

【서지사항】

【서류명】	특허출원서
【참조번호】	0227
【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】	비행제어컴퓨터용 진동 흡수 고정 구조물
【발명의 영문명칭】	VIBRATION-ABSORBING MOUNTING STRUCTURE FOR FLIGHT CONTROL COMPUTER
【발명자】	
【성명】	유수호
【성명의 영문표기】	YU, Su Ho
【국적】	KR
【주민등록번호】	970928-1XXXXXX
【우편번호】	14999
【주소】	경기도 시흥시 능곡서로 27
【거주국】	KR

【발명자】

【성명】 정유진
【성명의 영문표기】 JUNG, Yu Jin
【국적】 KR
【주민등록번호】 970818-2XXXXXX
【우편번호】 03781
【주소】 서울특별시 서대문구 연희로 38-20
【거주국】 KR

【발명자】

【성명】 이창수
【성명의 영문표기】 LEE, Chang Su
【국적】 KR
【주민등록번호】 990616-1XXXXXX
【우편번호】 15019
【주소】 경기도 시흥시 함송로29번길 54
【거주국】 KR

【발명자】

【성명】 김연준
【성명의 영문표기】 KIM, Yeon June
【국적】 KR
【주민등록번호】 001108-3XXXXXX
【우편번호】 22859

【주소】 인천광역시 서구 서로3로 225

【거주국】 KR

【출원언어】 국어

【심사청구】 청구

【취지】 위와 같이 지식재산처장에게 제출합니다.

대리인 특허법인 오킴스

(서명 또는 인)

【수수료】

【출원료】	0 면	46,000 원
【가산출원료】	26 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	
【수수료 자동납부번호】	3170018527991	
【첨부서류】	1.기타첨부서류[위임장]_1통	

1 : 기타첨부서류

[PDF 파일 첨부](#)

【발명의 설명】

【발명의 명칭】

비행제어컴퓨터용 진동 흡수 고정 구조물{VIBRATION-ABSORBING MOUNTING STRUCTURE FOR FLIGHT CONTROL COMPUTER}

【기술분야】

【0001】 본 발명은 진동 흡수 고정 구조물에 관한 것으로, 보다 상세하게는 비행 중 발생하는 진동을 흡수하여 비행제어컴퓨터(FCC)의 회로 손상, 오작동 및 신호 왜곡을 방지하고, 안정적인 비행제어를 가능하게 하는 진동 흡수 고정 구조물에 관한 것이다.

【발명의 배경이 되는 기술】

【0002】 비행제어컴퓨터(Flight Control Computer, 이하 FCC)는 비행체의 안정적인 비행을 제어하기 위한 핵심 전자장치로서, 기체의 자세, 속도, 위치, 전력상태 등을 실시간으로 연산 및 제어한다.

【0003】 FCC는 일반적으로 기체의 중심부 또는 프레임에 고정되어, 추진기, 프로펠러, 센서 모듈, 배터리 등의 다양한 구성요소와 전기적으로 연결되어 있다.

【0004】 그러나 비행 중에는 추진기와 프로펠러의 회전에 의해 발생하는 기계적 진동이 지속적으로 전달된다.

【0005】 추진기는 모터, 감속기, 회전축 등으로 이루어지며, 회전 불균형이 존재할 경우 회전축 방향으로 주기적인 진동을 발생시킨다.

【0006】프로펠러는 공기를 밀어 추력을 생성하는 과정에서, 블레이드 간의 무게 편차나 공기 흐름의 불균일로 인해 공기력 불균형 진동을 일으킨다.

【0007】이러한 기계적 진동이 기체 구조물의 고유 진동수와 일치할 경우 공진 현상이 발생하여, 기체 프레임 전체가 크게 흔들리게 된다.

【0008】결국 이러한 추진기, 프로펠러 및 구조 공진에 의해 발생한 진동이 FCC로 직접 전달되면, 회로기판의 납땜부 파손, 커넥터 접촉 불량, IMU(관성측정장치) 오차 증가, 신호 왜곡 등 다양한 문제가 발생할 수 있다.

