



(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2019년01월28일
 (11) 등록번호 10-1942366
 (24) 등록일자 2019년01월21일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
 B64C 25/60 (2006.01) F16F 9/53 (2006.01)
 (52) CPC특허분류
 B64C 25/60 (2013.01)
 F16F 9/535 (2013.01)
 (21) 출원번호 10-2017-0110420
 (22) 출원일자 2017년08월30일
 심사청구일자 2017년08월30일
 (56) 선행기술조사문헌
 US20090071772 A1
 US20140090937 A1

(73) 특허권자
 한국항공대학교산학협력단
 경기도 고양시 덕양구 항공대로 76 (화전동, 한국항공대학교)
 (72) 발명자
황재혁
 경기도 고양시 덕양구 화정로 27 611동 1103호 (화정동, 은빛마을6단지아파트)
최승복
 인천광역시 남구 인하로 298번길 33 (주안동, 진홍아파트) 102동 1304호
 (뒷면에 계속)
 (74) 대리인
 한상수

전체 청구항 수 : 총 12 항

심사관 : 홍근조

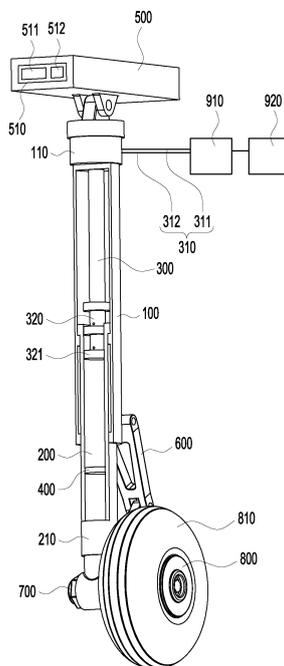
(54) 발명의 명칭 **착륙속도를 고려하여 작동되는 MR댐퍼가 구비된 착륙 장치 및 이의 작동 방법**

(57) 요약

본 발명의 일 실시 예는 코일이 권취된 피스톤에 전류를 인가하여 피스톤 주변으로 형성된 자기장을 통해 MR유체의 점성을 변화시켜 감쇠력을 가변시키는 원리를 이용하고, 착륙 속도에 따라 요구되는 감쇠력을 계산하여, 착륙 장치의 감쇠력을 조절할 수 있는 착륙 장치를 제공한다. 본 발명의 실시 예에 따른 착륙속도를 고려하여 작동되

(뒷면에 계속)

대표도 - 도1



는 MR댐퍼가 구비된 착륙 장치는, 원통의 형상으로 내부에 공간이 형성되고, 상단은 개방되며, 하단은 하단결합부와 결합하여 하단결합부에 의해 폐쇄되는 하실린더부; 하실린더부와 결합하여 하실린더부에 대해 상대적인 직선운동을 수행하고, 원통의 형상으로 내부에 공간이 형성되며, 하단은 개방되고, 상단은 상단결합부와 결합하여 상단결합부에 의해 폐쇄되는 상실린더부; 상실린더부의 내부 공간에 위치하며, 일단은 상단결합부와 결합하고, 자기력을 생성하는 코일이 권취된 피스톤헤드가 타단에 형성되며, 하실린더부의 내부 공간을 따라 직선운동을 수행하는 피스톤부; 하실린더부의 내부 공간에 위치하고, 직선운동을 수행하는 플로팅피스톤; 하실린더부의 내부 공간에서 피스톤헤드와 플로팅피스톤 사이에 형성되는 공간인 제1공간에 충전되고, 코일의 자기력 변화에 의해 점도가 변하는 MR유체; 하실린더부의 내부 공간에서 플로팅피스톤과 하단결합부 사이에 형성되는 공간인 제2공간에 충전되는 완충유체; 상단결합부와 결합하고, 착륙대상과 결합하여 착륙대상을 지지하는 지지부; 지지부와 결합하고, 지지부와 지면 사이의 거리를 측정하는 거리센서를 구비하는 센서부;를 포함한다.

(52) CPC특허분류

F16F 2224/045 (2013.01)

(72) 발명자

홍예선

서울특별시 강서구 공항대로 382 우장산롯데캐슬A
307동 1404호

탁준모

서울특별시 관악구 은천동 635-478 봉일빌라 302호

한철희

인천광역시 남구 인하로47번길 62 102호 (용현동, 동림주택3차)

이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호 10073291

부처명 산업통상자원부

연구관리전문기관 한국산업기술평가관리원

연구사업명 항공우주부품기술개발사업

연구과제명 가변 댐퍼력을 갖는 1,500lb(680kg)급 지능형 완충장치 기술 개발

기 여 율 1/1

주관기관 한국항공대학교 산학협력단

연구기간 2016.12.01 ~ 2021.12.31

명세서

청구범위

청구항 1

원통의 형상으로 내부에 공간이 형성되고, 상단은 개방되며, 하단은 하단결합부와 결합하여 상기 하단결합부에 의해 폐쇄되는 하실린더부;

상기 하실린더부와 결합하여 상기 하실린더부에 대해 상대적인 직선운동을 수행하고, 원통의 형상으로 내부에 공간이 형성되며, 하단은 개방되고, 상단은 상단결합부와 결합하여 상기 상단결합부에 의해 폐쇄되는 상실린더부;

상기 상실린더부의 내부 공간에 위치하며, 일단은 상기 상단결합부와 결합하고, 자기력을 생성하는 코일이 권취된 피스톤헤드가 타단에 형성되며, 상기 하실린더부의 내부 공간을 따라 직선운동을 수행하는 피스톤부;

상기 하실린더부의 내부 공간에 위치하고, 직선운동을 수행하는 플로팅피스톤;

상기 하실린더부의 내부 공간에서 상기 피스톤헤드와 상기 플로팅피스톤 사이에 형성되는 공간인 제1공간에 충전되고, 상기 코일의 자기력 변화에 의해 점도가 변하는 MR유체;

상기 하실린더부의 내부 공간에서 상기 플로팅피스톤과 상기 하단결합부 사이에 형성되는 공간인 제2공간에 충전되는 완충유체;

상기 상단결합부와 결합하고, 착륙대상과 결합하여 상기 착륙대상을 지지하는 지지부;

상기 지지부와 결합하고, 상기 지지부와 지면 사이의 거리를 측정하는 거리센서를 구비하는 센서부;를 포함하고,

상기 코일이 생성하는 자기력의 세기는, 상기 거리센서에 의해 측정되는 거리에 의해 연산되고 상기 MR유체 및 상기 완충유체에 의해 흡수되는 힘인 흡수힘의 크기에 의해 제어되는 것을 특징으로 하는 착륙속도를 고려하여 작동되는 MR댐퍼가 구비된 착륙 장치.

청구항 2

청구항 1에 있어서,

상기 코일에 전류를 인가하는 전원부, 및

상기 거리센서로부터 측정된 거리에 대한 정보인 거리정보를 전달 받고, 상기 코일에 인가되는 전류의 세기가 제어되도록 상기 전원부에 제어신호를 전달하는 제어부,를 더 포함하는 것을 특징으로 하는 착륙속도를 고려하여 작동되는 MR댐퍼가 구비된 착륙 장치.

청구항 3

청구항 2에 있어서,

상기 피스톤부는 내부의 빈 공간인 중공부를 구비하고, 상기 전원부에 연결된 상기 코일이 상기 중공부로 인입하는 것을 특징으로 하는 착륙속도를 고려하여 작동되는 MR댐퍼가 구비된 착륙 장치.

청구항 4

청구항 3에 있어서,

상기 코일은 상기 중공부로부터 상기 피스톤헤드의 외측면 방향으로 상기 피스톤헤드의 측벽을 관통하고, 상기

피스톤헤드는 일정한 간격으로 배치되는 복수 개의 구분판을 구비하며, 하나의 구분판과 다른 구분판 사이의 상기 피스톤헤드의 외측면에 상기 코일이 권취되는 것을 특징으로 하는 착륙속도를 고려하여 작동되는 MR댐퍼가 구비된 착륙 장치.

청구항 5

청구항 1에 있어서,

상기 상실린더부 및 상기 하실린더부와 결합하고, 상기 하실린더부에 대한 상기 상실린더부의 상대적인 직선운동 방향을 유지시키는 토크암부를 더 포함하는 것을 특징으로 하는 착륙속도를 고려하여 작동되는 MR댐퍼가 구비된 착륙 장치.

청구항 6

청구항 5에 있어서,

상기 토크암부는,

사다리꼴의 형상이며, 상기 상실린더부와 결합하는 상측토크암, 및

삼각형의 형상이며, 상기 상측토크암 및 상기 하실린더부와 결합하는 하측토크암,을 구비하는 것을 특징으로 하는 착륙속도를 고려하여 작동되는 MR댐퍼가 구비된 착륙 장치.

