(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 등록특허공보(B1)

(51) Int. Cl.[6]
B64C 27/00
F16F 15/00

(45) 공고일자 2000년06월01일
(11) 등록번호 10-0258023
(24) 등록일자 2000년03월07일

(21) 출원번호 10-1994-0703666
(22) 출원일자 1994년10월15일
번역문제출일자 1994년10월15일
(86) 국제출원번호 PCT/US 93/03486
(86) 국제출원일자 1993년04월14일
(81) 지정국 EP 유럽특허 : 오스트리아 벨기에 스위스 리히텐슈타인 사이프러스 독일 덴마크 스페인 핀란드 프랑스 영국 그리스 아일랜드 이탈리아 룩셈부르크 모나코 네덜란드 포르투갈 스웨덴
국내특허 : 오스트레일리아 캐나다 일본 대한민국

(65) 공개번호 특1995-0700843
(43) 공개일자 1995년02월20일
(87) 국제공개번호 WO 93/21064
(87) 국제공개일자 1993년10월28일

(30) 우선권주장 7/870434 1992년04월16일 미국(US)
(73) 특허권자 유나이티드 테크놀로지스 코포레이션 레비스 스테픈 이
미국 코넥티컷주 06101 하트포드 원 피낸셜 플라자
(72) 발명자 차알스 에이. 요에르키에
미합중국 커넥티커트 06111 네윙톤 애플 힐 123
윌리암 에이. 웰쉬
미합중국 커넥티커트 06473 노오스 해븐 와트슨 애비뉴 35
토마스 더블유. 쉬히
미합중국 커넥티커트 06517 햄덴 브리지우드 애비뉴 200
(74) 대리인 김창세, 장성구

심사관 : 김우순

(54) 헬리콥터의 능동형 소음 제어 시스템

요약

본 발명은 헬리콥터용 능동형 소음제어 (ANC) 시스템에 관한 것으로서, 상기 시스템은 기어박스/기체 접속부 지점에서 주변속기 기어박스로부터 발생하는 하나 이상의 고주파수 진동을 효과적으로 감쇠시키기 위해 작동함으로써 헬리콥터의 내부 진동 레벨을 상당히 감소시키게 되며, 상기 시스템 작동기의 작동으로부터 야기되는 오염력 (contamination force)을 최소화하기에 적절한 설계로 되어 있다. 상기 ANC 시스템은 하나이상의 고주파수 진동에 대하여 강체로 작용하기 위해 기계적으로 보강된 수정 변속기 빔(12)과, 상기 수정 변속기 빔(12)과 결합되어 배치된 복수개의 작동기(20)와, 각각의 작동기(20)와 기능상의 상호작용과 별개로 동일 선상에 이격된 수정 변속기 빔(12)과 결합하여 배치된 복수개의 센서(30)와, 각각의 기능상으로 상호관련된 센서(30)를 가진 각각의 작동기(20)와 연결된 제어기(40)를 포함한다. 각각의 변속기 빔(12)은 그것의 전체 또는 각각의 장착 하드포인트(14)와 인접한 국부적인 세그먼트 지점에 기계적으로 보강될 수도 있다. 각각의 센서(30)는 하나 이상의 고주파수 진동의 신호 차원의 성분을 감지하고, 그것으로부터 대표되는 신호를 발생시키기 위해 작동된다. 각각의 제어기(40)는 각각의 작동기(20)의 작동을 제어시키기 위한 명령신호를 발생시키는 신호에 의해 작동된다. 각각의 작동기(20)는 주변속기 기어박스로부터 발생하는 하나 이상의 고주파수의 각 차원의 성분을 효과적으로 감쇠시키기 위해서 주파수, 크기 및 위상을 가진 차원의 저항력을 발생시키는 명령신호에 대하여 작동한다. 또한, 각각의 작동기(20)는 상기 작동기(20)의 작용으로부터 발생되는 오염시키는 힘을 억제시키는 소멸력(cancelling)을 발생시키기는 명령신호에 대하여 작동한다.

대표도

도4

명세서

[발명의 명칭]

헬리콥터의 능동형 소음 제어 시스템

[발명의 분야]

본 발명은 기체(airframe)의 진동에 의해 발생되는 헬리콥터 내부의 소음 레벨을 감소시키기 위한 시스템에 관한 것으로서, 특히 전체 또는 특정의 국부적 세그먼트가 기계적으로 보강된 접속부 구조 부재상에 장착된 최적의 조합된 센서 및 가압 작동기를 사용하여 기어박스/기체의 접속부에서 헬리콥터의 주변속기 기어박스로부터 발생되는 고주파수 진동을 줄임으로써 내부의 소음 레벨을 상당히 감소시키는 능동형 소음 제어(Active Noise Control)(ANC) 시스템에 관한 것이다. 본 발명의 ANC 시스템은 S-76® 헬리

콥터(S-76®은 United Technologies Corporation의 Sikorsky Aircraft Division의 등록상표임)의 주 변속기 기어박스로부터 발생되는 고주파수 진동을 감소시키는 데에 유용하다.