【0009】이를 방지하기 위하여 기존에는 FCC 하부에 고무 패드나 스펀지형 완충재를 삽입하거나, 단순한 진동 절연 마운트를 사용하였으나, 이러한 방법은 수직 방향의 진동만 일부 완화할 뿐, 수평 및 비틀림 방향의 진동을 충분히 흡수하지 못하며, 장시간 운항 시 탄성체의 피로로 인해 성능이 저하되는 한계가 있었다.

【0010】따라서, 추진기 및 프로펠러로부터 발생하는 복합 진동을 효율적으로 흡수하고, FCC의 회로 및 센서 안정성을 장기간 유지할 수 있는 진동 흡수형 고정 구조물이 요구되고 있다.

【0012】지원기관: 인천광역시 · 인천테크노파크

【0013】연구사업명: 2025년 파브(PAV) 부품기술개발 지원사업

【0014】연구과제명: PAV용 고신뢰성 지능형 FCC 개발

【0015】과제수행기관명: (주)브이스페이스

【0016】 연구기간: 2025.04.01.-2025.11.30.

【발명의 내용】

【해결하고자 하는 과제】

【0018】 본 발명은 위와 같은 문제점을 해결하기 위한 것으로서, 비행제어컴퓨터가 장착된 상태에서 3축 방향(X, Y, Z)의 진동을 효율적으로 흡수하고, 장착 하중을 균등하게 분산하며, 탄성계수(8~20 MPa)를 설계적으로 조절할 수 있는 진동 흡수 고정 구조물을 제공하는 데 그 목적이 있다.

【과제의 해결 수단】

【0019】 본 발명의 일 실시예에 따른 진동 흡수 고정 구조물은, 비행제어컴퓨터(FCC)의 하부에 설치되어 기체 프레임과의 사이에서 진동을 흡수하도록 마련된 고정 구조물에 있어서, 상기 비행제어컴퓨터와 결합되는 본체부, 및 상기 본체부의 내부공간에 설치되는 진동감쇠부를 포함한다.

【0020】 상기 진동감쇠부는, 질량체로서 비행제어컴퓨터의 진동에 대하여 반 위상 변위를 발생시켜 감쇠하는 중량부재, 및 탄성재질을 포함하며, 상기 중량부재의 상단부 및 하단부 각각에 끼움 결합되어 상기 기체 프레임으로부터 전달되는 진동을 차단하는 와셔를 포함하는 것을 특징으로 한다.

【0021】 일 실시예에서, 상기 와셔는 외주면에 복수개의 관통홀이 형성되어, 8 내지 12MPa의 탄성계수를 갖도록 조절될 수 있다.

【0022】 일 실시예에서, 상기 관통홀들은 상기 와셔의 원주 방향을 따라 등간격으로 원형 배열되며, 각각의 직경은 0.5 내지 2.5mm 범위 내에서 형성될 수 있다.

【0023】 일 실시예에서, 상기 복수개의 관통홀의 전체 단면적 합은, 상기 와셔의 전체 단면적 대비 15~35% 범위를 차지하도록 형성될 수 있다.

【0024】 일 실시예에서, 상기 본체부는, 그 상단부를 형성하며, 상방으로 연장 형성되어 상기 비행제어컴퓨터의 체결부를 관통하여 결합되는 상단 장착부, 상기 진동 감쇠부가 내부에 수용공간을 포함하는 수용부, 및 그 하단부를 형성하며 상기 기체 프레임에 고정되는 하부 지지부를 포함할 수 있다.

【발명의 효과】

【0025】 본 발명의 진동 흡수 고정 구조물에 의하면, 진동 감쇠부 및 오링은, 비행체의 추진기 및 프로펠러로부터 전달되는 기계적 진동을 효과적으로 흡수 및 분산시켜, FCC로 전달되는 진동 가속도를 약 40~60% 감소시킨다. 이에 따라 FCC 내부 회로기관, 센서 모듈, IMU 등의 진동으로 인한 손상 및 오작동을 방지할 수 있다.