청구항 7

청구항 1에 있어서,

상기 흡수힘(F_{strut})의 최대 값($F_{strut\ max}$)은 아래의 식에 의해 연산되는 것을 특징으로 하는 착륙속도를 고려하여 작동되는 MR댐퍼가 구비된 착륙 장치.

$$K = F_{strut\ max} s_{max}$$

여기서, K는 상기 상실린더부와 상기 하실린더부에 의해 흡수되는 에너지의 최대 값, s_{max} 는 상기 하실린더부에 대한 상기 상실린더부의 상대적인 직선운동 변위인 스트로크(s)의 최대 값이다.

청구항 8

청구항 7에 있어서,

상기 스트로크(s)는 아래의 식에 의해 연산되는 것을 특징으로 하는 착륙속도를 고려하여 작동되는 MR댐퍼가 구비된 착륙 장치.

$$s = \frac{V^2/2g + (1-K)s_t - s_t\eta_t N}{\eta_s N - (1-K)}$$

여기서, V는 상기 착륙대상의 낙하속도, K는 양력비(Lift Ratio), N은 하중계수, g는 중력가속도, η_s 는 상기 MR유체 및 상기 완충유체에 의해 흡수되는 에너지 효율, η_t 는 상기 하단결합부와 결합하는 타이어의 효율, s_t 는 하중계수가 고려된 정적하중 하에 상기 타이어의 변위이다.

청구항 9

청구항 8에 있어서,

상기 착륙대상의 낙하속도(V)는 상기 거리센서에 의해 측정되는 거리를 이용하여 아래의 식에 의해 연산되는 것을 특징으로 하는 착륙속도를 고려하여 작동되는 MR댐퍼가 구비된 착륙 장치.

$$V = \sqrt{2gh}$$

여기서, g는 중력가속도, h는 상기 거리센서에 의해 측정되는 거리이다.

청구항 10

청구항 1에 있어서,

상기 완충유체는, 공기 또는 질소인 것을 특징으로 하는 착륙속도를 고려하여 작동되는 MR댐퍼가 구비된 착륙 장치.

청구항 11

청구항 1의 착륙속도를 고려하여 작동되는 MR댐퍼가 구비된 착륙 장치의 작동 방법에 있어서,

- i) 상기 착륙대상이 착륙을 위해 낙하 시, 상기 거리센서에 의해 상기 지지부와 지면 사이의 거리가 측정되어 거리정보가 생성되는 단계;
- ii) 상기 거리정보가 제어부에 전달되고, 상기 제어부가 상기 거리정보를 이용하여 상기 흡수힘을 연산하는 단계;
- iii) 상기 제어부가 상기 흡수힘에 따라 상기 코일에 인가되는 전류의 세기를 연산하여 제어신호를 생성하는 단계; 및
- iv) 상기 제어부로부터 전원부로 상기 제어신호가 전달되고, 상기 전원부로부터 상기 코일로 전류가 인가됨으로써 상기 코일에 의한 자기장이 제어되어, 상기 MR유체의 점도가 변화하는 단계;를 포함하는 것을 특징으로 하는 착륙속도를 고려하여 작동되는 MR댐퍼가 구비된 착륙 장치의 작동 방법.

청구항 12

청구항 11에 있어서,

상기 iv) 단계에서, 상기 MR유체의 점도는 상기 코일에 인가되는 전류의 세기에 비례하여 증가하는 것을 특징으로 하는 착륙속도를 고려하여 작동되는 MR댐퍼가 구비된 착륙 장치의 작동 방법.

발명의 설명

기술 분야

[0001] 본 발명은 착륙속도를 고려하여 작동되는 MR댐퍼가 구비된 착륙 장치 및 이의 작동 방법에 관한 것으로, 더욱 상세하게는, 코일이 권취된 피스톤에 전류를 인가하여 피스톤 주변으로 형성된 자기장을 통해 MR유체의 점성을 변화시켜 감쇠력을 가변시키는 원리를 이용하고, 착륙 속도에 따라 요구되는 감쇠력을 계산하여, 착륙 장치의 감쇠력을 조절할 수 있는 착륙 장치에 관한 것이다.

배경 기술

[0003] 일반적으로 항공기 착륙 장치에 사용되는 유공압 완충장치의 감쇠력 조절 방법은 오리피스와 미터링 핀을 이용해 유효 오리피스 단면적을 변화시킴으로써 감쇠력을 조절하는 방식이다.

[0004] 하지만, 이 방법은 특정 착륙조건에 대하여 행정(stroke)에 따른 미터링 핀의 형상 최적설계를 통해 미터링 핀이 가공되기 때문에, 다양한 착륙조건에서 착륙 성능을 만족 시킬 수 없다는 문제가 있다.

[0005] 최근에는, MR댐퍼(magneto-rheological)를 항공기 착륙 장치에 적용하는 시도가 증가하고 있다. MR댐퍼(magneto-rheological)는 외부에서 인가되는 전류에 의해 전자기장을 발생시켜, MR 유체의 점성을 변화를 통해 감쇠력을 가변시킬 수 있는 장치를 말한다. 전류가 전달되는 상태에서는 전자기장이 형성되며, 이는 유로 내에 존재하는 MR 유체의 점성을 높게 만든다. 이때, 피스톤이 높은 점성의 유체를 습동하면서 높은 감쇠력을 발생시킨다.

[0006] 대한민국 등록특허 제10-0768702호(발명의 명칭: 수동 및 반능동 동작이 가능한 현가장치용 자기유변유체댐퍼)에서는, 중앙부에 제어기의 제어에 의해 동작가능한 코일을 갖는 전자석이 형성되고, 현가장치의 압력이 설정압 이하일 경우, 유출/입하는 자기유변유체의 유량 및 속도를 조절하는 중앙 오리피스와; 상기 중앙 오리피스의 주위로 형성되어 현가장치의 압력이 설정압 이상일 경우, 유출/입하는 자기유변유체의 유량 및 속도를 조절하는 복수의 주변 오리피스와; 상기 중앙 오리피스 및 주변 오리피스의 한쪽 끝 부분 측에 형성되어 현가장치의 압력이 설정압 이상일 경우, 상기 주변 오리피스를 유출/입하는 자기유변유체에 의해 동작되는 스프링으로 이루어지는 댐퍼가 개시되어 있다.

[0007] 본 발명은 산업통상자원부의 '항공우주부품기술개발사업(10073291)'의 일환으로 한국산업기술평가관리원의 지원을 받아 수행되었다.

선행기술문헌

특허문헌

[0009] (특허문헌 0001) 대한민국 등록특허 제10-0768702호

발명의 내용

해결하려는 과제

[0010] 상기와 같은 문제점을 해결하기 위한 본 발명의 목적은, 항공기의 착륙 초기에 착륙 속도를 도출하고, 도출된 착륙 속도에 따라 착륙 장치의 감쇠력이 조절되도록 하는 것이다.

[0011] 그리고, 본 발명의 목적은, 단순한 구성으로 완충 작용의 효율을 향상시킬 수 있는 착륙 장치를 제공하는 것이다.

[0012] 본 발명이 이루고자 하는 기술적 과제는 이상에서 언급한 기술적 과제로 제한되지 않으며, 언급되지 않은 또 다른 기술적 과제들은 아래의 기재로부터 본 발명이 속하는 기술 분야에서 통상의 지식을 가진 자에게 명확하게 이해될 수 있을 것이다.

과제의 해결 수단

[0014] 상기와 같은 목적을 달성하기 위한 본 발명의 구성은, 원통의 형상으로 내부에 공간이 형성되고, 상단은 개방되며, 하단은 하단결합부와 결합하여 상기 하단결합부에 의해 폐쇄되는 하실린더부; 상기 하실린더부와 결합하여 상기 하실린더부에 대해 상대적인 직선운동을 수행하고, 원통의 형상으로 내부에 공간이 형성되며, 하단은 개방되고, 상단은 상단결합부와 결합하여 상기 상단결합부에 의해 폐쇄되는 상실린더부; 상기 상실린더부의 내부 공간에 위치하며, 일단은 상기 상단결합부와 결합하고, 자기력을 생성하는 코일이 권취된 피스톤헤드가 타단에 형성되며, 상기 하실린더부의 내부 공간을 따라 직선운동을 수행하는 피스톤부; 상기 하실린더부의 내부 공간에 위치하고, 직선운동을 수행하는 플로팅피스톤; 상기 하실린더부의 내부 공간에서 상기 피스톤헤드와 상기 플로팅피스톤 사이에 형성되는 공간인 제1공간에 충전되고, 상기 코일의 자기력 변화에 의해 점도가 변하는 MR유체; 상기 하실린더부의 내부 공간에서 상기 플로팅피스톤과 상기 하단결합부 사이에 형성되는 공간인 제2공간에 충전되는 완충유체; 상기 상단결합부와 결합하고, 착륙대상과 결합하여 상기 착륙대상을 지지하는 지지부; 상기 지지부와 결합하고, 상기 지지부와 지면 사이의 거리를 측정하는 거리센서를 구비하는 센서부;를 포함하고, 상기 코일이 생성하는 자기력의 세기는, 상기 거리센서에 의해 측정되는 거리에 의해 연산되고 상기 MR유체 및 상기 완충유체에 의해 흡수되는 힘인 흡수힘의 크기에 의해 제어되는 것을 특징으로 한다.

