

【서지사항】

【서류명】	특허출원서
【참조번호】	0247
【출원구분】	특허출원
【출원인】	
【명칭】	주식회사 브이스페이스
【특허고객번호】	1-2018-035933-7
【대리인】	
【명칭】	특허법인 오킴스
【대리인번호】	9-2019-100041-4
【지정된변리사】	박시형, 이의철, 김종승
【발명의 국문명칭】	방열 및 전자파 차폐 기능이 통합된 비행제어컴퓨터용 하우징
【발명의 영문명칭】	FLIGHT CONTROL COMPUTER HOUSING WITH INTEGRATED HEAT DISSIPATION AND ELECTROMAGNETIC SHIELDING FUNCTIONS
【발명자】	
【성명】	유수호
【성명의 영문표기】	YU, Su Ho
【국적】	KR
【주민등록번호】	970928-1XXXXXX
【우편번호】	14999
【주소】	경기도 시흥시 능곡서로 27
【거주국】	KR

【발명자】

【성명】 조범동

【성명의 영문표기】 CHO, Bum Dong

【국적】 KR

【주민등록번호】 830822-1XXXXXX

【우편번호】 21982

【주소】 인천광역시 연수구 송도과학로27번길 55

【거주국】 KR

【발명자】

【성명】 정유진

【성명의 영문표기】 JUNG, Yu Jin

【국적】 KR

【주민등록번호】 970818-2XXXXXX

【우편번호】 03781

【주소】 서울특별시 서대문구 연희로 38-20

【거주국】 KR

【발명자】

【성명】 이창수

【성명의 영문표기】 LEE, Chang Su

【국적】 KR

【주민등록번호】 990616-1XXXXXX

【우편번호】 15019

【주소】 경기도 시흥시 함송로29번길 54

【거주국】 KR

【출원언어】 국어

【심사청구】 청구

【이 발명을 지원한 국가연구개발사업】

【과제고유번호】 2710036487

【과제번호】 00400712

【부처명】 과학기술정보통신부

【과제관리(전문)기관명】 정보통신기획평가원

【연구사업명】 SW컴퓨팅산업원전기술개발(R&D, 정보화)

【연구과제명】 도심항공교통의 비정상 상황 인지 및 대응을 위한 온보드
기반 지능형 항전SW 플랫폼 기술 개발 및 실증

【과제수행기관명】 주식회사 브이스페이스

【연구기간】 2024.04.01 ~ 2027.12.31

【취지】 위와 같이 지식재산처장에게 제출합니다.

대리인 특허법인 오킴스 (서명 또는 인)

【수수료】

【출원료】 0 면 46,000 원

【가산출원료】 36 면 0 원

【우선권주장료】 0 건 0 원

【심사청구료】 5 항 421,000 원

【합계】	467,000원
【감면사유】	소기업(70%감면)[1]
【감면후 수수료】	140,100 원
【첨부서류】	1. 기타첨부서류[위임장]_1통

1 : 기타첨부서류

[PDF 파일 첨부](#)

【발명의 설명】

【발명의 명칭】

방열 및 전자파 차폐 기능이 통합된 비행제어컴퓨터용 하우징{FLIGHT CONTROL COMPUTER HOUSING WITH INTEGRATED HEAT DISSIPATION AND ELECTROMAGNETIC SHIELDING FUNCTIONS}

【기술분야】

【0001】 본 발명은 항공기 또는 무인기(UAV: Unmanned Aerial Vehicle) 등에 탑재되는 비행제어컴퓨터(Flight Control Computer, FCC)의 하우징 구조에 관한 것으로, 보다 상세하게는 방열 기능과 전자파(EMI) 차폐 기능을 일체화하여 경량화, 소형화 및 제조 공정 단순화를 실현할 수 있는 비행제어컴퓨터용 하우징에 관한 것이다.

【발명의 배경이 되는 기술】

【0002】 종래의 비행제어컴퓨터 하우징은 고출력 전자부품의 방열을 외부로 방출하기 위한 방열 구조와, 외부 전자파 간섭(EMI)으로부터 내부 회로를 보호하기 위한 차폐 구조가 각각 분리되어 구성되는 경우가 일반적이었다.

【0003】 이와 같은 분리형 구조는 부품 수 증가로 인한 무게 증가, 제작 공정 복잡화, 조립 비용 상승 등의 문제를 초래하였다.

【0004】 특히 항공기 환경에서는 중량 및 체적 제한이 엄격하므로, 방열판과 EMI 차폐 구조를 일체화하여 기능을 통합하는 기술이 요구되고 있다.

【발명의 내용】

【해결하고자 하는 과제】

【0005】 본 발명은 위와 같은 문제점을 해결하기 위한 것으로서, 방열 기능과 전자파 차폐 기능을 하나의 하우징 구조 내에 통합함으로써 무게 및 부피를 절감하고, 제작 공정 단순화 및 전자파 간섭 최소화를 실현할 수 있는 비행제어컴퓨터 하우징을 제공하는 데 그 목적이 있다.

【과제의 해결 수단】

【0006】 본 발명의 일 실시예에 따른 방열 및 전자파 차폐 기능이 통합된 비행제어컴퓨터용 하우징은, 전자회로를 수용하기 위한 비행제어컴퓨터용 하우징에 있어서, 상기 전자회로가 안착되는 베이스 하우징, 및 상기 베이스 하우징과 결합되며 외측면에 복수의 방열핀이 형성된 커버 하우징을 포함하며, 금속 재질로 이루어지는 하우징 본체, 상기 전자회로를 덮도록 상기 하우징 본체의 내부에 형성되어, 외부 전자파를 차단하는 전자파 차폐층, 및 상기 베이스 하우징과 상기 전자회로 사이에 개재되어, 상기 전자회로로부터 발생한 열을 상기 하우징 본체로 전달하고, 상기 전자회로의 접지 패턴을 상기 하우징 본체와 전기적으로 연결하여 접지를 수행하는 전도성 접촉부를 포함한다.

【0007】 일 실시예에서, 상기 커버 하우징은, 상기 복수의 방열핀이 형성된 제1 구역, 및 상기 제1 구역의 일측으로부터 연장 형성되며, 상기 제1 구역 보다 높게 형성되고, 일 측에 커넥터가 연결되는 제2 구역을 포함할 수 있다.

【0008】 일 실시예에서, 상기 전자파 차폐층은, 상기 하우징 본체의 내부에서, 상기 커버 하우징의 상기 제1 구역에 대응되는 내부 영역에 형성된 제1 차폐부와, 상기 커버 하우징의 상기 제2 구역에 대응되는 내부 영역에 형성된 제2 차폐부를 포함하고, 상기 제1 차폐부의 두께는 상기 제2 차폐부의 두께 보다 1.5배 내지 2배로 형성될 수 있다.

【0009】 일 실시예에서, 상기 제1 구역의 복수의 방열핀 각각은, 상기 커버 하우징의 외측면으로부터 수직으로 돌출 형성되며, 상기 커버 하우징의 길이 방향을 따라 연장되도록 형성되고, 상기 방열핀들은, 상기 커버 하우징의 길이 방향에 수직한 방향으로 서로 이격 배치되고, 상기 서로 인접한 방열핀 사이의 간격은 상기 방열핀 높이의 0.8배 내지 1.2배로 형성될 수 있다.

【0010】 일 실시예에서, 상기 전도성 접촉부는, 실리콘계 전도성 패드로 형성되며, 상기 전자회로의 발열 소자 하측에 대응되는 영역에 복수개가 일정 간격으로 배치되어, 상기 발열 소자로부터 발생한 열을 상기 하우징 본체로 전달할 수 있다.

