관된 데이터를 수집하고 생성하도록 작동 가능한 카메라(114a)와 같은 하나 이상의 카메라를 포함할 수 있다. 검출 센서(들)(106a)는 레이더 장치(들)(radar device(s))(107a), LIDAR 장치(들)(109a) 및/또는 쌍안경(들)(binocular(s))(111a)과 같은 다른 표적 획득 자산을 포함할 수 있으며, 각각은 CPU(112)에 결합되고 표적 항공 차량의 방위각 고도/기울기 각도를 측정한다. 검출 센서(들)(106a)는 이륙 전에 표적 항공 차량을 검출하는 데 사용되는 전자기 서명 센서(electromagnetic signature sensor) 또는 LWIR에서 SWIR까지 가시 광선까지 전자기 스펙트럼의 다른 부분에서 작동하는 카메라와 같은 다른 센서를 더 포함할 수 있다. 다른 가능한 센서로는 검출기가 있는 협대역 광 방출기(예를 들어, 카메라)와 광 방출기의 검출 대역이 거의 일치하는 협대역 광 방출기 및/또는 표적 부분이 전자기 스펙트럼의 다른 부분에서 형광을 발하게 하여 검출을 용이하게 할 수 있는 협대역 광 방출기(예를 들어, UV 소스)와 같은 기타 센서가 있다. 검출 센서(들)(106a)는 동시에 다수의 표적 항공 차량을 검출할 수 있고, CPU(112)(또는 다수의 CPU)는 어떤 센서(들)가 표적 항공 차량(들)에 대해 가장 신뢰할 수 있거나 신뢰할 수 있는지를 결정하도록 구성될 수 있으며, 그 다음 특정 표적 항공 차량(들)을 추적하는 것으로부터 다른 센서(들)를 할당하지 않는 동안 표적 항공 차량(들)을 계속 추적하고 모니터링 하기 위해 이러한 센서(들) 중 하나 이상을 할당하도록 구성되는 것을 유의하라. 이 개념은 "신뢰성 계층"과 관련하여 아래에서 자세히 설명한다.

발사체 발사 메커니즘(200a 및/또는 200b)은 외부 항공 차량 검출 시스템(100)과 관련하여 설명된 것과 동일하거나 유사한 특징을 모두 가질 수 있고 및 따라서, 예를 들어 발사체 발사 메커니즘(200a)은, 하나 이상의 검출 센서(들)(206a) 및 다수의 다른 구성 요소(예를 들어, 도 2 참조)를 포함하고 지지할 수 있고, 여기에서 더 상세히 설명되는 바와 같이 표적 항공 차량(들)을 검출하고 추적하도록 작동할 수 있기 때문에, 온-플랫폼 외부 차량 검출 시스템(on-platform aerial vehicle detection system)으로 간주될 수 있다는 점에 유의한다. 그리고, 외부 차량 검출 시스템(100)은 지상 기반 구조와 연관될 수 있기 때문에 지상 기반 외부 차량 검출 시스템으로 간주될 수 있다.

일부 예에서, 음향 센서(들)(110a)는 먼 거리(예를 들어, 최대 500 미터 이상)에서 표적 항공 차량(들)(104a 및 104b)을 검출하고 추적할 수 있는 하나 이상의 마이크로폰을 포함할 수 있다. UAV 서명의 데이터베이스는 검출된 표적 항공 차량(104a 및 104b)의 존재 및 유형을 결정하기 위해 항공 차량 검출 시스템(100)의 CPU(112)에 의해 획득되거나 구축되고 액세스 될 수 있다. 이런 방법으로, 프로세서를 사용하는 CPU(112)는 표적 항공 차량(104a 및 104b)의 서명을 검출하는 동안 비행 중일 수 있는 임의의(친숙한) 반격 UAV(102a 및 102b)의 서명을 제거하거나 무시할 수 있다("우호적인" UAV와 "적대적인" UAV가 서로 다른 유형의 UAV라고 가정하거나, CPU(112)가 알려진 반격 UAV의 위치에 기초하여 둘을 구별하도록 프로그래밍 되었다).

일부 예에서, 하나 이상의 센서 또는 카메라(114a)(예를 들어, IR, 광학, CCD, CMOS)는 외부 항공 차량 검출 시스템(100)의 하나 이상의 검출 센서(106a)(및/또는 발사체 발사 메커니즘(200a)의 센서(206a))로서 통합될 수 있다. 예를 들어, 적외선(IR) 카메라(들)는 시스템에 구현될 수 있으며 들어오는 표적 항공 차량을 볼 수 있도록 특정 영역을 향하게 할 수 있다. IR 카메라는 어둡거나 안개가 자욱하거나 먼지가 많거나 흐릿한 환경에서 작동할 수 있기 때문에, IR 카메라는 다른 센서(예를 들어, 광학 카메라)에서 경험하는 환경 문제를 극복하는데 도움이 될 수 있기 때문에 이 시스템에서 유용하다. 이 시스템에 사용되는 IR 카메라는 표적 항공 차량(예를 들어, UAV)의 IR 신호가 비행 중인 새의 IR 신호와 매우 다르다는 추가적인 이점이 있다. 단파 적외선(shortwave infrared)(SWIR) 스펙트럼을 기반으로 하는 IR 카메라는 반사되는 반사 물체이기 때문에 가시 파장과 유사한 방식으로 물체와 상호 작용할 수 있다. 결과적으로, SWIR 광은 이미지에 그림자와 대비가 있다. SWIR 카메라의 이미지는 해상도와 디테일면에서 가시 이미지와 비슷하다. 밤하늘의 광채 또는 야간 광이라고하는 대기 현상은 별 빛보다 5 ~ 7 배 더 많은 조명을 방출하며, 거의 모두 SWIR 파장에서 발생한다. 이것 때문에, SWIR 카메라는 달이 없는 밤에도 매우 선명하게 물체를 볼 수 있다. 이러한 SWIR 카메라(들)는 현재의 외부 항공 차량 검출 시스템(100)(및/또는 반격 UAV(들))에 통합될 수 있다. 장파 적외선(LWIR) 카메라는 SWIR 카메라보다 태양의 복사에 덜 영향을 받기 때문에 실외 사용에 더 적합하다. 이와 같이, LWIR 카메라(들)는 외부 항공

차량 검출 시스템(100)에 통합되어 표적 항공 차량(들)을 검출 및 추적하기 위한 실외 사용의 이점으로부터 이익을 얻을 수 있다. 광학 카메라(예를 들어, HD, 4K)와 같은, 다른 카메라(들)는 또한 표적 항공 차량(104a 및 104b)의 위치를 검출하고 추적하는 것을 돕기 위해 외부 항공 차량 검출 시스템(100)의 검출 센서(들)(106a)로서 통합될 수 있다.

일부 예에서, 하나 이상의 망원 렌즈는 작동 가능하고 하나 이상의 SWIR 및 LWIR 카메라(들) 및/또는 광학 카메라(들)와 통합될 수 있다. 표적 항공 차량(들)(104a 및 104b)의 동적 위치(들)를 검출하고 추적하는 것을 보조하기 위해 외부 항공 차량 검출 시스템(100)(및/또는 발사체 발사 메커니즘(200a)과 연관된 고해상도 전동 짐벌(예를 들어, 2 또는 3 축 짐벌)에 장착될 수 있다. 각도 위치 및/또는 방위각 고도를 포함하며, 어떤 경우에는 사용된 센서 유형에 따라 다르다. 여기에 설명된 2 개 이상의 검출 센서는 표적 항공 차량의 범위를 계산하는데 사용될 수 있다. 또한, 3 차원 공간(예를 들어, 거리, 방위각 및 고도 각)에서 표적 항공 차량의 위치를 결정하기 위해 특정 카메라(예를 들어, IR, 광학)를 온-보드(on-board)(또는 원격 지지) 레이저 거리 측정기와 함께 사용할 수 있다. 이러한 망원 렌즈 및 짐벌은 각각 연관된 카메라의 포인팅 위치를 설정하기 위해(및 포인팅 위치를 동적으로 수정하기 위해) 작동될 수 있고, 및 따라서 특정 카메라(예를 들어, 센서(206a))의 시야(field of view)(FOV)(105a(도 1))를 조정하여 모니터링 표적 항공 차량(104a)을 카메라 중심에 유지한다(외부 차량 검출 시스템(100)의 카메라 또는 센서의 FOV(105b)를 중심으로하는 표적 항공 차량(104b)에 대해서도 마찬가지이다). 이러한 망원 렌즈와 짐벌은 수동 또는 자동으로(아래에서 설명) 특정 표적 항공 차량의 동적 비행 위치 또는 경로를 지속적으로 추적할 수 있다. 하나의 예에서, 360도 카메라 장치(IR 또는 광학 카메라(들)을 가짐)는 전체 360도 공기 공간을 모니터링 하기 위해 외부 항공 차량 검출 시스템(100)(및/또는 발사체 발사 메커니즘(200a))과 통합될 수도 있다. 그러한 영공을 모니터링 하기 위해 짐벌이 필요할 수도 있고 필요하지 않을 수도 있다.

외부 항공 차량 검출 시스템(100)(및/또는 발사체 발사 메커니즘(200a))의 CPU(112)에 의해 저장되고 처리되는 컴퓨터 비전 알고리즘은 표적 항공 차량(104a 및 104b)의 자동 검출 및 추적을 위해 구현될 수 있다. 이러한 컴퓨터 비전 알고리즘은 움직이는 물체를 정적 배경에서 "끌어 올려"모양별로 분류할 수 있다(즉, 특징 검출). 표적 항공 차량(104a 및 104b)의 분류를 위한 다른 메커니즘은 이는 인간 뇌의 작동을 모방하도록 설계된 컴퓨터 알고리즘으로, 특정 검출된 표적 항공 차량(104a 및 104b)과 유사할 수 있는 프로파일의 알려진/저장된 이미지를 인식하도록 훈련된, 신경망 사용을 포함한다. 당업자는 산업에서 본 기술에 알려진 YOLO(You Only Look Once) 검출 아키텍처에 의해 제공되는 것과 같은 빠른 검출과 결합된 "컨볼 루션 신경망"(CNN)을 포함하여이 기능을 달성하기 위해 다양한 알려진 알고리즘이 구현될 수 있음을 인식할 것이다. 컴퓨터 비전 시스템(예를 들어, CNN, YOLO)에서 표적 항공 차량을 검출하면, 카메라를 지지하는 짐벌 방향을 사용하여 표적 항공 차량의 방위각과 고도를 결정할 수 있다. 여러 컴퓨터 비전 시스템의 정보를 결합하여 방위각 및 고도 각도 외에도 범위를 계산할 수 있다. 컴퓨터 비전 시스템을 사용하여 수집된 표적 분류 및 위치 정보는 표적 항공 차량의 검출 가능성 및/또는 분류의 정확성 및/또는 표적 항공 차량의 위치 추적을 높이기 위해 다른 센서(예를 들어, 106a)에서 수집된 정보와 추가로 결합/융합될 수 있다.

일부 예에서, 위상 기반 비디오 모션 처리 기술은 외부 항공 차량 검출 시스템(100)(예를 들어, CPU(112)에 의해 처리되는 소프트웨어)과 통합될 수 있다. 위상 기반 비디오 모션 처리 기술은 다른 방법으로는 검출할 수 없었던 매우 작은 모션을 증폭한다. 이 기술은 2015년 7월 1일에 출원된 미국 특허 공개 번호 US20170000356A1은 본 명세서에 참고로 포함된다. 따라서, 표적 항공 차량(예를 들어, UAV)에 내재된 작은 진동 움직임을 검출할 수 있으며, 이는 표적 항공 차량을 검출하고 추적하는 데 카메라 만 사용하는 문제를 극복할 수 있다. 예를 들어 미국 특허 공개 번호 US20170000356A1에서 논의된 바와 유사하게, 프로세서(예를 들어, CPU(112))에 의해 실행되는 방법은 입력으로서 비디오(예를 들어, 표적 항공 차량의 비디오)를 수신하고 미묘한 변화 및 마이크로 모션을 과장한다. 움직임을 증폭하기 위해, 이 방법은 특정 추적이나 광학 흐름 계산을 수행하지 않고 시공간 처리를 사용하여 시간 변화를 확대한다. 고정된 공간 영역의 픽셀을 일시적으로 처리하는이 오일러 기반(Eulerian based) 방법은 정보 신호를 드러내고 실제 비디오에서 작은 움직임을 증폭한다. 오일러 기반 방법은 두 개 이상의 이미지의 픽셀 값을 검사하는 것으로 시작된다. 그런 다음 방법은 검사된 픽셀 값의 시간적 변화를(프로세서와 함께) 결정한다. 이 방법은 작은 시간적 변화만 증폭하도록 설계되었다. 이 방법은 큰 시간적 변화에 적용될 수 있지만, 이 방법의 장점은 표적 항공 차량이 장거리에서 검출되는 경우와 같이 작은 시간적 변화에 제공된다. 따라서, 입력 영상이 비행 중 특정 표적 항공 차량의 영상 사이에 시간적 변화가 적을 때 이 방법을 최적화할 수 있다. 그런 다음이 방법은 신호 처리를 픽셀 값에 적용할 수 있다. 예를 들면, 신호 처리는 예를 들어, 본 발명의 외부 차량 검출 시스템의 광학 센서에 의해 연속 이미지로 포획된 표적 항공 차량의 진동

과 같은 시간적 변동이 작은 경우에도 결정된 시간적 변동을 증폭할 수 있다.

표적 항공 차량(들)(104a 및 104b)이 연속적인 비디오 프레임에서 식별되면(예를 들어, IR 및/또는 4K 광학 카메라 및/또는 레이더와 같은 다른 센서를 사용하여), 표적 항공 차량(104a 및 104b)의 동적 비행 위치 또는 경로를 자율적으로 추적하고 다양한 감지 방법(sensing methodology)(예를 들어, 카메라 및 레이더)에 의해 제공된 위치 정보를 융합하는 것은 칼만 필터, 확장 칼만 필터, 입자 필터 또는 베이지안 필터의 다른 변형을 사용하여 수행할 수 있다. 이러한 필터는 예를 들어 특정 표적 항공 차량(104a)의 속도, 위치 및 방향의 추정을 취한 다음, 표적 항공 차량(104a)이 비디오의 다음 프레임에 있을 위치를 예측함으로써 작동한다. 그 후, 다음 비디오 프레임에서 표적 항공 차량(104a)의 위치가 예측된 위치와 비교되고, 속도, 위치 및 방향에 대한 추정이 업데이트 된다. 카메라(114a) 중 하나로 추적하는 동안, 피드백 제어 루프는 표적 항공 차량(104a)이 발사체 발사 메커니즘(200a)(또는 외부 항공 차량 검출 시스템(100)의 경우에)의 카메라의 FOV(105a)에 대해 중앙에 있도록 유지하기 위해(특정 카메라를 지지하는) 짐벌을 자율적이고 지속적으로 협력할 수 있다. 이것은 특정 표적 항공 차량의 동적 비행 위치의 지속적인 추적을 용이하게 하거나 유지한다. 일반적인 알고리즘에는 중심 추적, 가장자리 검출, 기능 기반 알고리즘 및 영역 상관 추적이 포함된다. 이러한 카메라 및 필터 시스템을 사용하여, 외부 항공 차량 검출 시스템(100) 및/또는 발사체 발사 메커니즘(200a)은 특정 표적 항공 차량의 비행 위치 또는 경로를 실시간으로 검출하고 추적할 수 있다.