- [0015] 본 발명의 실시 예에 있어서, 상기 코일에 전류를 인가하는 전원부, 및 상기 거리센서로부터 측정된 거리에 대한 정보인 거리정보를 전달 받고, 상기 코일에 인가되는 전류의 세기가 제어되도록 상기 전원부에 제어신호를 전달하는 제어부,를 더 포함할 수 있다.
- [0016] 본 발명의 실시 예에 있어서, 상기 피스톤부는 내부의 빈 공간인 중공부를 구비하고, 상기 전원부에 연결된 상기 코일이 상기 중공부로 인입할 수 있다.
- [0017] 본 발명의 실시 예에 있어서, 상기 코일은 상기 중공부로부터 상기 피스톤헤드의 외측면 방향으로 상기 피스톤헤드의 측벽을 관통하고, 상기 피스톤헤드는 일정한 간격으로 배치되는 복수 개의 구분판을 구비하며, 하나의 구분판과 다른 구분판 사이의 상기 피스톤헤드의 외측면에 상기 코일이 권취될 수 있다.
- [0018] 본 발명의 실시 예에 있어서, 상기 상실린더부 및 상기 하실린더부와 결합하고, 상기 하실린더부에 대한 상기 상실린더부의 상대적인 직선운동 방향을 유지시키는 토크암부를 더 포함할 수 있다.
- [0019] 본 발명의 실시 예에 있어서, 상기 토크암부는, 사다리꼴의 형상이며, 상기 상실린더부와 결합하는 상측토크암, 및 삼각형의 형상이며, 상기 상측토크암부 및 상기 하실린더부와 결합하는 하측토크암,을 구비할 수 있다.
- [0020] 본 발명의 실시 예에 있어서, 상기 완충유체는, 공기 또는 질소일 수 있다.
- [0021] 상기와 같은 목적을 달성하기 위한 본 발명의 구성은, i) 상기 착륙대상이 착륙을 위해 낙하 시, 상기 거리센서에 의해 상기 지지부와 지면 사이의 거리가 측정되어 거리정보가 생성되는 단계; ii) 상기 거리정보가 제어부에 전달되고, 상기 제어부가 상기 거리정보를 이용하여 상기 흡수힘을 연산하는 단계; iii) 상기 제어부가 상기 흡수힘에 따라 상기 코일에 인가되는 전류의 세기를 연산하여 제어신호를 생성하는 단계; 및 iv) 상기 제어부로부터 전원부로 상기 제어신호가 전달되고, 상기 전원부로부터 상기 코일로 전류가 인가됨으로써 상기 코일에 의한 자기장이 제어되어, 상기 MR유체의 점도가 변화하는 단계;를 포함한다.
- [0022] 본 발명의 실시 예에 있어서, 상기 iv) 단계에서, 상기 MR유체의 점도는 상기 코일에 인가되는 전류의 세기에 비례하여 증가할 수 있다.

발명의 효과

- [0024] 상기와 같은 구성에 따른 본 발명의 효과는, 코일이 권취된 피스톤에 전류를 인가하여 피스톤 주변으로 형성된 자기장을 통해 MR유체의 점성을 변화시켜 감쇠력을 가변시키는 원리를 이용하고, 착륙 속도에 따라 요구되는 감쇠력을 계산하여, 착륙 장치의 감쇠력을 조절할 수 있다는 것이다.
- [0025] 그리고, 본 발명의 효과는, 착륙 장치의 완충 작용의 효율을 향상시키면서도 착륙 장치가 단순한 구성을 구비하여, 생산 및 유지 비용이 저렴하다는 것이다.
- [0026] 본 발명의 효과는 상기한 효과로 한정되는 것은 아니며, 본 발명의 상세한 설명 또는 특허청구범위에 기재된 발명의 구성으로부터 추론 가능한 모든 효과를 포함하는 것으로 이해되어야 한다.

도면의 간단한 설명

- [0028] 도 1은 본 발명의 일 실시 예에 따른 착륙 장치의 사시도이다.
- 도 2는 본 발명의 일 실시 예에 따른 착륙 장치의 정면도이다.
- 도 3은 본 발명의 일 실시 예에 따른 착륙 장치의 후면도이다.
- 도 4는 본 발명의 일 실시 예에 따른 착륙 장치의 측면도이다.
- 도 5는 본 발명의 일 실시 예에 따른 착륙 장치의 분해사시도이다.
- 도 6은 본 발명의 일 실시 예에 따른 피스톤부의 사시도이다.
- 도 7은 본 발명의 일 실시 예에 따른 상실린더부의 사시도이다.
- 도 8은 본 발명의 일 실시 예에 따른 하실린더부의 사시도이다.
- 도 9는 본 발명의 일 실시 예에 따른 지지부의 사시도이다.
- 도 10은 본 발명의 일 실시 예에 따른 상측토크암의 사시도이다.

도 11은 본 발명의 일 실시 예에 따른 하측토크암의 사시도이다.

도 12는 본 발명의 일 실시 예에 따른 바퀴지지부의 사시도이다.

도 13은 본 발명의 일 실시 예에 따른 흡수힘과 스트로크의 관계에 대한 그래프이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

- [0029] 이하에서는 첨부한 도면을 참조하여 본 발명을 설명하기로 한다. 그러나 본 발명은 여러 가지 상이한 형태로 구현될 수 있으며, 따라서 여기에서 설명하는 실시 예로 한정되는 것은 아니다. 그리고 도면에서 본 발명을 명확하게 설명하기 위해서 설명과 관계없는 부분은 생략하였으며, 명세서 전체를 통하여 유사한 부분에 대해서는 유사한 도면 부호를 붙였다.
- [0030] 명세서 전체에서, 어떤 부분이 다른 부분과 "연결(접속, 접촉, 결합)"되어 있다고 할 때, 이는 "직접적으로 연결"되어 있는 경우뿐만 아니라, 그 중간에 다른 부재를 사이에 두고 "간접적으로 연결"되어 있는 경우도 포함한다. 또한 어떤 부분이 어떤 구성요소를 "포함"한다고 할 때, 이는 특별히 반대되는 기재가 없는 한 다른 구성요소를 제외하는 것이 아니라 다른 구성요소를 더 구비할 수 있다는 것을 의미한다.
- [0031] 본 명세서에서 사용한 용어는 단지 특정한 실시 예를 설명하기 위해 사용된 것으로, 본 발명을 한정하려는 의도가 아니다. 단수의 표현은 문맥상 명백하게 다르게 뜻하지 않는 한, 복수의 표현을 포함한다. 본 명세서에서, "포함하다" 또는 "가지다" 등의 용어는 명세서상에 기재된 특징, 숫자, 단계, 동작, 구성요소, 부품 또는 이들을 조합한 것이 존재함을 지정하려는 것이지, 하나 또는 그 이상의 다른 특징들이나 숫자, 단계, 동작, 구성요소, 부품 또는 이들을 조합한 것들의 존재 또는 부가 가능성을 미리 배제하지 않는 것으로 이해되어야 한다.
- [0032] 이하 첨부된 도면을 참고하여 본 발명에 대하여 상세히 설명하기로 한다.
- [0034] 도 1은 본 발명의 일 실시 예에 따른 착륙 장치의 사시도이고, 도 2는 본 발명의 일 실시 예에 따른 착륙 장치의 정면도이며, 도 3은 본 발명의 일 실시 예에 따른 착륙 장치의 후면도이다.
- [0035] 그리고, 도 4는 본 발명의 일 실시 예에 따른 착륙 장치의 측면도이고, 도 5는 본 발명의 일 실시 예에 따른 착륙 장치의 분해사시도이다.
- [0036] 도 1, 도 2, 도 4 및 도 5에서, 이해의 편의를 위해 상실린더부(100)와 하실린더부(200) 각각의 일 부위가 생략되어, 상실린더부(100)와 하실린더부(200) 각각의 내부가 표현되도록 할 수 있다.
- [0038] 도 1 내지 도 5에서 보는 바와 같이, 본 발명의 착륙 장치는, 원통의 형상으로 내부에 공간이 형성되고, 상단은 개방되며, 하단은 하단결합부(210)와 결합하여 하단결합부(210)에 의해 폐쇄되는 하실린더부(200); 하실린더부(200)와 결합하여 하실린더부(200)에 대해 상대적인 직선운동을 수행하고, 원통의 형상으로 내부에 공간이 형성되며, 하단은 개방되고, 상단은 상단결합부(110)와 결합하여 상단결합부(110)에 의해 폐쇄되는 상실린더부(100); 상실린더부(100)의 내부 공간에 위치하며, 일단은 상단결합부(110)와 결합하고, 자기력을 생성하는 코일(310)이 권취된 피스톤헤드(320)가 타단에 형성되며, 하실린더부(200)의 내부 공간을 따라 직선운동을 수행하는 피스톤부(300); 하실린더부(200)의 내부 공간에 위치하고, 직선운동을 수행하는 플로팅피스톤(400); 하실린더부(200)의 내부 공간에서 피스톤헤드(320)와 플로팅피스톤(400) 사이에 형성되는 공간인 제1공간(221)에 충전되고, 코일(310)의 자기력 변화에 의해 점도가 변하는 MR유체; 하실린더부(200)의 내부 공간에서 플로팅피스톤(400)과 하단결합부(210) 사이에 형성되는 공간인 제2공간(222)에 충전되는 완충유체; 상단결합부(110)와 결합하고, 착륙대상과 결합하여 착륙대상을 지지하는 지지부(500); 지지부(500)와 결합하고, 지지부(500)와 지면 사이의 거리를 측정하는 거리센서(511)를 구비하는 센서부(510);를 포함하고, 코일(310)이 생성하는 자기력의 세기는, 거리센서(511)에 의해 측정되는 거리에 의해 연산되고 MR유체 및 완충유체에 의해 흡수되는 힘인 흡수힘의 크기에 의해 제어될 수 있다.
- [0039] 상실린더부(100)와 하실린더부(200)의 결합에 MR댐퍼가 형성될 수 있다. 다만, 본 발명의 실시 예에서는 설명의 편의를 위하여 상실린더부(100)와 하실린더부(200)를 기준으로 하여 설명할 수 있다.
- [0040] 본 발명의 착륙 장치는, 코일(310)에 전류를 인가하는 전원부(910), 및 거리센서(511)로부터 측정된 거리에 대한 정보인 거리정보를 전달 받고, 코일(310)에 인가되는 전류의 세기가 제어되도록 전원부(910)에 제어신호를 전달하는 제어부(920),를 더 포함할 수 있다.
- [0041] 거리센서(511)는 적외선을 이용하여 거리를 측정할 수 있다.