[발명의 배경]

내부의 소음 제어는 헬리콥터의 작동에 있어서 주요 관심사이다. 헬리콥터 작동시 발생되는 소음 발생 진동의 여러 요인으로는 예를들면, 주 로터 조립체, 주 변속기, 엔진, 테일 로터 조립체(tail rotor assembly), 유압 시스템, 공기역학력 등이 있는 반면, 주 로터 조립체 및 주 변속기로부터 발생되는 진동은 헬리콥터 내부소음 레벨, 즉 조종실 및/또는 객실의 소음 레벨에 가장 큰 영향을 미친다.

헬리콥터의 전진 비행중 주 로터 조립체의 작동에 의해 블레이드 통과 주파수[및 그것의 고조파(harmonic)]에서 "저주파수" 진동이 발생된다. 블레이드 통과 주파수는 주 로터 블레이드의 수와 로터의 회전속도를 곱한 값과 동일하다. 예를들면, 4개의 주 로터 블레이드를 가진 블랙 호크(BLACK HAWK®) 헬리콥터(블랙 호크란 Sikorsky Aircraft의 등록 상표임)는 블레이드 통과 주파수가 약 17Hz 이다. 그와 유사하게 S-76® 헬리콥터는 약 19Hz의 블레이드 통과 주파수를 가진다.

그와 반대로, 헬리콥터의 주 변속기의 작동은 "고주파수" 진동을 발생시킨다. 예를 들면, S-76A, S-76B, S-76C의 S-76®계열의 시코스키 헬리콥터가 갖는 주 변속기는 3개의 감속기어 단을 포함한다. 각 엔진의 출력을 위한 제1 단은 헬리컬 기어로 구성되며, 중간 단은 스파이럴 베벨 기어로 구성되고, 최종 감속 단은 우측 및 좌측 벌 피니언(bull pinion)과 상호 맞물리는 중앙 벌 기어(bull gear)를 포함한다. (이는 S-76® 헬리콥터를 위한 구동력을 제공하는 두개의 엔진의 입력을 조합하기 위한 것이다.) 연구 결과에 따르면, S-76® 헬리콥터의 조종실 및/또는 객실의 소음 레벨은 기본적으로 주 변속기에서 나오는 진동의 결과이다.

제1도에 도시된 바와 같이, S-76A, S-76B 및 S-76C 헬리콥터의 조종실 및/또는 객실에서 기록된 협대역 고속 푸리에 변형(FFT: Fast Fourier Transform) 분석과, 종합적인 dBA 레벨 및 가중 옥타브 레벨이 나타내는 것은 내부 소음 레벨이 주로 벌 기어 맞물림에서 발생되는 주파수 778Hz의 진동에 따른 결과라는 사실이다. S-76® 주 변속기 기어박스의 제1 및 제2 감속단에 의해서 생성되는 진동, 즉, 헬리컬 및 스파이럴 기어에서 발생되는 소음 레벨은, 제1도에 도시된 바와 같이 더 높은 진동수에서 발생하며, 통상 벌 기어 맞물림 진동의 기본 및 제1 조화 파에 의해 생성되는 지배적인 소음 레벨에 비하여 중요하지 않다.

주 변속기 및 주 로터 조립체로부터 발생되는 고주파수 및 저주파수 진동은 각각 주 변속기 기어박스의 지지 트러스 또는 주 변속기 기어박스(그것의 다리는 기체를 포함하는 구조 부재에 기계적으로 고정됨)를 거쳐 헬리콥터 기체에 전달된다. 기체 구조체에 전달되는 고주파수 및 저주파수 진동력(vibratory force)은 여러 기체 고유 모드의 진동 반응을 유도한다. 기체의 고유 모드는 조종실 및/또는 객실의 음량의 고유 모드를 야기시킬 수 있다. 음향 모드에 반응하여 헬리콥터 조종실 및/또는 객실 내부에 바람직하지 않은 소음 레벨이 생성된다.

그러한 소음 레벨은 조종실 및/또는 객실 내부의 진동형(parastic type) 음향 처리에 의해서 효과적으로 감소될 수 없다. 음향 패널 또는 블랭킷은 소음을 유도하는 고주파수에 부분적으로는 효과적일 수는 있으나, 300Hz 내지 1,000Hz 범위의 소음 유도에 대해 그다지 효과적이지 않으며, 주 로터 조립체로부터 발생되는 소음을 유도하는 저주파수에 대해서는 전혀 효과적이지 않다.