실제로, 다수의 검출 센서(106a)가 외부 항공 차량 검출 시스템(100)의 구조 또는 플랫폼 주위에 배치될 수 있으며, 이는 검출 센서(106a)가 지역을 보호하기 위한 외부 항공 차량 검출 시스템(100)의 위치 주변의 영공 영역과 연관된 최대 360 도의 주변을 협력적으로 그리고 집합적으로 모니터링 할 수 있는 방식으로 배치될 수 있다(예를 들어, 영공의 범위 반경 500 미터 이상). 대안적으로, 검출 센서(106a)는 협곡을 통과하거나 보호 영역(A)에 대해 중요한 다른 특정 출구를 통하는 것과 같이 360도 미만의 커버리지 미만의 특정 관심 영역을 가리키도록 장착되고 구성될 수 있다.

일부 예에서, 외부 항공 차량 검출 시스템(100)은 레이저 또는 고출력 LED와 같은 적어도 하나의 조명 장치(조명 장치(116a) 참조)를 포함할 수 있으며, 검출된 표적 항공 차량(104a 및 104b)을 비추도록 작동할 수 있다. 특정 조명 장치(116a)는 일정한 조명을 위해 조명 장치를, 예를 들어 표적 항공 차량(104a)을 향해 연속적으로 지향하도록 조명 장치의 포인팅 위치 또는 방향을 수정하도록 작동 가능한 짐벌 장치(gimbal device)(예를 들어, 3 축)에 장착될 수 있다. 이러한 방식으로, 제어기(CPU(112)에 작동 가능하게 결합됨)는 표적 항공 차량(104a)의 추적된 위치 또는 비행 경로에 기초하여 상기 포인팅 위치를 제어하도록 작동될 수 있다. 아래에서 설명하겠지만, 반격 UAV(102a 및/또는 102b)는 각각 외부 항공 차량 검출 시스템(100)의 조명 장치(116a)에 의해 표적 항공 차량(104a 및/또는 104b)에 조명되는 단지 좁은 주파수 대역의 광을 검출하기 위한 대역 통과 필터(카메라 상에)를 가질 수 있다.

외부 항공 차량 검출 시스템(100)의 검출 센서의 다른 예에서, 방위각 및 고도 각 센서가 장착된 망원경 또는 한 쌍의 인간 용 쌍안경을 사용하여 잠재적 표적 항공 차량을 찾고 부분 위치 정보를 반격 UAV로 전송할 수 있다(및/또는 외부 항공 차량 검출 시스템의 CPU). 다른 예에서 망원경 또는 쌍안경 기반 검출 시스템에는 레이저 거리 측정기와 같은 거리 센서가 장착될 수 있다. 이 거리 센서가 제공하는 정보는 방위각 및 고도 각 센서가 제공하는 정보와 결합되어 표적 UAV의 위치를 3D로 추적할 수 있다.

표적 항공 차량(104a)가 모니터링 된 영공(예를 들어, 발사체 발사 메커니즘(200a)의 반경 500m 이내)에 진입하는 것으로 검출되면, 발사체 발사 메커니즘(200a)(또는 외부 차량 검출 시스템(100))은 특정 항공 차량 대책물(예를 들어, 모노 필라멘트 섬유)로 표적 항공 차량(104a)을 무력화하기 위한 목적으로 반격 UAV(102a)에 명령 데이터를 전송할 수 있다. 명령 데이터는 CPU(112)에 의해 생성될 수 있고, 비행 중이든 발사체(201a) 내부에 있든 간에 무선 통신(radio)(118a)을 통해 반격 UAV(102a)로 전송될 수 있다. 선택적으로, 양방향 자유 공간 통신 링크(bi-directional free space communication link)(113)는 라디오(118a 내지 c)를 대체(또는 보충)하는 데 이용될 수 있다. 명령 데이터는 위치 데이터를 포함할 수 있고 표적 항공 차량(104a)의 검출된 위치와 연관될 수 있으며, 이는 비행 경로, 고도, 경도, 위도, GPS 좌표(도, 분, 초) 및/또는 표적 항공 차량(104a)의 공간 위치 및/또는 속도와 연관 기타 데이터를 포함할 수 있다. 명령 데이터는 또한 아래에 추가로 예시되는 바와 같이, 반격 UAV(102a)가 특정 속도로 비행하도록 명령하는 정보 또는 명령과 같은 차단 데이터(intercept data)를 포함하여 표적 항공 차량(104a)을 차단, 포획 및/또는 무력화할 수 있다.

"차단"은, 반격 UAV(102a 및/또는 102b))와 같은 반격 UAV(102a)가 표적 항공 차량(104a)에 대해 무력화 기능을 수행하도록 반격 UAV(102a)를 허용하여, 표적 항공 차량(예를 들어, 표적 항공 차량(104a))에 대한 상대적인

위치로 비행한다. 이것은 반격 UAV(102a)를 표적 항공 차량(104a)의 투영된 비행 경로로, 또는 표적 항공 차량(104a)로부터 오프셋 되지만 근접한 비행 경로를 따라, 또는 그에 근접한 위치로, 또는 표적 항공 차량(104a), 또는 표적 항공 차량(104a) 뒤의 비행 경로를 따라, 또는 임의의 다른 비행 경로를 따라 또는 반격 UAV(102a)가 표적 항공 차량(104a)에 매우 근접한 임의의 위치로 비행하는 것을 포함할 수 있지만, 이에 제한되지는 않는다.

발사체 발사 메커니즘(200a)(및/또는 외부 항공 차량 검출 시스템(100))에 의해 반격 UAV(102a)로 전송되는 명령 데이터는 또한, 예를 들어 반격 UAV(102a)에 특정 위치, 방향 및 시간으로 비행하도록 지시하거나 명령하는 정보 또는 지시와 같은, 항공 차량 대책물 배치 명령 데이터를 포함할 수 있다. 명령 데이터는 위치 데이터 또는 정보(위에서 논의됨) 같은, 및 검출 센서(들)(106a)(및/또는 206a)에 의해 검출된 표적 항공 차량(104a)의 UAV 유형에 대한 식별 정보와 같은 위치 정보 조차도, 표적 항공 차량 검출 데이터를 더 포함할 수 있다. 이러한 정보는 외부 항공 차량 검출 시스템(100)(및/또는 발사체 발사 메커니즘 및/또는 반격 UAV(들) 102a)이 크기, 유형(예를 들어, 고정 또는 회전 왕), 탑재된 특징, 및/또는 특정 표적 항공 차량의 수행 능력을 결정하는 데 도움을 줄 수 있으며, 예를 들어, 발사체(201a)로부터 반격 UAV(102a)를 방출할 시기 및, 예를 들어, 아래서 논의될, 특정 대책물을 발사하거나 작동할 시기/장소와 같이 표적 항공 차량을 무력화하는 측면에 영향을 미칠 수 있다.

명령 데이터는 또한 반격 UAV 제어 데이터를 포함할 수 있으며, 이는 반격 UAV(102a 및/또는 102b)의 일부 또는 모든 측면을 제어하기 위한 명령을 포함할 수 있다. 이런 방법으로, 반격 UAV(102a 및/또는 102b)는 외부 항공 차량 검출 시스템(100)(및/또는 발사체 발사 메커니즘(들))이 특정 반격 UAV의 비행, 센서 포인팅 등을 제어할 수 있도록 내부 비행 제어를 비활성화하거나 무시한 "더미"드론 일 수 있다. 따라서, 외부 항공 차량 검출 시스템(100)(및/또는 발사체 발사 메커니즘(201a))은, 반격 UAV(들)(102a 및/또는 102b)의 각각의 위치 및 작동을 모니터링 및 제어하는 동안, 하나의 검출 센서 및 처리 유닛으로 표적 항공 차량의 위치 또는 비행 경로를 검출하고 모니터링 할 수 있다.

이러한 명령 데이터 중 적어도 일부를 사용하여, 발사체 발사 메커니즘(201a)은 특정한 시간 및 방향에서 발사체(201a)(및 지지되는 반격 UAV(102a))를 자율적으로 발사하도록 작동될 수 있으며, 그리고 나서 아래에 더 상세히 설명되는 바와 같이, 발사체(201a)로부터 반격 UAV(102a)를 자율적으로 분리한다. 그 후, 반격 UAV(102a)는 표적 항공 차량(104a)를 차단하고 무력화하기 위해 자율적으로 작동될 수 있다. 도 1 및 도 2와 관련하여 논의된 이 시스템은 표적 항공 차량(들)(104a 및/또는 104b)이 영공 영역(A)으로부터 수 킬로미터, 심지어 고도에서 수 킬로미터 떨어져 있을 수 있는 경우에 특히 유리하다. 이는 개별 반격 UAV에게는 꽤 넓은 영공과 가능한 장거리에서 “볼(look)” 위치를 파악하는 것이 어려울 수 있기 때문이다. 반격 UAV의 많은 온-보드 카메라는 FOV가 현저히 감소하는 경우(예를 들어, 10도 이하), 더 큰 범위(예를 들어, 100m 이상)에서만 표적을 검출, 식별 및 분류할 수 있기 때문이다. 또한, 반격 UAV가 자신의 전력으로 자체적으로 비행해야 하기 이전에 발사체 발사 메커니즘이 반격 UAV를 표적 항공 차량에 더 가까운 위치로 발사하고 배치할 수 있으므로 반격 UAV의 비행 시간을 연장할 수 있다.

위에서 논의했듯이, 외부 항공 차량 검출 시스템(100)은 복수의 검출 센서(예를 들어, 2 개 이상의 검출 센서(106a))를 작동시켜 표적 항공 차량과 연관된 위치 데이터를 생성할 수 있다. CPU(112)는 복수의 검출 센서와 연관된 신뢰성 계층(credibility hierarchy)에 기초하여 하나 이상의 검출 센서와 관련된 위치 데이터를 제거하도록 작동할 수 있다. 이러한 신뢰성 계층은 환경 조건에 기초될 수 있다. 예를 들어 주간에 구름이없는 상태에서 운영할 때, 신뢰성 계층에는 다음과 같은 우선 순위 검출 센서 목록에서 파생된 위치 데이터가 포함될 수 있다: (1) 광학 카메라, (2) 쌍안경, (3) IR 카메라, (4) 레이더 장치, (5) LIDAR 장치, (6) 음향 센서, (7) 조명 장치 및 (8) 기타 센서. 더 구체적으로, 일단 CPU(112)가 그러한 환경 조건을 결정하거나 알게되면, CPU(112)는(1) 광학 카메라 및 (2) 쌍안경(예를 들어, 할당된 검출 센서)에서 생성된 위치 데이터를 사용하면서 센서 3 내지 7과 연관된 위치 데이터를 제거할 수 있다(및/또는 작동에서 이러한 센서를 할당하지 않는). 이상적으로, 광학 카메라에서 생성된 위치 데이터는 구름, 새 등이없는 낮 시간 동안 가장 신뢰할 수 있다. 그러나 (2)에서 생성된 신호가 특정 이유로 인해 쌍안경이 더 신뢰할 수 있는 경우(예를 들어, 쌍안경은 광학 카메라보다 간헐적인 신호 손실이 적다.), CPU(112)는 광학 카메라로부터 생성된 위치 데이터를 제거하고 쌍안경에서 생성된 위치 데이터를 사용할 수 있으며, 그 후 위치 데이터를 하나 이상의 반격 UAV에 전달할 수 있다. 특정 위치 데이터를 제거하는 이러한 처리는 분당 여러 번 발생할 수 있다. 반격 UAV로 전송하기 위해 외부 차량 검출 시스템(100)에서 최상의 추적 정보를 생성 및 처리하도록, 이에 의해 검출된 표적 항공 차량(들)을 차단하고 포획할 가능성을 개선하거나 증가시킨다.

신뢰성 계층의 또 다른 예에서 운영 조건이 야간에 구름이 덮여 있다고 가정한다. 외부 차량 검출 시스템(100)

에 의해 모니터링 될 영역에 매우 적은 광이 방출되도록 한다. 여기에서 신뢰성 계층은 다음과 같을 수 있다: (1) IR 카메라, (2) 음향 센서, (3) 레이더 장치, (4) LIDAR 장치, (5) 조명 장치, (6) 기타 센서, (7) 광학 카메라, (8) 쌍안경. 이는 야간에 IR 카메라가 위에서 설명한 것처럼 가장 신뢰할 수 있는 위치 데이터를 생성할 수 있기 때문이다. 따라서, CPU(112)는 검출 센서(4 내지 8)에서 생성된 위치 데이터를 제거하고, 검출 센서(1 내지 3)에서 생성된 신호를 분석하여 생성된 가장 신뢰할 수 있는 위치 데이터를 결정할 수 있다. 예를 들어, 음향 센서가 다른 소리의 간섭을 받고 레이더 장치가 날씨 패턴의 영향을 받는 경우, 그런 다음 CPU는 IR 카메라의 위치 데이터를 반격 UAV로 전송하기 위해 가장 신뢰할 수 있는 위치 데이터(및 데이터 만)로만 사용하여 검출된 표적 항공 차량(들)을 차단하고 포획할 가능성을 높일 수 있다.

당업자는 CPU(112)가 하나 이상의 프로세서가 여기에 설명된 방법 단계 및 작동을 수행하도록 지시하도록 구성된 하나 이상의 컴퓨터 소프트웨어 모듈을 포함하는 유형의 비 일시적 컴퓨터 판독 가능 매체를 포함할 수 있음을 인식해야 한다.

도 3에 도시된 바와 같이, 특정 반격 UAV(예를 들어, 반격 UAV(102a))는 하나 이상의 광학 센서(예를 들어, 광학 센서(119) 참조) 및/또는 다른 검출 센서(120)를 포함할 수 있다. 광학 센서(119) 및 다른 센서(120)는 예를 들어 표적 항공 차량(104a)의 존재 또는 위치와 연관된 광학 센서(119) 및 다른 센서(120)에 의해 생성된 데이터를 처리하기 위해 CPU(122)에 작동 가능하게 결합될 수 있다.

반격 UAV(102a)는 무선 통신(radio)(124)(예를 들어, Sik 원격 측정 라디오(Sik telemetry radio))와 같은 무선 통신 장치를 더 포함할 수 있으며, 이는 외부 항공 차량 검출 시스템(100) 및/또는 발사체 발사 메커니즘(200a)으로부터 명령 데이터를 무선으로 수신할 수 있고, 그리고 나서 처리를 위해 명령 데이터를 CPU(122)로 전송할 수 있다. 무선 통신(124)은 광학 센서(들)(119)에 의해 포획된 비디오 피드를 외부 항공 차량 검출 시스템(100) 및/또는 발사체 발사 메커니즘(200a)으로 다시 전달하는 데 사용될 수 있다(또는 다른 외부 컴퓨터 시스템 또는 수동으로 모니터링 되는 디스플레이).

