(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 공개특허공보(A)

(11) 공개번호 10-2023-0091525
(43) 공개일자 2023년06월23일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
B64C 39/02 (2023.01) *B64D 45/00* (2006.01)
B64F 1/04 (2017.01)
(52) CPC특허분류
B64C 39/024 (2023.01)
B64D 45/00 (2013.01)
(21) 출원번호 10-2021-0180715
(22) 출원일자 2021년12월16일
심사청구일자 2021년12월16일

(71) 출원인
조선대학교산학협력단
광주광역시 동구 필문대로 309 (서석동)
(72) 발명자
정성훈
광주광역시 동구 남문로753번길 20 무등산아이파크 109동 2103호
김신형
경기도 파주시 미래로 535 해솔마을3단지운정현대아파트 113동 1102호
(74) 대리인
특허법인지원

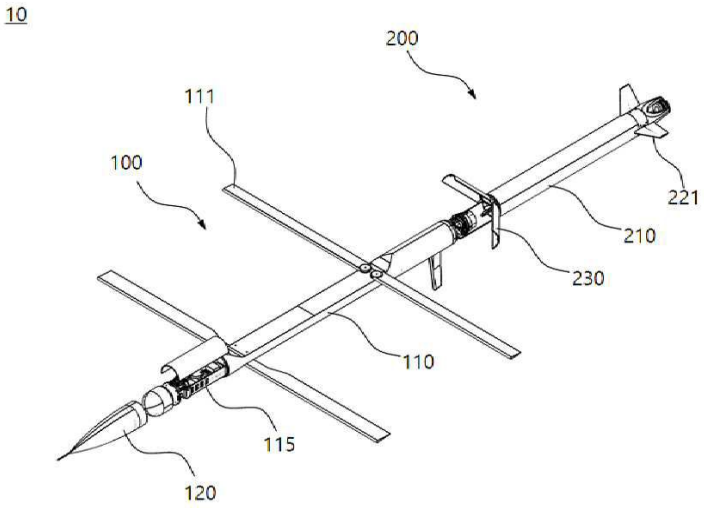
전체 청구항 수 : 총 7 항

(54) 발명의 명칭 **소형 로켓추진 시스템 기반 접이식 고정익 무인항공시스템**

(57) 요 약

본 발명은 소형 로켓추진 시스템 기반 접이식 고정익 무인항공시스템에 관한 것으로서, 바디, 바디와 소정각도 회동가능하도록 연결되는 가변윙, 이동방향의 전방에 위치되는 헤드부 및 이동방향의 후방에 위치되는 동력부;를 포함하는 비행부; 및 비행부의 후방과 선택적으로 결합되는 고정스커트, 고정스커트로부터 연장되는 몸체 및 몸체의 단부에 마련되고 추진력을 바랭시키는 로켓엔진을 포함하는 추진부;를 포함하고, 로켓엔진이 점화됨으로써 추진부와 결합된 비행부가 기 결정된 높이에 도달하면 고정스커트가 비행부의 후방과 결합이 해제되어 분리되고, 전장부를 포함하는, 소형 로켓추진 시스템 기반 접이식 고정익 무인항공시스템이 제공된다.

대 표 도 - 도1



(52) CPC특허분류
B64F 1/04 (2013.01)
B64U 10/25 (2023.01)
B64U 30/12 (2023.01)
B64U 70/00 (2023.01)

이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호	20210403
과제번호	2021-C-G031-010109
부처명	교육부
과제관리(전문)기관명	한국연구재단
연구사업명	산학공동기술개발과제
연구과제명	소형 로켓 기반 무인항공기를 활용한 원격지 데이터 취득 및 제공 서비스
기 여 율	1/1
과제수행기관명	조선대학교 산학협력단
연구기간	2021.05.03 ~ 2021.11.30

명 세 서

청구범위

청구항 1

바디, 상기 바디와 소정각도 회동가능하도록 연결되는 가변윙, 이동방향의 전방에 위치되는 헤드부 및 상기 이동방향의 후방에 위치되는 동력부;를 포함하는 비행부; 및

상기 비행부의 후방과 선택적으로 결합되는 고정스커트, 상기 고정스커트로부터 연장되는 몸체 및 상기 몸체의 단부에 마련되고 추진력을 바랭시키는 로켓엔진을 포함하는 추진부;를 포함하고,

상기 로켓엔진이 점화됨으로써 추진부와 결합된 비행부가 기 결정된 높이에 도달하면 상기 고정스커트가 상기 비행부의 후방과 결합이 해제되어 분리되고, 전장부를 포함하는, 소형 로켓추진 시스템 기반 접이식 고정익 무인항공시스템.

청구항 2

청구항 1에 있어서,

상기 전장부는 외부의 단말기와 통신이 되는 통신부, 상기 비행부와 상기 추진부 중 하나 이상의 위치를 감지하는 센서부 및 상기 비행부와 상기 추진부 중 하나 이상을 제어하는 제어부를 더 포함하고,

상기 제어부는,

상기 가변윙의 작동, 상기 고정스커트의 결합여부, 상기 로켓엔진의 작동, 상기 비행부의 자세, 상기 동력부의 작동을 제어하는, 소형 로켓추진 시스템 기반 접이식 고정익 무인항공시스템.

청구항 3

청구항 2에 있어서,

상기 추진부가 상기 비행부와 결합이 해제되면,

상기 센서부는 상기 추진부가 회수가능한 지역에 위치되어 있는지 감지하고,

상기 추진부가 회수가능한 지역에 위치된 것으로 감지되면 상기 제어부에 의해 회수가능한 지역에 도달하도록 상기 로켓엔진이 작동되고,

상기 추진부가 회수가능한 지역에 도달하면 상기 제어부에 의해 수직자세를 유지하고,

상기 수직자세가 유지된 상태로 착륙개시 범위 내에 위치되면 낙하산을 전개하는, 소형 로켓추진 시스템 기반 접이식 고정익 무인항공시스템.

청구항 4

청구항 2에 있어서,

상기 추진부가 상기 비행부와 결합이 해제되면,

상기 비행부는 상기 가변윙이 전개되는 제1자세로 변경되고,

상기 센서부에 의해 상기 비행부가 상기 제1자세로 비행가능한 범위로 감지되면 상기 제어부에 의해 목표지역으로 비행이동하고,

상기 목표지역에 도달하면 상기 제어부에 의한 상기 가변윙의 제어를 통해 기 결정된 비행목적을 달성하고,

기 결정된 상기 비행목적을 달성하면 상기 비행부는 상기 제어부에 의해 회수지역으로 선회하여 비행이동하고,

상기 회수지역에 도달하면 낙하산을 전개하는, 소형 로켓추진 시스템 기반 접이식 고정익 무인항공시스템.