또 다른 수동형 기법(passive technique)은 주 로터 조립체/변속기 기어박스와 기체 구조체 사이의 접촉부에 진동 절연장치(vibration isolator)를 사용하는 것과 관련이 있다. 그러한 진동 절연장치는 고유의 연성 때문에 소음발생 진동의 감소부분만을 헬리콥터의 기체로 전송한다. 그러나, 이러한 진동 절연장치는 헬리콥터의 주요 부하경로내에 개재되어야 하며, 안정된 비행 부하상태에서 샤프트 신뢰도에 악영향을 줄 수 있는 고속 엔진 대 변속기 구동 샤프트의 편향을 야기시킬 수도 있다.

지지 구조체내에 결합되는 진동체에 의해서 발생되는 고주파수 및/또는 저주파수 진동, 특히 기체내에 결합된 주 로터 조립체로부터 발생되는 고주파수 및/또는 저주파수 진동에 의해서 발생되는 소음을 감소시키기 위한 능동형 소음 제어 방법은 공지되어 있다. 미국 특허 제 5,052,529 호에는 진동의 능동형 제어를 제공하는 진동 장착체(vibration mount)가 개시되어 있다. 외부 진동으로부터 고립될 진동체 또는 본체일 수 있는 주 본체(subject body)는 진동 장착체에 의해서 지지부상에 장착된다. 개시된 진동 장착체의 다양한 실시예는 주 본체와 지지부 사이에 배치된 중간 본체와, 복수개의 압축 작동기 및 상기 지지부로부터 중간 본체를 지지하는 탄성 소자를 포함한다. 이 특허에 따르면, 중간 본체는 제어할 진동의 주파수 범위에 걸쳐 거의 단단한 부재인 것이 바람직하다. 또한, 이 특허에 따르면, 주 본체가 진동 본체이거나 또는 외부 진동으로부터 고립될 본체인지의 여부에 따라, 압축 작동기가 진동 본체와 중간 본체 사이에 장착되거나 또는 중간 본체와 지지부 사이에 각각 장착된다. 또한, 이 특허에 따르면, 신호를 제어 시스템에 제공하기 위해서 센서가 중간 본체에 끼워진다. 센서로부터 나오는 신호는 제어 시스템에 의해서 공급되고, 이 제어 시스템은 중간 본체의 소정의 진동을 감쇠시키기 위해서 압축 작동기의 길이를 주기적으로 변화시키는 보정 신호(correction signal)를 제공하게 된다.

미국 특허 제 4,819,182 호에는 주 로터 조립체로부터 발생되는 저주파수 진동으로 인하여 헬리콥터 기체내에 유도된 진동을 주로 감소시키기 위한 장치 및 방법이 개시되어 있다. 미국 특허 제 4,819,182 호에 개시되어 있는 실시예는 래프트 구조체(raft structure)를 포함하는데, 이 래프트 구조체는 주 변속기 기어박스를 지지하며, 주 로터 조립체의 부하를 기체에 전달하는 부하경로를 제공하는 탄성 중합체 유니트에 의해서 헬리콥터 기체에 부착된다. 전기 유압 작동기는 각각의 탄성중합체 유니트와 인접한 기체 및 래프트 사이에 배치되며, 주 로터 조립체에 의해서 헬리콥터 기체내에 야기되는 진동부하를 감소시키는 저항력(reactive force)을 생성시키기 위해서 제어 신호에 응하여 작동된다. 헬리콥터의 조종실 및 객실에 장착된 가속도계는 진동부하를 측정하며, 그리고 작동기에 의해서 제공되는 저항력의 크기 및 위상(phase)을 제어하기 위해서 제어 신호를 제공한다.

미국 특허 제 4,600,863 호에는 소스(source)로부터 소스 지지 구조체까지 진동의 전달을 감소시키기 위한 작동기에 대해 개시되어 있다. 그러한 작동기는 그의 축을 따라서 진동 소멸력을 제공하도록 가속도계에 의해 제공되는 신호에 응하여 작동된다. 선형 전단 절연장치는 작동기의 축과 직렬로 제공되며, 이 작동기의 축에 직교하는 진동을 유도하는 소스를 완화시키기 위해서 작동된다. 내부 선형 전단 절연장치는 신호 작동기가 지지 구조체상의 소스를 유도하는 진동의 영향을 감소시키도록 사용된다.