수신된 명령 데이터에 따라, 반격 UAV(102a)는, 특정 추적 비행 경로에 기초하여 표적 항공 차량(104a), 항공 차량 대책물(134)로 표적 항공 차량(104a)을 포획(또는 그렇지 않으면 무력화)하기 위해, 특정 방향 및 속도로 비행하도록 자율적으로 작동하여 항공 차량 대책물 장치(134)를 이동 및/또는 배치할 수 있다. 더 구체적으로, 반격 UAV(102a)는 CPU(122)에 의해 처리된 명령 데이터와 연관된 명령 신호를 수신하기 위해 CPU(122)에 연결된 비행 제어기(flight controller)(126)를 포함할 수 있다. 그 다음, 비행 제어기(126)는 각각 전자 속도 제어기(130) 및 모터/프로펠러(motor/propeller)(132)를 포함하는 다양한 로터 어셈블리(예를 들어, 로터 어셈블리(rotor assembly)(128) 참조)를 제어하여 반격 UAV(102a)가 특정 위치로 이동하게 하고 /하거나 특정 속도로 특정 비행 경로를 따라 또는 특정 비행 경로로 항공 차량 대책물(134)을 적절하게 이동시키게 한다. 따라서, CPU(122), 비행 제어기(126) 및 로터 어셈블리(128)는 추가로 설명되는 바와 같이 항공 차량 대책물 장치(134)의 적절한 위치에 반격 UAV(102a)의 비행을 용이하게 하도록 작동 가능한 비행 제어 시스템(133)을 형성할 수 있다(또는 도 6, 7, 및 9에 대해 설명된 바와 같이, 반격 UAV가 표적 항공 차량을 향해 특정 항공 차량 대책물을 발사하기 위해).

업데이트 된 명령 데이터는 지속적으로 반격 UAV(102a)에 전달될 수 있어서, 비행 제어기(126)는 추적된 비행 경로 또는 표적 항공 차량(104a)의 위치에 대응하여 반격 UAV(102a)의 비행을 제어할 수 있다. 이런 방법으로, 도 5와 관련하여 아래 더 설명된 바와 같이, 반격 UAV(102a)는 표적 항공 차량(104a)을 차단할 수 있고, 추가 예시와 같이 반격 UAV(102a)에 결합되거나 이에 의해 지지되는 항공 차량 대책물(134)(예를 들어, 필라멘트)으로 표적 항공 차량(104a)을 무력화할 수 있다. 이것은 또한 본 명세서에서 논의된 다른 예시적인 항공 차량 대책물, 즉 특정 반격 UAV가 무력화를 위해 검출된 표적 항공 차량에 매우 근접한 비행 경로를 따라 또는 특정 위치로 비행할 수 있다는 점에 적용 가능하다.

광학 센서(optical sensor)(119)(및/또는 다른 센서(other sensor)(120)) 및 CPU(122)는 하나의 예에서 그 자체로 표적 항공 차량(104a)을 검출하도록 작동할 수 있는 온-보드 항공 차량 검출 시스템(137)을 형성할 수 있다(예를 들어, 외부 항공 차량 검출 시스템의 도움없이). 따라서, 반격 UAV(102a)는 표적 항공 차량(104a)을 검출할 수 있고(범위 내에 있다고 가정), CPU(122)는 명령 데이터를 생성한 다음, 그 다음 명령 데이터와 연관된 신호를 비행 제어기(126)로 전송하여 반격 UAV(102a)의 비행을 용이하게 할 수 있다(그런 비행이 테더 그물의 위치를 유지하기 위해 정적인지 또는 그러한 비행이 테더 그물(tethered net)을 배치하거나 이동하는 데 동적인지 여부). 이러한 온-보드 항공 차량 검출 시스템(137)은 표적 항공 차량(104a)의 동적 비행 위치를 추적하기 위해 외부 항공 차량 검출 시스템(100) 및/또는 발사체 발사 메커니즘(200a)과 함께 작동될 수 있다. 외부 항공

차량 검출 시스템(100) 및/또는 발사체 발사 메커니즘(200a)이 어떤 이유로 든 그렇게 할 수 없다면, 그 후, 온-보드 항공 차량 검출 시스템(137)은 백업 또는 중복 검출 시스템으로서 자체적으로 표적 항공 차량(104a)를 계속 추적할 수 있다.

동시에(또는 대안적으로), 반격 UAV(102a)가 비행 중에 작동되는 동안, 명령 데이터는, 하나의 예에서, 표적 항공 차량(104a)을 찾기 위해 영공에서 "볼(look)" 위치를 반격 UAV(102a)에게 "알려주기" 위해 광학 센서(들)(119)의 포인팅 위치를 제어하기 위해, 반격 UAV 102a의 CPU(122)에 의해 처리될 수 있다. 구체적으로 특별히, 광학 센서(119) 중 하나는 하나 이상의 짐벌 장치(들)(138)에 의해 반격 UAV(102a)의 비행체 또는 플랫폼에 회전 가능하게 장착될 수 있다. 그 다음, CPU(122)는 광학 센서(119)의 포인팅 위치를 설정하고 제어하기 위해 짐벌 장치(들)(138)(예를 들어, 3 축 짐벌)의 동작을 제어하는 제어 신호를 짐벌 제어기(들)로 전송할 수 있다(즉, 특정 카메라가 검출된 표적 항공 차량(104a)를 향하도록하기 위해). 표적 항공 차량(104a)이 카메라의 검출 범위 내에 있는 한(예를 들어, 일부 예에서 최대 150m 이상), 반격 UAV(102a)는 필요한 경우 외부 항공 차량 검출 시스템(100) 및/또는 발사체 발사 메커니즘(200a)의 도움없이 자체적으로 표적 항공 차량(104a)의 위치를 검출하고 추적할 수 있다. 반격 UAV(102b)와 같이 본 명세서에 예시된 다른 반격 UAV 중 임의의 것은 또한 동일하거나 유사한 특징 및 기능을 가질 수 있다.

일부 예에서, 다른 센서(120)는 소형 위상 어레이 레이더 및 자동차 레이더와 같은 하나 이상의 레이더 장치(들)를 포함할 수 있다. Echodyne Mesa-X7, Fortem Technologies TrueView R20 및 Delphi Automotive Radar와 같은 자동차 레이더 시스템과 같은 소형 위상 어레이 레이더 시스템은 소형 소비자 드론(예를 들어, DJI Phantom 4)과 같은 작은 표적에 대해 200m 이상의 범위를 가진 반격 UAV 102a에 통합될 수 있다. 레이더 어레이(radar array)는 또한 표적 항공 차량을 검출하기 위한 외부 항공 차량 검출 시스템(100)의 검출 센서로서 사용될 수 있다.

일부 예에서, 외부 항공 차량 검출 시스템(100)(또는 발사체 발사 메커니즘(200a))이 표적 항공 차량(104a)을 검출할 수 없는 경우(예를 들어, 날씨 또는 간헐적 인 신호 손실로 인해), 반격 UAV(102a)는 표적 항공 차량(104a)의 위치를 검출하고 추적하기 위해 그 구성 요소(도 3)를 이용할 수 있다.

도 3에 개략적으로 도시된 다양한 구성 요소는 반격 UAV(102a)(예를 들어, 도 5)의 비행 플랫폼(flight platform)(210)에 대해 지지될 수 있다. 비행 플랫폼(210)은도 3의 구성 요소를 구조적으로 지지하는(또한 그러한 구성 요소에 전력을 공급하는 배터리를 지원하는) 비행체 또는 그 일부를 포함할 수 있다.

도 1에 예시된 바와 같이, 하나의 예에서, 표적 항공 차량(104a)가 반격 UAV(102a)의 특정 검출가능한 거리(예를 들어, 10 내지 150m) 내에서 비행하면, 표적 항공 차량(104a)이 광학 센서(들)(119)의 FOV(136) 내에 있게 되며, 반격 UAV(들)(102a)는 온-보드 광학 센서(들)(119)를 이용하여 표적 항공 차량(104a)의 동적 위치 또는 비행 경로를 지속적으로 추적할 수 있다. 예를 들면, 특정 온-보드 광학 센서는 짐벌 장치에 장착된 비디오 카메라를 포함할 수 있다(반격 UAV 102a에 의해 지지되고 작동됨). 이는 외부 항공 차량 검출 시스템의 검출 센서에 관해 위에서 논의된 바와 같이, 표적 항공 차량(104a)을 식별하고 추적하도록 작동될 수 있다. 예를 들어, 칼만 필터(Kalman filter)(또는 베이지안 필터(Bayesian filter)의 다른 변형)는 CPU(122)의 프로세서에 의해 알고리즘으로 실행될 수 있으며, 프로세서는 비디오 카메라에서 생성된 디지털 신호를 사용하여 특정 표적 항공 차량의 속도, 위치 및 방향을 추정하고 예측하고, 및 그런 다음 짐벌 장치를 자율적으로 지속적으로 협력하는 피드백 제어 루프를 실행하여 예를 들어 표적 항공 차량을 비디오 카메라의 FOV(136) 중심에 유지한다. 이러한 카메라는 장거리 또는 중간 초점 망원 렌즈가 장착되어 표적 항공 차량을 식별하고 추적할 수 있는 거리를 최대화할 수 있다. 그러나, 외부 항공 차량 검출 시스템(100) 및/또는 발사체 발사 메커니즘(200a)은 표적 항공 차량(104a)의 검출된 위치와 연관된 명령 데이터를 반격 UAV(102a)로 전송할 수 있기 때문에, 더 좁은 FOV는 온-보드 카메라가 더 긴 검출 및 추적 기능을 가지고 있음을 의미하는 경우 일부 경우에 허용될 수 있다.

일부 예에서, 도 3에서 보는 바와 같이, 반격 UAV(102a)에는 협대역 통과 필터가 있고 광학 주파수 일치 조명 소스(예를 들어, 고출력 LED)가 있는 광학 센서 또는 카메라(예를 들어, 119)가 장착될 수 있다. LED는 배경 기여도(background contribution)를 줄이면서 표적 항공 차량(104a)을 비추도록 지시될 수있어서, 카메라 및 필터가 표적 항공 차량(104a)을 더 잘 검출하고 추적할 수 있다. 이러한 온-보드 카메라 및 협대역 통과 필터(narrow band pass filter)는 또한 외부 항공 차량 검출 시스템(100), 및/또는 발사체 발사 메커니즘(200(예를 들어, 200a))의 조명 장치(illumination device)(116a)에 의해 표적 항공 차량에 조명되는 광의 주파수만을 검출하는데 사용될 수 있으며, 도 1의 설명과 관련하여 앞서 언급한 바와 같다.

도 3을 더 참조하면, 반격 UAV(102a)는 반격 UAV(102a)의 위치를 결정하고 업데이트 하기 위해 비행 제어기

(126)에 결합된 GPS 장치(135)(예를 들어, 실시간 운동(real-time kinematic)(RTK) GPS)를 가질 수 있다(예를 들어, 다른 반격 UAV 및/또는 외부 항공 차량 검출 시스템(100) 및/또는 발사체 발사 메커니즘(200s)). 반격 UAV(102a)는 복수의 반격 UAV가 발사되고 비행 중인 경우 협력된 비행 구성을 용이하게 하기 위해 다른 반격 UAV(들) 사이의, 예를 들어 반격 UAV(102b) 및 다른 것 사이의, 통신을 위해 CPU(122)에 결합된 UAV 간의 무선 통신(141)을 포함하는 UAV 간 군집 통신 시스템을 포함할 수 있다. UAV 간의 군집 통신 시스템은 다른 반격 UAV(들)(예를 들어, 102b)와 가능한 협력된 비행 구성을 용이하게 하기 위해 반격 UAV(102a)의 개별 위치를 결정하는 것을 보조하기 위해 CPU(122)에 작동 가능하게 결합된 UAV 간의 위치 센서(inter-UAV position sensor)(139)(예를 들어, 초 광대역(ultra-wideband)(UWB) 태그)를 더 포함할 수 있다.

도 3에 개략적으로 도시된 바와 같이, 하나의 예에서 발사체(projectile)(201a)는 방출 장치(release device)(127) 및 무선 통신(radio)(125)(또는 다른 무선 송신기(wireless transmitter))를 포함할 수 있으며, 이는 반격 UAV(102a)의 무선 통신(124) 및/또는 외부 항공 차량 검출 시스템(100) 및/또는 발사체 발사 메커니즘(200a)의 무선 통신에 통신 가능하게 결합될 수 있다. 이런 방법으로, 무선 통신(125)은 방출 장치(127)를 활성화/구동시킬 시기 및 장소의 특정 시간 및/또는 지리적 위치와 연관된 명령 데이터를 수신할 수 있으며, 이에 의해 발사체의 하우징을 분리하여 특정 위치 및 고도에서 발사체(201a)로부터 반격 UAV(102a)를 방출하거나 분리한다.

도 4a 내지 5는 하나 이상의 표적 항공 차량을 차단하고 무력화하는 시스템 및 방법의 추가 세부 사항을 보여준다(예를 들어, 도 1에 도시된 표적 항공 차량(104a 및 104b)). 발사체 발사 메커니즘(200a)은 챔버(208)로부터 발사된 발사체(201)와 같은 발사체를 각각 수용하고 지지하고 발사할 수 있는 복수의 발사 챔버(208)를 지지하고 한정하는 플랫폼(203)을 포함할 수 있다. 위에서 설명한 센서(106a)와 유사할 수 있고 적절한 방식으로 플랫폼(203)에 의해 지지될 수 있는 하나 이상의 검출 센서(206)가 개략적으로 도시되어 있다(예를 들어, 전동 짐벌 사용). 대안적으로, 검출 센서(들)(206)는 다른 위치에서 원격으로 지원될 수 있으며, 검출된 표적 항공 차량(104a)와 연관된 명령 데이터는 CPU로 처리하기 위해 발사체 발사 메커니즘(200a)의 무선 통신으로 전송될 수 있다(투사체 발사 메커니즘에서 로컬 또는 원격으로 지원되는지 여부). 그때, CPU는 발사체 발사 메커니즘(200a)이 발사체 발사 메커니즘(200a)의 발사 장치(예를 들어, 공기 대포)를 활성화시켜 특정 시간에 그리고 특정 위치 및 고도로 발사체(201)를 발사하도록 하거나 지시할 수 있다. 발사체 발사 메커니즘(200a)은 또한 전송한 바와 같이 표적 항공 차량(104a)의 검출된 위치에 관한 명령 데이터를 반격 UAV(102a)에 전송할 수 있다.