청구항 5

청구항 3 또는 청구항 4에 있어서,

상기 추진부 및 상기 비행부는 상기 제어부에 의해 각각 제어되어 독립적으로 제어됨으로써 비행 후 회수되는, 소형 로켓추진 시스템 기반 접이식 고정익 무인항공시스템.

청구항 6

청구항 3 또는 청구항 4에 있어서,

상기 추진부와 상기 비행부와의 결합해제는 상기 센서부에 의해 상기 추진부와 상기 비행부 간의 이격 후 이격거리가 기 결정된 거리 이상 이격된 것으로 감지될 때 결합이 해제된 것으로 감지하는, 소형 로켓추진 시스템 기반 접이식 고정익 무인항공시스템.

청구항 7

청구항 2에 있어서,

상기 센서부는,

상기 비행부 및 상기 추진부의 위치감지는 경도, 위도, 고도를 포함하는 정보를 통해 감지하는, 소형 로켓추진 시스템 기반 접이식 고정익 무인항공시스템.

발명의 설명

기 술 분 야

[0001] 본 발명은 소형 로켓추진 시스템 기반 접이식 고정익 무인항공시스템에 관한 것이다.

배 경 기 술

[0003] 고정익 혹은 다중로터 무인항공기와 같은 비행체는 상업적, 군사적 및 민간 업무에 폭넓게 사용되고 있다. 특히, 고정익 무인항공기는 장거리 순항 시에 효율적이고, 다중로터식의 무인항공기에 비해 상대적으로 적은 연료로 장거리 비행이 가능한 장점이 있지만, 이러한 고정익 항공기는 통상 이륙을 위해 가속하고 착륙을 위해 감속하는 데 충분히 긴 활주로 공간을 필요로 한다. 따라서, 활주로 공간이 확보되지 목한 상태의 고정익을 채용한 무인항공기의 운용은 어려움이 있었으며, 무인항공기의 임무9-를 수행함에 있어서도 기 결정된 영역에 도달하는데 까지 소요되는 시간 및 연료량은 실제로 목적을 수행하기 위한 비행에 요구되는 것보다 상당한 양이 요구된다. 따라서, 고정익을 채용한 무인항공기의 운용은 특정고도에 도달한 이후 적은 연료소모로 장거리 비행이 가능하다는 장점이 있음에도 불구하고 폭넓게 사용되는데는 제한이 있어 왔으며, 이러한 단점을 극복하여 보다 넓은 분야에서 사용될 수 있도록 개선이 시급하다.

선행기술문헌

특허문헌

[0005] (특허문헌 0001) 대한민국 공개특허공보 제 2021-0045005 호 (2021. 04. 26)

발명의 내용

해결하려는 과제

[0006] 본 발명의 일 실시예는 무인항공기의 임무고도에 도달하는 방식에 있어 로켓타입을 적용하여 고정익을 가진 무인항공기를 탐사 등에 이용할 수 있는 것을 목적으로 한다.

과제의 해결 수단

[0008] 본 발명은 소형 로켓추진 시스템 기반 접이식 고정익 무인항공시스템에 관한 것으로서, 바디, 바디와 소정각도 회동가능하도록 연결되는 가변윙, 이동방향의 전방에 위치되는 헤드부 및 이동방향의 후방에 위치되는 동력부; 를 포함하는 비행부; 및 비행부의 후방과 선택적으로 결합되는 고정스커트, 고정스커트로부터 연장되는 몸체 및 몸체의 단부에 마련되고 추진력을 바랭시키는 로켓엔진을 포함하는 추진부;를 포함하고, 로켓엔진이 점화됨으로써 추진부와 결합된 비행부가 기 결정된 높이에 도달하면 고정스커트가 비행부의 후방과 결합이 해제되어 분리되고, 전장부를 포함하는, 소형 로켓추진 시스템 기반 접이식 고정익 무인항공시스템이 제공된다.

[0009] 그리고, 전장부는 외부의 단말기와 통신이 되는 통신부, 비행부와 추진부 중 하나 이상의 위치를 감지하는 센서부 및 비행부와 추진부 중 하나 이상을 제어하는 제어부를 더 포함하고, 제어부는, 가변윙의 작동, 고정스커트의 결합여부, 로켓엔진의 작동, 비행부의 자세, 동력부의 작동을 제어할 수 있다.

[0010] 또한, 추진부가 비행부와 결합이 해제되면, 센서부는 추진부가 회수가능한 지역에 위치되어 있는지 감지하고, 추진부가 회수가능한 지역에 위치된 것으로 감지되면 제어부에 의해 회수가능한 지역에 도달하도록 로켓엔진이 작동되고, 추진부가 회수가능한 지역에 도달하면 제어부에 의해 수직자세를 유지하고, 수직자세가 유지된 상태로 착륙개시 범위 내에 위치되면 낙하산을 전개할 수 있다.

[0011] 또한, 추진부가 비행부와 결합이 해제되면, 비행부는 가변윙이 전개되는 제1자세로 변경되고, 센서부에 의해 비행부가 제1자세로 비행가능한 범위로 감지되면 제어부에 의해 목표지역으로 비행이동하고, 목표지역에 도달하면 제어부에 의한 가변윙의 제어를 통해 기 결정된 비행목적을 달성하고, 기 결정된 비행목적을 달성하면 비행부는 제어부에 의해 회수지역으로 선회하여 비행이동하고, 회수지역에 도달하면 낙하산을 전개할 수 있다.

[0012] 또한, 추진부 및 비행부는 제어부에 의해 각각 제어되어 독립적으로 제어됨으로써 비행 후 회수할 수 있다.

[0013] 또한, 추진부와 비행부와의 결합해제는 센서부에 의해 추진부와 비행부 간의 이격 후 이격거리가 기 결정된 거리 이상 이격된 것으로 감지될 때 결합이 해제된 것으로 감지할 수 있다.

[0014] 또한, 센서부는 비행부 및 추진부의 위치감지는 경도, 위도, 고도를 포함하는 정보를 통해 감지할 수 있다.

발명의 효과

[0016] 본 발명의 일 실시예는 무인항공기의 임무고도에 도달하는 방식에 있어 로켓타입을 적용하여 고정익을 가진 무인항공기를 탐사 등에 이용할 수 있는 소형 로켓추진 시스템 기반 접이식 고정익 무인항공시스템을 포함한다.

도면의 간단한 설명

[0018] 도 1은 본 발명의 일 실시예로서 무인항공기를 나타낸 사시도이다.