미국 특허 제 4,795,123 호에는 능동형 감쇠 시스템에 대해 개시된 바, 복수 개의 감쇠 소자는 각각의 구조적인 접촉점에서 20Hz 내지 15,000Hz의 범위에 걸쳐 기계적 구조체 내부에 감지된 진동을 감쇠시키도록 작동된다. 가속도계, 적분기, 혼합기, 동력 증폭기 및 구동기를 포함하는 각각의 감쇠 소자는 이 소자와 그것의 구조적인 접촉점에 의해서 형성되는 축을 따라서 일차원으로 진동을 감쇠시키도록 작동된다. 특정 점에서 진동을 3차원으로 감쇠시키는 것은 3개의 감쇠 소자(damping element)를 서로 직각으로 부착시키는 것에 의해서 달성된다. 상술한 일실시예는 구동기 둘레의 랩(wrap)에 대해 동축으로 배치된 가속도계를 포함하는 반면, 상술한 또 다른 실시예는 구동기로부터 물리적으로 분리된 가속도계를 포함한다. 미국 특허 제 4,795,123 호에 개시된 진동 감쇠 시스템의 일 목적은 그것의 설계 및 작동시 충격을 감소시키는 동안 기계적인 구조체의 진동을 감쇠시키는 것이다.

예를들면, 상기 미국 특허 제 4,819,182 호에 개시된 장치와 같이, 주 로터 조립체로부터 발생하는 저주파수 진동을 억제시키도록 설계된 능동형 소음 제어 시스템은 일반적으로는 주 변속기 기어박스로부터 발생되는 고주파수 진동을 억제시키기에는 효과적이지 않다. 그리고, 미국 특허 제 4,795,123 호에 개시된 바와 같은 고주파수 및 저주파수 진동을 포함하는 폭넓은 주파수 범위에 걸쳐 작동되는 헬리콥터 기체에 결합된 능동형 감쇠 시스템은 그러한 진동을 억제시키는 시도에 활용될 수 있는 반면, 그러한 광대역(broadband) 시스템은 일반적으로는 주 변속기 기어박스로부터 발생되는 고주파수 진동을 현저히 감소시키기에는 거의 효과적이지 않다. 광대역 동작을 위해 설계된 감쇠 소자는 주 변속기 기어박스로부터 발생되는 고주파 진동을 한정하는 하나 또는 그 이상의 예정된 주파수에서 작동하기에는 기능상으로 최적이지 않다. 능동형 소음 감쇠 시스템의 수가 과도한 내부 소음 레벨에 영향을 주는 헬리콥터 기체의 본래의 진동 모드 수와 동일해야 하므로, 미국 특허 제 4,795,123 호에 개시된 형태의 진동 감쇠 시스템의 수가 초과될 수도 있다.

그러므로, 주 변속기 기어박스로부터 발생하는 고주파수 진동을 효과적으로 감쇠시키거나 또는 소멸시키도록 작동되는 능동형 제어 시스템이 요구된다. 능동형 소음 제어 시스템은 주 변속기 기어박스로부터 발생되는 하나 또는 그이상의 식별된 고주파수 진동을 효과적으로 감소시키는데 요구되는 작동기의 수를 최소하시키도록 최적으로 설계되어야 한다. 또한 능동형 소음 제어 시스템은 그의 작동기와 센서간의 상호작용으로부터 발생되는 오염 유발 진동을 감쇠시키기에 적절하도록 설계되어야 한다.

[발명의 요약]

본 발명의 목적은 주 변속기 기어박스로부터 발생되는 고주파수 진동을 효과적으로 감소시키도록 작동되는 헬리콥터용 능동형 소음 제어 시스템을 제공하는 것이다.

본 발명의 또 다른 목적은 주 변속기 기어박스로부터 발생하는 하나 또는 그 이상의 식별된 고주파 진동을 효과적으로 감소시키기에 적합하도록 설계된 헬리콥터용 능동형 소음 제어 시스템을 제공하는 것이다.

본 발명의 또 다른 목적은 주 변속기 기어박스로부터 발생하는 고주파수 진동을 효과적으로 감소시키는데 요구되는 작동기의 수를 감소시키기에 적합하도록 설계된 능동형 소음 제어 시스템을 제공하는 것이다.

본 발명의 또 다른 목적은 상기 시스템 작동기의 작동에 의해서 야기되는 오염 유발 진동을 거의 소멸시키거나 또는 감쇠시키기에 적합하게 설계된 능동형 소음 제어 시스템을 제공하는 것이다.

본 발명의 또 다른 목적은 감소될 하나 또는 그이상의 고주파수 진동시 강체로 작용하도록 설계되고 형성되는 주 변속기의 기어박스/기체의 접속부에 구조 부재를 구비한 능동형 소음 제어 시스템을 제공하는 것이다.

본 발명의 또 다른 목적은 접속부의 구조 부재가 감소될 하나 또는 그이상의 고주파수 진동에 대해, 그것의 전체부분에 각각의 접속부 구조 부재를 기계적으로 보강하거나 또는 변형예로 각각의 하드포인트(hardpoint)에 인접한 각각의 접속부 구조 부재의 특정한 국부적 세그먼트만을 기계적으로 보강하는 것에 의해서 강화되는 능동형 소음 제어 시스템을 제공하는 것이다.