하나의 예에서, 반격 UAV(102a)는 발사체(208a)에 있을 때 발사체(201)의 내부 챔버(209) 내에 접힌 위치(도 4b)로 구성될 수 있다(그리고 반격 UAV(102a)의 항공 운송 중). 발사체(201)로부터 방출되거나 분리될 때, 반격 UAV(102a)는 아래에 상세히 설명된 바와 같이 펼쳐진 구성(도 5)으로 재구성될 수 있다. 따라서, 반격 UAV(102a)는 비행 플랫폼(210) 및 각각이 비행 플랫폼(210)에 대해 안쪽으로 접혀진 복수의 로터 어셈블리(212)를 포함할 수 있다. 각각의 로터 어셈블리(212)는 비행 플랫폼(210)에 의해 지지되고 그로부터 연장되는 이동 가능한 지지 부재, 및 각각의 이동 가능한 지지 부재의 단부에서 지지되는 프로펠러/로터를 포함할 수 있다. 이동 가능한지지 부재는 각각 임의의 적절한 방식으로 비행체(203)에 피벗 식으로 결합될 수 있으며, 탄성 구성 요소(예를 들어, 코일 스프링)는 각각의 이동 가능한 지지 부재를 외측으로 편향시킬 수 있고, 발사체(201a)로부터 방출되거나 분리될 때, 로터 어셈블리(212)가 자동으로 바깥쪽으로 튀어나와 비행 모드를 준비하도록 한다. 본 명세서에서 고려되는, 로터 어셈블리를 접고, 비행체로부터 로터 어셈블리를 자동으로(또는 제어 가능하게) 펼치는 다양한 방법이 있음을 당업자는 이해할 것이다.

보다 구체적으로, 그리고 도 5에 도시된 바와 같이, 발사체(201a)는 서로 제거 가능하게 결합될 수 있는 제1 하우징 섹션(first housing section)(211a) 및 제2 하우징 섹션(second housing section)(211b)을 포함할 수 있으며, 반격 UAV(102a)를 포함(contain)하거나 지지하는 내부 챔버(inner chamber)(209)를 형성(form)할 수 있다. 제1 및 제2 하우징 섹션(211a 및 211b)은 복합재, 폴리머, 플라스틱 등과 같은 단단한 재료로 구성될 수 있고, 소이 장치 등을 통해 힘을 가하거나 다른 분리 이벤트를 적용하면 분리 가능한 압입, 접착, 클립 또는 기타 두 본체를 결합하는 기타 수단과 같은 적절한 수단에 의해 서로 제거 가능하게 결합될 수 있다.

함께 결합되면, 제1 및 제2 하우징 섹션(211a 및 211b)은 반격 UAV(102a)를 수용할 수 있고 도 4b에 도시된 바와 같이, 접힌 구성에서 로터 어셈블리(212)를 바이어스 하도록 작동하는 제1 및 제2 하우징 섹션(211a, 211b)의 크기 및 형상으로 인해 로터 어셈블리(212)를 접힌 구성으로 유지할 수 있다. 제1 하우징 섹션(211a)과 제2 하우징 섹션(211b)이 분리되면, 각각의 탄성 구성 요소(위에서 논의된)는 로터 어셈블리(212)가 펼쳐진 위치로 자동으로 이동하게 할 수 있다. 한 측면에서, 위치 센서 또는 다른 센서는 반격 UAV(102a)에 의해 지지될 수 있고, 하나 이상의 로터 어셈블리(212)가 자동으로 펼쳐졌을 때를 검출하거나 결정하도록 구성될 수 있다. 이러한

센서는 CPU(112)에 전기적으로 결합되어 센서로부터 신호를 수신하면 CPU(112)는 비행 제어기(126)가 작동하도록 지시(또는 작동을 제어)할 수 있으며, 이에 의해 반격 UAV(102a)를 비행 모드에 배치한다(즉, 발사체(200a)에서 분리된 직후). 또한, CPU(112)는 센서가 이러한 신호를 CPU에 전송한 후, 예를 들어, 표적 항공 차량을 추적하기 위해 다양한 온-보드 전기 부품(예를 들어, 센서(119 및/또는 120))을 활성화하는 것 같은, 반격 UAV(102a)의 다른 구성 요소를 유사하게 "켜거나" 활성화하도록 구성될 수 있다. 센서 및 온-보드 CPU의 작동을 통해 결정될 때, 예를 들어, 발사체(201a)로부터 방출될 때 로터 어셈블리(212)를 자동으로 펼치도록 작동 가능한 지지 부재에 결합된 작동 전기 액추에이터 작동시키는 것처럼, 로터 어셈블리(212)를 펼쳐진 위치로 이동시키는 다른 방법이 구현될 수 있다.

일부 예에서, 발사체(201)는 제1 하우징 섹션(211a)을 제2 하우징 섹션(211b)으로부터 적어도 부분적으로(또는 완전히) 분리하도록 구성된 하우징 방출 메커니즘(housing release mechanism)(127)을 포함할 수 있다. 하우징 방출 메커니즘(127)은 제1 및 제2 하우징 섹션(211a, 211b)의 분리를 용이하게 할 수 있는 임의의 장치 또는 시스템을 포함할 수 있다. 한 가지 비 제한적인 예에서, 하우징 방출 메커니즘(127)은 하우징 섹션(211a 및 211b)을 분리하기 위해 각각의 하우징 섹션(211a 및 211b)에 또는 반대 힘을 가하는 한 쌍의 대향 작동 부재를 작동시키는 전기 액추에이터를 포함할 수 있다. 하우징 방출 메커니즘(127)은 대안적으로 작은 폭발로 하우징 섹션(211a 및 211b)을 분리시키는 제어된 폭발 장치(controlled explosive device) 일 수 있다. 이러한 분리 방법을 달성하려면 제어기, 시계 또는 기타 장치가 필요할 수 있다. 하우징 섹션을 분리하기 위해 많은 메커니즘을 사용할 수 있다. 하나의 예에서 소형 폭발성 볼트(발화 파스너(pyrotechnic fastener))는 하우징 섹션을 함께 유지하는 데 사용될 수 있으며, 비행 중에 트리거 되어 하우징 섹션이 분리될 수 있다.

다른 예에서 하우징 섹션은 간단한 핀과 클레비스(clevis)를 사용하여 함께 고정될 수 있다. 핀은 작은 전열선을 감싸는 가는 트레드(fine tread)(예를 들어, 다이네마(Dynema) 섬유)에 의해 핀이 활성화된 상태로 유지되는 스프링 하중을 받을 수 있다. 핀은 열선을 가열하고 핀에 결합된 스프링을 장력 상태로 유지하는 데 사용되는 트레드를 녹이기에 충분한 에너지로 작은 전류 펄스를 보내서 하우징 섹션이 서로 분리되도록 할 수 있다. 여러 다른 방법을 사용하여 하우징 섹션을 함께 고정하고 필요에 따라 분리할 수 있다.

하우징 섹션(211a 및 211b)을 분리하는 대안적인 방식으로, 하우징 방출 메커니즘(127)은 일 단부에서 발사 챔버(208a)의 내부 부분에서 플랫폼(203)(도 4a)에 결합될 수 있는 테더(tether)(218)를 포함할 수 있고, 타단에서 테더(218)는 결합 메커니즘(coupling mechanism)(220)을 통해 발사체(201)에 결합될 수 있다. 결합 메커니즘(220)은 하우징 섹션(211a 및 211b)의 일부에 인터페이스 되는 본체일 수 있으며(또는 결합 메커니즘(220)이 하우징 섹션을 함께 결합할 수 있음), 발사체(201)가 플랫폼(203)으로부터 특정 거리에 도달하면, 테더(218)는 완전히 연장될 수 있고, 이에 의해 하우징 섹션(211a 및 211b)을 분리시키는 테더를 통한 충격력 또는 당기는 힘으로 인해 결합 메커니즘(coupling mechanism)(220)이 하우징 섹션(211a 및 211b)을 서로 자동으로 분리하게 한다. 이것은 미리 결정된 위치에서 발사체(201)로부터 반격 UAV(102a)의 분리를 야기할 수 있다. 한 측면에서, 테더(218)는 플랫폼(203)과 연관된 제어 가능한 릴 장치(reel device) 주위에 감길 수 있다. 이러한 제어 가능한 릴 장치는 미리 결정된 거리에서 테더(218)의 풀림을 중지하도록 CPU에 의해 제어될 수 있으며, 이는 표적 항공 차량(104a)의 검출 또는 예측된 위치 및 고도와 연관될 수 있다. 이 목표를 달성하기 위해 다양한 메커니즘을 사용할 수 있다. 하나의 예에서 하우징 섹션은 하우징 섹션을 함께 유지하도록 구성된 특징을 갖춘 소켓에 삽입된 빠른 방출 볼 멈춤쇠 핀(ball detent pin)에 의해 함께 유지될 수 있다. 볼 멈춤쇠 핀은 릴 장치에 의해 풀린 테더에 결합될 수 있다. 릴이 풀림을 중지하도록 제어되면 테더의 장력이 쌓여서 핀이 소켓에서 당겨져 하우징 섹션이 분리된다.

또 다른 예에서, 하우징 섹션(211a 및 211b)은 기류의 힘에 의해 서로 열리거나 분리될 수 있다. 예를 들어, 하우징 방출 메커니즘(127)은 하우징 섹션(211a 및 211b)에 형성된 하나 이상의 구멍을 포함하는 에어 쇼크 시스템을 포함할 수 있다. 발사체(201)가 발사된 후 하우징 섹션(211a 및 211b) 중 하나 또는 둘 모두를 통해 형성된 하나 이상의 구멍으로 유입되는 공기의 양에 따라, 증가된 공기압은 하우징 섹션(211a 및 211b)이 서로 분리되도록 하기에 충분할 수 있으며, 이에 따라 반격 UAV(102a)를 배치한다.

또 다른 예에서, 특정 발사체가 플랫폼에서 발사된 후 반격 UAV를 견인할 수 있고, 그런 다음 반격 UAV(접힘 또는 펼침)는 특정 위치 및 고도에서 방출 장치에 의해 발사체에서 방출될 수 있다. 따라서 발사체는 반격 UAV를 견인하는 운송 수단으로 만 사용할 수 있다. 또 다른 예에서, 발사체의 하우징 부분이 분리되면 발사체에서 방출되고 배치될 수 있는, 발사체 내부에 펼쳐진 구성으로 저장되고 지지되는 복수의 소형 UAV와 같은, 하나 이상의 반격 UAV(들)가 펼쳐진 구성일 수 있지만 발사체 내부에서 지지되고, 소형 UAV가 항공 대책물을 운반하고 배치할 수 있거나, 또는 집단으로 날아가서 표적 항공 차량과 물리적으로 개입하여 차단하여 표적 항공 차량을 무

력화시킬 수 있다.

또 다른 예에서, 발사체(201)는 플랫폼(203)(또는 다른 플랫폼)으로부터의 투사를 용이하게 하고 일정 기간 동안 지속되는 비행을 용이하게 하는 온-보드 추진 시스템(propulsion system)을 포함할 수 있다. 이 예에서, 온-보드 추진 장치에는 공기, 물, 연료 등을 사용하여 추진력을 생성하는 것과 같은 여러 추진 시스템이 포함될 수 있다.

발사체(201)로부터 반격 UAV(102a)를 방출 또는 분리하는 방법에도 불구하고, 반격 UAV(102a)는 표적 항공 차량에 대해 미리 결정된 위치 또는 장소(예를 들어, 지리적 위치 및 고도)에서 발사체(201)로부터 방출될 수 있으며, 이는 표적 항공 차량(104a)의 센서(FOV(215)를 갖는)에 의해 검출될 수 없다. 예를 들어, 대부분 또는 모든 UAV에는 비행체의 수평면 아래에 센서/카메라가 장착되어 있으므로 카메라는 비행체를 기준으로 앞이나 아래로만 "볼" 수 있다(즉, 일반적으로 수평으로 비행할 때 비행체 위 또는 위를 볼 수 없다). 따라서, 발사체 발사 메커니즘(projectile launching mechanism)(201)이 표적 항공 차량(104a)의 특정 비행 경로를 검출하고 추적한다면(예를 들어, 정적 고도 또는 일정한 고도 이득을 갖는 것), 발사체 발사 메커니즘(201a)은 발사체(201a)를 발사하는 타이밍을 제어할 수 있고, 발사체(201a)를 발사하는 압축 공기의 양을 제어함으로써 발사체(201)의 속도를 제어할 수도 있고, 따라서 발사체가 도달할 수 있는 고도를 제어한다. 발사체(201)가 비행 중이면, 발사체 발사 메커니즘(201a)(또는 온-보드 방출 장치)은 발사체(201)로부터 반격 UAV(102a)를 방출하는 특정 시점 및 고도를 제어할 수 있다. 이것은 발사체 발사 메커니즘(201a)이 제어기 또는 방출 장치와 무선 통신함으로써 달성될 수 있으며, 발사체 발사 메커니즘(201a) 상의 CPU 또는 제어기는 하우징을 서로 분리하도록 작동될 때 방출 장치에 지시하여 반격 UAV(102a)를 배치할 수 있다. 이것은 발사체(201)의 상승 또는 하강 동안 또는 정점에서 수행될 수 있다. 따라서, 반격 UAV(102a)는 알려진 또는 미리 결정된 항공 위치 일 수 있는, 및 표적 항공 차량(104a)의 알려진 또는 예측된 고도 A2보다 클 수 있는, 고도 A1과 같은 스텔스 위치인 미리 결정된 항공 위치 또는 위치에서 발사체(201)에 의해 전달될 수 있다(그리고 그로부터 방출될 수 있다). 이 측면에서, 표적 항공 차량(104a)은 표적 항공 차량(104a)가 제한된 검출 능력으로 인해 그 특정 위치에서 반격 UAV를 검출하거나 검출할 수 없는 경우 반격 UAV(102a)를 검출할 수 없으며 따라서 잠재적으로 회피할 수 없다. 반격 UAV(102a)가 비행 중이면, 온-보드 센서(예를 들어, 119, 120 및 FOV(136) 포함을 갖는)는 차단 및 무력화의 목적으로 표적 항공 차량(104a)의 위(및 또한 뒤에 있을 가능성이 있는) 위치에서 표적 항공 차량(104a)을 보고 추적하도록 작동할 수 있다. 따라서, 반격 UAV(102a)는 표적 항공 차량(104a)에 의해 그 존재가 검출되기 전에 표적 항공 차량(104a) 위의 위치로부터 표적 항공 차량(104a)을 무력화하기 위한 공격을 개시할 수 있다.

또한, 반격 UAV(102a)가 발사체 발사 메커니즘(201a)에 의해 영공으로 발사되었기 때문에, 반격 UAV(102a)는 예를 들어 스텔스 위치로의 운송을 위해 온-보드 전력을 필요로하지 않기 때문에 배터리 전력을 절약할 수 있다. 따라서, 반격 무인기(102a)는 특정 표적 항공 차량보다 더 긴 시간 동안 비행 중에 운용될 수 있으며, 이는 반격 UAV(102a)가 표적 항공 차량(104a)보다 긴 지속 시간으로 비행을 유지할 수 있기 때문에, 특히 표적 항공 차량(104a)이 표적 항공 차량(104a)의 배터리 용량보다 긴 시간 동안 반격 UAV(102a)를 회피(또는 반격)하려고 시도하는 경우 표적 항공 차량을 차단하고 무력화하는 잠재력을 개선하는 데 도움이 된다.