【발명의 효과】

【0011】 본 발명의 방열 및 전자파 차폐 기능이 통합된 비행제어컴퓨터용 하우징에 의하면, 방열 기능과 전자파(EMI) 차폐 기능이 단일 하우징 구조 내에서 동시에 실현되므로, 종래의 분리형 방열판 및 차폐 구조를 사용하는 경우에 비해 전체 시스템의 무게를 현저하게 감소시킬 수 있다.

【0012】 특히 항공기용 비행제어컴퓨터는 엄격한 중량 제한을 요구받는 구성

품이므로, 본 발명과 같이 일체형 구조를 적용할 경우 경량화와 소형화를 동시에 달성할 수 있다.

【0013】 또한, 본 발명은 하우징 외부의 방열판을 통하여 내부 전자부품에서 발생하는 열을 효율적으로 외부로 방출함과 동시에, 하우징 내부면에 형성된 전도성 EMI 차폐층에 의해 외부 전자파 간섭을 차단하고 내부 신호의 누설을 방지한다. 이에 따라 고온 및 고주파 환경에서도 안정적인 동작이 가능하며, 전자파 적합성 (EMC) 성능이 향상된다.

【0014】 나아가, 방열판과 차폐부를 별도로 조립할 필요가 없으므로 부품 수가 감소하고 제조 공정이 단순화되어, 전체 제작 비용을 절감할 수 있다. 하우징이 단일 알루미늄 합금체로 구성되어 있어 가공성과 내구성이 우수하고, 유지보수 시 분해 및 재조립이 용이하다는 장점도 가진다.

【도면의 간단한 설명】

【0015】 도 1은 본 발명의 방열 및 전자파 차폐 기능이 통합된 비행제어컴퓨터용 하우징을 나타낸 사시도이다.

도 2는 도 1의 방열 및 전자파 차폐 기능이 통합된 비행제어컴퓨터용 하우징을 나타낸 평면도이다.

도 3은 도 1의 방열 및 전자파 차폐 기능이 통합된 비행제어컴퓨터용 하우징을 나타낸 측면도이다.

도 4는 도 1의 방열 및 전자파 차폐 기능이 통합된 비행제어컴퓨터용 하우징에서, 커버 하우징을 제외하고 나타낸 사시도이다.

도 5는 도 4의 방열 및 전자파 차폐 기능이 통합된 비행제어컴퓨터용 하우징의 하우징에서, 전자파 차폐층, 전자회로 및 전도성 접촉부가 하우징 본체 내부에 구비된 상태를 나타낸 단면도이다.

도 6은 도 1의 방열 및 전자파 차폐 기능이 통합된 비행제어컴퓨터용 하우징에 비행제어컴퓨터용 진동 흡수 구조물이 결합된 상태를 나타낸 단면도이다.

도 7은 도 6의 방열 및 전자파 차폐 기능이 통합된 비행제어컴퓨터용 하우징을 다른 각도에서 관측한 상태를 나타낸 단면도이다.

도 8은 도 6의 비행제어컴퓨터용 진동 흡수 고정 구조물의 중량부재를 나타낸 단면도이다.

도 9는 도 6의 비행제어컴퓨터용 진동 흡수 고정 구조물의 와셔를 나타낸 모식도이다.

【발명을 실시하기 위한 구체적인 내용】

【0016】 이하, 본 발명의 다양한 실시예가 첨부된 도면을 참조하여 기재된다. 본 발명은 특정 실시예에 대해 한정되지 아니하며, 본 발명의 실시예들의 다양한 변경(Modification), 균등물(Equivalent) 및/또는 대체물(Alternative)을 포함하는 것으로 이해되어야 한다. 도면의 설명과 관련하여, 유사한 구성요소에 대해서는 유사한 참조 부호가 사용될 수 있다.

【0017】 본 문서에서, "가진다", "가질 수 있다", "포함한다", 또는 "포함할 수 있다" 등의 표현은 해당 특징(예: 수치, 기능, 동작, 또는 부품 등의 구성요소)의 존재를 가리키며, 추가적인 특징의 존재를 배제하지 않는다.

【0018】 본 문서에서, "A 또는 B", "A 또는/및 B 중 적어도 하나", 또는 "A 또는/및 B 중 하나 또는 그 이상" 등의 표현은 함께 나열된 항목들의 모든 가능한 조합을 포함할 수 있다. 예를 들면, "A 또는 B", "A 및 B 중 적어도 하나", 또는 "A 또는 B 중 적어도 하나"는, (1) 적어도 하나의 A를 포함, (2) 적어도 하나의 B를 포함, 또는 (3) 적어도 하나의 A 및 적어도 하나의 B 모두를 포함하는 경우를 모두 지칭할 수 있다.

【0019】 본 문서에서 사용된 표현 "~하도록 구성된(또는 설정된)(Configured to)"은 상황에 따라, 예를 들면, "~에 적합한(Suitable for)", "~하는 능력을 가지는(Having the capacity to)", "~하도록 설계된(Designed to)", "~하도록 변경된(Adapted to)", "~하도록 만들어진(Made to)", 또는 "~를 할 수 있는(Capable of)"과 바꾸어 사용될 수 있다. 용어 "~하도록 구성(또는 설정)된"은 "특별히 설계된(Specifically designed to)" 것 만을 반드시 의미하지는 않는다.

【0020】 본 문서에서 사용된 용어들은 단지 특정한 실시예를 설명하기 위해 사용된 것으로, 다른 실시예의 범위를 한정하려는 의도가 아닐 수 있다. 단수의 표현은 문맥상 명백하게 다르게 뜻하지 않는 한, 복수의 표현을 포함할 수 있다. 기술적이거나 과학적인 용어를 포함해서 여기서 사용되는 용어들은 본 문서에 기재된 기술 분야에서 통상의 지식을 가진 자에 의해 일반적으로 이해되는 것과 동일한 의

미를 가질 수 있다. 본 문서에 사용된 용어들 중 일반적인 사전에 정의된 용어들은 관련 기술의 문맥 상 가지는 의미와 동일 또는 유사한 의미로 해석될 수 있으며, 본 문서에서 명백하게 정의되지 않는 한, 이상적이거나 과도하게 형식적인 의미로 해석되지 않는다. 경우에 따라서, 본 문서에서 정의된 용어일지라도 본 문서의 실시예들을 배제하도록 해석될 수 없다.

【0021】 따라서, 본 명세서에 기재된 실시예의 구성은 본 발명의 가장 바람직한 일부 실시예에 불과할 뿐이고 본 발명의 기술적 사상을 모두 대변하는 것은 아니므로, 본 출원시점에 있어서 이들을 대체할 수 있는 다양한 균등물과 변형예들이 이 있을 수 있음을 이해하여야 한다.

【0022】 명세서 전체에서, 어떤 부분이 어떤 구성요소를 “포함”한다고 할 때, 이는 특별히 반대되는 기재가 없는 한 다른 구성요소를 제외하는 것이 아니라 다른 구성요소를 더 포함할 수 있는 것을 의미한다.