【0026】 또한, 오링의 외주면에 형성된 복수의 관통홀은, 홀의 개수 및 직경에 따라 유효 탄성계수를 조절할 수 있도록 구성됨에 따라 사용 환경(비행체 크기, 진동 주파수, 하중 조건 등)에 맞게 탄성계수를 약 8~20 MPa 범위로 세밀하게 조절할 수 있어, 비행체의 주 진동 주파수대(30~400 Hz)에서 공진을 억제하고 최적 감

쇠 특성을 확보할 수 있다.

【0027】 아울러, 진동 감쇠부만을 선택적으로 교체할 수 있어 정비 효율이 향상된다.

【0028】 나아가, 비행제어컴퓨터의 회로기판, 프로세서, 센서 등의 정밀 부품을 진동·충격으로부터 보호함으로써 시스템의 안정성을 유지한다. 이에 따라 FCC의 신호 정확도 및 제어 응답성이 향상되며, 장시간 운용 시에도 기체 제어 성능의 일관성이 확보될 수 있다.

【0029】 결과적으로, 추진기 및 프로펠러에서 발생하는 진동을 효율적으로 흡수하고, 공진을 억제하며, 구조적 안정성과 정비성을 동시에 확보하는 진동 흡수 고정 구조물을 제공함으로써, 비행제어컴퓨터의 내구성과 신뢰성을 크게 향상시킬 수 있다.

【도면의 간단한 설명】

【0030】 도 1은 비행제어컴퓨터(FCC)를 나타낸 외관 사시도이다.

도 2는 도 1의 비행제어컴퓨터를 나타낸 평면도이다.

도 3은 도 1의 비행제어컴퓨터를 나타낸 측면도이다.

도 4는 본 발명의 일 실시예에 따른 비행제어컴퓨터용 진동 흡수 고정 구조물이 도 1의 비행제어컴퓨터에 장착된 상태를 나타낸 단면도이다.

도 5는 도 4의 비행제어컴퓨터용 진동 흡수 고정 구조물이 장착된 비행제어컴퓨터를 'A' 방향에서 관측한 상태를 나타낸 단면도이다.

도 6은 도 4의 비행제어컴퓨터용 진동 흡수 고정 구조물의 중량부재를 나타낸 단면도이다.

도 7은 도 4의 비행제어컴퓨터용 진동 흡수 고정 구조물의 와셔를 나타낸 모식도이다.

【발명을 실시하기 위한 구체적인 내용】

【0031】 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.

【0032】 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.

【0033】 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.

【0034】 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.

【0035】 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 의미를 가질 수 있다. 본 문서에 사용된 용어들 중 일반적인 사전에 정의된 용어들은 관련 기술의 문맥 상 가지는 의미와 동일 또는 유사한 의미로 해석될 수 있으며, 본 문서에서 명백하게 정의되지 않는 한, 이상적이거나 과도하게 형식적인 의미로 해석되지 않는다. 경우에 따라서, 본 문서에서 정의된 용어일지라도 본 문서의 실시예들을 배제하도록 해석될 수 없다.

【0036】 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 있을 수 있음을 이해하여야 한다.

【0037】 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.

【0038】 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 관련된 공지 기술에 대한 상세한 설명은 생략한다.

【0039】 이하, 첨부된 도면을 참조하여 본 발명의 일 실시예를 상세히 설명하기로 하며, 동일한 참조부호는 동일한 부재를 가리킨다.

【0041】 도 1은 비행제어컴퓨터(FCC)를 나타낸 외관 사시도이고, 도 2는 도 1의 비행제어컴퓨터를 나타낸 평면도이고, 도 3은 도 1의 비행제어컴퓨터를 나타낸 측면도이고, 도 4는 본 발명의 일 실시예에 따른 비행제어컴퓨터용 진동 흡수 고정 구조물이 도 1의 비행제어컴퓨터에 장착된 상태를 나타낸 단면도이고, 도 5는 도 4

의 비행제어컴퓨터용 진동 흡수 고정 구조물이 장착된 비행제어컴퓨터를 'A' 방향에서 관측한 상태를 나타낸 단면도이고, 도 6은 도 4의 비행제어컴퓨터용 진동 흡수 고정 구조물의 중량부재를 나타낸 단면도이고, 도 7은 도 4의 비행제어컴퓨터용 진동 흡수 고정 구조물의 와셔를 나타낸 모식도이다.