- [0042] 센서부(510)는 착륙대상의 하중(W)을 측정하는 하중센서(512)를 더 구비할 수 있다. 착륙대상이 이륙 전에 지면에 고정된 상태인 경우, 하중센서(512)는 착륙대상의 하중(W)을 측정할 수 있고, 하중센서(512)에서 측정한 착륙대상의 하중(W)은 흡수힘을 연산하는데 이용될 수 있다. 제어부(920)에 의한 흡수힘의 연산에 대한 사항은 후단에 상세히 설명하기로 한다.
- [0044] 도 6은 본 발명의 일 실시 예에 따른 피스톤부(300)의 사시도이고, 도 7은 본 발명의 일 실시 예에 따른 상실린더부(100)의 사시도이며, 도 8은 본 발명의 일 실시 예에 따른 하실린더부(200)의 사시도이다. 그리고, 도 9는 본 발명의 일 실시 예에 따른 지지부(500)의 사시도이다.
- [0045] 도 7 및 도 8에서, 이해의 편의를 위해 상실린더부(100)와 하실린더부(200) 각각의 일 부위가 생략되어, 상실린더부(100)와 하실린더부(200) 각각의 내부가 표현되도록 할 수 있다.
- [0046] 도 5 내지 도 8에서 보는 바와 같이, 하실린더부(200)의 상단 외측면에 하실린더돌출부(230)가 형성되고, 하실린더돌출부(230)는 상실린더부(100)의 내부에 인입되어 상실린더의 내측면과 접촉할 수 있다. 이 때, 접촉면적에 윤활유가 공급될 수 있다.
- [0047] 그리고, 상실린더부(100)의 하단 내측면에 제2상실린더돌출부(122)가 형성되고, 상실린더부(100)의 내측면에서 제2상실린더돌출부(122)와 이격된 위치에 제1상실린더돌출부(121)가 형성될 수 있다. 또한, 제1상실린더돌출부(121)와 제2상실린더돌출부(122)는 하실린더부(200)의 외측면과 접촉할 수 있다. 이 때, 접촉면적에 윤활유가 공급될 수 있다.
- [0048] 이에 따라, 상실린더부(100)가 하실린더부(200)에 대해 상대적인 직선운동을 수행하는 경우, 상실린더돌출부는 하실린더의 외측면을 따라 직선운동되고, 하실린더돌출부(230)는 상실린더의 내측면을 따라 직선운동하여, 상실린더부(100)의 직선운동이 일정한 방향으로 수행될 수 있다.
- [0049] 도 6에서는, 상실린더부(100)의 상대적인 직선운동 전에 제1상실린더돌출부(121)와 하실린더돌출부(230)가 접촉하는 것으로 표현되어 있으나, 이에 한정되는 것은 아니고, 상실린더부(100)의 상대적인 직선운동 전에 제1상실린더돌출부(121)와 하실린더돌출부(230)가 서로 이격될 수도 있다.
- [0050] 항공기, 헬리콥터, 드론 등의 착륙대상이 착륙하는 경우, 상실린더부(100)가 하실린더부(200)에 대해 상대적인 직선운동을 수행하듯이, 하실린더부(200)도 상실린더부(100)에 대해 상대적인 직선운동을 수행하는데, 본 발명의 실시 예에서는 하실린더부(200)에 대한 상실린더부(100)의 상대적인 직선운동을 기준으로 설명할 수 있다.
- [0051] 도 6 내지 도 8에서 보는 바와 같이, 피스톤부(300)는 내부의 빈 공간인 중공부를 구비하고, 전원부(910)에 연결된 코일(310)이 중공부로 인입할 수 있다.
- [0052] 그리고, 코일(310)은 중공부로부터 피스톤헤드(320)의 외측면 방향으로 피스톤헤드(320)의 측벽을 관통하고, 피스톤헤드(320)는 일정한 간격으로 배치되는 복수 개의 구분판(321)을 구비하며, 하나의 구분판(321)과 다른 구분판(321) 사이의 피스톤헤드(320)의 외측면에 코일(310)이 권취될 수 있다.
- [0053] 구체적으로, 도 6에서 보는 바와 같이, 피스톤헤드(320)는 피스톤헤드(320)의 하단에 제1구분판(321a)이 형성되고, 제1구분판(321a)에 이격되어 제2구분판(321b)이 형성되며, 제2구분판(321b)에 이격되어 제3구분판(321c)이 형성될 수 있다.
- [0054] 상실린더부(100)가 직선운동을 수행하는 경우, 제1 내지 제3구분판(321c)은 하실린더부(200)의 내부 공간 중 제1공간(221)의 내측면과 접촉하여 직선운동을 수행할 수 있다.
- [0055] 2개의 코일(310)인 제1코일(311)과 제2코일(312)이 중공부에 인입될 수 있고, 제1구분판(321a)과 제2구분판(321b) 사이의 피스톤헤드(320)의 측벽에는 제1홀(331)이 형성되고, 제2구분판(321b)과 제3구분판(321c) 사이의 피스톤헤드(320)의 측벽에는 제2홀(332)이 형성될 수 있다.
- [0056] 그리고, 제1홀(331)을 관통한 제1코일(311)은 제1구분판(321a)과 제2구분판(321b) 사이의 피스톤헤드(320)의 외측면에 권취될 수 있고, 제2홀(332)을 관통한 제2코일(312)은 제2구분판(321b)과 제3구분판(321c) 사이의 피스톤헤드(320)의 외측면에 권취될 수 있다.
- [0057] 코일(310) 또는 구분판(321)의 수는 상기에 한정되는 것은 아니고, 추가될 수 있다.
- [0058] 전원부(910)로부터 코일(310)에 전류가 인가되면, MR유체는 코일(310)에 인가된 전류의 세기에 따라 점도가 증가되어, MR유체에 의한 감쇠력이 증가할 수 있다.