이러한 목적은 주 변속기 기어박스로부터 발생하는 고주파수 진동을 효율적으로 감쇠시킴으로써 헬리콥터의 내부 소음 레벨을 상당히 줄일 수 있는 헬리콥터용 능동형 소음제어(ANC) 시스템에 의해 제공된다. 이러한 능동형 소음 제어(ANC) 시스템은: ① 주 변속기 기어박스를 헬리콥터의 기체와 결합하여 고정시키기 위한 하드포인트(hardpoint)를 구비하는 것으로, 주 변속기 기어박스로부터 발생되는 적어도 하나의 고주파수 진동에 대해 기계적으로 보강되며, 700Hz 이상의 진동으로 규정된 적어도 하나의 고주파수 진동에 대해 강체로서 기능하는 수정 변속기 빔(modified transmission beam)과, ② 상기 주 변속기 기어박스로부터 발생되는 적어도 하나의 고주파수 진동을 효과적으로 감쇠시키기 위한 주파수, 크기 및 위상을 가진 복수개의 단일 차원의 저항력을 발생시키기 위한 복수개의 작동기와, ③ 적어도 하나의 고주파수 진동에 대해 동작하는 것으로, 단일 차원의 성분의 크기 및 주파수를 검출하고 그리고 주 변속기 기어박스로부터 발생되는 적어도 하나의 고주파수 진동을 효과적으로 감쇠시키기 위한 주파수, 크기 및 위상을 가진 단일 차원의 저항력을 발생시키도록 작동기의 동작을 제어할 수 있는 명령 신호를 제공하는 수단을 포함하며, 헬리콥터의 내부 소음 레벨이 상당히 감소된 능동형 소음 제어 시스템에 있어서, 상기 작동기는 하드포인트에 인접한 수정 변속기 빔과 결합하여 장착되는 것을 특징으로 한다.

본 발명에 따른 ANC 시스템은 주 변속기 기어박스로부터 발생되는 고주파수 진동을 효과적으로 소멸시키는데 요구되는 작동기의 수를 최대한으로 최소화할 수 있게 설계된다. 또한, 본 발명의 ANC 시스템은 시스템 작동기의 동작으로부터 발생되는 유도 진동, 즉 오염을 최소화 할수 있도록 최적으로 설계되어 있

다.

특정한 헬리콥터의 내부 진동 레벨의 주요 원인은 식별되어 왔다. 특히, 주 변속기 기어박스로부터 발생하는 특정한 고주파수는 그러한 내부 소음 레벨의 가장 두드러진 소스(source)에 의해서 식별되어 왔다. 대다수의 이러한 고주파수 진동은 헬리콥터 주 변속기의 다양한 감속 기어단에서 전동장치의 상호작용을 유발한다. 게다가, 주 변속기 기어박스로부터 발생하는 특정 고주파수 진동의 주요 진동수 및 조화파 뿐만 아니라 진폭도 식별되어 왔다.

주 변속기 기어박스는 대개 변속기 빔, 즉 변속기 기어박스와 헬리콥터 기체 사이의 접속부 구조 부재로 작용하는 변속기 빔을 통하여 헬리콥터 기체와 직접 결합되어 부착된다. 그러한 변속기 기어박스는 헬리콥터의 주 로터 조립체를 작동시키는 동안 발생되는 역학적인 종방향, 측방향, 수직방향 및 비틀림 방향의 저주파수 진동 부하에 대한 부하 경로의 일부로 작용한다. 이러한 저주파수 진동 부하는 기어박스로부터 변속기 빔과 헬리콥터 기체에 전달된다.

전동장치의 상호작용(뿐만 아니라 유압식 펌프의 동작)으로 인하여 주 변속기 기어박스로부터 발생되는 고주파수 진동은 기어박스를 통하여 변속기 빔과 헬리콥더 기체로 전달된다. 그러한 고주파수 진동은 기체의 다양한 고유 진동 모드를 발생시킬 수도 있다. 발생된 기체의 고유 진동 모드는 헬리콥터 내부 음량의 고유 모드를 자극시킨다. 이러한 음향 모드의 자극은 헬리콥터 조종실 및/또는 객실 내에 바람직하지 않은 소음 레벨을 발생시킨다.

본 발명의 ANC 시스템의 접근법은 주 변속기 기어박스/기체 접속부, 즉 각각의 변속기 빔에 대한 변속기 기어박스의 장착 지점에서 그러한 고주파수 진동의 감소를 수반하는 것이다. 이러한 접속부에서 고주파수 진동의 감쇠는 헬리콥터 기체의 고유 진동 모드의 유도된 자극을 상당히 방해한다. 또한, 이것은 헬리콥터 내부 음량의 고유 모드를 자극시키는 것을 상당히 감쇠시켜서, 결과적으로 헬리콥터 내부 전체의 바람직하지 않은 소음 레벨이 상당히 감소된다.