도 1 및 5에 도시된 예에서, 반격 UAV(102a)는 표적 항공 차량(104a)을 무력화시키기 위해 그물 또는 필라멘트 요소(들)와 같은 항공 차량 대책물(134)을 포함하거나 지지할 수 있다. 구체적으로, 발사체(201)는 내부 챔버(inner chamber)(209) 내부의 항공 차량 대책물(134)을 적절한 방식으로 지지할 수 있는데, 예를 들어 반격 UAV(102a)가 발사체(201)로부터 방출될 때로부터 필라멘트가 관통하는 개구부를 갖는 작은 하우징에서와 같이 배치 또는 제거될 수 있는 장치에 의해 함께 묶여진다. 이와 같이, 발사체는 항공 차량 대책물(134)을 수용하고 보관하기 위한 챔버 또는 영역을 포함할 수 있다. 또한, 필라멘트가 반격 UAV(102a)의 로터에 엉키는 것을 방지하기 위해 작은 무게 또는 무게가 하나 이상의 필라멘트의 단부에 결합될 수 있다. 대안적으로, 비행체에 의해 지지되는 하나 이상의 지지 막대 또는 부재는 발사체로부터 분리될 때 펼쳐질 수 있으며, 지지 막대 또는 부재는 항공 차량 대책물(134)의 필라멘트 요소를 지지할 수 있다.

반격 UAV(102a)가 방출되고 그 로터 어셈블리(212)가 펼쳐지면(따라서 비행 중에 항공 차량 대책물(134)을 견인하고 있음), 그 후 반격 UAV(102a)는 표적 항공 차량(104a)을 차단하고 무력화할 수 있다. 보다 구체적으로, 도 1 내지 3에 대해 위에서 설명한 바와 같이, 반격 UAV(102a)는 표적 항공 차량(104a)의 검출된 위치와 연관된 명령 데이터를 수신할 수 있으며, 반격 UAV(102a)는 여기에 예시된 바와 같이 표적 항공 차량(104a)의 위치를 검출하고 추적하기 위해 온-보드 카메라(예를 들어, 119) 중 하나의 포인팅 위치를 자율적으로 제어할 수 있다. 추적된 위치에 따라, 반격 UAV(102a)는 비행을 하기 위해 전속력으로 반격 UAV(102a)를 작동할 수 있는 비행 제어기(예를 들어, 126)를 작동함으로써 표적 항공 차량(104a)을 자율적으로 차단할 수 있으며, 예를 들어, 표적

항공 차량(104a)를 충분히 가까운 거리(예를 들어, 수 미터)에서 근접시켜서 항공 차량 대책물(134)의 필라멘트 요소가 표적 항공 차량(104a)의 로터(들)에 얽혀 표적 항공 차량(104a)의 작동을 무력화 시키도록한다. 따라서, 반격 UAV(102a)는 표적 항공 차량(104a)를 차단하고 무력화하기 직전까지(위에서 논의된 바와 같이) 스텔스 위치 또는 비행 경로에서 항해하도록 작동될 수 있다(예를 들어, 일반적으로 표적 항공 차량(104a) 위의 수 미터 이내).

도 4a를 더 참조하면, 플랫폼(203)은 발사체 발사 메커니즘(200a)이 인간에 의해 휴대 가능하도록 플랫폼(203)에 의해 지지되는, 인간 조작자 또는 차량이 플랫폼(203)을 지면을 따라 원하는 위치로 밀거나 당기는, 적어도 하나의 이동성 메커니즘(221)(예를 들어, 바퀴(들), 트랙(들))을 갖는 지상 이동식 차량을 포함할 수 있다. 접을 수 있는 스탠드(foldable stand)(222)는 플랫폼(203)에 의해 지지될 수 있고, 플랫폼(203)을 지면 주위로 밀거나 당기고 플랫폼(203)을 모니터링 된 영공을 향해 상향 각도로 위치시키기 위해 플랫폼(203)으로부터 펼쳐지도록 작동될 수 있다. 이것은 관심 영공을 향해, 따라서 가능한 들어오는 표적 항공 차량을 향해 원하는 각도로 발사 챔버(208)를 위치시킬 수 있다.

일부 예에서, 하나 이상의 이동성 메커니즘(mobility mechanism)(221)은 플랫폼(203)을 이동할 수 있는 온-보드 전기 모터에 의해 작동될 수 있다(즉, 인간의 도움없이 플랫폼(203)을 원하는 위치로 밀고 있음). 한 측면에서, 플랫폼(203)(또는 다른 CPU)에 온-보드 CPU는 플랫폼(203)을 원하는 위치로 자율적으로(또는 수동으로) 이동시키도록 플랫폼의 전기 구동 휠에 지시하는 신호를 처리하고 전송할 수 있다. 하나의 예에서, 하나의 바퀴 만 작동으로 작동할 수 있고, 이에 의해 플랫폼(203)을 지면 주위로 회전시키거나 이동시키므로써 플랫폼(203)이 위로 향하는 각도를 변경한다. 이는 검출된 표적 항공 차량의 위치에 따라 수행될 수 있다. 또 다른 예에서, 플랫폼(203)은 플랫폼(203)을 임의의 방향으로 회전시키거나 지면에 대한 발사 각도를 변경하도록 동력을 공급받을 수 있는 회전 포탑(turret) 주위에 지지될 수 있다.

도 6은 반격 UAV(302)로 표적 항공 차량(304)를 무력화하는 또 다른 예를 도시한다. 반격 UAV 302는 위에서 설명한 반격 UAV와 동일하거나 유사한 기능을 가질 수 있으며, 발사체 발사 메커니즘에서 발사된 발사체에 수용될 수 있다(그런 다음 위에서 설명한대로 발사체에서 분리됨). 특히, 이 예에서, 반격 UAV(302)는 표적 항공 차량(304)를 포획하거나 무력화시키기 위해 표적 항공 차량(304)를 향해 항공 차량 대책물(334)을 발사하도록 작동 가능한 대책물 발사 장치(306)를 포함할 수 있다. 하나의 예에서, 대책물 발사 장치(306)는, 예를 들어 비행 중에 그물(335)의 추진을 돕는 하나 이상의 웨이트(weight)(308)를 갖는 그물(335)과 같은, 항공 차량 포획 대책물물(334)을 발사하거나 발사하기 위해 전력(예를 들어, 화학적, 공압, 연소 등을 통해) 공급되는 일회용 파쇄 튜브(disruptor tube) 일 수 있다. 당업자는 일회용 파쇄 튜브의 상이한 유형 및 기능을 인식할 것이며, 따라서 이들은 상세하게 논의되지 않을 것이다.

대책물 발사 장치(countermeasure launching device)(306)는 대책물 발사 장치(306)의 포인팅 위치를 회전가능하게 제어하는 짐벌 장치를 통해 반격 UAV(302)의 비행 플랫폼(flight platform)(310)에 회전가능하게 장착될 수 있다. 짐벌 장치는 표적 항공 차량(304)의 추적 위치를 향하도록 자율적으로 제어될 수 있다. 짐벌 장치의 움직임은 도 3과 관련하여 상술한 바와 같이 항상 추적된 표적 항공 차량(304)를 향할 수 있는 온-보드 카메라(319)를 지지하는 짐벌의 움직임과 동기화되거나 협력될 수 있다. 따라서, 발사체 발사 메커니즘(306)은 또한 온-보드 카메라(319)가 표적 항공 차량(304)를 추적하는 동안 이동함에 따라 일반적으로 표적 항공 차량(304)를 향할 수 있다. 대안적으로,

대책물 발사 장치(306)는, 예를 들어, 대책물 발사 장치(306)의 이동 및 작동을 지시하는 칼만 필터 및 온-보드 CPU를 사용함으로써, 예를 들어 표적 항공 차량의 비행 경로를 예상하는 위치로 이동되는 전동 짐벌 장치에 의해, 온-보드 카메라의 움직임과 독립적으로 작동할 수 있다.

반격 UAV(302)가 온-보드 카메라(319)(또는 다른 외부 센서)에 의해 검출된 대로 표적 항공 차량(204)(예를 들어, 1 내지 10 미터)에 근접하면, 반격 UAV(302)의 CPU는 항공 차량 대책물(334)의 발사를 야기하는 명령 신호를 대책물 발사 장치(306)의 발사 제어기에 전송할 수 있다. 도 5에 예시된 바와 같이, 반격 UAV(302)는 항공 차량 대책물(334)을 시작하기 전에, 표적 항공 차량(304)보다 약간 위(고도) 비행 경로에서 방출되고 작동될 수 있으며, 이는 표적 항공 차량(304)의 센서의 FOV(315) 위에서 기습 공격 일 수 있다. 이것은 또한 항공 차량 대책물 수단(334)에 작용하는 중력을 이용할 수 있고, 이는 항공 차량 대책물(334)의 비행 시간 및 범위를 연장할 수 있고, 이에 의해 표적 항공 차량(304)을 포획하고 무력화할 가능성을 증가시킬 수 있다.

또 다른 예에서,

다수의 펠릿(pellet) 또는 슬러그(slug)(플라스틱, 금속 등)가 발사체 발사 메커니즘(306)으로부터 발사되거나 쏠 수 있다. 발사체 발사 메커니즘(306)으로부터 발사될 수 있는 다른 항공 차량 포획 대책물물은 UV 센서로 표적 항공 차량(304)를 추적하기 위한 목적으로, 가연성 유체(combustible fluid), 접착제(adhesive) 또는 팽창 발포체(expanding foam) 또는 표적 태깅제(target tagging agent)(예를 들어, UV 형광 페인트)를 포함할 수 있다. 이러한 충격 장치(impact device)는 물체에 충격을 가하면 부서지는 페인트 볼 하우징처럼 구형의 파손 가능한 발사체 하우징에 보관될 수 있다. 다른 예에서, 복수의 대책물 발사 장치는 특정 반격 UAV에 의해 지지되고 작동될 수 있다. 또 다른 예에서, 낙하산(parachute)은 항공 차량 대책물(334)에 결합될 수 있으며, 표적 항공 차량이 포획되면, 낙하산은 신체 부상이나 구조물 손상을 방지하기 위해 지면으로 더 느리고 안전하게 진입할 수 있다.

도 7은 대책물 발사 장치(406)로부터 발사된 항공 차량 대책물(434)(그물)이 유연한 라인(flexible line)(409)에 의해 반격 UAV(402)에 묶여 있는, 도 6에 대한 대안 시스템을 도시한다. 따라서 표적 항공 차량(404)가 포획되면, 반격 UAV(402)는 안전한 폐기를 위해 표적 항공 차량(404)를 특정 위치로 운반 및 운반할 수 있다(즉, 표적 항공 차량으로 인해 발생할 수 있는 손상이 무작위 또는 통제되지 않은 위치에서 하늘에서 떨어지는 것을 방지하기 위해 사람과 구조물에서 멀리 떨어져 있음). 테더(409)는 대책물 발사 장치(406)의 내부에 묶이거나 감길 수 있으며, 대책물 발사 장치(406) 또는 반격 UAV(402)의 비행체에 묶일 수 있다. 테더는 비교적 짧거나(예를 들어, 1m) 비교적 길 수 있다(예를 들어, 10m 이상).

한 측면에서, 반격 UAV(402)는 유연한 라인(409)을 반격 UAV(402)에 결합하는 방출 장치를 가질 수 있다. 방출 장치는 CPU가 대책물 발사 장치(406) 및 포획된 표적 항공 차량(404)를 특정 위치로 방출하도록 방출 장치의 작동을 지시하도록 작동할 수 있도록(그러면 반격 UAV(402)가 날아갈 수 있다) 온-보드 CPU(유선 또는 무선)에 통신적으로 연결될 수 있다. CPU는 반격 UAV(402)의 안전한 위치 또는 미리 결정된 위치로의 비행을 제어한 다음 방출 장치를 제어하여 그물 및 포획된 표적 항공 차량을 방출함으로써 이를 자율적으로 실행할 수 있다. 방출 장치는 방출 장치의 작동 또는 작동시 서로로부터 두 개의 라인 또는 본체를 방출하도록 작동할 수 있는 임의의 적절한 방출 메커니즘 일 수 있다.

도 8은 반격 UAV(502)로 표적 항공 차량(504)를 무력화하는 또 다른 예를 도시한다. 반격 UAV(502)는 위에서 설명한 반격 UAV와 동일하거나 유사한 기능을 가질 수 있으며, 발사체 발사 메커니즘에서 발사된 발사체에 수용될 수 있다(위에 설명된대로 발사체에서 방출된다.) 특히, 이 예에서 반격 UAV(502)는 표적 항공 차량(504)의 적어도 하나의 구성 요소 또는 시스템의 작동을 방해하도록 작동할 수 있는 직접 에너지 장치(direct energy device)(536) 형태의 항공 차량 포획 대책물물(535)을 포함할 수 있다. 하나의 예에서, 직접 에너지 장치(536)는 표적 항공 차량(504)의 적어도 하나의 센서의 작동을 방해하는 미리 결정된 주파수로 광을 방출하도록 작동 가능한 광 이미터(light emitter)를 포함할 수 있으며, 이에 의해 표적 항공 차량(504)를 무력화시킨다. 더 구체적으로, 직접 에너지 장치(536)는, 이러한 카메라 기능의 전체 또는 부분 스펙트럼을 포함하는 카메라가 민감한 주파수(예를 들어, 표적 항공 차량(504)의 4K 카메라)에서 빛을 방출하는 초 고휘도 광 이미터일 수 있다. 직접 에너지(536)는 반격 UAV(502)의 제어기 및 CPU에 연결될 수 있으며, CPU는 이러한 카메라를 동적 조명 노출 조형성 영구적인 상태로 가장 효과적으로 배치하는 간격과 지속 시간 동안 플래시를 발생하도록 프로그래밍할 수 있다. 이로 인해 시각적 관성 주행 거리 측정, 충돌 회피 또는 물체 인식을 제공하는 데 사용되거나 시력에 비효율적이다. 이것은 표적 항공 차량의 하나 이상의 시스템 또는 구성 요소의 작동을 방해함으로써 표적 항공 차량을 "무력화"하는 또 다른 예이다. 도 6에 대해 설명한 바와 같이, 항공 차량 포획 대책물(536)은 짐벌 장치를 통해 반격 UAV(502)에 회전 가능하게 결합될 수 있으며, 온-보드 카메라를 지지하는 짐벌 장치와 동기화되거나 동기화되지 않을 수 있다.