도 2는 본 발명의 일 실시예로서 비행부를 나타낸 사시도이다.

도 3은 본 발명의 일 실시예로서 동력부를 나타낸 확대도이다.

도 4는 본 발명의 일 실시예로서 비행부의 비행경로의 예시를 나타낸 도면이다.

도 5는 본 발명의 일 실시예로서 추진부를 나타낸 사시도이다.

도 6은 본 발명의 일 실시예로서 추진부의 단면도를 나타낸 도면이다.

도 7은 본 발명의 일 실시예로서 추진부의 이륙 및 회수를 나타낸 도면이다.

도 8은 본 발명의 일 실시예로서 무인항공기의 이륙의 순서를 나타낸 도면이다.

도 9는 본 발명의 일 실시예로서 무인항공기의 이륙 후 추진부의 회수까지의 단계를 나타낸 순서도이다.

도 10은 본 발명의 일 실시예로서 무인항공기의 이륙 후 비행부의 회수까지의 단계를 나타낸 순서도이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

[0019] 이하, 도면을 참조하여 본 발명의 구체적인 실시형태를 설명하기로 한다. 그러나 이는 예시에 불과하며 본 발명은 이에 제한되지 않는다.

[0020] 본 발명을 설명함에 있어서, 본 발명과 관련된 공지기술에 대한 구체적인 설명이 본 발명의 요지를 불필요하게 흐릴 수 있다고 판단되는 경우에는 그 상세한 설명을 생략하기로 한다. 그리고, 후술되는 용어들은 본 발명에서의 기능을 고려하여 정의된 용어들로서 이는 사용자, 운용자의 의도 또는 관례 등에 따라 달라질 수 있다. 그러므로 그 정의는 본 명세서 전반에 걸친 내용을 토대로 내려져야 할 것이다.

[0021] 본 발명의 기술적 사상은 청구범위에 의해 결정되며, 이하의 실시예는 본 발명의 기술적 사상을 본 발명이 속하는 기술분야에서 통상의 지식을 가진 자에게 효율적으로 설명하기 위한 일 수단일 뿐이다.

[0023] 기존 고정익을 포함하는 무인항공기(10)는 이륙과 임무 고도 도달에 약50% 이상의 에너지가 필요 할 수 있으며, 특히 이륙 단계에 많은 에너지가 소비된다. 여기서 로켓 추진 기관을 적용하면 이륙시에 짧은 시간동안 비교적 큰 추력을 발생시킬 수 있으며 무인항공기(10) 이륙 전반에 필요한 에너지를 대신 공급하면 기존에 비해 항속거리, 임무 지역 도달 시간, 임무 지속 시간 등을 향상시킬 수 있게 된다. 본 발명에 적용된 기술은 이러한 기술적 요소를 포함한 것이다.

[0024] 본 발명의 로켓형 무인항공기(10)는 기존의 무인항공기(10)가 가진 항속거리, 임무시간, 임무지역 도달 시간 등을 개선함으로써, 기존 무인항공기(10)가 접근하기 어려웠던 원양 탐사, 구조, 정찰 등에 활용하고, 로켓 추진 방식의 특징을 활용해 초음속으로 임무 지역에 도달하여 즉각적인 활동을 개시할 수 있게 된다. 또는 더 적은 지상 기지, 발사 시설로 더 넓은 반경을 즉각적으로 무인 항공기가 활동할 수 있어 운영 준비 단계에서 소모되는 시간적 경제성 등을 확보하는 것을 기대할 수 있다.

[0026] 도 1은 본 발명의 일 실시예로서 무인항공기(10)를 나타낸 사시도이다.

[0027] 도 1을 참조하면, 본 발명의 무인항공시스템의 무인항공기(10)는 비행부(100)와 추진부(200)를 포함할 수 있다. 비행부(100)는 비행 중 기 결정된 지역의 탐사 등의 목적을 수행하기 위한 기체이고, 추진부(200)는 비행부(100)를 기 결정된 위치까지 신속히 이동시키기 위한 기체이다.

[0028] 상기 비행부(100)는 바디(110), 바디(110)와 소정각도 회동가능하도록 연결되는 가변윙(111), 이동방향의 전방에 위치되는 헤드부(120) 및 이동방향의 후방에 위치되는 동력부(130);를 포함할 수 있고, 추진부(200)는 비행부(100)의 후방과 선택적으로 결합되는 고정스커트(230), 고정스커트(230)로부터 연장되는 몸체(210) 및 몸체(210)의 단부에 마련되고 추진력을 바랭시키는 로켓엔진(220)을 포함할 수 있다.

[0029] 상기 로켓엔진(220)이 점화됨으로써 추진부(200)와 결합된 비행부(100)가 기 결정된 높이에 도달하면 고정스커트(230)가 비행부(100)의 후방과 결합이 해제되어 분리되고, 전장부(115)를 포함하는, 소형 로켓추진 시스템 기반 접이식 고정익 무인항공시스템이 제공된다.

[0030] 그리고, 전장부(115)는 외부의 단말기와 통신이 되는 통신부, 비행부(100)와 추진부(200) 중 하나 이상의 위치를 감지하는 센서부 및 비행부(100)와 추진부(200) 중 하나 이상을 제어하는 제어부를 더 포함할 수 있다. 여기서, 제어부는 가변윙(111)의 작동, 고정스커트(230)의 결합여부, 로켓엔진(220)의 작동, 비행부(100)의 자세, 동력부(130)의 작동을 제어할 수 있다. 그리고, 추진부(200) 및 비행부(100)는 제어부에 의해 각각 제어되어 독

립적으로 제어됨으로써 비행 후 회수될 수 있다.

[0031] 도 1에 도시된 바와 같이 본 예시는 비행부(100)과 추진부(200)는 추진부(200) 측에 마련된 고정스커트(230)의 고정여부에 의해 고정될 수 있다. 무인항공기(10)는 전술한 바와 같이 제어부를 포함하고 제어부에 의해 이륙 및 착륙을 포함하는 모든 비행이 제어될 수 있다. 이는 기 설정된 비행정보에 따른 것일 수 있고, 외부의 단말기와 통신연결되는 통신부를 통한 송수신을 통해 실시간으로 입력된 제어정보에 따라 제어되는 것일 수 있다.

[0033] 도 2는 본 발명의 일 실시예로서 비행부(100)를 나타낸 사시도이다.