【0023】 본 명세서에서 설명하는 본 발명의 목적, 특정한 장점들 및 신규한 특징들은 첨부된 도면들과 연관되는 이하의 상세한 설명과 바람직한 실시예들로부터 더욱 명백해질 것이다. 본 명세서에서 각 도면의 구성요소들에 참조번호를 부가함에 있어서, 동일한 구성요소들에 한해서는 비록 다른 도면상에 표시되더라도 가능한 한 동일한 번호를 가지도록 하고 있음에 유의하여야 한다. 또한, "일면", "타면", "제1", "제2" 등의 용어는 하나의 구성요소를 다른 구성요소로부터 구별하기 위해 사용되는 것으로, 구성요소가 상기 용어들에 의해 제한되는 것은 아니다. 이하, 본 발명을 설명함에 있어서, 본 발명의 요지를 불필요하게 흐릴 수 있는 관련

된 공지 기술에 대한 상세한 설명은 생략한다.

【0024】 이하, 첨부된 도면을 참조하여 본 발명의 일 실시예를 상세히 설명하기로 하며, 동일한 참조부호는 동일한 부재를 가리킨다.

【0026】 도 1은 본 발명의 방열 및 전자파 차폐 기능이 통합된 비행제어컴퓨터용 하우징을 나타낸 사시도이다. 도 2는 도 1의 방열 및 전자파 차폐 기능이 통합된 비행제어컴퓨터용 하우징을 나타낸 평면도이다. 도 3은 도 1의 방열 및 전자파 차폐 기능이 통합된 비행제어컴퓨터용 하우징을 나타낸 측면도이다. 도 4는 도 1의 방열 및 전자파 차폐 기능이 통합된 비행제어컴퓨터용 하우징에서, 커버 하우징을 제외하고 나타낸 사시도이다. 도 5는 도 4의 방열 및 전자파 차폐 기능이 통합된 비행제어컴퓨터용 하우징의 하우징에서, 전자파 차폐층, 전자회로 및 전도성 접촉부가 하우징 본체 내부에 구비된 상태를 나타낸 단면도이다.

【0027】 먼저, 도 1 내지 도 5를 참조하면, 본 발명의 방열 및 전자파 차폐 기능이 통합된 비행제어컴퓨터용 하우징(1)은, 전자회로(300, 도 5 참조)를 수용하기 위한 하우징 본체(100)를 포함한다.

【0028】 하우징 본체(100)는, 전자회로(300)가 안착되는 베이스 하우징(110)과, 상기 베이스 하우징(110)과 결합되어 내부를 밀폐하는 커버 하우징(120)으로 구성된다.

【0029】 상기 베이스 하우징(110) 및 커버 하우징(120)은 알루미늄(Al) 합금 또는 마그네슘(Mg) 합금으로 형성되어, 경량성과 함께 우수한 열전도도 및 전자파 차폐 성능을 가질 수 있다.

【0030】 다만, 하우징 재질을 알루미늄 외에도 열전도율이 우수한 구리 합금, 탄소복합소재로 대체할 수도 있다.

【0031】 베이스 하우징(110) 및 커버 하우징(120)은 체결볼트(미도시) 등에 의해 결합되어, 내부 공간에 전자회로(300)를 수용할 수 있다.

【0032】 커버 하우징(120)은 외측면에 다수의 방열핀(122)이 형성된 제1 구역(121)과, 상기 제1 구역(121)의 일측으로부터 연장 형성되어 높이가 더 높게 형성된 제2 구역(123)을 포함한다.

【0033】 제1 구역(121)은 전자회로(300) 중 발열이 집중되는 부품 영역에 대응되며, 방열 성능을 향상시키기 위해 외측면으로 복수의 방열핀(122)이 수직 돌출되도록 형성될 수 있다.

【0034】 제2 구역(123)은 커넥터(103) 또는 입출력 케이블이 장착되는 영역으로서, 내부에 커넥터 접속부가 배치될 수 있도록 제1 구역(121)보다 높게 형성될 수 있다.

【0035】 이로써 방열 기능을 담당하는 영역과 신호 인터페이스 영역이 구조적으로 분리되어, 전기적 간섭이나 진동 간섭을 최소화할 수 있다.

【0036】 방열핀(122)은 커버 하우징(120)의 외측면으로부터 수직으로 돌출되어, 커버 하우징(120)의 길이 방향을 따라 연장되도록 형성될 수 있다.

【0037】 또한, 방열핀(122)들은 길이 방향에 수직한 방향을 따라 일정 간격으로 이격 배치될 수 있으며, 인접한 방열핀(122a, 122b) 사이의 간격(D)은 각 방열핀(122) 높이(H)의 약 0.8배 내지 1.2배로 설정될 수 있다. 보다 바람직하게는 인접한 방열핀(122a, 122b) 사이의 간격(D)이 각 방열핀(122) 높이(H)와 동일하게 형성되는 것이 바람직하다.

【0038】 이와 같은 비율은 공기 흐름이 핀 사이를 원활히 통과하도록 하면서, 열전달 면적 대비 대류 효율을 극대화하기 위한 최적 범위로 설정된 것이다.

【0039】 간격(D)이 방열핀 높이(H)의 0.8배 미만으로 형성되는 경우, 방열핀 사이의 간격이 과도하게 좁아져 공기 대류 흐름이 제한되고, 이에 따라 대류에 의한 열 방출 효율이 저하될 수 있다. 또한, 간격이 지나치게 좁을 경우 금형 사출 공정 시 냉각 불균형이 발생하여 방열핀의 변형 또는 성형 불량이 발생할 우려가 있다.

【0040】 반대로, 간격(D)이 방열핀 높이(H)의 1.2배를 초과하는 경우, 인접한 방열핀 사이의 거리가 과도하게 넓어져 복사 열전달 효율이 감소하고, 동일 면적 내 방열핀의 개수가 줄어들어 총 방열 표면적이 감소하게 된다. 이로 인해 전체적인 방열 성능이 저하되고, 열 집중이 발생할 가능성이 높아진다.

【0041】 따라서, 본 발명에서는 인접한 방열핀 사이의 간격(D)을 방열핀 높이(H)의 약 0.8배 내지 1.2배 범위로 설정함으로써, 공기 대류 및 복사열 전달 효율 간의 균형을 확보하고, 방열 성능과 구조적 안정성을 동시에 향상시킬 수 있다.

【0042】 도 4 및 도 5를 참조하면, 하우징 본체(100)의 내부에는 전자파(EMI) 차폐층(130)이 형성될 수 있다. 전자파 차폐층(130)은 베이스 하우징(110) 상에 배치된 전자회로(300)를 커버함으로써 전자회로(300)로부터 발생하는 전자파를 차폐하는 역할을 한다.

【0043】 전자파 차폐층(130)의 재질은 니켈(Ni), 구리(Cu), 은(Ag) 또는 이들의 합금으로 형성될 수 있으며, 각각의 재질에 따라 전자파 차폐 성능 및 내식성이 상이하다.

【0044】 예를 들어, 니켈(Ni) 도금층은 약 60~70 dB의 차폐 효과를 나타내며 우수한 내식성을 제공하나, 전도율이 상대적으로 낮아 고주파 대역(1GHz 이상)에서의 차폐 효율이 다소 감소할 수 있다.

【0045】 반면, 구리(Cu) 도금층은 약 70~85 dB 수준의 높은 차폐 성능을 가지며, 은(Ag) 도금층은 약 80~95 dB 수준으로 가장 우수한 전자파 차폐 효과를 나타낸다.

【0046】 따라서, 고주파 EMI 차폐가 중점적인 경우에는 은(Ag) 또는 은-구리 합금층을 적용하는 것이 바람직하며, 내식성과 비용 효율을 중시하는 경우에는 니켈-구리 복합층 구조를 채택할 수 있다.