또 다른 예에서, 직접 에너지 장치(536)는 공기 소용돌이 대포, 음향파 장치, 마이크로파 장치 또는 레이저 중 적어도 하나를 포함할 수 있다. 공기 소용돌이 대포를 사용하여, 작은 도넛 모양의 공기 소용돌이는 비행을 방해하기 위해 표적 항공 차량쪽으로 투사될 수 있고, 이는 로터가 자동적으로 정지하게 만들어 표적 항공 차량이 지면에 떨어지게 한다. 음향파 장치를 사용하여, 표적 항공 차량의 자이로 스코프에서 공명을 유발하는 데 사용할 수 있으며, 이로 인해 통제력을 잃고 땅에 떨어질 수 있다. 마이크로파 장치를 사용하여, 고출력 마이크로파 무기는 반격 UAV에 장착되어 표적 항공 차량쪽으로 지향하여 표적 항공 차량의 전자 장치 및/또는 유도 시스템을 중단하여, 땅에 떨어지게 할 수 있다. 레이저를 사용하여, 고출력 레이저를 반격 UAV에 장착하고 표적 항공 차량을 향해서 표적 항공 차량을 손상시키거나 작동을 방해하여 지상으로 떨어질 수 있다.

동시에 또는 대안적으로, 이러한 직접 에너지 장치는 외부 항공 차량 검출 시스템(100)의 일부(즉, 지상 기반 구조물, 선박 등) 및/또는 발사체 발사 메커니즘(200a)의 일부일 수 있고, 표적 항공 차량을 검출, 추적 및 무

력화하기 위해 여기에 설명된 다양한 차량 검출 센서 및 시스템과 함께 사용될 수 있다.

도 9는 반격 UAV(602)로 표적 항공 차량(604)을 무력화하는 또 다른 예를 도시한다. 반격 UAV(602)는 위에서 설명한 반격 UAV와 동일하거나 유사한 기능을 가질 수 있고, 발사체 발사 메커니즘에서 발사된 발사체에 보관할 수 있다(위에 설명된 대로 발사체에서 방출된다.) 특히, 이 예에서, 반격 UAV(602)는 표적 항공 차량(604)을 무력화하기 위해 표적 항공 차량(604)을 향해 항공 차량 포획 대책물(634)을 발사하도록 동작 가능한 대책물 발사 장치(606)를 포함할 수 있다. 구체적으로, 대책물 발사 장치(606)는 미국 특허 번호 8,783,185 B2를 참조하여 설명된 발사 장치(26)와 동일하거나 유사할 수 있으며, 이는 그 전체가 본원에 참조로 포함된다.

대책물 발사 장치(606)는 집벌 장치를 통해 반격 UAV(602)의 비행체에 회전가능하게 장착될 수 있으며, 도 6의 예시적인 대책물 발사 장치에 대해 설명된 것과 동일한 방식으로 작동될 수 있다.

대책물 발사 장치(606)는 물대포, 고압 공압 대포 또는 화학 추진체를 이용한 대포일 수 있다(폭발물, 프로판-공기 등의 가연성 혼합물). 따라서, 대책물 발사 장치(606)는 액체 전하를 갖는 비 뉴턴 액체 발사체(non-Newtonian liquid projectile)(635)의 형태로 항공 차량 포획 대책물(aerial vehicle capture countermeasure)(634)을 발사하도록 작동될 수 있다. 액체 발사체(liquid projectile)(635)는 비행 중에 액체 전하의 실질적인 분해를 억제하기 위해 액체 전하와 결합된 첨가제를 포함하는 비경질 비행 무결성 구성 요소를 지지하는 비경질 캡슐(non-rigid encapsulation)(636)(예를 들어, 폴리머)를 포함할 수 있다. 따라서, 액체 발사체(635)는 미리 결정된 이벤트(예를 들어, 표적 항공 차량(604)와의 충돌)에 응답하여 유체 분산되도록 구성된다. 액체 발사체(635)는 특정 부피의 액체 전하를 포함할 수 있다. 예를 들어, 액체 발사체는 1mL에서 5L 범위의 액체 부피를 포함할 수 있다. 그러나, 이 범위는 액체 발사체가 반격 UAV(602)에서 격리 및 발사할 수 있는 모든 부피를 포함할 수 있으므로 제한적으로 간주되지 않는다. 물대포(Water cannon)는 당 업계에 공지되어 있고 상세하게 논의되지 않을 것이지만, 다양한 유형의 물대포가 본 명세서에서 지시된 바와 같이 사용을 위해 사용되거나 변형될 수 있음을 이해할 것이다.

비 강성 비행 무결성 구성 요소(non-rigid flight integrity component)(638)는 액체 충전물을 변경하고 비행 중 액체 충전물의 실질적인 분해를 억제할 수 있다. 비행 무결성 구성 요소는 첨가제, 비 강성 캡슐, 온도 수정 구성 요소 또는 기타 구성 요소 일 수 있다. 비행 무결성 구성 요소와 액체 충전물을 결합하면 액체 충전물이 수정되지 않은 액체 충전물보다 더 빠른 속도와 더 먼 거리에서 발사될 수 있다.

순수한 물은 점성이 있어 상대적으로 낮은 속도로 이동하거나 빗방울이 떨어지는 등 소량으로 이동할 때 형태를 합리적으로 유지할 수 있다. 그러나 소방 호스에서 나오는 물과 같이 물이 고속으로 다량으로 투사되면, 물 흐름의 응집 구조는 공기 저항에 의해 방해될 수 있다. 생성된 물 흐름이 특정 거리 후에 적어도 부분적으로 부서지거나 스프레이로 분리된다. 물 또는 기타 액체 충전물을 고속 및 원거리에서 발사하기 위해 비행 무결성 구성 요소를 물 또는 기타 액체 충전물과 결합하여 향상된 구조, 점도 및/또는 응집성을 제공할 수 있다. 일반적인 액체에는 물, 소금물, 인화성 연료와 같은 액체 연료 및 기타 액체가 포함된다.

액체 개질 첨가제(Liquid modifying additive)는 또한 비행 중 액체의 실질적인 분해를 방지하기 위해 액체 충전물과 결합될 수 있다. 본 발명의 한 측면에 따르면, 0.8 %(w)만큼 작은 소량의 폴리에틸렌 옥사이드(polyethylene oxide)(PEO)를 물과 같은 액체에 첨가하여 액체의 응집 특성(cohesive property)을 증가시킬 수 있다. 결과물인 액체 발사체는 액체 단독보다 마찰과 항력(drag)이 적어 스프레이를 더욱 감소시킨다. 결과물인 액체 발사체가 발사되면, 발사 장치의 마찰이 줄어들고 발사된 기류 또는 미사일의 응집력이 높아져 투사 속도가 빨라지고, 궤적이 증가하고, 정확도가 향상되고, 표적 항공 차량과 더 효과적으로 충격을 가할 수 있다.

유사하게, 폴리 아크릴 아마이드(polyacrylamide), 폴리 프로필렌 옥사이드(polypropylene oxide), 폴리 디아민(polydiamine) 및 당 업계에 공지된 기타 실용적인 첨가제는 또한 액체와 조합되어 비행 중에 액체의 실질적인 분해를 억제할 수 있다. 이러한 첨가제 및 기타 첨가제는 비행 중 액체 충전물의 분해를 억제하는 것 외에 다른 특성을 가질 수 있으며 이는 액체 발사체 발사체 적용에 도움이 될 수 있다. 이러한 특성에는 미끄러움, 접착성, 냄새가 있음, 즉각적인 식별을 위해 표적을 영구적으로 또는 일시적으로 표시하는 변색 또는 다양한 기타 유용한 특성이 포함될 수 있다.

첨가제는 또한 액체와 결합되어 비행 중 액체의 실질적인 분해를 방지하기 위해 팽창 액체로도 알려진 전단 농축 유체(shear-thickening fluid)를 형성할 수 있다. 전단 농축 유체는 전단 변형률(rate of shear deformation)을 증가시킴으로써 가장 쉽게 달성되는 전단 응력(shear stress)이 증가함에 따라 액체 충전물의 점도를 증가시킨다. 예를 들면, 전단 농축 유체는 손가락으로 부드러운 탐침에 거의 저항을 제공하지 않을 수

있지만 유체에 손가락을 빠르게 밀어 넣으면 점성이 증가할 수 있다. 이런 방법으로, 전단 농축 유체 발사체(hear thickened liquid projectile)는 저항이 증가한 발사력에 반응하여 액체 발사체를 더 많은 힘으로 발사할 수 있다. 충격을 받으면 이 액체 발사체는 충격의 스트레스에 대한 저항력을 증가시켜 고체 발사체처럼 작용하여 표적에 더 큰 피해를 입힌다.

일반적인 전단 농축 첨가제에는 다음이 포함될 수 있다: 실리카 나노 입자(nano-particles of silica), 옥수수 전분(corn starch) 또는 개질 옥수수 전분(modified corn starch)을 함유한 폴리에틸렌 글리콜(polyethylene glycol), 감자 전분(potato starch), 펙틴(pectin), 잔탄 검(xanthan gum), 화살 뿌리 분말(arrow root powder), 셀룰로오스의 디하이드록시 프로필 에테르(dihydroxypropyl ethers of cellulose), 카르복시 메틸 셀룰로스(carboxymethyl cellulose)를 포함하는 다수의 셀룰로스 화합물이 함유된 셀룰로스가 없는 잔탄 검(cellulose-free xanthan gum), 하이드록시 에틸 셀룰로오스(hydroxyethyl cellulose) 및 하이드록시 프로필 메틸 셀룰로오스(hydroxypropylmethyl cellulose). 다른 예는, 설펜화 된 구아(sulfonated guar) 및 잔탄 검, 구아, 하이드록시 프로필 구아 또는 유도체, 하이드록시 에틸 셀룰로스 또는 유도체로 구성된 군으로부터 선택된 하나 이상의 구성원을 포함하는 화합물을 포함한다. 추가 전단 농축 첨가제는, 양이온성 구아 및 하이드록시 프로필 구아 또는 유도체 및 하이드록시 에틸 셀룰로스 또는 유도체, 폴리말레인 및 하이드록시 유도체를 갖는 하이드록시 프로필 셀룰로오스, 또는 본 발명에 실제적인 임의의 조합의 그룹에서 선택된 하나 이상의 구성원을 포함하는 화합물을 포함할 수 있다.

첨가제는 혼합, 교반, 가열/냉각 공정, 주입, 반응 또는 적용 및 이들 공형성 조합에 의해 액체 충전물과 결합될 수 있다. 다른 조합 방법이 본 발명에 따라 유사하게 고려된다.

비 강성 캡슐(636)은 방해 장치(disruption apparatus) 또는 제어된 방해 메커니즘(controlled disruption mechanism)(일반적으로 방해 장치로 표시됨)을 포함할 수 있다. 비 강성 캡슐의 형태로 비행 무결성 구성 요소를 방해하고 액체 충전물의 분산 또는 확산을 촉진하도록 구성되거나 조정된다. 방해 장치는 비행 무결성 구성 요소 또는 액체 발사체의 캡슐을 파괴하거나 깨뜨리거나 터트리거나, 그렇지 않으면 액체 충전물의 분산을 촉진하는 기능을 할 수 있다. 방해 장치는 액체 충전물의 분산 타이밍(예를 들어, 지연되거나 충격 시 또는 비행 중), 액체 충전물의 분산 방향을 제어(예를 들어, 전방 분산) 등을 하는 데 사용될 수 있다. 본질적으로 방해 장치는 발사 후 액체 발사체가 손상되지 않고(액체 충전물이 분산되지 않음) 의도한 목적에 비효율적인 원치 않는 상황을 방지하는 데 도움이 된다.

방해 장치는 발사된 후 액체 발사체의 비행 무결성 구성 요소를 깨뜨리거나 개방할 수 있는 임의의 시스템 또는 장치를 포함할 수 있다(즉, 방해 장치는 캡슐화를 찢거나, 자르거나, 분리하거나, 폭발하거나, 그렇지 않으면 깨뜨릴 수 있다). 방해 장치는 캡슐화 또는 폐쇄 장치, 또는 둘 모두와 함께 작동하도록 구성될 수 있다. 방해 장치는 액체 발사체(예를 들어, 항공 분산제)의 비행 중에 활성화되도록 구성될 수 있거나, 충격 시 또는 그 이후 어느 시점에서 활성화될 수 있다. 방해 장치는 기계, 전기, 전기 기계 시스템을 포함할 수 있다. 예를 들어, 방해 장치는 액체 발사체의 어딘가에 지지되는 폭발 장치 또는 충전물을 포함할 수 있다. 또 다른 예에서, 방해 장치는 액체 발사체의 일부를 찢거나 다른 방식으로 파괴하는 기계 장치를 포함할 수 있다. 당업자는 액체 발사체를 파괴하는 기능을 수행할 수 있는 다른 물체 또는 장치 또는 시스템을 인식할 것이다.

방해 장치는 무선 주파수, 열 센서, 타이밍 메커니즘, 레이저 장치 및 기타 적절한 수단과 같은 다양한 소스로부터 다양한 방식으로 트리거 되거나 활성화될 수 있다. 예를 들어, 방해 장치는 일종의 트리거로 작동할 수 있다. 트리거는 실시간 운영자 개시 트리거를 포함할 수 있다. 조작자는 가장 적절하거나 효과적인 것으로 판단되는 시간에 비 강성 캡슐의 지연된 중단 및 액체 전하의 확산을 선택적으로 촉발하거나 활성화한다. 대안적으로, 트리거는 실제 조건이나 마주칠 변수를 반영하는 사전 프로그래밍 된 트리거와 같은 프로그래밍 된 트리거를 포함할 수 있다. 또 다른 구체 예에서, 액체 발사체는 액체 발사체의 발사에 반응하여 감겨지는 와이어 스펀(spool of wire)(예를 들어, 연관 방해 장치를 활성화하는 전기 신호 수신용) 또는 스트링(기계적 방해 장치 활성화 용)을 지지할 수 있다.

유동학적으로 변형된 유체(Rheologically modified fluid)는 고체 물질이 액체 전하에 포함되도록 비 강성 비행 무결성 구성 요소(예를 들어, 첨가제, 비 강성 캡슐 구성 요소)와 결합될 수도 있다. 예를 들어, 0.10 %(w) Carbopol® 674(Noveon 제품)는 액체 충전물과 결합하여 액체 충전물 내에 모래 입자를 동반하거나 현탁시킬 수 있다. 이런 방법으로, 다양한 고체가 액체 충전물에 동반되어 발사될 수 있다. 이러한 고체는 페인트, 모래, 펠릿, 폭발성 충전물 및 본 발명에 실용적인 기타 고체의 캡슐 일 수 있다. 한 측면에서, 유동학적으로 변형된 유체는 비행 중 액체 발사체의 응집 특성을 높이기 위해 비행 무결성 구성 요소로 기능할 수 있다. 또 다른 측면

에서, 유동학적으로 수정된 유체는 표적에 가해지는 충격력을 증가시키기 위해 추가 질량을 제공할 수 있을뿐만 아니라 고체를 표적에 전달하는 전달 시스템을 제공할 수 있다.

따라서, 대책물 발사 장치(606)는 액체 발사체(635)를 채우고 발사하기 위해 통합된 미국 특허 번호 8,783,185 B2에 더 상세히 설명된 바와 같이 발사 장치(26)의 동일하거나 유사한 특징을 가질 수 있다. 예를 들어, 표적 항공 차량(604)을 식별하고 표적화하기 위해 조준 구조(sighting structure)가 대책물 발사 장치(606)에 결합될 수 있다. 조준 구조는 레이저 조준기, 적외선 조준 시스템, 광학 조준기, 도트 조준기, 링 조준기, 엇보기 조준기, 스코프 등을 포함할 수 있다. 대안적으로, 조준 구조는 카메라(예를 들어, 위에서 논의된 바와 같이 짐벌에 장착된 4K)를 포함할 수 있다.