[0034] 도 2를 참조하면, 추진부(200)가 비행부(100)와 결합이 해제되면, 비행부(100)는 가변윙(111)이 전개되는 제1자세로 변경되고, 센서부에 의해 비행부(100)가 제1자세로 비행가능한 범위로 감지되면 제어부에 의해 목표지역으로 비행이동하고, 목표지역에 도달하면 제어부에 의한 가변윙(111)의 제어를 통해 기 결정된 비행목적을 달성하고, 기 결정된 비행목적을 달성하면 비행부(100)는 제어부에 의해 회수지역으로 선회하여 비행이동하고, 회수지역에 도달하면 낙하산을 전개할 수 있다.

[0035] 여기서 제1자세는 가변윙(111)이 측방으로 전개된 도 2에 도시된 형태를 의미하며, 기 결정된 고도로 추진부(200)에 의해 이동된 후에 추진부(200)와 비행부(100)가 분리되는 시점 전후에 제1자세로 변경될 수 있다. 이는 지속적인 비행을 위한 것으로서, 추진 후에 의해 탐사 등의 소정의 목적을 수행하기 위한 위도, 경도, 고도를 포함한 위치에서 구현될 수 있다.

[0036] 상기 가변윙(111)은 미도시된 보조익이 제어부에 의해 제어되면서 비행중 고도 및 비행 방향이 조정될 수 있다. 나아가, 비행동력을 위해 비행부(100)의 비행시에 동력부(130)의 구동이 이루어질 수 있다. 동력부(130)는 이하의 도 3에 도시된 바와 같이 방향전환을 통한 프로펠러(131)로 추력을 발생시켜 양력의 유지 및 조절을 통해 비행을 지속시키는데 도모할 수 있다.

[0038] 도 3은 본 발명의 일 실시예로서 동력부(130)를 나타낸 확대도이다.

[0039] 도 3을 참조하면, 동력부(130)는 프로펠러(131), 방향타(132), 하우징(133), 모터부(134)를 포함할 수 있다. 모터부(134)는 최후방에 위치되어 하우징(133)에 의해 외측으로부터 커버될 수 있다. 하우징(133)과 모터부(134) 사이의 공간을 통해 프로펠러(131)로부터 발생되는 공기이동이 형성되도록한다. 즉, 하우징(133)와 모터부(134) 및 프로펠러(131)는 동축상으로 결합되어 마련될 수 있다.

[0040] 그리고, 하우징(133)은 방향타(132)와 복수의 지점이 결합되어 방향타(132)의 조정에 의해 비행부(100)의 바디(110)와 축이 엇갈리도록 배치될 수 있고, 이를 통해 추력이 발생하는 방향을 진행방향과 다르게 발생시킴으로써 비행방향 및 필요에 따른 추력의 크기 및 방향을 발생시킬 수 있다.

[0042] 도 4는 본 발명의 일 실시예로서 비행부(100)의 비행경로의 예시를 나타낸 도면이다.

[0043] 도 4를 참조하면, 앞서 도 2 및 도 3을 통해 설명한 비행부(100)의 조향을 통해 기 결정된 비행지역을 비행할 수 있고, 비행을 통해 지형(G)을 감지 및 파악하는 등의 탐사를 수행할 수 있다. 물론, 이는 탐사 목적에 한정된 경우이며, 다양한 목적에 사용자의 선택에 따라 적용될 수 있다. 비행의 목적인 기 결정된 지형(G), 탐지영역(S) 등의 탐사가 완료되면, 선회하여 이륙한 위치 또는 기 결정된 비행부(100)의 회수위치로 착륙을 수행할 수 있다. 이륙, 비행 및 착륙이 되는 동안 제어부에 의해 제어되는 비행부(100)의 제어흐름은 본 발명의 일 실시예로서 무인항공기(10)의 이륙의 순서를 나타낸 순서도를 나타낸 도 8과 본 발명의 일 실시예로서 무인항공기(10)의 이륙 후 비행부(100)의 회수까지의 단계를 나타낸 순서도인 도 10과 같은 흐름으로 이루어질 수 있다.

[0045] 한편, 사출되는 무인항공기(10)는 사전에 입력된 일정 거리의 임무 지역의 경도, 위도, 고도 내에 위치되기까지도 제어부의 개입에 의해 작동하며, 고정스커트(230)의 탈착에 의해 비행부(100)가 분리되도록 한다. 이때, 고정스커트(230)는 로켓엔진(220)의 추진 시 비행부(100)의 자중을 지지하고 추진부(200)의 몸체(210)와 비행부(100)를 결합하며, 전개 시 힌지를 따라 180도 회전하여 결합을 해제하고, 내부 수납된 노즈콘(240)을 전방에 위치시켜 회수 비행 시의 항력을 최소화한다.

[0046] 또한, 비행부(100)는 추진부(200)로부터 분리 후 서로 소정거리 이격되었을 때, 가변윙(111)을 전개시키고 동력부(130)의 프로펠러(131) 동작을 개시하여 수평으로 자세를 복구하도록 제어되는 것이 바람직하다. 이후, 탐지영역(S)으로 비행하여 임무를 수행한 후, 임무가 완료되면 최초 이륙 위치 등의 기 결정된 위치로 돌아와 착륙할 수 있다. 여기서 착륙시에는 미도시된 낙하산을 전개하여 착륙을 할 수 있다.

[0048] 도 5는 본 발명의 일 실시예로서 추진부(200)를 나타낸 사시도이고, 도 6은 본 발명의 일 실시예로서 추진부(200)의 단면도이다. 도 5 및 도 6을 참조하면, 추진부(200)는 몸체(210), 몸체(210)의 일단에 위치된 로켓엔진(220) 및 몸체(210)의 타단에 위치된 고정스커트(230)를 포함한다. 구체적으로 추진부(200)는 상기 타단부에는 노즈콘(240)이 마련되고, 몸체(210)의 내측에 위치된 추진부(200)가 비행부(100)와 결합이 해제되면, 센서부는 추진부(200)가 회수가능한 지역에 위치되어 있는지 감지하고, 추진부(200)가 회수가능한 지역에 위치된 것으로 감지되면 제어부에 의해 회수가능한 지역에 도달하도록 로켓엔진(220)이 작동되고, 추진부(200)가 회수가능한 지역에 도달하면 제어부에 의해 수직자세를 유지하고, 수직자세가 유지된 상태로 착륙개시 범위 내에 위치되면 낙하산을 전개할 수 있다. 낙하산(미도시)은 몸체(210)표면에 개방부가 열람되면서 전개될 수 있도록 마련할 수 있다.