【0047】 전자파 차폐층(130)은, 비행제어컴퓨터용 하우징(100) 내부에서 커버 하우징(120)의 제1 구역(121)에 대응되는 내부 영역에 형성된 제1 차폐부(131)와, 커버 하우징(120)의 제2 구역(123)에 대응되는 내부 영역에 형성된 제2 차폐부(132)를 포함한다.

【0048】 도 5에 도시한 바와 같이, 제1 차폐부(131)의 두께(t_1)는 제2 차폐부(132)의 두께(t_2)보다 약 1.5배 내지 2배 두껍게 형성될 수 있다. 보다 바람직하게는, 제1 차폐부(131)의 두께(t_1)가 제2 차폐부(132)의 두께(t_2)보다 약 1.7배 두껍게 형성되는 것이 바람직하다.

【0049】 이는 제1 구역(121)에 고발열 및 고주파 소자가 집중 배치됨에 따라 해당 영역에서 전자파 방사 강도가 상대적으로 크기 때문이며, 이에 대응하여 차폐층의 두께를 증가시킴으로써 EMI 차폐 성능을 향상시키기 위함이다.

【0050】 두께비(t_1/t_2)가 1.5배 미만으로 형성되는 경우, 제1 차폐부(131)의 두께가 충분하지 않아 전자파 차폐 성능이 저하되고, 외부 전자파 간섭이나 내부 EMI 누설을 효과적으로 차단하기 어렵다. 특히, 고주파 노이즈가 발생하는 발열 소자 인근에서는 EMI가 커지므로, 두께 부족 시 전자회로(300)의 동작 안정성이 저하될 수 있다.

【0051】 반대로, 두께비(t_1/t_2)가 2배를 초과하는 경우, 제1 차폐부(131)의 두께가 과도하게 증가하여 전체 하우징(100)의 중량이 불필요하게 커지고, 내부 공간이 축소되어 전자회로(300) 배치 효율이 저하될 수 있다. 또한, 과도한 두께는

금속 차폐층 내의 열 축적을 유발하여 오히려 방열 성능을 저하시킬 우려가 있다.

【0052】 따라서, 두께비(t_1 / t_2)는 약 1.5배 내지 2배 범위로 형성하는 것이 가장 적절하며, 보다 바람직하게는 약 1.7배로 설정함으로써, 전자파 차폐 효과와 방열 효율 간의 균형을 최적화할 수 있다.

【0053】 이러한 전자파 차폐층(130)은 니켈(Ni), 구리(Cu), 은(Ag) 또는 이들의 합금층으로 형성될 수 있으며, 스퍼터링, 전기도금, 도포 또는 증착 공정 등을 통해 형성될 수 있다.

【0054】 본 실시예에 의한 전자파 차폐층(130)은 외부로부터 유입되는 전자파를 차단함과 동시에, 전자회로(300)로부터 발생한 전자파가 외부로 방사되는 것을 억제하여, 전자기적 간섭(EMI)을 양방향으로 차단하는 역할을 수행할 수 있다.

【0055】 한편, 베이스 하우징(110)과 전자회로(300) 사이에는 전도성 접촉부(140)가 개재될 수 있다.

【0056】 전도성 접촉부(140)는 실리콘계 전도성 패드로 구성되며, 실리콘 수지 내에 탄소계 또는 금속계 전도성 입자가 분산되어 있어 우수한 열전도성과 전기적 도전성을 동시에 가질 수 있다.

【0057】 다만, 본 발명의 실시예는 상술한 내용에 한정되지 않으며, 예를 들어 전도성 접촉부(140)의 재질을 도전성 고분자나 금속 폐쉬 형태로 변경할 수 있다.

【0058】 도시하지 않았으나, 전도성 접촉부(140)는 전자회로(300)의 발열 소자(210) 하측에 대응되는 영역에 복수 개가 일정 간격으로 배치되어, 발열 소자(210)로부터 발생한 열을 효율적으로 하우징 본체로 전달할 수 있다.

【0059】 또한 전도성 접촉부(140)는 전자회로(300)의 접지 패턴(GND)과 하우징 본체를 전기적으로 연결하여 공통 접지 경로를 형성함으로써, EMI 노이즈 전위를 빠르게 흡수하고 안정적인 전기적 기준 전위를 유지한다.

【0060】 이와 같은 구조를 통해 별도의 접지선이나 방열판이 필요하지 않으며, 부품 수 감소, 조립 단순화 및 경량화 효과를 동시에 얻을 수 있다.

【0061】 본 발명의 일 실시예에 따르면, 방열핀과 전도성 접촉부를 통한 이 중 열전달 경로를 확보하여, 전자회로(300)에서 발생한 열을 신속히 외부로 방출할 수 있다.

【0062】 또한, 전자파 차폐층의 두께를 구역별로 차등화함으로써, 방열 및 전자파 집중 영역의 EMI 차폐 효과를 극대화할 수 있다.

【0063】 나아가, 전도성 접촉부(140)가 전기적 접지를 동시에 수행하므로, 추가적인 접지선 또는 차폐부재 없이 구조가 단순화되고, 경량화 및 조립 효율성 향상이 가능하다.

【0065】 도 6은 도 1의 방열 및 전자파 차폐 기능이 통합된 비행제어컴퓨터용 하우징에 비행제어컴퓨터용 진동 흡수 구조물이 결합된 상태를 나타낸 단면도이

다. 도 7은 도 6의 방열 및 전자파 차폐 기능이 통합된 비행제어컴퓨터용 하우징을 다른 각도에서 관측한 상태를 나타낸 단면도이다. 도 8은 도 6의 비행제어컴퓨터용 진동 흡수 고정 구조물의 중량부재를 나타낸 단면도이다. 도 9는 도 6의 비행제어컴퓨터용 진동 흡수 고정 구조물의 와셔를 나타낸 모식도이다.

【0066】 본 실시예에 따른 방열 및 전자파 차폐 기능이 통합된 비행제어컴퓨터용 하우징은, 진동 흡수 구조물(200)을 더 포함할 수 있다.

【0067】 도 6 내지 도 9를 참조하면, 진동 흡수 구조물(200)은 베이스 하우징(110) 하부에 결합될 수 있으며, 본체부(210) 및 진동 감쇠부(220)를 포함한다.

【0068】 베이스 하우징(110)은 그 하부에 진동 흡수 고정 구조물(200)을 매개로 하여 기체 프레임의 상면에 장착될 수 있다. 기체 프레임은 비행체의 본체 골격으로서 추진기, 배터리, 항법장치 등 주요 구성품이 고정되는 구조체를 의미한다.

【0069】 따라서, 베이스 하우징(110)은 진동 흡수 고정 구조물(200)을 통하여 기체 프레임에 체결되는 구조를 가지며, 이때 진동 흡수 고정 구조물(200)은 비행제어컴퓨터용 하우징(100)와 기체 프레임 사이에 개재되어, 비행 중 추진계 작동으로부터 발생하는 진동이 비행제어컴퓨터용 하우징(100)으로 직접 전달되는 것을 억제한다. 이에 따라, 비행제어컴퓨터의 회로기판, 센서 모듈 등의 손상을 방지하고, 제어 신호의 안정성을 향상시킬 수 있다.

【0070】 진동 흡수 고정 구조물(200)은 베이스 하우징(110) 하부에 결합되는 본체부(210)와, 본체부(210)의 내부공간에 설치된 진동 감쇠부(220)를 포함한다.

【0071】 본체부(210)는 알루미늄 합금, 마그네슘 합금 등 경량 금속재로 형성되며, 상단에는 베이스 하우징(110)의 체결부재(104)의 체결공(104h)에 대응하는 상단 장착부(221)를 포함하여 베이스 하우징(110)과 결합될 수 있다.