- [0059] 그리고, 착륙대상의 착륙 시, MR유체가 피스톤부(300)로부터 전달 받은 힘에 의해 MR유체의 압력이 상승하고, 이에 따라, MR유체로부터 플로팅피스톤(400)으로 힘이 전달될 수 있다.
- [0060] MR유체로부터 힘을 전달 받은 플로팅피스톤(400)은 직선운동을 수행하며, 플로팅피스톤(400)으로부터 완충유체로 힘이 전달되어 제2공간(222)이 수축하고 완충유체의 압력이 상승하면서 피스톤부(300)로부터 MR유체로 전달된 힘의 일부에 대한 감쇠력이 형성될 수 있다.
- [0061] 즉, 본 발명의 착륙장치는, MR유체와 완충유체에 의한 2중의 감쇠력을 형성할 수 있다.
- [0062] 여기서, 완충유체는, 공기 또는 질소일 수 있다. 본 발명의 실시 예에서는 완충유체가 상기와 같은 물질로 형성된다고 설명하고 있으나, 반드시 이에 한정되는 것은 아니고, 오일 등의 유체도 이용될 수 있다.
- [0063] 본 발명의 실시 예에서는, MR유체가 제1공간(221)에 충전된다고 설명하고 있으나, MR유체는 상실린더부(100)의 내부 공간에 충전되어 코일(310)에서 생성된 자기력의 영향을 받아 흡수힘의 일부에 대한 감쇠력을 형성할 수 있다.
- [0065] 도 9에서 보는 바와 같이, 지지부(500)는 지지부몸체(520)와 지지결합부(530)로 구성될 수 있다. 그리고, 도 7에서 보는 바와 같이, 상단결합부(110)는 상단결합부몸체(111)와 상단결합부위(112)로 구성될 수 있다.
- [0066] 지지부(500)와 상단결합부(110)가 결합하는 경우, 지지결합부(530)에 형성된 홀의 중심축과 상단결합부위(112)에 형성된 홀의 중심축이 일치하도록 지지부(500)와 상단결합부(110)가 위치하고, 지지결합부(530)에 형성된 홀과 상단결합부위(112)에 형성된 홀에 인입되는 편에 의해 지지부(500)와 상단결합부(110)가 결합할 수 있다.
- [0067] 센서부(510)는 지지부몸체(520)에 삽입될 수 있으나, 이에 한정되는 것은 아니고, 지지부몸체(520)의 외측면에 결합할 수도 있다.
- [0069] 도 10은 본 발명의 일 실시 예에 따른 상측토크암(610)의 사시도이고, 도 11은 본 발명의 일 실시 예에 따른 하측토크암(620)의 사시도이다. 그리고, 도 12는 본 발명의 일 실시 예에 따른 바퀴지지부(700)의 사시도이다.
- [0070] 도 10 및 도 11에서 보는 바와 같이, 본 발명의 착륙 장치는, 상실린더부(100) 및 하실린더부(200)와 결합하고, 하실린더부(200)에 대한 상실린더부(100)의 상대적인 직선운동 방향을 유지시키는 토크암부(600)를 더 포함할 수 있다.
- [0071] 여기서, 토크암부(600)는, 사다리꼴의 형상이며, 상실린더부(100)와 결합하는 상측토크암(610), 및 삼각형의 형상이며, 상측토크암(610)부(600) 및 하실린더부(200)와 결합하는 하측토크암(620),을 구비할 수 있다.
- [0072] 상실린더부(100)의 하부 외측면에는 상실린더하단돌출부(130)가 형성될 수 있고, 상측토크암(610)의 상단에는 제1상측암돌출부(611)와 제2상측암돌출부(612)가 형성되며 상측토크암(610)의 하단에는 제3상측암돌출부(613)와 제4상측암돌출부(614)가 형성될 수 있다.
- [0073] 그리고, 하측토크암(620)의 상단에는 제1하측암돌출부(621)가 형성되며 하측토크암(620)의 하단에는 제2하측암돌출부(622)와 제3하측암돌출부(623)가 형성될 수 있다.
- [0074] 또한, 하단결합부(210)의 외측면에는 하단결합돌출부(212)가 형성될 수 있고, 상실린더돌출부와 하실린더돌출부(230)는 일직선 상에 형성될 수 있다.
- [0075] 상실린더하단돌출부(130)가 제1상측암돌출부(611)와 제2상측암돌출부(612) 사이에 결합하여 상실린더하단돌출부(130)의 홀의 중심축과 제1상측암돌출부(611)의 홀의 중심축 및 제2상측암돌출부(612)의 홀의 중심축이 일치되고 각각의 홀을 편이 관통하여, 상실린더하단돌출부(130), 제1상측암돌출부(611) 및 제2상측암돌출부(612)가 결합할 수 있으며, 이에 따라, 상실린더부(100)와 상측토크암(610)이 결합할 수 있다.
- [0076] 제1하측암돌출부(621)가 제3상측암돌출부(613)와 제4상측암돌출부(614) 사이에 결합하여 제1하측암돌출부(621)의 홀의 중심축과 제3상측암돌출부(613)의 홀의 중심축 및 제4상측암돌출부(614)의 홀의 중심축이 일치되고 각각의 홀을 편이 관통하여, 제1하측암돌출부(621), 제3상측암돌출부(613) 및 제4상측암돌출부(614)가 결합할 수 있으며, 이에 따라, 상측토크암(610)과 하측토크암(620)이 결합할 수 있다.
- [0077] 하실린더돌출부(230)가 제2하측암돌출부(622)와 제3하측암돌출부(623) 사이에 결합하여 하실린더돌출부(230)의 홀의 중심축과 제2하측암돌출부(622)의 홀의 중심축 및 제3하측암돌출부(623)의 홀의 중심축이 일치되고 각각의 홀을 편이 관통하여, 하실린더돌출부(230), 제2하측암돌출부(622) 및 제3하측암돌출부(623)가 결합할 수 있으며, 이에 따라, 하실린더부(200)와 하측토크암(620)이 결합할 수 있다.

[0078] 도 5 및 도 12에서 보는 바와 같이, 본 발명의 착륙 장치는, 타이어(810)를 구비하는 착륙바퀴(800), 및 하단결합부(210)와 결합하고 착륙바퀴(800)와 결합하여 착륙바퀴(800)를 지지하는 바퀴지지부(700)를 더 포함할 수 있다.

[0079] 바퀴지지부(700)는, 하단결합부(210)에 형성된 하단결합홀부(211)에 인입하여 하부결합부와 결합하는 고정지지부(720), 및 착륙바퀴(800)와 결합하는 바퀴결합부(710)를 구비할 수 있다.

[0081] 이하, 제어부(920)에서 수행되는 연산으로써, 흡수힘의 연산 및 코일(310)에 인가되는 전류의 세기의 연산에 대해 설명하기로 한다.

[0082] 도 13은 본 발명의 일 실시 예에 따른 흡수힘(F_{strut})과 스트로크(s)의 관계에 대한 그래프이다.

[0083] 도 13의 그래프에서, 세로축의 Strut Force는 흡수힘(F_{strut})의 값을 나타낼 수 있고, 가로축의 Stroke는 스트로크(s)의 값을 나타낼 수 있다.

[0085] 항공기 등에 설치되는 착륙 장치의 성능을 판단하는 대표적인 지표로 착륙 장치의 충격에너지 흡수 효율이 제시될 수 있다. 착륙 장치의 충격에너지 흡수효율은 착륙 장치가 흡수할 수 있는 최대 에너지 대비 실제로 착륙 장치에 의해 흡수된 에너지의 비율로 나타낼 수 있다.

[0086] 충격치가 흡수 할 수 있는 최대 에너지 K_e 는 [수학식 1]로 나타낼 수 있고, 흡수힘(F_{strut})의 최대 값($F_{strut\ max}$)은 [수학식 1]에 의해 연산될 수 있다.

[0087] [수학식 1]

[0088]
$$K_e = F_{strut\ max} \cdot s_{max}$$

[0089] [수학식 1]에서, K_e 는 상실린더부(100)와 하실린더부(200)에 의해 흡수되는 에너지의 최대 값, s_{max} 는 하실린더부(200)에 대한 상실린더부(100)의 상대적인 직선운동 변위인 스트로크(s)의 최대 값이다.

[0090] 실제 흡수한 에너지 U는 [수학식 2]로 나타낼 수 있다.

[0091] [수학식 2]

[0092]
$$U = \int_0^{s_{max}} F_{strut} ds = \int_0^{t_f} F_{strut} \dot{s} dt$$

[0094] 최종적으로, 충격에너지 흡수 효율(η)은 [수학식 3]과 같이 나타 낼 수 있다.

[0095] [수학식 3]

[0096]
$$\eta = \frac{U}{K_e} = \frac{\int_0^{t_f} F_{strut} \dot{s} dt}{F_{strut\ max} \cdot s_{max}}$$

[0097] 따라서, 상기에서 유도한 식을 바탕으로 도13의 그래프에 적용시켜 보면, 직사각형 면적 대비 곡선이 그리는 면적이 충격에너지(Absorbed Energy) 흡수 효율(η)이라 할 수 있다. 착륙 장치의 충격에너지 흡수 효율(η)을 높이기 위해서는 곡선을 가능한 직사각형에 가깝게 거동시켜야 함을 알 수 있다.