[0049] 이러한 과정을 통해 이하의 도 7과 같은 궤적을 그리며 추진부(200)는 지면(L)으로 회수될 수 있다. 도 7은 본 발명의 일 실시예로서 추진부(200)의 이륙 및 회수를 나타낸 도면으로서, 도 7을 참조하면 추진부(200)와 비행부(100)와의 결합해제는 센서부에 의해 추진부(200)와 비행부(100) 간의 이격 후 이격거리가 기 결정된 거리 이상 이격된 것으로 감지될 때 결합이 해제된 것으로 감지할 수 있다. 상기 기 결정된 거리는 적어도 비행부(100) 및 추진부(200)가 각각의 비행을 정상적으로 수행할 수 있는 정도의 이격거리 이상을 의미한다.

[0051] 본 발명의 무인항공기(10)는 이륙시 추진부(200)의 로켓엔진(220)이 점화됨에 따라 발사되어 목표 순항고도와 속력을 얻게 된다. 추진부(200)를 통해 이륙과 순항에 필요한 에너지를 얻으면 추진부(200)와 비행부(100)는 분리되며, 추진부(200)는 로켓엔진(220)의 일 종류인 이중 펄스 로켓 모터의 재추진으로 비행하여 회수되고 비행부(100)는 자체 추진장치를 통해 임무 지역으로 순항한다. 임무 종류와 요구 도달 시간에 따라 분리 시점의 고도와 속도는 제어부를 통해 조절 가능하며, 이에 따라 추진부(200)의 회수는 수직 착륙하거나 별도의 날개로 글라이딩 하여 이루어진다. 분리된 비행부(100)는 임무 지역에서 특정 임무를 수행하고 난 뒤에 고도를 활용해 회수 지역으로 착륙한다.

[0052] 또한, 전술한 전장부(115)는 구체적인 예로서 각 부의 제어를 위한 서보모터와 제어컴퓨터, 비행 정보를 계측하기 위한 GPS와 관성항법장치, 통신 센서, 전원 공급을 위한 배터리팩, 발사대 결합을 위한 발사대 결합장치를 포함할 수 있다. 로켓추진 파트 중 이중 펄스 로켓모터는 단일 고체 로켓 추진 기관으로 이륙과 착륙 시 두 번으로 나뉘어 추진하며, 무인항공기(10) 사출 후 전방 날개를 전개하여 회수 지역까지 비행 운동 에너지를 공급한다.

[0053] 이러한, 이륙, 비행 및 착륙이 되는 동안 제어부에 의해 제어되는 추진부(200)의 제어흐름은 본 발명의 일 실시예로서 무인항공기(10)의 이륙의 순서를 나타낸 순서도를 나타낸 도 8과 본 발명의 일 실시예로서 무인항공기(10)의 이륙 후 추진부(200)의 회수까지의 단계를 나타낸 순서도인 도 9와 같은 흐름으로 이루어질 수 있다.

[0055] 이상에서 본 발명의 대표적인 실시예들을 상세하게 설명하였으나, 본 발명이 속하는 기술분야에서 통상의 지식을 가진 자는 상술한 실시예에 대하여 본 발명의 범주에서 벗어나지 않는 한도 내에서 다양한 변형이 가능함을 이해할 것이다. 그러므로 본 발명의 권리범위는 설명된 실시예에 국한되어 정해져서는 안 되며, 후술하는 특허청구범위뿐만 아니라 이 특허청구범위와 균등한 것들에 의해 정해져야 한다.