본 발명에 따른 ANC 시스템은 접속부 구조 부재로 작용하는 수정 변속기 빔을 포함한다. 상기 수정 변속기 빔은 하나 또는 그이상의 해당 고주파수 즉, 주 변속기 기어박스로부터 발생하는 고주파수 진동에서 강체로 작용하도록 설계되고 형성된다. 수정된 변속기 빔은 그러한 주파수에서 기계적인 “강성(stiffness)”을 가지도록 설계되고 형성된다.

상이한 두가지 설계 접근법은 본 발명의 ANC 시스템에 수정 변속기 빔을 제공하기 위해서 기계적으로 보강을 한 변속기 빔을 활용할 수도 있다. 제1 설계 접근법에 있어서, 접속부 구조 형태의 각 변속기 빔은 하나 또는 그이상의 해당 고 주파수 진동에 대해 그것의 전체가 기계적으로 보강된다. 제2 설계 접근법에 있어서, 접속부 구조 형태의 각 변속기 빔의 각 하드포인트에 인접한 특정의 국부적인 세그먼트만이 하나 또는 그이상의 해당 고주파수 진동에 대해 기계적으로 보강된다.

제1 설계 접근법에서, 수정 변속기 빔의 “전체적 강체”의 특성의 결과 즉, 각각의 수정 변속기 빔은 하나 또는 그이상의 해당 고주파수 진동에 대해 6개의 자유도를 가지므로, 상기 ANC 시스템의 각각의 그러한 수정 변속기 빔은 주 변속기 기어박스로부터 발생하는 해당 고주파수 진동을 효과적으로 감쇠시키기 위해서 그와 결합하여 장착되는 최대한 6 개의 독립 작동기만이 필요하다. 제2 설계 접근법시, 수정 변속기 빔의 “국부적인 강체” 특성으로 인해 즉, 그러한 변속기 빔의 각각의 국부적인 기계적 강성 세그먼트는 하나 또는 그이상의 해당 고주파수 진동에 대해 6 개의 자유도를 가지기 때문에, 각각의 그러한 수정 변속기 빔은 주 변속기 기어박스로부터 발생되는 해당 고주파수 진동을 효과적으로 감쇠하기 위해서 각각의 하드포인트(기계적으로 보강한 국부적인 세그먼트)에 대해 최대한 6 개의 작동기를 요구한다.

각각의 수정 변속기 빔은 변속기 기어박스를 그와 결합하여 장착시키기 위해 하나 또는 그이상의 하드포인트를 포함한다. 또한, 복수개의 작동기 및 대응하는 복수개의 센서도 수정 변속기 빔과 결합하여 장착된다. 각각의 작동기는 대응하는 수정 변속기 빔에 직접 장착된 장착 고정장치에 직접 장착된다. 당업계에 공지된 유형의 종래의 작동기 형태가 본 발명에 사용될 수도 있다. 상기 ANC 시스템의 각각의 작동기는 주 변속기 기어박스로부터 발생되는 해당 고주파수 진동의 각 차원의 성분을 효과적으로 감쇠시키기 위해서 주파수, 크기 및 위상을 가진 단일 차원의 저항력을 발생시키도록 대응하는 단일 채널 제어기로부터의 명령 신호에 반응하여 동작한다.

상기 ANC 시스템의 각 작동기는 동일 직선상에 장착되고 대응하는 작동기의 작동으로부터 야기될 수 있는 “오염” 진동을 감소시키기 위해서 그것과 관련되어 이격된 단일 센서와 결합되어 있다. 각각의 센서는 그에 대응하는 장착 고정장치와 결합하여 장착되거나 또는 대응하는 수정 변속기 빔에 직접 장착될 수도 있다. 각각의 센서는 하나 또는 그이상의 해당 고주파수 진동의 일차원 성분(주파수/크기)을 검출하고 그것의 대표적인 신호를 발생시키도록 작동된다.

각각의 작동기 및 그것의 기능과 관련된 센서는 단일 채널 제어기에 의해서 작동가능하게 연결된다. 이 제어기는 그것의 작동을 제어시키기 위해 대응하는 작동기로 전송되는 명령신호를 발생시키도록 대응하는 센서에 의해서 발생되는 검출 신호에 반응하여 작동한다. 이러한 명령신호는 각각의 작동기가 하나 또는 그 이상의 해당 고주파수 진동의 특정 차원의 성분과 동일한 주파수 및 크기를 가진 저항력을 발생시키게 하지만 위상에 있어서는 그와 정반대이다. 또한 이 명령신호는 각각의 작동기가 소멸력(canceling force)을 발생시키게 하는데, 이 소멸력은 각각의 오염 유발력(contaminanting force)의 소스에서 이 오염 유발력에 반작용한다.