【0043】 도 1 내지 도 3을 참조하면, 비행제어컴퓨터(100)는 알루미늄 또는 마그네슘 합금으로 이루어진 하우징(101)을 포함하며, 그 상면에는 다수의 방열 리브(102)가 형성되고, 측면에는 전원 및 신호선 연결을 위한 커넥터(103)가 구비될 수 있다.

【0044】 비행제어컴퓨터(100)의 하부면에는 도시한 바와 같이 체결공(104h)을 포함하는 체결부재(104)가 형성되어, 본 발명의 일 실시예에 의한 진동 흡수 고정 구조물(200)과 체결될 수 있다.

【0045】 즉, 비행제어컴퓨터(FCC)의 하우징은 일 예로 직육면체 형태를 가질 수 있으며, 하부면에는 체결부재(104)가 형성될 수 있다. 이러한 체결부재(104)의 체결공(104h)을 통해 비행제어컴퓨터(100)는 후술하는 진동 흡수 고정 구조물(200)과 결합될 수 있다.

【0046】 체결부재(104)는 하우징(101)의 측면부 각각에 형성될 수 있으며, 그 개수는 한정되지 않고 다양하게 설계 변경될 수 있다.

【0048】 도 4 내지 도 6을 참조하면, 진동 흡수 구조물(200)은 비행제어컴퓨터(100) 하부에 결합될 수 있으며, 본체부(210) 및 진동 감쇠부(220)를 포함한다.

【0049】 비행제어컴퓨터(100)는 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.

【0050】 따라서, 비행제어컴퓨터(100)는 진동 흡수 고정 구조물(200)을 통하여 기체 프레임에 체결되는 구조를 가지며, 이때 진동 흡수 고정 구조물(200)은 비행제어컴퓨터(100)와 기체 프레임 사이에 개재되어, 비행 중 추진계 작동으로부터 발생하는 진동이 비행제어컴퓨터(100)로 직접 전달되는 것을 억제한다. 이에 따라, 비행제어컴퓨터의 회로기관, 센서 모듈 등의 손상을 방지하고, 제어 신호의 안정성을 향상시킬 수 있다.

【0051】 진동 흡수 고정 구조물(200)은 비행제어컴퓨터(100) 하부에 결합되는 본체부(210)와, 본체부(210)의 내부공간에 설치된 진동 감쇠부(220)를 포함한다.

【0052】 본체부(210)는 알루미늄 합금, 마그네슘 합금 등 경량 금속재로 형성되며, 상단에는 비행제어컴퓨터(100)의 체결공(104h)에 대응하는 상단 장착부(221)를 포함하여 비행제어컴퓨터의 하우징(101)과 결합될 수 있다.

【0053】 즉, 본체부(210)는 그 상부를 형성하며, 비행제어컴퓨터(100)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 비행제어컴퓨터(100)를 결합시킬 수 있다.

【0054】 또한, 본체부(210)는 내부에는 오목한 수용공간을 포함하는 수용부(212)를 더 포함하여, 진동 감쇠부(220)가 수용부(212)의 수용공간에 삽입되도록 할 수 있다.

【0055】 진동 감쇠부(220)는 본체부(210)의 수용부에 배치되며, 비행제어컴퓨터에 전달되는 진동을 흡수 및 분산시키는 구성이다. 진동 감쇠부(220)는 비행제어컴퓨터(100)의 진동을 흡수하는 핵심 구성으로, 중량부재(221) 및 와셔(222)로 이루어진다.

【0056】 중량부재(221)는 금속재 질량체로서, 비행제어컴퓨터(100)로부터 전달되는 진동에 대해 관성 이동을 일으켜 반대 위상의 감쇠 효과를 발생시킨다. 중량부재(221)는 스테인리스강 또는 텅스텐 합금과 같이 밀도가 높은 재질로 형성되어, 비행제어컴퓨터(100)에서 전달되는 진동에 대하여 반위상(反位相) 변위를 발생시킨다.