【0072】 즉, 본체부(210)는 그 상부를 형성하며, 베이스 하우징(110)의 체결공(104h)을 관통하도록 상방으로 연장 형성된 상단 장착부(211)를 포함할 수 있다. 상단 장착부(211)가 체결공(104h)을 관통하면, 상단 장착부(211)의 상부에서 볼트를 체결함으로써 진동 흡수 고정 구조물(200)과 베이스 하우징(110)을 결합시킬 수 있다.

【0073】 본체부(210)는 내부에는 오목한 수용공간을 포함하는 수용부(212)를 더 포함하여, 진동 감쇠부(220)가 수용부(212)의 수용공간에 삽입되도록 할 수 있다.

【0074】 진동 감쇠부(220)는 본체부(210)의 수용부에 배치되며, 비행제어컴퓨터에 전달되는 진동을 흡수 및 분산시키는 구성이다. 진동 감쇠부(220)는 비행제어컴퓨터용 하우징(1)의 진동을 흡수하는 핵심 구성으로, 중량부재(221) 및 와셔(222)로 이루어진다.

【0075】 중량부재(221)는 금속재 질량체로서, 비행제어컴퓨터용 하우징(1)으로부터 전달되는 진동에 대해 관성 이동을 일으켜 반대 위상의 감쇠 효과를 발생시

킨다. 중량부재(221)는 스테인리스강 또는 텅스텐 합금과 같이 밀도가 높은 재질로 형성되어, 비행제어컴퓨터용 하우징(1)에서 전달되는 진동에 대하여 반위상(反位相) 변위를 발생시킨다.

【0076】 즉, 비행제어컴퓨터용 하우징(1)이 한쪽 방향으로 미세 진동할 때, 중량부재(221)는 관성에 의해 그 반대 방향으로 움직이며, 이에 따라 진동 에너지가 상쇄되어 감쇠 효과가 나타난다.

【0077】 도 8을 참조하면, 중량부재(221)는 상단 및 하단 각각에 돌출부재(2211) 형성되고, 상단 및 하단 사이에는 외주면을 따라 형성된 홈(2212)을 포함할 수 있다.

【0078】 와셔(222)는 도 7에 도시한 바와 같이, 중량부재(221)의 상단 및 하단 각각의 돌출부재(2211)를 둘러싸도록 한 쌍으로 형성될 수 있다. 이를 위해 와셔(222)는 중앙에 중심홀(222c)이 형성된 원반 형태를 가질 수 있다.

【0079】 와셔(222)는 진동 감쇠부(220)의 상단 및 하단에 각각 배치되어, 기체 프레임을 통해 전달되는 미세 진동을 추가적으로 차단한다. 와셔(222)는 탄성 재질을 포함하며, 기체 프레임의 진동 전달 경로에서 비틀림 또는 국부 진동을 차단할 수 있다. 예를 들어, 와셔(222)는 탄성 변형을 통해 부재를 눌러주거나 풀림을 방지하는 역할을 하는 스프링 와셔 또는 웨이브 와셔일 수 있다.

【0080】 보다 구체적으로, 와셔(222)는 진동 감쇠부(220)의 상단부 및 하단부 각각에 제1 와셔(222a) 및 제2 와셔(222b)가 끼움 결합될 수 있다.

【0081】 제1 와셔(222a)는 비행제어컴퓨터의 체결 토크에 의한 변형을 흡수 할 수 있다. 제2 와셔(222b)는 진동 감쇠부(220)의 하부면을 지지함과 동시에 기체 본체로의 진동 전달을 차단할 수 있다.

【0082】 도 9를 참조하면, 와셔(222)의 외주면에는 복수개의 관통홀(222h)이 형성될 수 있다. 와셔(222)는 외주면에 관통홀(222h)이 없는 상태에서는 12 내지 20MPa의 탄성계수를 가지며, 외주면에 관통홀(222h)이 형성된 경우에는 8 내지 12MPa의 탄성계수를 가질 수 있다.

【0083】 보다 바람직하게는 와셔(222)에 관통홀(222h)이 형성되지 않은 경우에 와셔(222)의 탄성계수는 16MPa이며, 와셔(222)에 관통홀(222h)이 형성된 경우에는 와셔(222)가 10MPa의 탄성계수를 갖는 것이 바람직하다.

【0084】 복수개의 관통홀(222h)은 와셔(222)의 원주 방향을 따라 일정 간격으로 배치되고, 동시에 와셔(222)의 중심을 향하는 방사 방향으로도 균일 간격을 갖도록 배치될 수 있다.

【0085】 직경은 약 0.5 내지 2.5mm 범위에서 형성되며, 전체 단면적 합은 와셔(222)의 단면적 대비 15~35% 범위를 차지할 수 있다.

【0086】 이와 같이 와셔(222)에 관통홀(222h)이 형성됨에 따라 와셔(222)의 유효 탄성계수는 약 8 내지 12MPa 범위로 낮아져, 기체 본체로부터 전달되는 진동 을 보다 효율적으로 흡수할 수 있다.

【0087】 즉, 와셔(222)의 복수 관통홀(222h)은 구멍의 직경(0.5~2.5mm)과 밀도에 따라 유효 탄성계수를 변화시킨다. 홀을 형성하지 않은 경우 와셔(222)의 탄성계수는 약 12 내지 20MPa이며, 복수의 관통홀(222h)을 형성할 경우 공극률(15~35%)에 따라 약 8~12MPa 범위로 조절된다. 이로써, 와셔(222)는 주파수대(30~400Hz)에서 공진을 억제하며, 비행체별 구조 특성에 맞는 최적 진동 흡수 특성을 구현할 수 있다.

【0088】 이와 같이, 관통홀(222h)의 형성 유무, 관통홀(222h)의 개수 및 관통홀(222h)의 배열 밀도에 따라 탄성계수가 조절 및 진동 감쇠 특성이 조절 가능하므로, FCC의 중량, 장착 위치, 비행체의 구조 특성에 맞춰 최적의 감쇠성능을 구현할 수 있다.

【0089】 와셔(222)에 복수개의 관통홀(222h)이 형성되지 않은 경우, 와셔(222)가 12 내지 20MPa의 탄성계수를 갖는 것은, 비행제어컴퓨터(FCC)의 하중을 안정적으로 지지하기 위한 기본 강성을 확보하기 위한 것이다.

【0090】 반면, 와셔(222)에 복수개의 관통홀(222h)을 형성할 경우에는 관통홀(222h)의 개수 및 직경(예: 0.5~2.5mm)에 따라 와셔(222)의 유효 단면적이 감소하고, 이에 따라 탄성계수가 약 8 내지 12MPa 범위로 저하된다.

【0091】 본 실시예에서 와셔(222)의 탄성계수를 8 내지 12MPa 범위로 설정한 이유는, 비행제어컴퓨터(FCC)의 질량이 약 0.8~1.5kg 범위에 있으며, 비행체의 추진기 및 프로펠러의 회전수(약 30~400Hz)로부터 발생하는 기체 구조체의 진동 주파

수와 FCC의 고유 진동수 간의 공진(resonance)을 회피하기 위함이다.