부호의 설명

[0056] 10 : 무인항공기

100 : 비행부

110 : 바디

110a : 접철면

111 : 가변윙

115 : 전장부

120 : 헤드부

130 : 동력부

131 : 프로펠러

132 : 방향타

133 : 하우징

134 : 모터부

200 : 추진부

210 : 몸체

220 : 로켓엔진

221 : 제어날개

230 : 고정스커트

231 : 스커트힌지

240 : 노즈콘

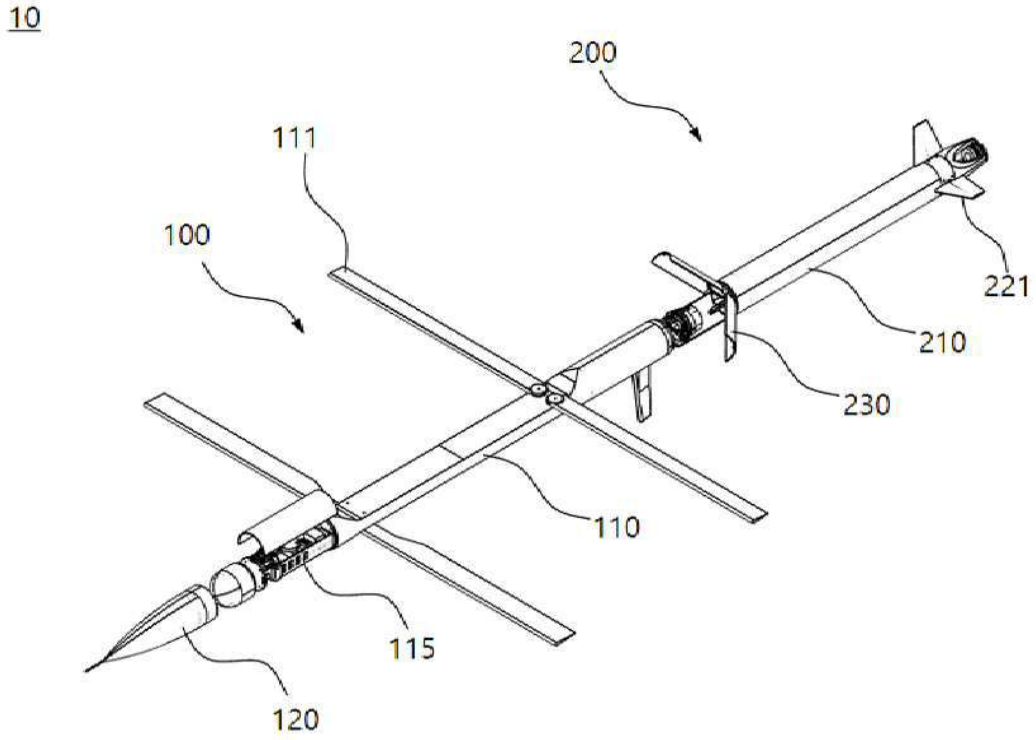
S : 탐지영역

G : 지형

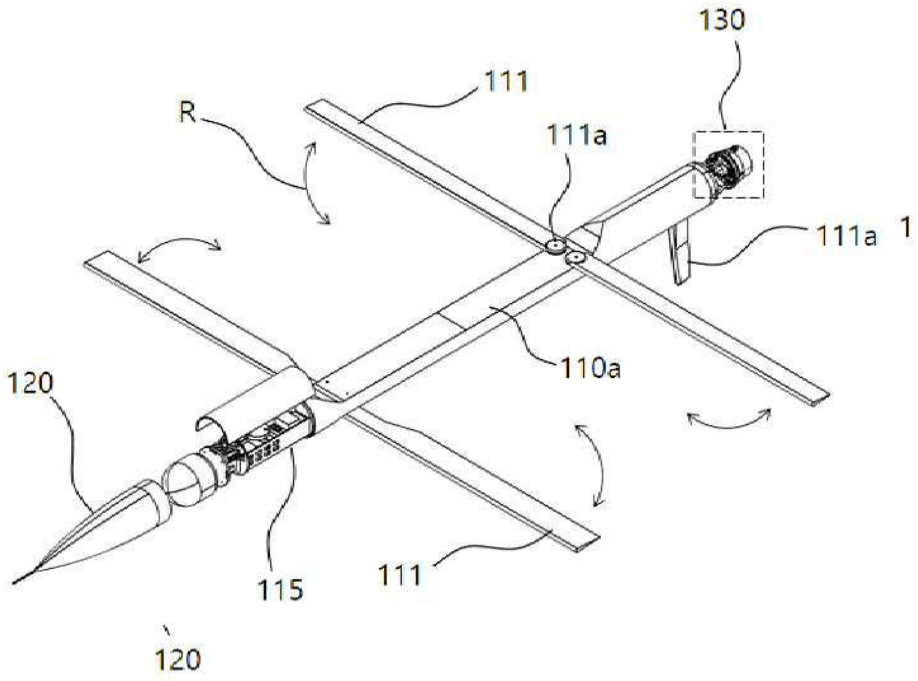
L : 지면

도면

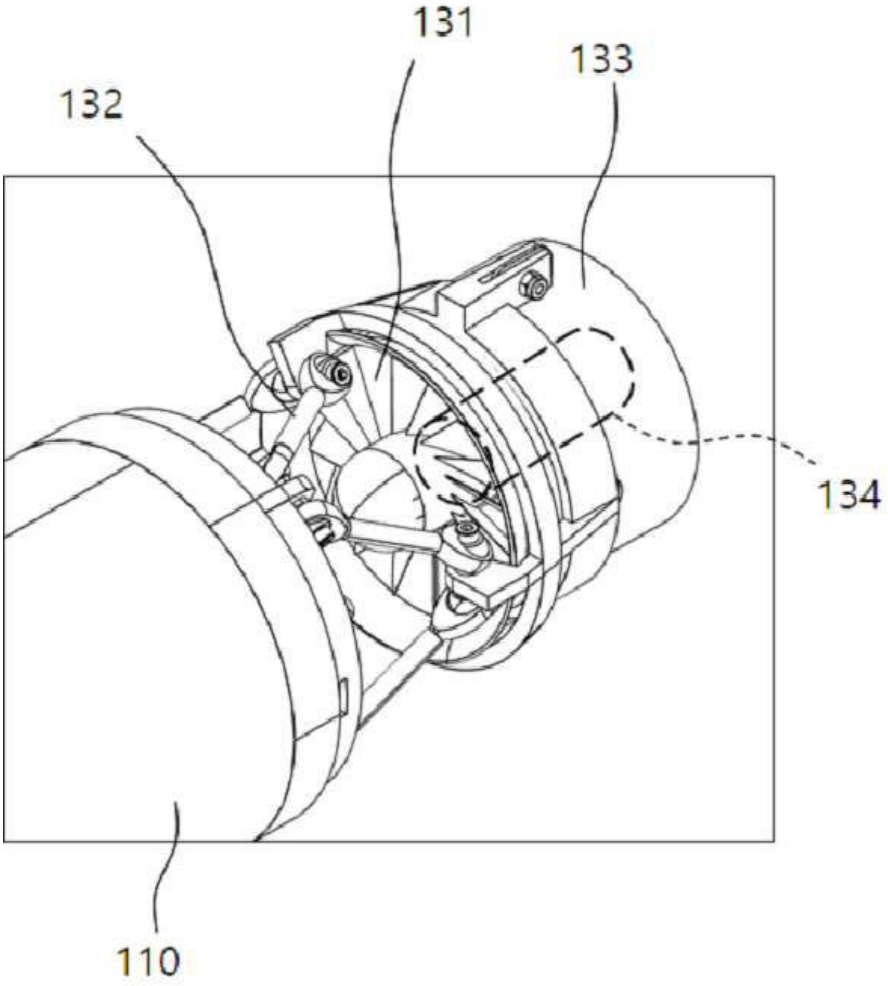
도면1


10