【0057】 즉, 비행제어컴퓨터(100)가 한쪽 방향으로 미세 진동할 때, 중량부재(221)는 관성에 의해 그 반대 방향으로 움직이며, 이에 따라 진동 에너지가 상쇄

되어 감쇠 효과가 나타난다.

【0058】 도 6에 도시한 바와 같이, 중량부재(221)는 상단 및 하단 각각에 돌출부재(2211) 형성되고, 상단 및 하단 사이에는 외주면을 따라 형성된 홈(2212)을 포함할 수 있다.

【0059】 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.

【0060】 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.

【0061】 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.

【0062】 제1 와셔(222a)는 비행제어컴퓨터의 체결 토크에 의한 변형을 흡수할 수 있다. 제2 와셔(222b)는 진동 감쇠부(220)의 하부면을 지지함과 동시에 기체 본체로의 진동 전달을 차단할 수 있다.

【0063】 와셔(222)의 외주면에는 복수개의 관통홀(222h)이 형성될 수 있다. 와셔(222)는 외주면에 관통홀(222h)이 없는 상태에서는 12 내지 20MPa의 탄성계수

를 가지며, 외주면에 관통홀(222h)이 형성된 경우에는 8 내지 12MPa의 탄성계수를 가질 수 있다.

【0064】 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.

【0065】 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.

【0066】 직경은 약 0.5 내지 2.5mm 범위에서 형성되며, 전체 단면적 합은 와셔(222)의 단면적 대비 15~35% 범위를 차지할 수 있다.

【0067】 이와 같이 와셔(222)에 관통홀(222h)이 형성됨에 따라 와셔(222)의 유효 탄성계수는 약 8 내지 12MPa 범위로 낮아져, 기체 본체로부터 전달되는 진동을 보다 효율적으로 흡수할 수 있다.

【0068】 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.

【0069】 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.

【0070】 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.

【0071】 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.

【0072】 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 주파수와 FCC의 고유 진동수 간의 공진(resonance)을 회피하기 위함이다.

【0073】 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 주파

수(약 30~400Hz) 범위를 벗어나도록 설정되어, 공진에 의한 진동 증폭을 방지할 수 있다.

【0074】 비행제어컴퓨터와 진동 흡수 구조물(200)의 결합 시스템은 스프링-질량계로 모델링될 수 있으며, 시스템의 고유진동수는 하기 식 (1)로 표현된다.

$$\text{【0075】 } f_n = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k}{m}} \quad \text{식(1)}$$

【0076】 상기 식(1)에서, k 는 탄성체의 등가 스프링 상수로서 탄성계수(E)에 비례하므로, 탄성계수를 조절하면 시스템의 고유진동수를 변화시킬 수 있다.

【0077】 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.

【0078】 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 추진계의 주요 진동주파수와 충돌(공진)을 효과적으로 회피하는 실무상 합리적인 타협점이다.

【0079】탄성계수가 8MPa 미만인 경우에는 구조적 변형이 과도해져 체결 안정성이 저하되고, 12MPa를 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.

【0080】상기 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.

【0081】또한, 와셔(222)의 외주면에 형성되는 관통홀(222h)의 전체 단면적이 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.

【0082】이러한 공극률(15~35%) 범위는 비행제어컴퓨터(FCC)의 질량과 장착 조건을 고려하여, 시스템의 고유진동수가 약 25~70Hz 범위에 위치하도록 하여 추진계의 진동 주파수대(30~400Hz)와 겹치지 않게 설정된 것이다. 또한, 와셔(222)의 남은 재질(리간드) 두께가 충분히 확보되어 구조 강도와 피로 수명을 동시에 만족하도록 결정된 값이다.

【0083】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.

【0084】이로써 진동 감쇠부(220) 전체의 변형 안정성이 향상되며, FCC의 결합 강도와 진동 절연 성능이 동시에 확보된다.

【0085】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.

【0086】비행제어컴퓨터가 상방으로 진동할 때 중량부재(221)는 관성에 의해 하방으로 미세하게 움직이며, 이때 와셔(222)는 압축 및 인장 변형을 반복하면서 진동 에너지를 흡수한다.