[0099] 착륙대상의 착륙 시작 단계에서 거리센서(511)를 통해 지지부(500)와 지면 사이의 거리를 측정함으로써 착륙대상이 흡수하는 에너지가 연산될 수 있다. 거리센서(511)에 의해 측정된 값은 착륙을 위한 낙하높이(h)로 에너지 보존법칙을 이용하여 착륙장치가 지면에 닿았을 때의 속도를 산출할 수 있다.

[0100] 따라서, 착륙대상의 낙하속도(V)는 거리센서(511)에 의해 측정되는 거리를 이용하여 [수학식 4-1] 및 [수학식 4-2]에 의해 연산될 수 있다.

[0101] [수학식 4-1]

$$mgh = \frac{1}{2}mV^2$$

[0102]

[0103] [수학식 4-2]

$$V = \sqrt{2gh}$$

[0104]

[0105] [수학식 4-1]과 [수학식 4-2]에서, g는 중력가속도, h는 거리센서(511)에 의해 측정되는 거리이다. (이하, 다른 수학식에서도 동일할 수 있다.)

[0106] 구체적인 낙하높이(h)와 낙하속도(V)의 관계에 있어서, 낙하높이가 0.05097m인 경우 낙하속도는 1m/s로 연산되고, 낙하높이가 0.20387m인 경우 낙하속도는 2m/s로 연산되며, 낙하높이가 0.45871m인 경우 낙하속도는 3m/s로 연산될 수 있다.

[0107] 낙하 속도에 따른 착륙대상의 운동에너지는 [수학식 5]에 의해 연산될 수 있다.

[0108] [수학식 5]

$$T = \frac{1}{2}mV^2$$

[0109]

[0110] [수학식 5]에 의해 연산된 값은 본 발명의 착륙 장치가 흡수하는 에너지와 동일할 수 있다.

[0112] 본 발명의 착륙 장치에서 하실린더부(200)에 대한 상실린더부(100)의 상대적인 직선운동 변위인 스트로크(s)는 에너지 보존 법칙에 연산할 수 있다. 운동에너지의 변화는 한 일(Work Done)과 같다는 식은 [수학식 6]과 같이 나타낼 수 있다.

[0113] [수학식 6]

$$0 - \frac{W \times V^2}{2g} = -(s \times \eta_s \times NW) - (s_t \times \eta_t \times NW) + (W - L)(s + s_t)$$

[0114]

[0115] [수학식 6]에서, W는 착륙대상의 무게이고, L은 착륙대상에 대한 양력(Lift)일 수 있다. (이하, 다른 수학식에서도 동일할 수 있다.) 나머지 변수에 대한 사항은 [수학식 8]의 설명에 포함될 수 있다.

[0116] [수학식 6]에서 등부호(=)를 중심으로, 좌변은 운동에너지의 변화량일 수 있다. 그리고, 우변에서, 첫 번째 항은 흡수힘(F_{strut})에 의해 한 일이고, 두 번째 항은 타이어(810)에 의해 한 일, 세 번째 항은 중력과 양력에 의해 한 일일 수 있다.

[0117] 양력비(Lift Ratio)는 [수학식 7]와 같이 설정하고, [수학식 6]을 스트로크(s)에 대해 정리하면 [수학식 8]과 같이 나타낼 수 있다.

[0118] [수학식 7]

$$K = \frac{L}{W}$$

[0119]

[0120] 스트로크(s)는 [수학식 8]에 의해 연산될 수 있다.

[0121] [수학식 8]

$$s = \frac{V^2/2g + (1-K)s_t - s_t\eta_t N}{\eta_s N - (1-K)}$$

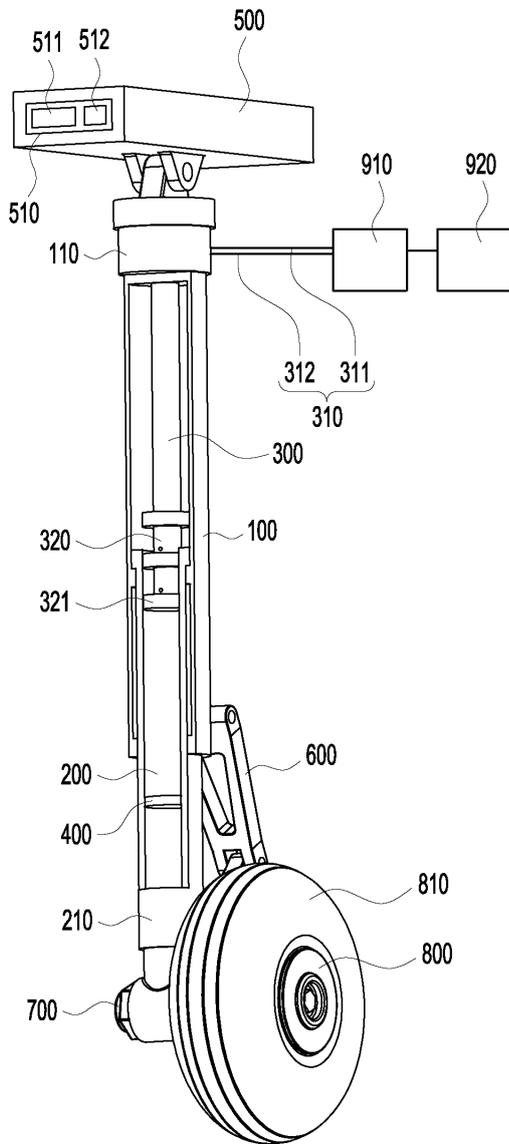
[0122]

[0123] [수학식 7]과 [수학식 8]에서, V는 착륙대상의 낙하속도, K는 양력비(Lift Ratio), N은 하중계수, g는 중력가속도, η_s는 MR유체 및 완충유체에 의해 흡수되는 에너지 효율, η_t는 하단결합부(210)와 결합하는 타이어(810)의 효율, s_t는 하중계수가 고려된 정적하중 하에 타이어(810)의 변위이다.