200
111
100
221
210
230
110
115
120

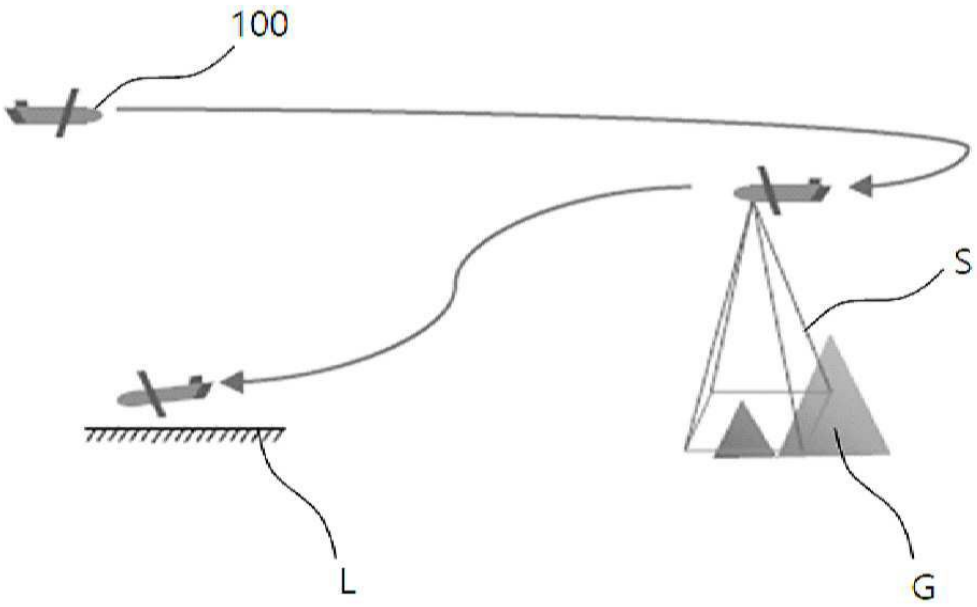
도면2


100
130
111
R
111a
111a
1
110a
120
115
111
120

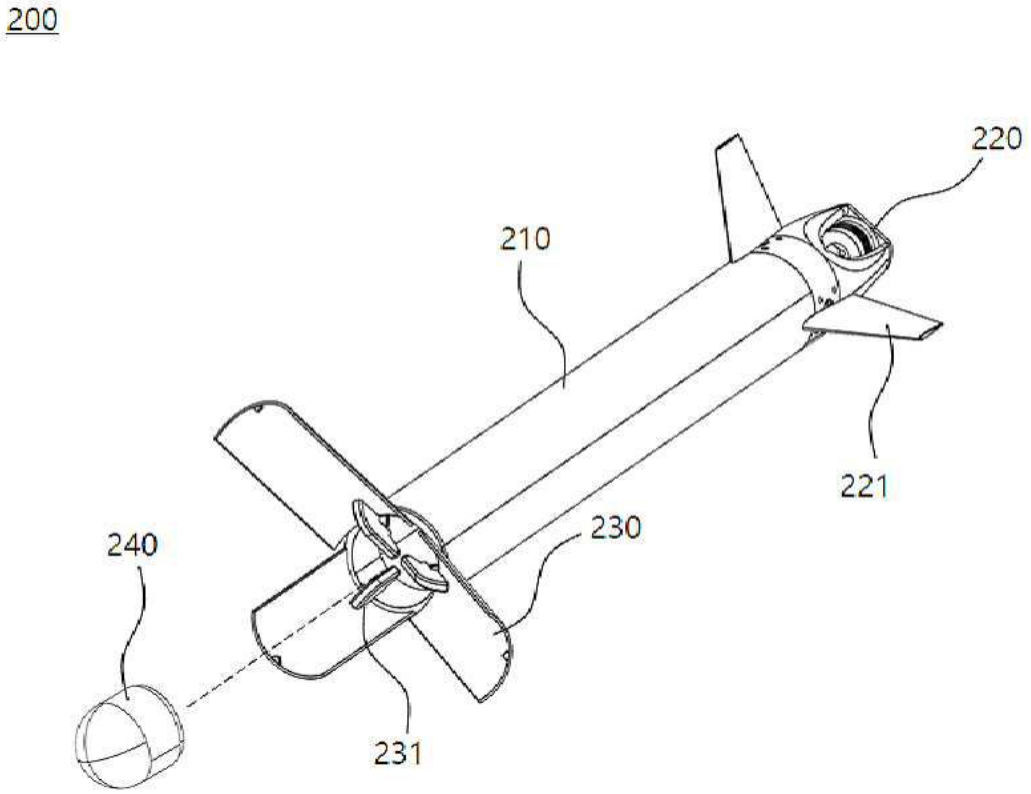
도면3



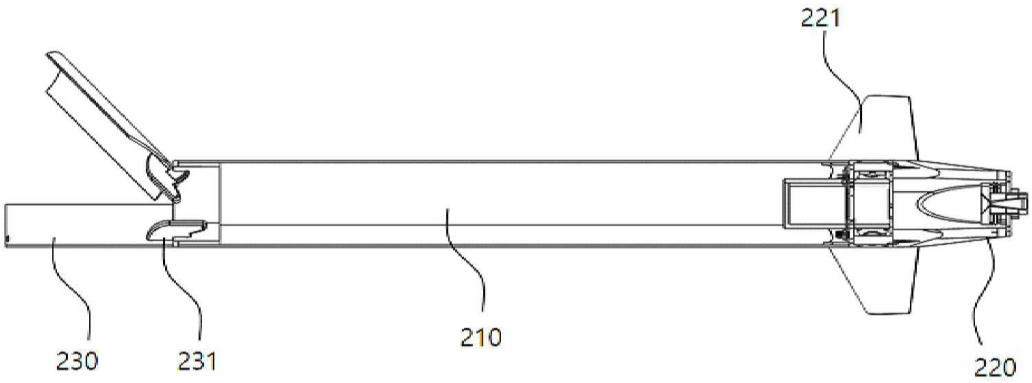
도면4



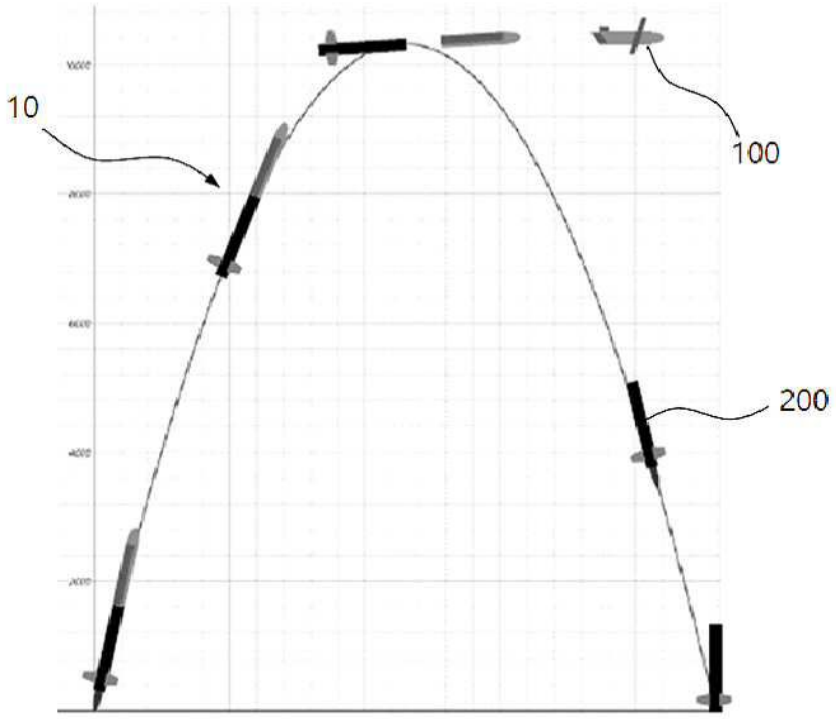
도면5



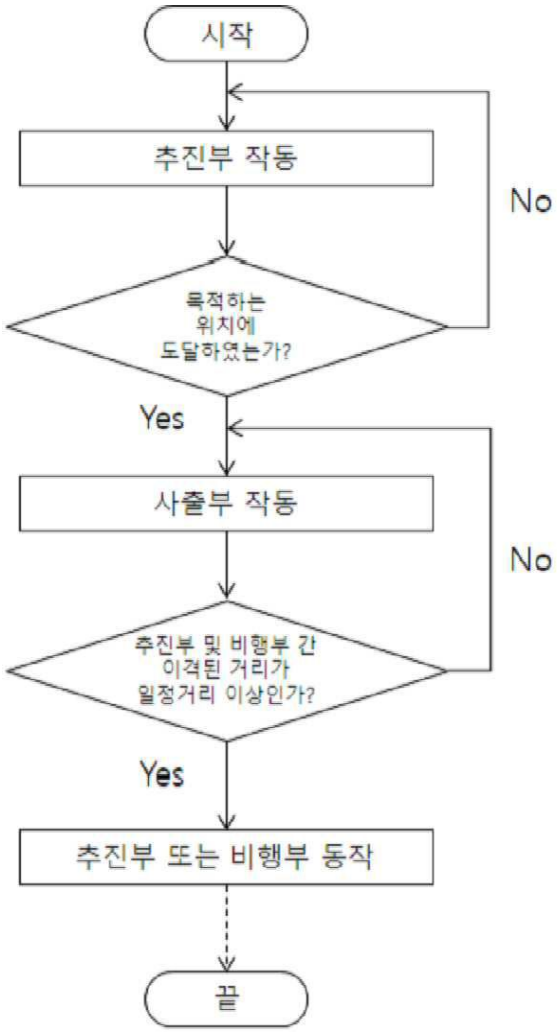
도면6



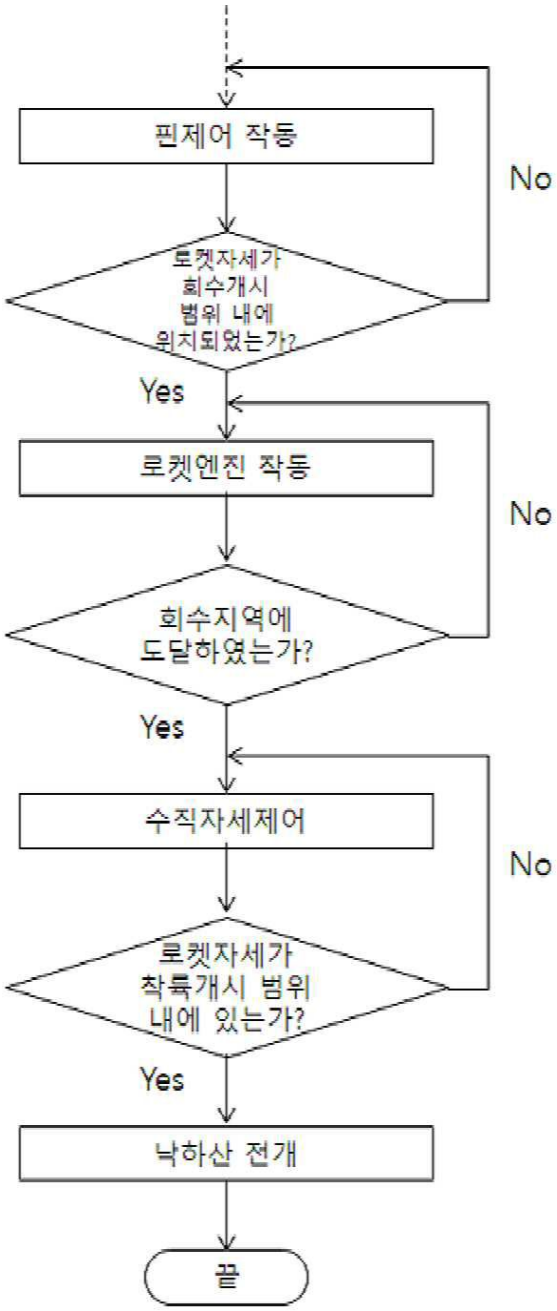
도면7



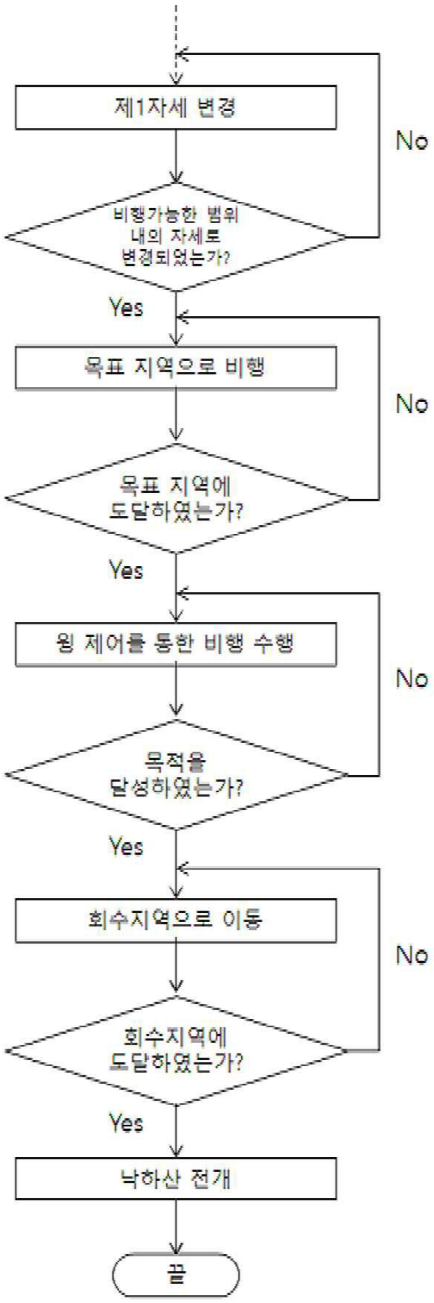
도면8


시작
추진부 작동
No
목적하는
위치에
도달하였는가?
Yes
사출부 작동
No
추진부 및 비행부 간
이격된 거리가
일정거리 이상인가?
Yes
추진부 또는 비행부 동작
끝

도면9


핀제어 작동
로켓자세가 회수개시 범위 내에 위치되었는가?
No
Yes
로켓엔진 작동
No
회수지역에 도달하였는가?
Yes
수직자세제어
No
로켓자세가 착륙개시 범위 내에 있는가?
Yes
낙하산 전개
끝

도면10


제1자세 변경
No
비행가능한 범위
내의 자세로
변경되었는가?
Yes
목표 지역으로 비행
No
목표 지역에
도달하였는가?
Yes
윙 제어를 통한 비행 수행
No
목적을
달성하였는가?
Yes
회수지역으로 이동
No
회수지역에
도달하였는가?
Yes
낙하산 전개
끝