따라서, 전술한 "미리 결정된 이벤트(predetermined event)"는 분산된 액체 충전물이 적어도 하나의 전자 장치(예를 들어, 모터, 센서, CPU, 제어기 등)의 작동을 방해하거나 또는 표적 항공 차량을 손상시켜 더 이상 날 수 없도록, 실제로 표적 항공 차량(604)에 충격을 가하는 액체 발사체(635)를 포함할 수 있다. 다른 예에서, 제어된 방해 메커니즘(controlled disruption mechanism)은 다른 미리 결정된 이벤트에 응답하여 액체 발사체(635)를 유동적(fluidly)으로 분산(disperse)시키도록 구성될 수 있다. 예를 들어, 미리 결정된 이벤트는 반격 UAV(602)로부터의 미리 결정된 거리, 반격 UAV(602)로부터의 발사로부터 미리 결정된 시간, 및/또는 표적 항공 차량(604)로부터 검출된 거리 중 적어도 하나를 포함할 수 있다. 이런 방법으로, 반격 UAV(602)의 CPU는 액체 발사체(635)의 발사와 관련된 거리 및/또는 시간을 결정하도록 프로그래밍 될 수 있으며, 트리거(예를 들어, 무선 주파수, 열 센서, 타이밍 메커니즘, 레이저 장치 등). 따라서, 액체 발사체(635)가 표적 항공 차량(604) 근처에서 비행 중일 때, 제어된 방해 메커니즘이 활성화되어 액체 발사체(635)를 부수고 그 안에 내용물을 노출시킬 수 있다(여전히 열리기 전에 액체 발사체(635)의 속도에 상대적인 속도로 이동한다).

일부 예에서, 액체 발사체(635)는, 펠릿(pellet)(637a)(예를 들어, 플라스틱, 폴리머 및/또는 금속, 복합재), 필라멘트 요소(filament element)(637b)(모노 필라멘트 자망), 필라멘트(637c)(모노 필라멘트) 및/또는 액체(637d)(또는 거품, 접착제 등)와 같은, 표적 항공 차량(604)에 충격을 가하고 무력화하도록 구성된 직접 충격 장치를 포함할 수 있다. 하나의 예에서, 액체 발사체(635)는 센서(예를 들어, 106a 또는 206a) 또는 다른 추적 시스템으로 비행 경로를 추적하기 위해 표적 항공 차량(604)에 태그를 지정하는 태그 지정 에이전트(tagging agent)를 포함할 수 있다.

특정 예에서, 반격 UAV(602)는 표적 항공 차량(604)을 차단하기 위해 자율적으로 작동될 수 있다(위에서 설명된 바와 같이). 반격 UAV(602)가 표적 항공 차량(604)의 타격 거리 3 미터 내에 있으면(예를 들어, 10m/s에서 바로 뒤에), 반격 UAV(602)는 알려진 궤적 및 속도(예를 들어, 25 m/s)로 표적 항공 차량(604)을 향해 액체 발사체(635)를 자율적으로 발사할 수 있으며, 그리고 액체 발사체(635)가 미리 결정된 거리, 예를 들어, 표적 항공 차량(604)에 충격을 가하는 것으로부터 약 1 미터 떨어져 있을 때, 제어된 방해 메커니즘은 액체 발사체(635)를 개방하기 위해 활성화될 수 있다. 예를 들어, 하나 이상의 웨이트(weight)를 갖는 그물(637b)은, 예를 들어, 액체 발사체(635)로부터 자유로워질 수 있고 일반적으로 액체 발사체(635)의 궤적 및 속도를 계속할 수 있으며(깨지기 전에), 그 다음 그물은 표적 항공 차량(604)의 로터에 충격을 가하고 얽히게 할 수 있어, 이를 포획하고 무력화하기 위해 작동을 방해하게 된다.

도 10은 본 개시 내용의 하나의 예에 따른 표적 항공 차량(704)을 anfur화시키는 시스템 및 방법을 예시한다. 이 예에서, 발사체 발사 메커니즘(701)은 챔버(708a)로부터 발사된 액체 발사체(734)와 같은 발사체의 발사를 각각 지지하고 용이하게 할 수 있는 복수의 발사 챔버(708)를 지지할 수 있다. 발사체 발사 메커니즘(701)은 표적 항공 차량을 검출하기 위한 차량 검출 시스템을 갖는 것과 같이, 전술한 발사체 발사 메커니즘(201a)와 동일하거나 유사한 특징을 가질 수 있다.

검출되면, 발사체 발사 메커니즘(701)은 플랫폼으로부터 표적 항공 차량(704)을 향해 액체 발사체(734)를 발사하도록 작동 가능하다. 액체 발사체(734)는 도 9와 관련하여 설명된 액체 발사체(635)에 관해 설명된 액체 발사체(734)에서 동일하거나 유사한 특징을 가질 수 있다. 유사하게, 액체 발사체(734)가 표적 항공 차량(704)에 근접하면, 발사체 발사 메커니즘(701)(또는 다른 시스템)은 액체 발사체(734)의 제어된 파괴 메커니즘에 신호를 전송하여 개방되게 할 수 있으며, 이에 의해 임의의 수의 구성 요소(예를 들어, 그물, 펠릿, 필라멘트, 액체 및 당업자에게 명백한 기타)를 방출하여 도 9에 대해 설명된 바와 같이 표적 항공 차량(704)에 충격을 가한다.

한 측면에서, 발사체 발사 메커니즘(701)(또는 201a)은 동일한 플랫폼에서 그러나 다른 발사 챔버에서 액체 발사체와 발사체(반격 UAV 포함)의 조합을 발사하도록 작동할 수 있다.

도면에 예시된 예를 참조했으며, 이를 설명하기 위해 특정 언어를 사용했다. 그럼에도 불구하고 기술의 범위를 제한하지 않는다는 것이 이해될 것이다. 본 명세서에 예시된 특징의 변경 및 추가 수정 및 본 명세서에 예시된 예의 추가 적용은 설명의 범위 내에서 고려되어야 한다.

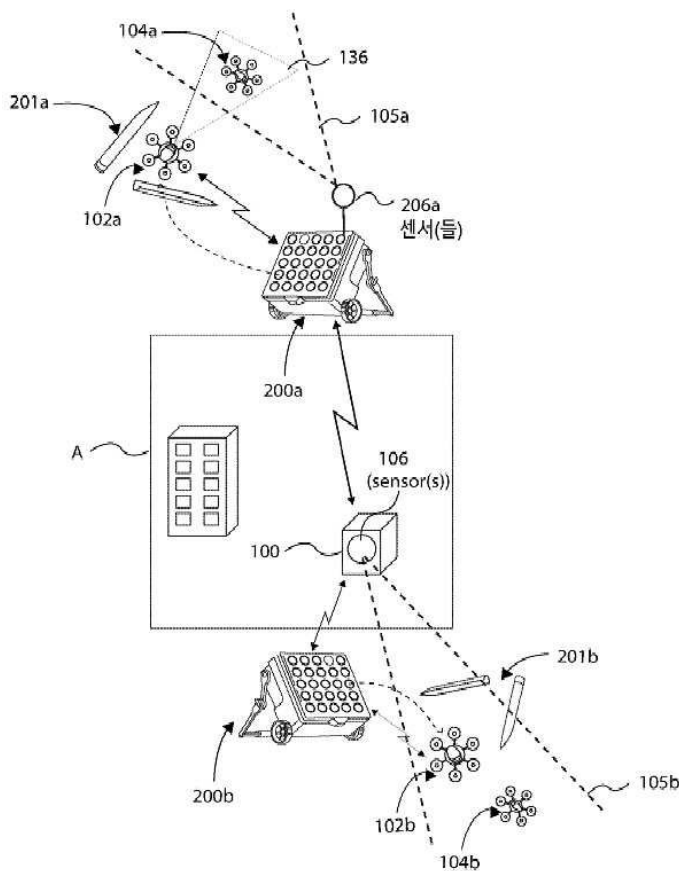
본 개시는 본 명세서에 설명된 일부 실시 예 또는 특징이 본 명세서에 설명된 다른 실시 예 또는 특징과 결합될 수 있음을 명시적으로 개시하지 않을 수 있지만, 본 개시 내용은 당업자에 의해 실행될 수 있는 임의의 그러한 조합을 설명하기 위해 얹혀져야 한다. 본 명세서에서 "또는"의 사용자는 본 명세서에서 달리 지시되지 않는 한 비 배타적 또는 즉, "및/또는"을 의미하는 것으로 이해되어야 한다.

또한, 설명된 특징, 구조 또는 특성은 하나 이상의 예에서 임의의 적절한 방식으로 결합될 수 있다. 앞의 설명에서, 설명된 기술의 예에 대한 철저한 이해를 제공하기 위해 다양한 구성의 예와 같은 수많은 특정 세부 사항이 제공되었다. 그러나 기술은 하나 이상의 특정 세부 사항없이 또는 다른 방법, 구성 요소, 장치 등을 사용하여 실행될 수 있음을 인식할 것이다. 다른 경우에, 잘 알려진 구조 또는 작업은 기술의 측면을 모호하게 하는 것을 피하기 위해 자세히 표시하거나 설명하지 않는다.

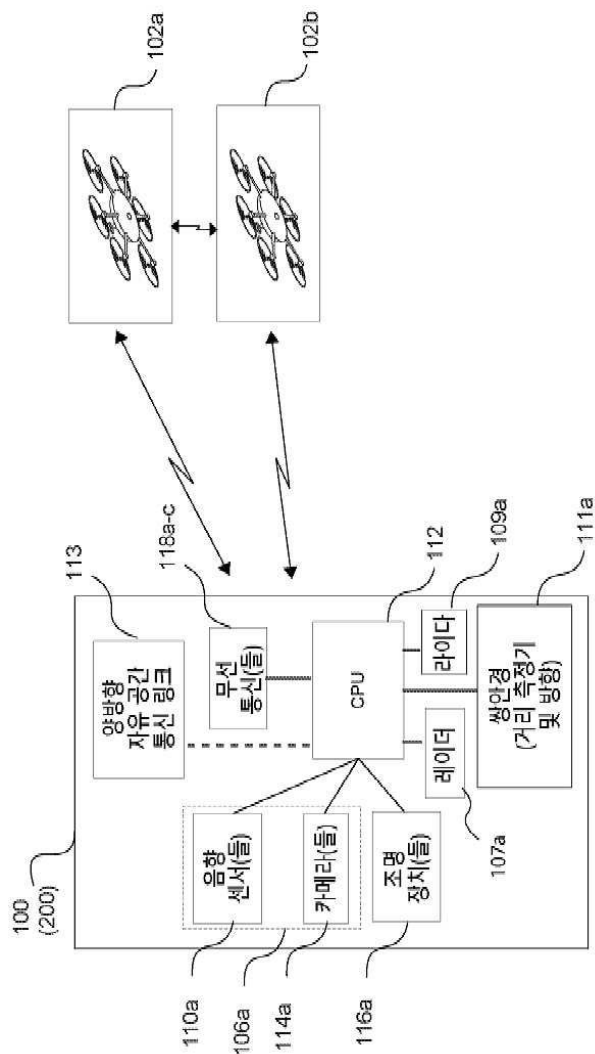
주제가 구조적 특징 및/또는 작업에 특정한 언어로 설명되었지만, 첨부된 청구 범위에 정의된 주제는 반드시 위에서 설명된 특정 특징 및 작동으로 제한되지 않는다는 것을 이해해야 한다. 오히려, 위에서 설명된 특정 특징 및 작동은 청구 범위를 구현하는 예시적인 형태로 개시된다. 설명된 기술의 정신 및 범위를 벗어나지 않고 수많은 수정 및 대안적 배열이 고안될 수 있다.