[도면의 간단한 설명]

본 발명 및 그와 관련된 특징과 장점을 보다 완전히 이해하기 위해서 첨부 도면과 관련하여 설명하는 하기의 상세한 설명을 참조하고자 한다.

[도면의 간단한 설명]

제1도는 S-76® 주 변속기로부터 발생되는 고주파수 진동의 진동 스펙트럼을 도시하는 그래프이다.

제2도는 S-76® 주 변속기 기어박스의 외부 사시도이다.

제3(a)도는 주 로터 조립체/변속기 기어박스를 헬리콥터 기체와 결합하여 장착시키기 위한 하나의 접속부 구조 형상의 사시도이다.

제3(b)도는 주 로터 조립체/변속기 기어박스를 헬리콥터 기체와 결합하여 장착시키기 위한 또 다른 접속부 구조 형상의 사시도이다.

제4도는 제3(a)도의 접속부 구조 형상에 대해, 본 발명에 따른 능동형 소음 제어(ANC) 시스템의 일실시예의 사시도이다.

제5도는 제4도의 ANC 시스템의 소자를 도시하는 평면도이다.

제5(a)도는 제5도의 AA-AA 선의 단면도이다.

제5(b)도는 제5도의 BB-BB 선의 단면도이다.

제6도는 제3(a)도의 접속부 구조 형상에 대해, 본 발명에 따른 ANC 시스템의 또 다른 실시예의 사시도이다.

제7도는 본 발명의 ANC 시스템에 의해서 제공되는 성취가능한 고주파수 진동 레벨의 감소를 도시하는 그래프이다.

[바람직한 실시예의 상세한 설명]

이하, 여러 도면에 걸쳐서 대응하거나 또는 동일한 요소들이 동일한 참조번호로 도시된 도면에 대해 설명하면, 본 발명에 따른 능동형 소음 제어(ANC) 시스템(10)의 일실시예는 제4도, 제5도, 제5(a)도 및 제5(b)도에 예시적으로 도시되어 있다. 본 발명의 ANC 시스템(10)은 수정 변속기 빔(12)과, 복수개의 힘 발생 작동기(20)와, 그에 대응하는 복수개의 센서(30) 및 대응하는 복수개의 단일 채널 제어기(40)를 포함한다.

본 발명에 따른 ANC 시스템(10)은 변속기 기어박스/기체 접속부에서 헬리콥터의 주 변속기로부터 발생되는 고주파수 진동을 효과적으로 소멸시키거나 또는 감쇠시키도록 작동됨으로써, 헬리콥터의 내부 소음 레벨을 현저히 감소시킨다. 본 발명의 ANC 시스템(10)은 주 변속기 기어박스로부터 발생되는 고주파수 진동을 효과적으로 감쇠시키는데 요구되는 작동기(20)의 수를 최소화하기에 적합한 설계로 되어 있다. 또한, 본 발명의 ANC 시스템(10)은 시스템 작동기(20)의 작동으로부터 야기되는 "오염" 즉, 주 변속기 기어박스로부터 발생하는 고주파수 진동과는 다른 주파수에서 개별 작동기(20)의 작동에 의해 발생되는 원치 않는 힘과 소음을 최소화시키기에 적합한 설계로 되어 있다.

본 발명에 따른 ANC 시스템(10)은 S-76® 헬리콥터의 다양한 구조적 특징 및/또는 기능적 특성에 관하여 다음의 그래프에서 보다 상세히 설명될 것이다. 시코르스키 에어크라프트(Sikorsky Aircraft)사가 조사한 연구 결과에 따르면, S-76® 헬리콥터의 고주파수 진동의 내부 소음 레벨의 주요 원인이 밝혀졌다. 특히, 그러한 연구 결과에 따르면 내부 소음 레벨의 가장 중요한 원인(90% 이상)이 주 변속기 기어박스로부터 발생되는 특정 고주파수 진동임이 판명되었다. 결과적으로 거의 대다수의 고주파수 진동은 S-76® 헬리콥터의 주 변속기의 다양한 감속단(S-76®은 3 개의 감속단 즉, 헬리컬 기어, 베벨 기어 및 벌 기어를 가짐)에서 변속기어의 맞 물림에 의한 것이다.