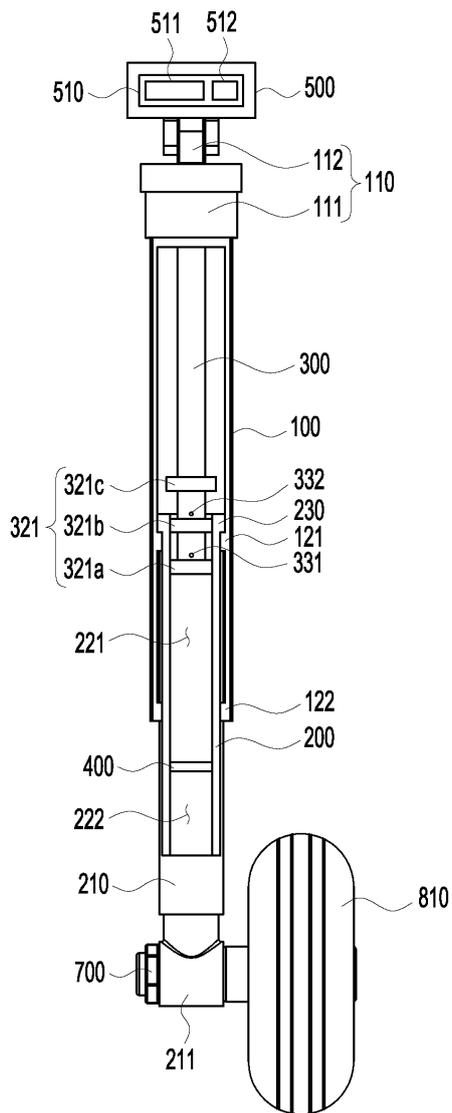
- [0125] [수학식 8]에 의해 하실린더부(200)에 대한 상실린더부(100)의 상대적인 직선운동 변위인 스트로크(s)의 최대 값인 s_{max} (도 13의 그래프에서 직사각형의 가로길이)를 연산하면, 도 13의 그래프에서 직사각형의 세로길이인 F_{max} 를 연산할 수 있다.
- [0126] 본 발명의 착륙 장치의 충격에너지 흡수 효율(η_s)을 높이기 위해서는, 도 13의 그래프에서 본 발명의 착륙 장치가 그리는 선도는 가능한 직사각형에 가까워야 하므로, 스트로크(s)에 따른 흡수힘(F_{strut})이 F_{max} 값을 유지하도록, MR유체의 점도가 설정될 수 있다. 그리고, 설정된 점도를 MR유체가 구비하도록, 제어부(920)로부터 전원부(910)로 제어신호가 전달되고, 전원부(910)로부터 제어신호에 따른 세기의 전류가 코일(310)로 인가될 수 있다.
- [0127] 여기서, 흡수힘(F_{strut})은 [수학식 9]로 표현할 수 있다.
- [0128] [수학식 9]
- [0129]
$$F_{strut} = F_{air} + F_{damping} + F_{fric}$$
- [0130] [수학식 9]에서, $F_{damping}$ 은 MR유체에 의한 감쇠력이고, F_{air} 은 완충유체에 의한 감쇠력이며, F_{fric} 은 상실린더부(100)와 하실린더부(200)의 마찰에 의한 감쇠력일 수 있다.
- [0131] 또한, $F_{damping}$ 은 [수학식 10]으로 표현할 수 있다.
- [0132] [수학식 10]
- [0133]
$$F_{damping} = F_{viscous} + F_{yield}$$
- [0134] [수학식 10]에서, $F_{viscous}$ 는 MR유체의 점성에 의한 감쇠력이고, F_{yield} 는 MR유체의 항복효과에 의한 감쇠력일 수 있다.
- [0135] [수학식 9] 및 [수학식 10]에서, F_{air} 과 F_{fric} 및 $F_{viscous}$ 는 제어부(920)에 사전에 입력된 값일 수 있다.
- [0136] 코일(310)의 자기장 무부하 시, 피스톤부(300)의 직선운동 속도에 따라 $F_{viscous}$ 만 발생되나, 코일(310)에 전류가 인가되어 자기장 생성 시, MR유체의 항복응력으로 인한 감쇠력 F_{yield} 가 추가적으로 발생할 수 있다.
- [0137] 제어부(920)에서 연산된 스트로크(s)의 값을 이용하여 흡수힘(F_{strut})을 도출하고, 흡수힘(F_{strut})의 값을 이용하여 F_{yield} 의 값을 도출할 수 있다. 그 후, F_{yield} 의 값에 대한 점도를 구비하는 MR유체에 인가되는 전류의 세기가 도출될 수 있다. 즉, MR유체에 인가되는 전류의 세기에 의해 F_{yield} 의 값을 제어할 수 있다.
- [0138] 여기서, 코일(310)에 인가되는 전류의 세기와 이에 따른 MR유체의 점도에 대한 데이터는 사전에 제어부(920)에 입력될 수 있다.
- [0139] MR유체의 점도에 따라 코일(310)에 인가되는 전류의 세기에 대한 제어신호가 제어부(920)로부터 전원부(910)로 전달되고, 해당 전류의 세기에 적합한 전류가 전원부(910)로부터 코일(310)로 공급될 수 있다.
- [0141] 이하, 본 발명의 착륙 장치의 작동 방법에 대해 설명하기로 한다.
- [0143] 첫째 단계에서, 착륙대상이 착륙을 위해 낙하 시, 거리센서(511)에 의해 지지부(500)와 지면 사이의 거리가 측정되어 거리정보가 생성될 수 있다.
- [0144] 둘째 단계에서, 거리정보가 제어부(920)에 전달되고, 제어부(920)가 거리정보를 이용하여 흡수힘을 연산할 수 있다.
- [0145] 셋째 단계에서, 제어부(920)가 흡수힘에 따라 코일(310)에 인가되는 전류의 세기를 연산하여 제어신호를 생성할 수 있다.
- [0146] 넷째 단계에서, 제어부(920)로부터 전원부(910)로 제어신호가 전달되고, 전원부(910)로부터 코일(310)로 전류가 인가됨으로써 코일(310)에 의한 자기장이 제어되어, MR유체의 점도가 변화할 수 있다.