도면

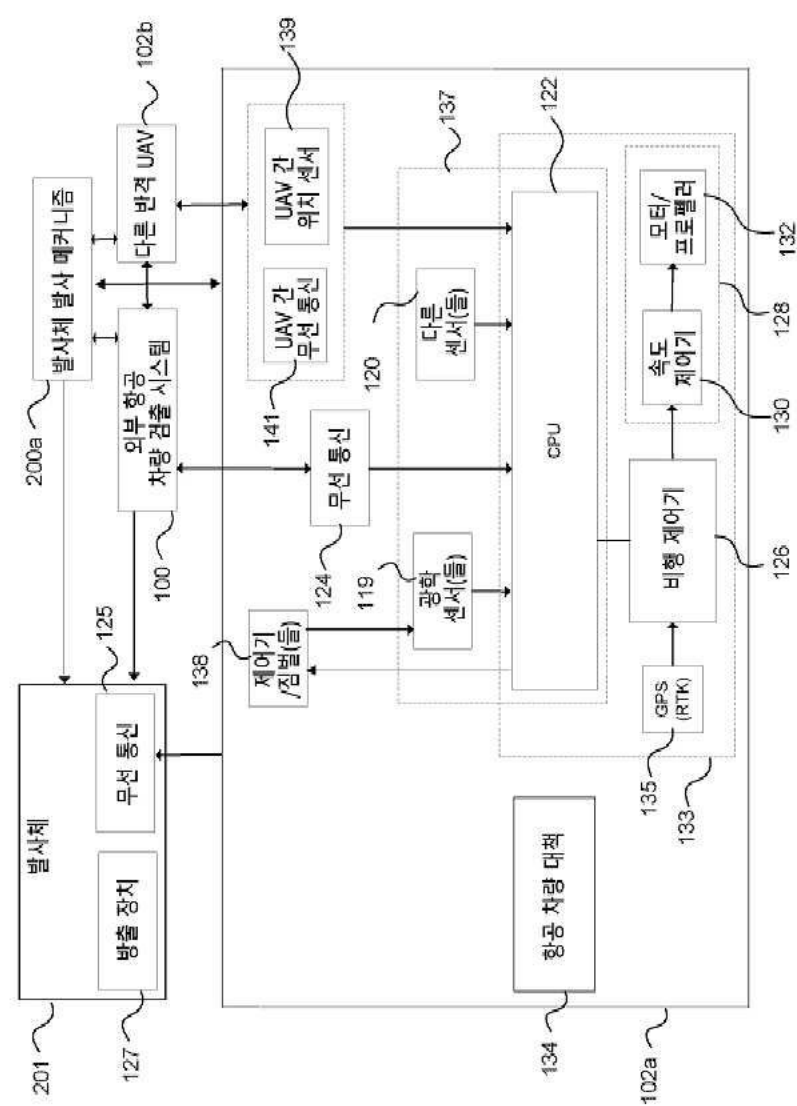
도면1



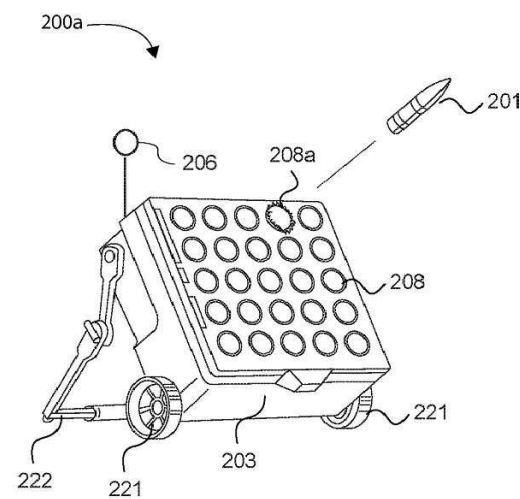
도면2



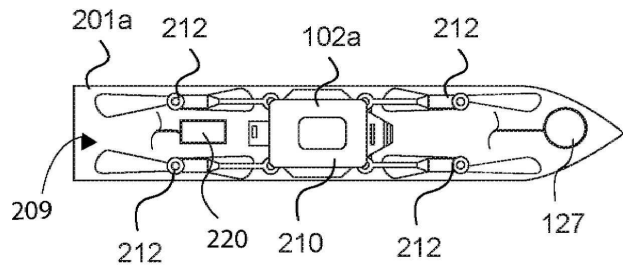
도면3



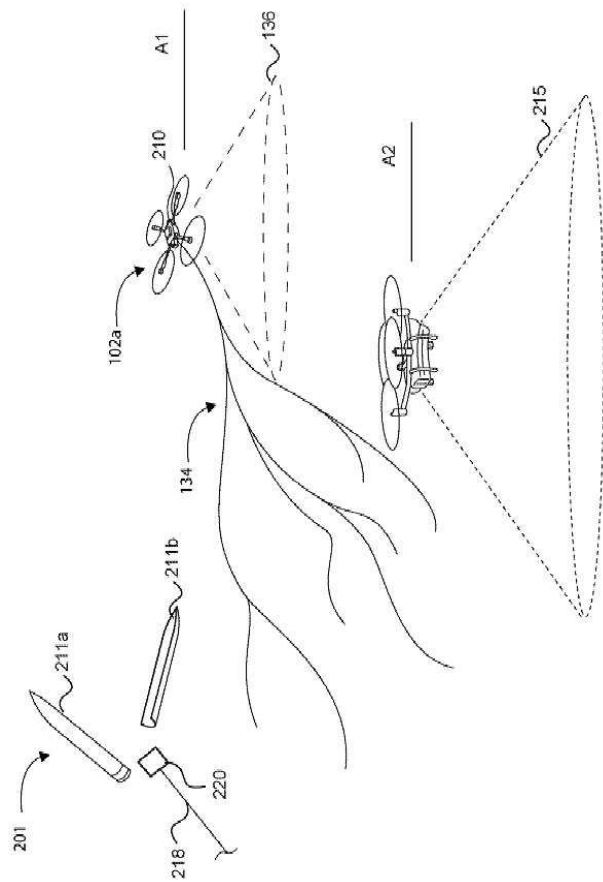
도면4a



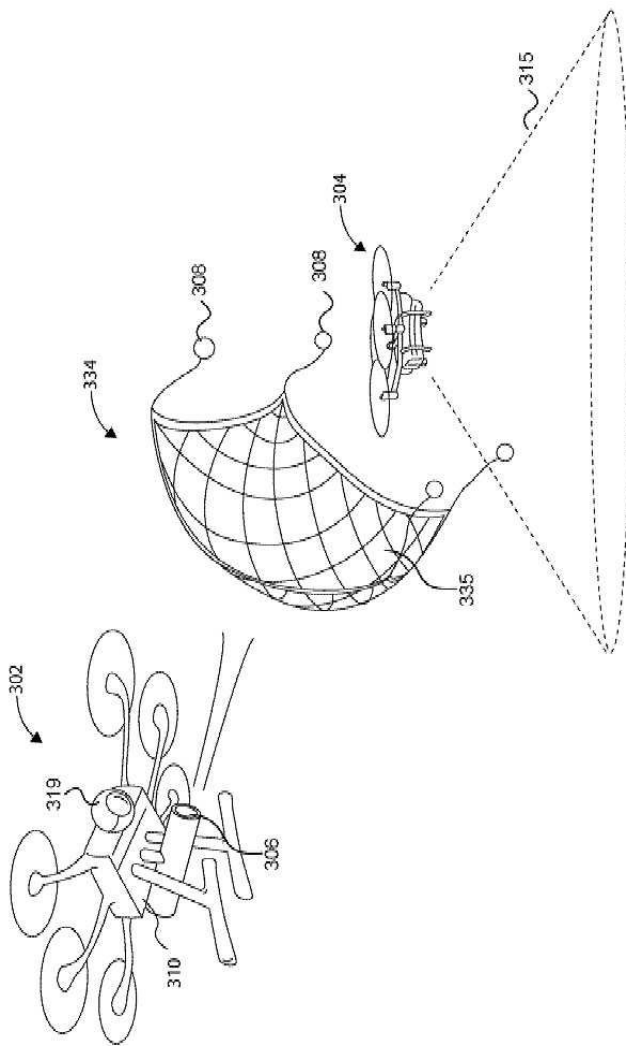
도면4b



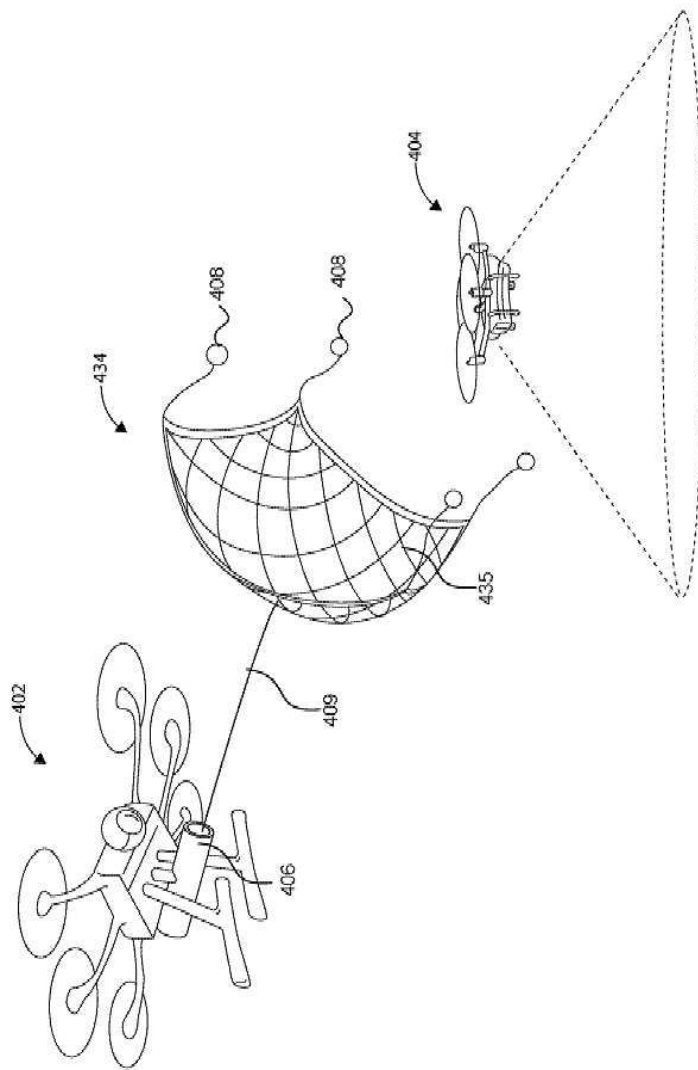
도면5



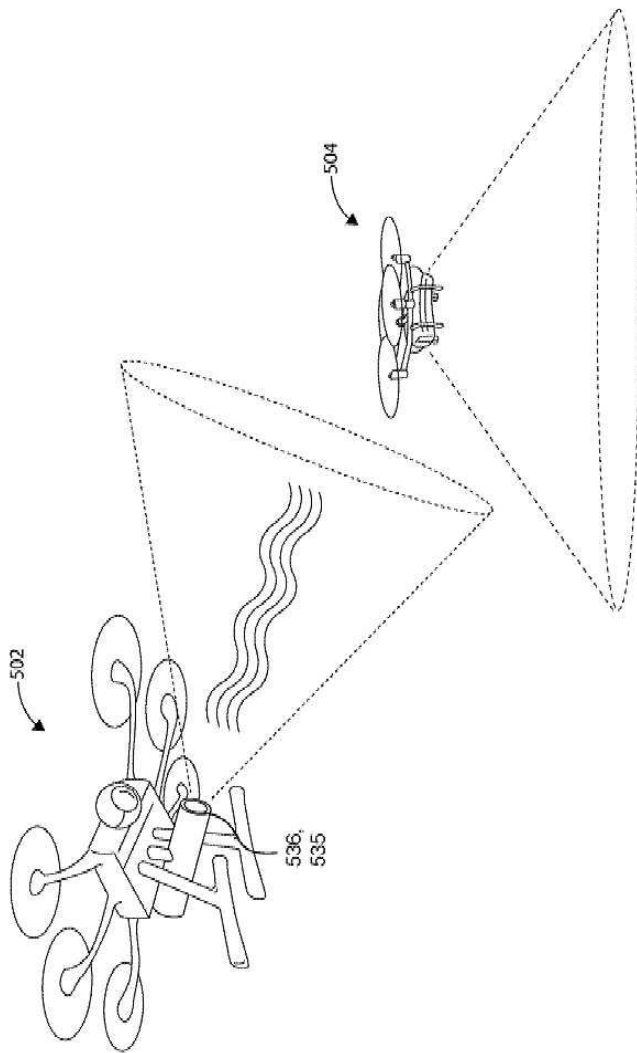
도면6



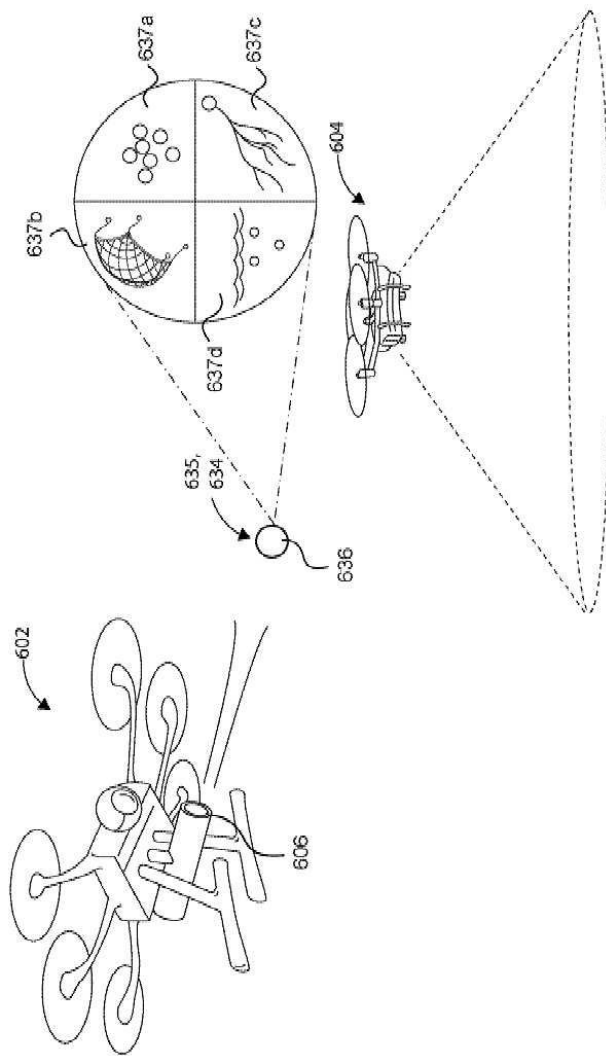
도면7



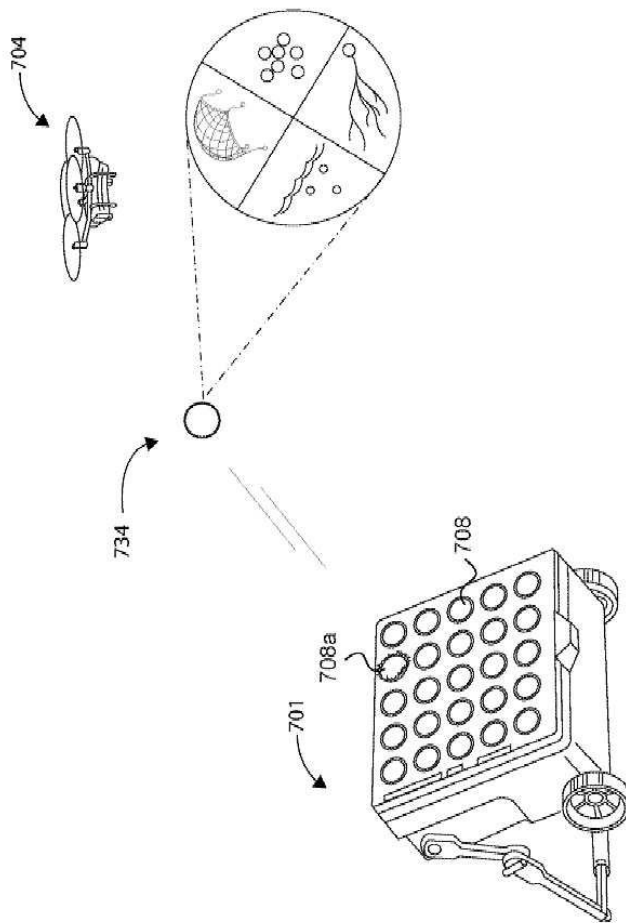
도면8



도면9



도면10



【심사관 직권보정사항】

【직권보정 1】

【보정항목】 청구범위

【보정세부항목】 청구항 8

【변경전】

제1항에 있어서,

상기 항공 차량 검출 시스템은,

지상 기반 항공 차량 검출 시스템

을 포함하고,

상기 지상 기반 외부 항공 차량 검출 시스템은,

상기 표적 항공 차량을 검출하도록 작동 가능한 상기 적어도 하나의 검출 센서

를 포함하고,

상기 지상 기반 외부 차량 검출 시스템은,

표적 항공 차량의 차단 및 무력화를 용이하게 하기 위해 상기 발사체 발사 메커니즘 또는 상기 반격 UAV 중 적어도 하나에게 명령 데이터를 제공하도록 작동 가능한

시스템.

【변경후】

제1항에 있어서,
상기 항공 차량 검출 시스템은,
지상 기반 외부 항공 차량 검출 시스템
을 포함하고,
상기 지상 기반 외부 항공 차량 검출 시스템은,
상기 표적 항공 차량을 검출하도록 작동 가능한 상기 적어도 하나의 검출 센서
를 포함하고,
상기 지상 기반 외부 차량 검출 시스템은,
표적 항공 차량의 차단 및 무력화를 용이하게 하기 위해 상기 발사체 발사 메커니즘 또는 상기 반격 UAV 중 적
어도 하나에게 명령 데이터를 제공하도록 작동 가능한
시스템.