【0092】 즉, 상기 범위의 탄성계수를 갖는 와셔(222)를 적용함으로써 FCC 장착계의 고유 진동수를 추진계 진동 주파수 대역 외부로 이동시켜, FCC 하우징의 진동 진폭을 최소화하고 제어기 내부 회로기판의 납땜부 파손이나 신호 왜곡을 방지할 수 있다. 다시 말하여, 상기 범위의 탄성계수를 갖는 와셔(222)를 적용함으로써, FCC 장착계의 고유 진동수가 비행체 추진계에서 발생하는 진동 주파수(약 30~400Hz) 범위를 벗어나도록 설정되어, 공진에 의한 진동 증폭을 방지할 수 있다.

【0093】 비행제어컴퓨터와 진동 흡수 구조물(200)의 결합 시스템은 스프링-질량계로 모델링될 수 있으며, 시스템의 고유진동수는 하기 식 (1)로 표현된다.

$$[0094] f_n = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k}{m}} \quad \text{식(1)}$$

【0095】 상기 식(1)에서, k 는 탄성체의 등가 스프링 상수로서 탄성계수(E)에 비례하므로, 탄성계수를 조절하면 시스템의 고유진동수를 변화시킬 수 있다.

【0096】 본 실시예에서 와셔(222)의 설계 목표는 추진계의 주요 진동 에너지 대역(약 30~400Hz)과 FCC 장착계의 고유진동수가 중첩되어 공진이 발생하지 않도록 하는 것이다. 이론적으로는 매우 낮은 주파수(20 Hz 이하) 또는 매우 높은 주파수(450 Hz 이상)로 이동시키는 방법도 있으나, 그러한 극단치는 중량부재(221)에 대한 체결 안정성, 진동 감쇠 능력, 제조 및 유지관리성 등의 실무적 제약으로 인해 비현실적이다.

【0097】 따라서 본 실시예에서는 FCC(100)의 등가 질량(약 0.8~1.5 kg)과 구조적 제약을 고려하여 와셔(222)의 고유진동수를 약 25~70 Hz 범위에 위치시키도록 설계하였고, 그에 대응하는 와셔(222)의 탄성계수는 약 8~12 MPa임을 확인하였다. 상기 범위는 구조적 변형을 허용 가능한 수준으로 억제하면서도 추진체의 주요 진동주파수와의 충돌(공진)을 효과적으로 회피하는 실무상 합리적인 타협점이다.

【0098】 탄성계수가 8MPa 미만인 경우에는 구조적 변형이 과도해져 체결 안정성이 저하되고, 12MPa을 초과하는 경우에는 진동이 충분히 감쇠되지 않아 추진기 진동(100Hz 이상)과의 공진이 발생할 우려가 있다. 따라서, 본 발명은 복수의 관통홀(222h)을 이용하여 와셔(222)의 탄성계수를 8~12MPa 범위에서 조절함으로써, 구조적 강도와 진동 감쇠 성능의 균형을 동시에 확보할 수 있다.

【0099】 관통홀(222h)의 직경은 0.5~2.5mm 범위로 설정된다. 이는 탄성체 사출·가공 공정에서의 형상 재현성과 반복 내구성을 확보함과 동시에, 관통홀(222h) 직경 변화만으로 유효 단면적을 정밀하게 제어하여 탄성계수를 단계적으로 조절하기 위함이다. 지나치게 작은 직경은 가공 결함 및 응력집중에 의한 피로열화를 유발하고, 과도한 직경은 리간드 폭 감소로 전단 파괴 및 찢김을 유발하므로 상기 범위를 상한 및 하한으로 한정한다.

【0100】 또한, 와셔(222)의 외주면에 형성되는 관통홀(222h)의 전체 단면적 이 와셔(222)자체 단면적의 약 15~35%가 되도록 설계함으로써, 와셔(222)의 탄성계수를 홀을 형성하지 않은 상태(약 12~20MPa)에서 홀을 형성한 상태(약 8~12MPa)로 안정적으로 낮출 수 있다.

【0101】 이러한 공극률(15~35%) 범위는 비행제어컴퓨터(FCC)의 질량과 장착 조건을 고려하여, 시스템의 고유진동수가 약 25~70Hz 범위에 위치하도록 하여 추진 계의 진동 주파수대(30~400Hz)와 겹치지 않게 설정된 것이다. 또한, 와셔(222)의 남는 채질(리간드) 두께가 충분히 확보되어 구조 강도와 피로 수명을 동시에 만족하도록 결정된 값이다.

【0102】 한편, 본체(210)는 하부 지지부(213)를 더 포함할 수 있다. 하부 지지부(213)는 진동 감쇠부(220)를 지지하면서 기체 본체에 체결되는 구조체이다. 하부 지지부(213)는 알루미늄, 스테인리스 등 금속재로 형성될 수 있으며, 외면에는 절연층이 코팅되어 전기적 절연과 부식 방지를 동시에 확보할 수 있다.

【0103】 이로써 진동 감쇠부(220) 전체의 변형 안정성이 향상되며, FCC의 결합 강도와 진동 절연 성능이 동시에 확보된다.

【0104】 비행체의 추진계(모터, 프로펠러 등)가 회전하면서 발생하는 진동은 기체 본체를 통하여 FCC 방향으로 전달된다. 그러나 FCC는 하부의 진동 흡수 고정 구조물을 통해 결합되어 있으므로, 이 전달 진동은 와셔(222)를 통과하면서 감쇠된다.

【0105】 비행제어컴퓨터가 상방으로 진동할 때 중량부재(221)는 관성에 의해 하방으로 미세하게 움직이며, 이때 와셔(222)는 압축 및 인장 변형을 반복하면서 진동 에너지를 흡수한다.

【0106】 결과적으로 비행제어컴퓨터에 도달하는 진동의 진폭이 감소하여 비행제어컴퓨터 내부 회로기판의 납땜부, 센서 모듈, 커넥터 등의 손상을 방지할 수 있다.

【0107】 비행제어컴퓨터에 본 발명의 진동 흡수 고정 구조물의 구조를 적용한 경우, 비행제어컴퓨터로 전달된 진동의 가속도는 약 40~60% 감소하는 것으로 확인되었다.

【0108】 한편, 본 발명의 비행제어컴퓨터용 진동 흡수 고정 구조물은, 고리형상의 오링(223)을 더 포함할 수 있다.

【0109】 오링(223)은 중량부재(221)의 외주를 둘러싸며 본체부(210)와 중량부재(221) 사이에 형성될 수 있다. 즉, 오링(223)은 앞서 설명한 중량부재(221)의 홈(2212)에 끼움 결합될 수 있다.

【0110】 오링(223)은 탄성체로 형성되어 진동에 대한 복원력을 제공할 수 있다. 오링(223)은 실리콘, 합성고무, 또는 열가소성 폴리우레탄(TPU) 등의 재질로 구성될 수 있다.

【0111】 본 실시예에서는 와셔(222) 외에 오링(223)이 중량부재(221)를 더 감싸도록 형성됨에 따라, 기체 프레임으로부터 전달되는 진동을 추가적으로 흡수할 수 있게 된다.

【0113】 이상 본 발명을 구체적인 실시예를 통하여 상세히 설명하였으나, 이는 본 발명을 구체적으로 설명하기 위한 것으로, 본 발명은 이에 한정되지 않으며, 본 발명의 기술적 사상 내에서 당해 분야의 통상의 지식을 가진 자에 의해 그 변형이나 개량이 가능함은 명백하다고 할 것이다.

【0114】 본 발명의 단순한 변형 내지 변경은 모두 본 발명의 영역에 속하는 것으로 본 발명의 구체적인 보호 범위는 첨부된 청구범위에 의하여 명확해질 것이다.