【0087】결과적으로 비행제어컴퓨터에 도달하는 진동의 진폭이 감소하여 비행제어컴퓨터 내부 회로기판의 납땜부, 센서 모듈, 커넥터 등의 손상을 방지할 수 있다.

【0088】비행제어컴퓨터에 본 발명의 진동 흡수 고정 구조물의 구조를 적용한 경우, 비행제어컴퓨터로 전달된 진동의 가속도는 약 40~60% 감소하는 것으로 확인되었다.

【0089】한편, 본 발명의 비행제어컴퓨터용 진동 흡수 고정 구조물은, 고리 형상의 오링(223)을 더 포함할 수 있다.

【0090】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.

【0091】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.

【0092】본 실시예에서는 와셔(222) 외에 오링(223)이 중량부재(221)를 더 감싸도록 형성됨에 따라, 기체 프레임으로부터 전달되는 진동을 추가적으로 흡수할 수 있게 된다.

【0094】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.

【0095】본 발명의 단순한 변형 내지 변경은 모두 본 발명의 영역에 속하는 것으로 본 발명의 구체적인 보호 범위는 첨부된 청구범위에 의하여 명확해질 것이다.

【부호의 설명】

【0096】 100: 비행제어컴퓨터(FCC)	101: 하우징
102: 방열 리브	103: 커넥터
104: 체결부재	104h: 체결공
200: 진동 흡수 고정 구조물	210: 본체부
211: 상단 장착부	212: 수용부
213: 하부 지지부	220: 진동 감쇠부
221: 중량부재	2211: 돌출부재
2212: 홈	222: 와셔
222a: 제1 와셔	222b: 제2 와셔
222h: 관통홀	223: 오링

【청구범위】**【청구항 1】**

비행제어컴퓨터(FCC)의 하부에 설치되어 기체 프레임과의 사이에서 진동을 흡수하도록 마련된 고정 구조물에 있어서,

상기 비행제어컴퓨터와 결합되는 본체부; 및

상기 본체부의 내부공간에 설치되는 진동감쇠부를 포함하며,

상기 진동감쇠부는,

질량체로서 비행제어컴퓨터의 진동에 대하여 반위상 변위를 발생시켜 감쇠하는 중량부재; 및

탄성재질을 포함하며, 상기 중량부재의 상단부 및 하단부 각각에 끼움 결합되어 상기 기체 프레임으로부터 전달되는 진동을 차단하는 와셔를 포함하는, 진동 흡수 고정 구조물.

【청구항 2】

제1항에 있어서,

상기 와셔는 외주면에 복수개의 관통홀이 형성되어, 8 내지 12MPa의 탄성계수를 갖도록 조절되는, 비행제어컴퓨터용 진동 흡수 고정 구조물.

【청구항 3】

제2항에 있어서,

상기 관통홀들은 상기 와셔의 원주 방향을 따라 등간격으로 원형 배열되며,

각각의 직경은 0.5 내지 2.5mm 범위 내에서 형성되는, 비행제어컴퓨터용 진동 흡수 고정 구조물.

【청구항 4】

제3항에 있어서,

상기 복수개의 관통홀의 전체 단면적 합은,

상기 와셔의 전체 단면적 대비 15~35% 범위를 차지하도록 형성되는, 비행제어컴퓨터용 진동 흡수 고정 구조물.

【청구항 5】

제1항에 있어서,

상기 본체부는,

그 상단부를 형성하며, 상방으로 연장 형성되어 상기 비행제어컴퓨터의 체결부를 관통하여 결합되는 상단 장착부;

상기 진동 감쇠부가 내부에 수용공간을 포함하는 수용부; 및

그 하단부를 형성하며 상기 기체 프레임에 고정되는 하부 지지부;

를 포함하는, 비행제어컴퓨터용 진동 흡수 고정 구조물.

【요약서】**【요약】**

본 발명의 일 실시예에 따른 비행제어컴퓨터용 진동 흡수 고정 구조물은, 비행제어컴퓨터(FCC)의 하부에 설치되어 기체 프레임과의 사이에서 진동을 흡수하도록 마련된 고정 구조물에 있어서, 상기 비행제어컴퓨터와 결합되는 본체부, 및 상기 본체부의 내부공간에 설치되는 진동감쇠부를 포함한다.