도면

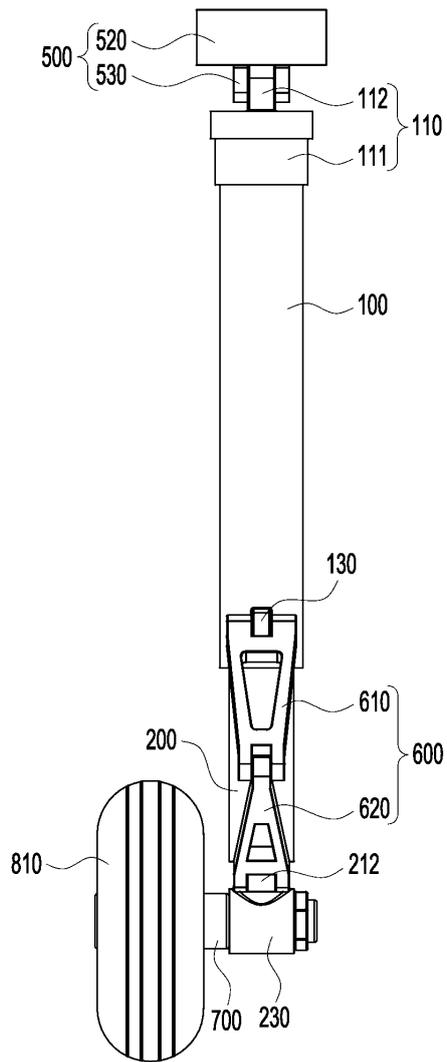
도면1



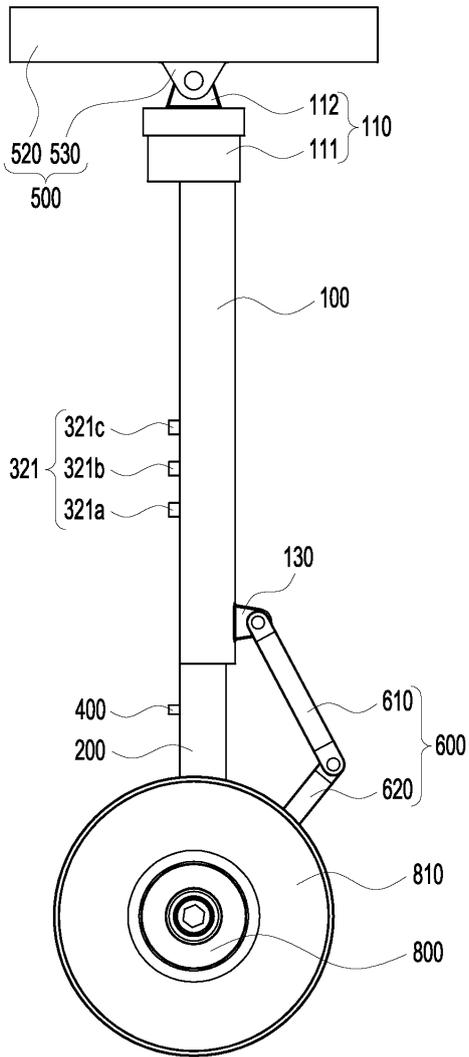
도면2



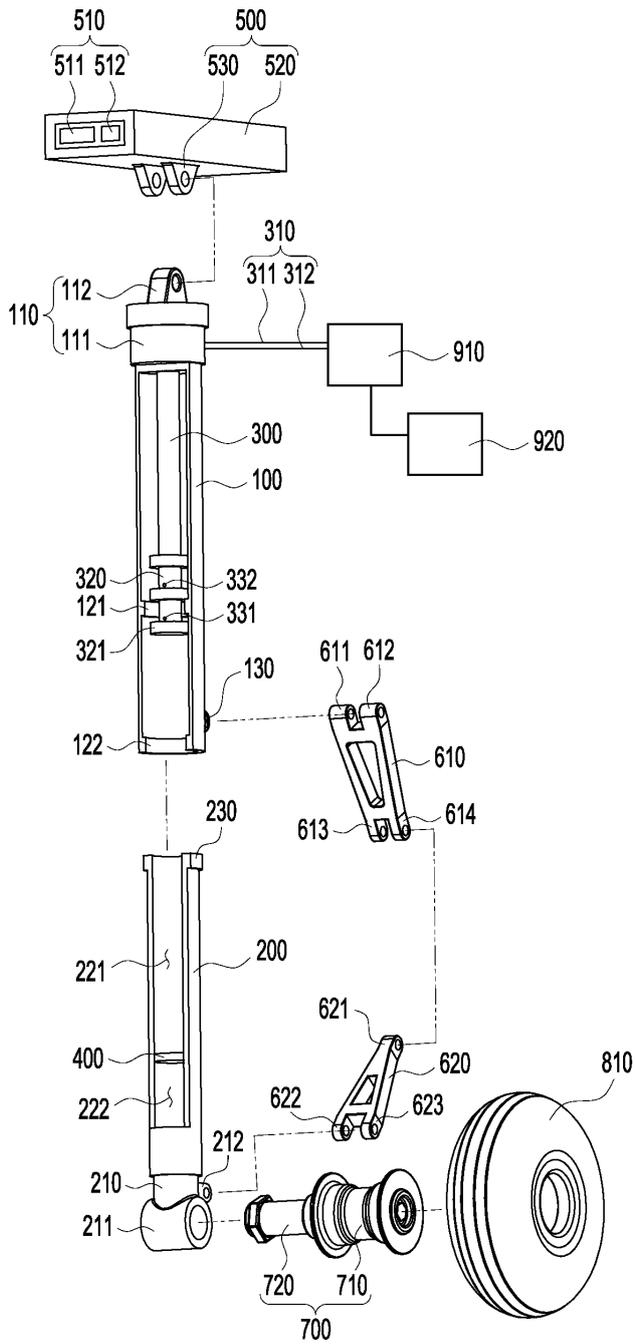
도면3



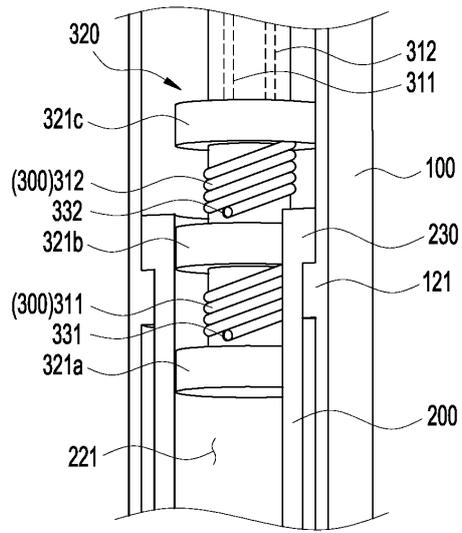
도면4



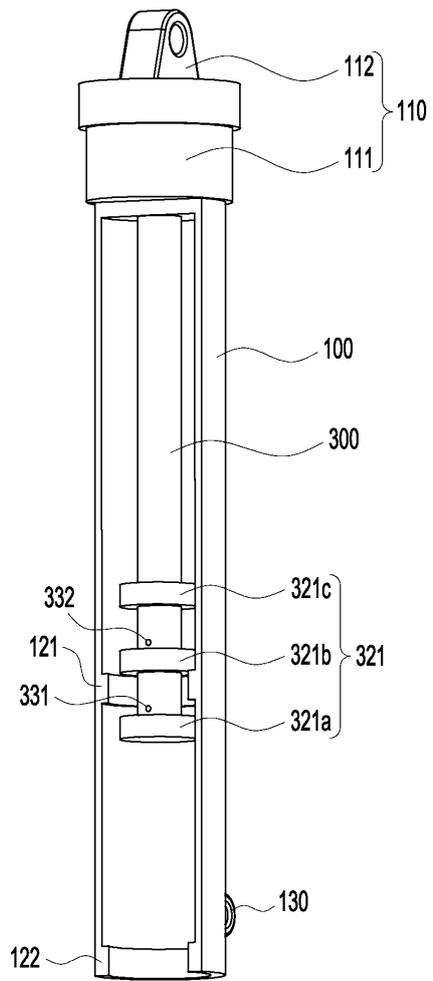
도면5



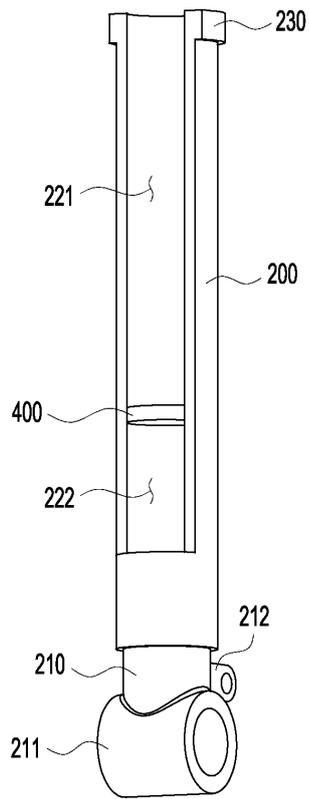
도면6



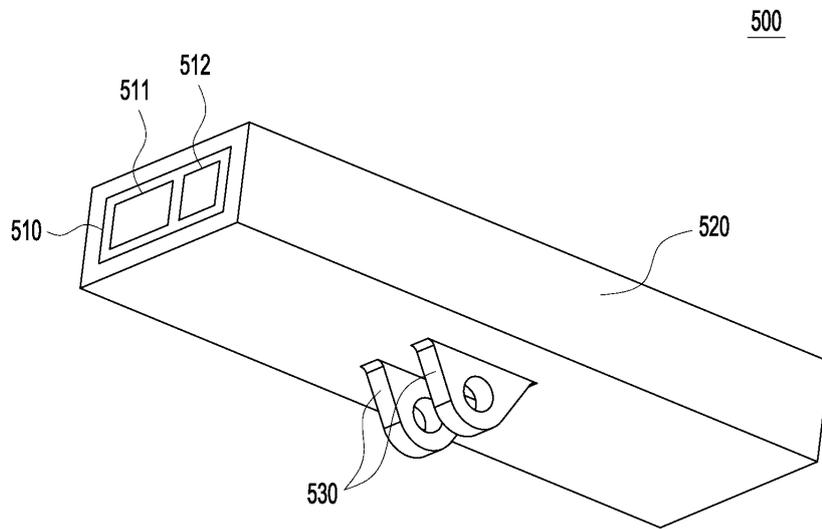
도면7



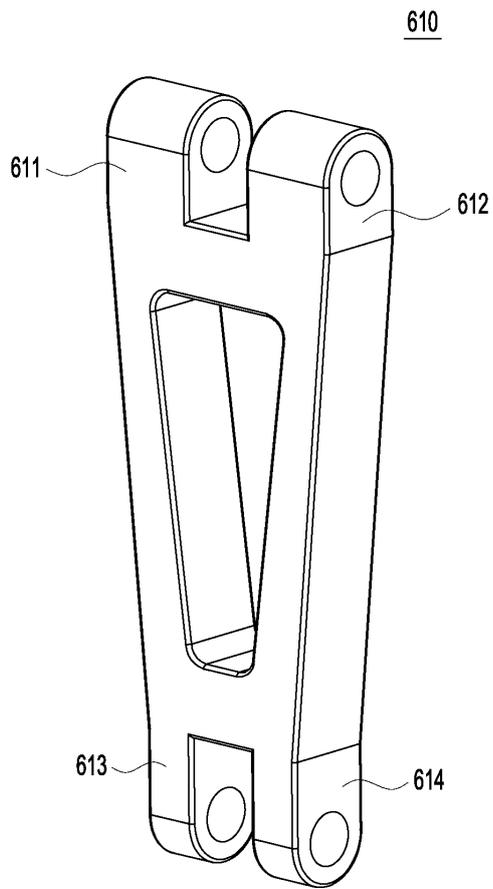
도면8



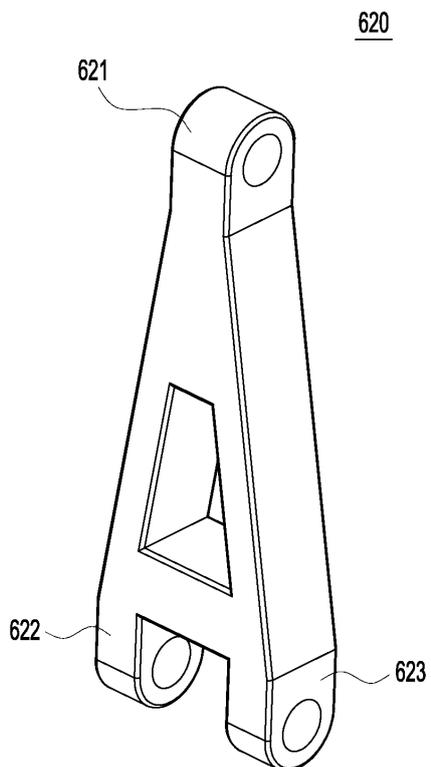
도면9



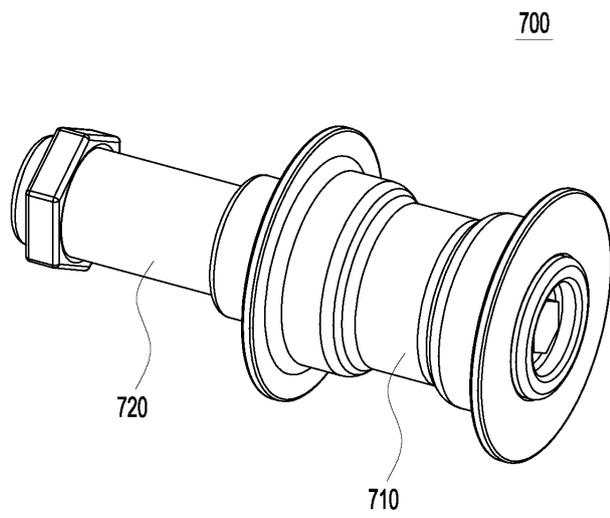
도면10



도면11



도면12



도면13