【부호의 설명】

【0115】 100: 비행제어컴퓨터용 하우징

110: 베이스하우징

120: 커버하우징

121: 제1구역

122: 방열판

123: 제2구역

130: 전자파 차폐층

131: 제1차폐부

132: 제2차폐부

140: 전도성 접촉부

300: 전자회로

【청구범위】

【청구항 1】

전자회로를 수용하기 위한 비행제어컴퓨터용 하우징에 있어서, 상기 전자회로가 안착되는 베이스 하우징, 및 상기 베이스 하우징과 결합되며 외측면에 복수의 방열핀이 형성된 커버 하우징을 포함하며, 금속 재질로 이루어지는 하우징 본체;

상기 전자회로를 덮도록 상기 하우징 본체의 내부에 형성되어, 외부 전자파를 차단하는 전자파 차폐층; 및 상기 베이스 하우징과 상기 전자회로 사이에 개재되어, 상기 전자회로로부터 발생한 열을 상기 하우징 본체로 전달하고, 상기 전자회로의 접지 패턴을 상기 하우징 본체와 전기적으로 연결하여 접지를 수행하는 전도성 접촉부를 포함하는, 방열 및 전자파 차폐 기능이 통합된 비행제어컴퓨터용 하우징.

【청구항 2】

제1항에 있어서, 상기 커버 하우징은, 상기 복수의 방열핀이 형성된 제1 구역; 및 상기 제1 구역의 일측으로부터 연장 형성되며, 상기 제1 구역 보다 높게 형성되고, 일 측에 커넥터가 연결되는 제2 구역을 포함하는, 방열 및 전자파 차폐 기능이 통합된 비행제어컴퓨터용 하우징.

【청구항 3】

제2항에 있어서,

상기 전자파 차폐층은,

상기 하우징 본체의 내부에서, 상기 커버 하우징의 상기 제1 구역에 대응되는 내부 영역에 형성된 제1 차폐부와, 상기 커버 하우징의 상기 제2 구역에 대응되는 내부 영역에 형성된 제2 차폐부를 포함하고,

상기 제1 차폐부의 두께는 상기 제2 차폐부의 두께 보다 1.5배 내지 2배로 형성되는, 방열 및 전자파 차폐 기능이 통합된 비행제어컴퓨터용 하우징.

【청구항 4】

제3항에 있어서,

상기 제1 구역의 복수의 방열핀 각각은,

상기 커버 하우징의 외측면으로부터 수직으로 돌출 형성되며,

상기 커버 하우징의 길이 방향을 따라 연장되도록 형성되고,

상기 방열핀들은, 상기 커버 하우징의 길이 방향에 수직한 방향으로 서로 이격 배치되고,

상기 서로 인접한 방열핀 사이의 간격은 상기 방열핀 높이의 0.8배 내지 1.2배로 형성되는, 방열 및 전자파 차폐 기능이 통합된 비행제어컴퓨터용 하우징.

【청구항 5】

제1항에 있어서,

상기 전도성 접촉부는,
실리콘계 전도성 패드로 형성되며,
상기 전자회로의 발열 소자 하측에 대응되는 영역에 복수개가 일정 간격으로
배치되어, 상기 발열 소자로부터 발생한 열을 상기 하우징 본체로 전달하는, 방열
및 전자파 차폐 기능이 통합된 비행제어컴퓨터용 하우징.

【요약서】

【요약】

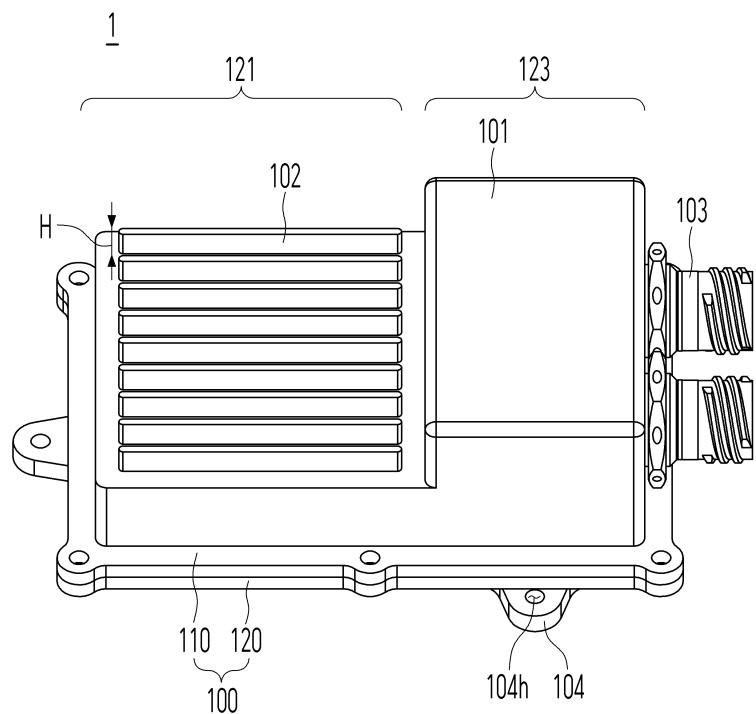
본 발명의 일 실시예에 따른 방열 및 전자파 차폐 기능이 통합된 비행제어컴퓨터용 하우징은, 전자회로를 수용하기 위한 비행제어컴퓨터용 하우징에 있어서, 상기 전자회로가 안착되는 베이스 하우징, 및 상기 베이스 하우징과 결합되며 외측 면에 복수의 방열핀이 형성된 커버 하우징을 포함하며, 금속 재질로 이루어지는 하우징 본체, 상기 전자회로를 덮도록 상기 하우징 본체의 내부에 형성되어, 외부 전자파를 차단하는 전자파 차폐층, 및 상기 베이스 하우징과 상기 전자회로 사이에 개재되어, 상기 전자회로로부터 발생한 열을 상기 하우징 본체로 전달하고, 상기 전자회로의 접지 패턴을 상기 하우징 본체와 전기적으로 연결하여 접지를 수행하는 전도성 접촉부를 포함한다.