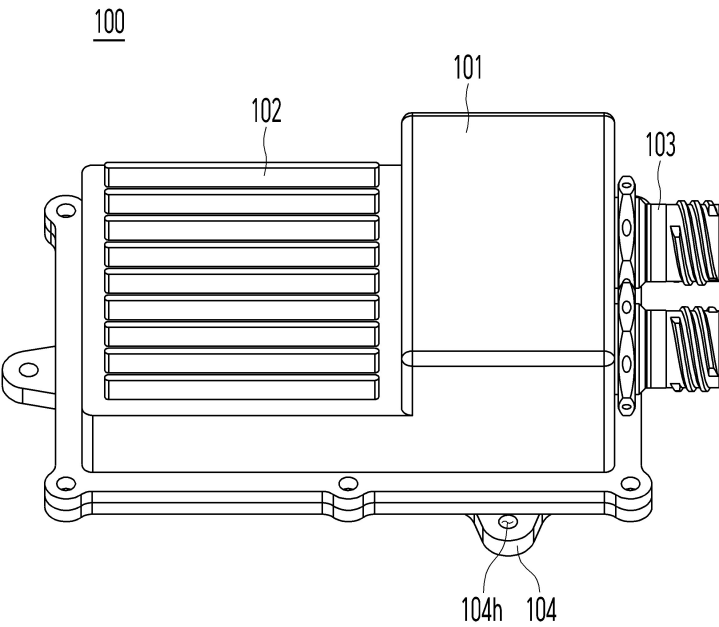
상기 진동감쇠부는, 질량체로서 비행제어컴퓨터의 진동에 대하여 반위상 변위를 발생시켜 감쇠하는 중량부재, 및 탄성재질을 포함하며, 상기 중량부재의 상단부 및 하단부 각각에 끼움 결합되어 상기 기체 프레임으로부터 전달되는 진동을 차단하는 와셔를 포함하는 것을 특징으로 한다.