【대표도】

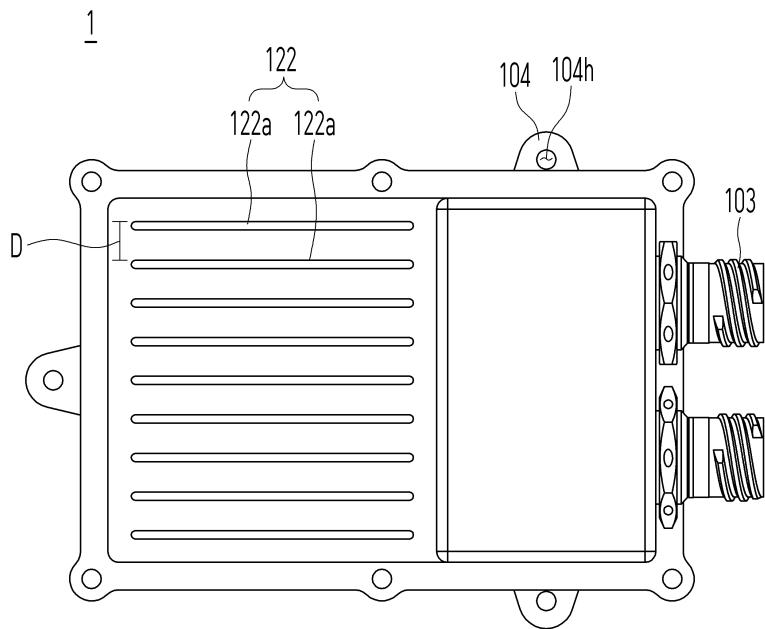
도 1

【도면】

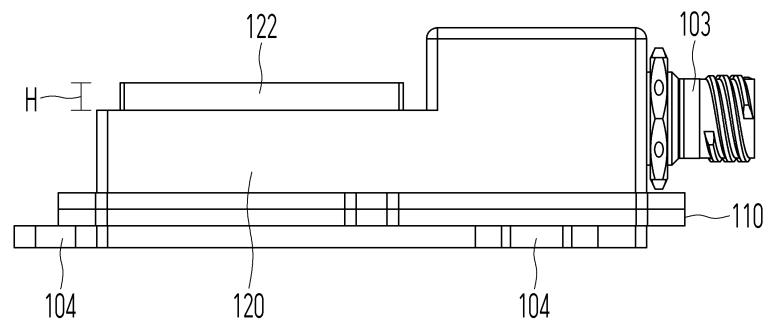
【도 1】



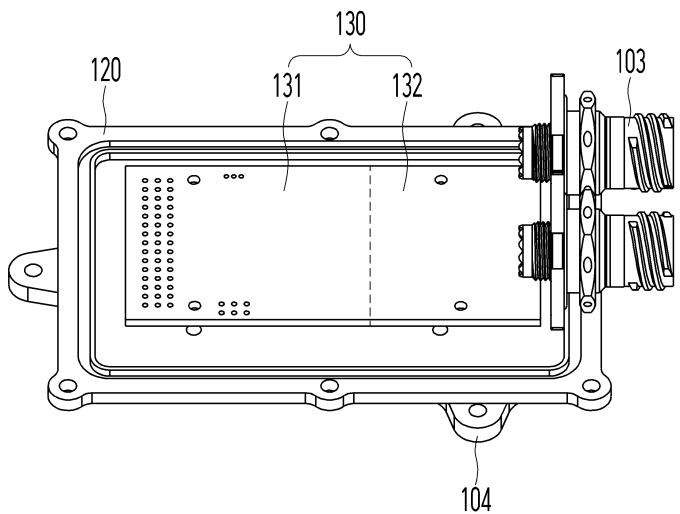
【도 2】



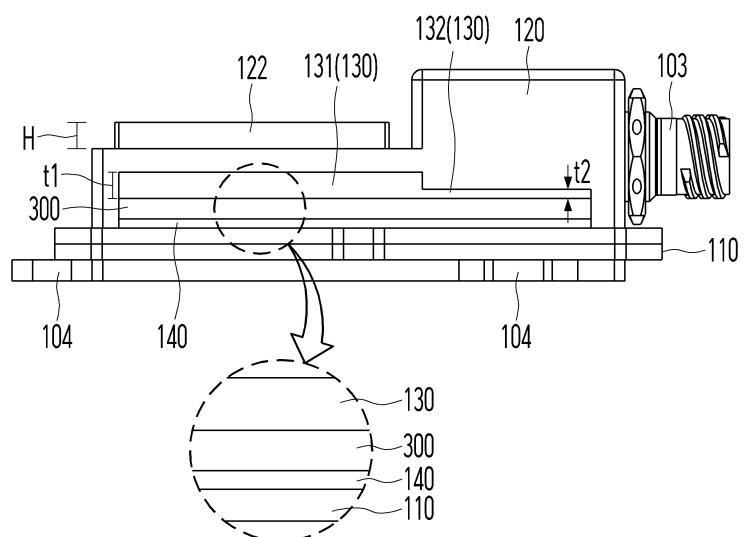
【도 3】



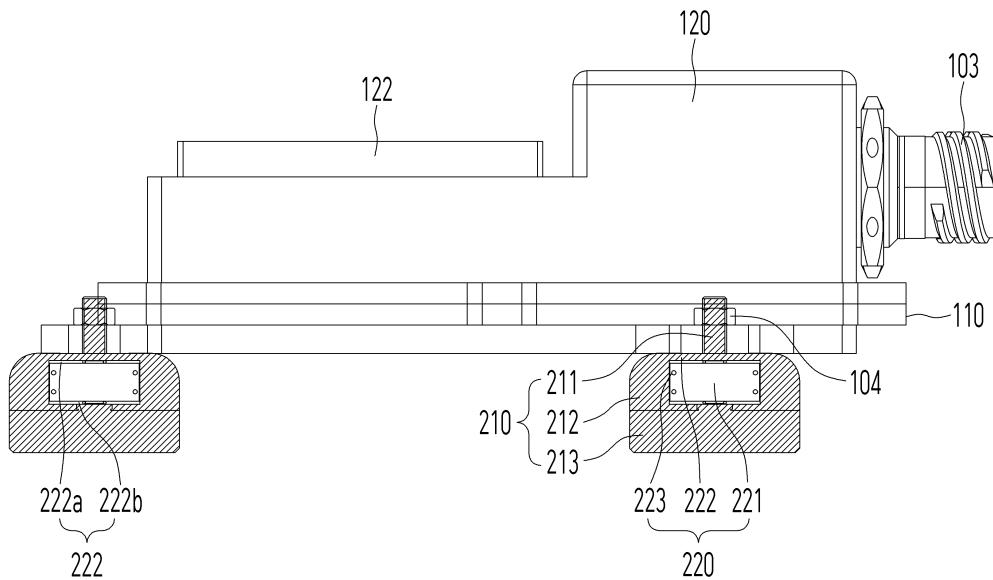
【도 4】



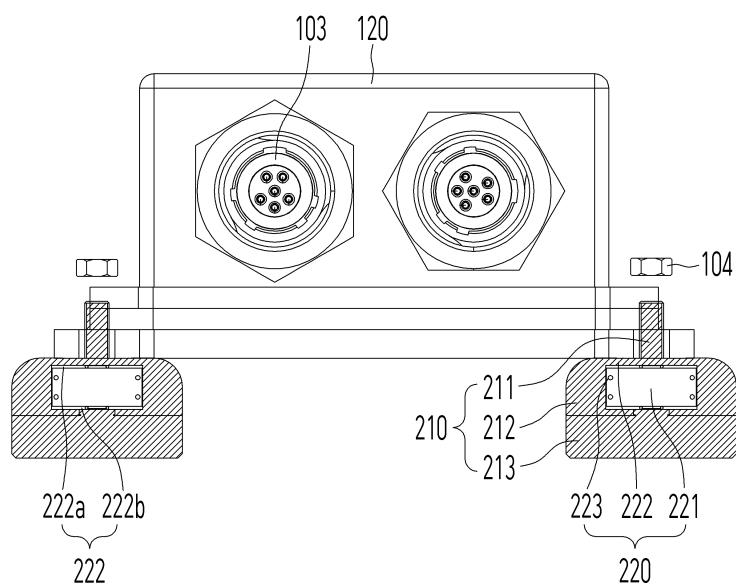
【도 5】



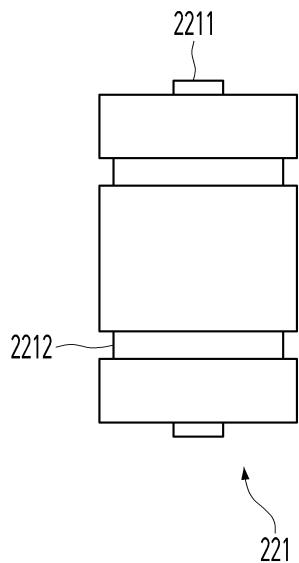
【도 6】



【도 7】



【도 8】



【도 9】