【대표도】

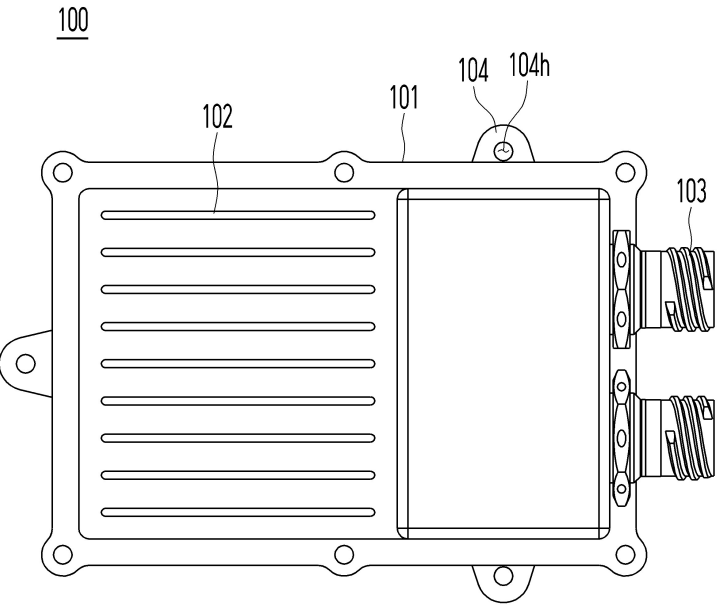
도 1

【도면】

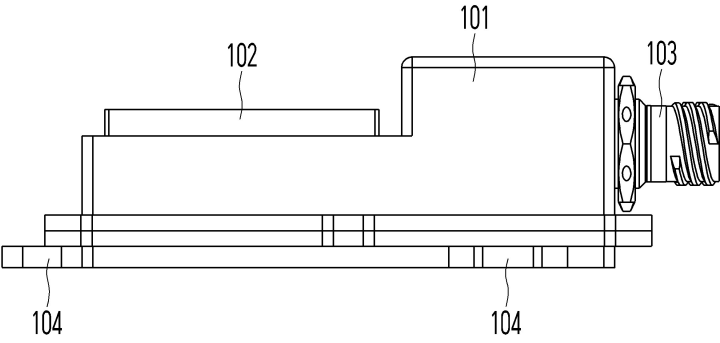
【도 1】



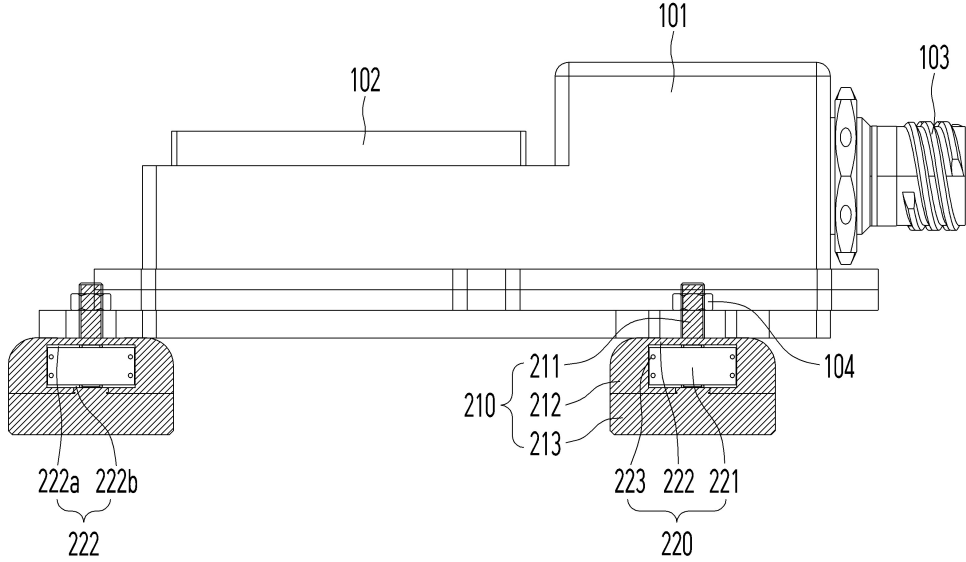
【도 2】



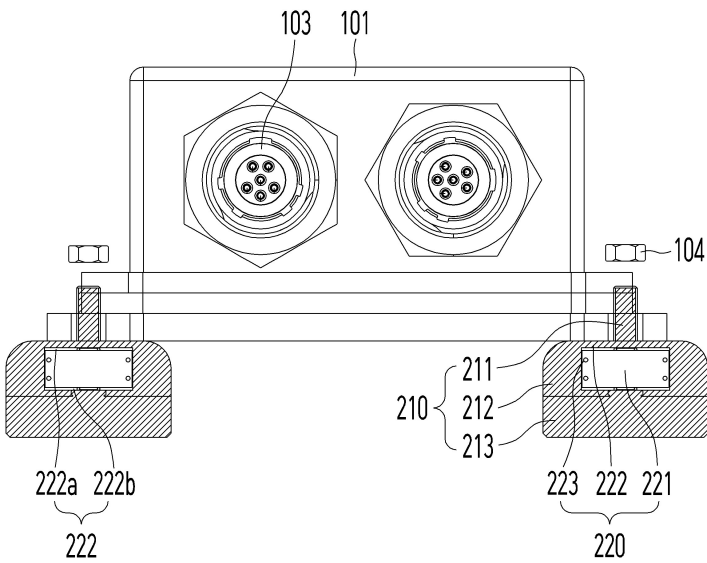
【도 3】



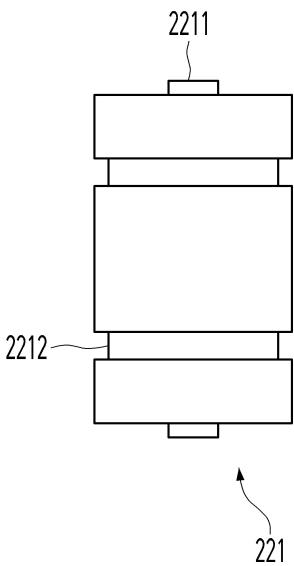
【도 4】



【도 5】



【도 6】



【도 7】