또한, 그러한 연구 결과에 의하면, S-76® 주 변속기 기어박스(제1도 참조)로부터 발생되는 특정 고주파수 진동의 주요 주파수와 조화파가 확인되었다. 그러한 연구 결과는 공통 소유의 공계류중인 1992년 3월 9일자로 출원된 "기어 수정을 통한 헬리콥터 소음 감소(HELICOPTER NOISE REDUCTION THROUGH GEARING MODIFICATIONS)(S-4591)"와, 1992년 3월 9일자로 출원된 "국부적인 오일 냉각/가열을 활용한 변속기 기어박스 소음 제어용 시스템 및 방법(SYSTEM AND METHOD FOR TRANSMISSION GEARBOX NOISE CONTROL UTILIZED OIL COOLING/HEATING)(S-4463)"에 보다 상세히 개시되어 있다. 이 특허들은 본원에 참조로 인용된다. 그러므로, 본 발명의 ANC 시스템의 구조상 및 기능상의 특징은 이하 S-76® 헬리콥터의 특성에 관하여 설명하지만, 다른 기종의 헬리콥터에서 헬리콥터 주 변속기로부터 발생되는 고주파수 진동을 소멸시키거나 또는 억제시키는 것에 의해 내부 소음 레벨을 감소시키는 데에도 유용하다는 것을 이해할 수 있을 것이다. 본원에서 사용되는 고주파수란 700Hz를 초과하는 주파수를 나타내는 반면, 저주파수란 700Hz 미만의 주파수를 나타내지만 대부분 100Hz 미만의 주파수 즉, 주 로터 조립체의 주요 블레이드 통과 주파수를 의미한다.

제2도에 도시된 S-76® 주 변속기 기어박스는 두개의 변속기 빔 즉, 변속기 기어박스와 헬리콥터 기체 사이의 접속부 구조 부재로서 기능하는 변속기 빔을 통하여 헬리콥터 기체와 결합되어 고정된다. 기어박스의 4개의 부착 푸트(attatchment foot)는 변속기 빔의 4개의 대응하는 하드포인트(빔 당 2개)에 볼트 결합된다. S-76® 헬리콥터의 변속기 기어박스는 헬리콥터의 주 로터 조립체를 작동시키는 동안 발생되는 역학적인 종방향, 측방향, 수직방향 및 비틀림 방향의 저주파수 진동 부하에 대한 부하 경로의 일부로 기능한다. 이러한 저주파수 진동 부하는 기어박스로부터 부착 푸트를 거쳐 변속기 빔과 헬리콥터 기체로 전달된다.

근래의 표준적인 구조 실예는 주 로터 조립체에 의해서 발생되는 동력 부하의 저주파수에서 강체(이 강체는 6 개의 자유도 즉, 3 번의 병진운동과 3 번의 회전운동을 가진 구조부재로 규정됨)로 작용하는 각각의 접속부 구조 부재를 제조하는 것이다. 그러한 저주파수의 경도(rigidity)를 지닌 접속부 구조 부재는 주 로터 조립체와 결합하여 작동됨으로써 헬리콥터 기체 전체에 걸쳐 균일하게 저주파수 진동 부하

즉, 균일한 부하 분포를 제공한다. 그러므로, 종래의 헬리콥터 접속부 구조 부재는 측방향의 빔 강성이 요구되지 않도록 측방향 부하가 낮기 때문에, 깊고(수직방향) 협소한(측방향) I형 빔으로 형성될 수도 있다. 이러한 표준 구조예는 헬리콥터 설계시 주요한 구동 요소인 저중량 해법과 관련된 비교적 중량이 적은 접속부 구조부재를 제공한다.

유사한 방식으로, 전동장치 상호작용(뿐만 아니라 유압 펌프의 작동)으로 인한 주 변속기 기어박스로부터 발생되는 고주파수 진동은 기어박스를 통해 부착 푸트를 거쳐 변속기 빔과 헬리콥터 기체로 전달된다. 종래의 변속기 빔은 그러한 고주파수에서 강체로서 기능하지 않기 때문에, 그러한 고주파수 진동은 기체의 다양한 고유 진동 모드를 자극시킬 수도 있다. 기체(airframe)의 자극받은 고유 진동 모드는 헬리콥터 내부의 음량의 고유 모드를 자극시킬 수 있다. 헬리콥터 조종실 및/또는 객실 내부에 바람직하지 않은 소음 레벨을 생성시키는 것은 이러한 음향 모드의 자극에 의한 것이다.

주 변속기 기어박스로부터 발생되는 고주파수 진동에 의해서 유발되는 바람직하지 않은 내부 소음 레벨을 감소시키기 위한 하나의 접근법은 공 계류중인 1992년 3월 9일자 출원된 “기어 수정을 통한 헬리콥터 소음 감소(HELICOPTER NOISE REDUCTION THROUGH GEARING MODIFICATIONS)(S-4591)” 및 1992년 3월 9일자로 출원된 “국부적인 오일 냉각/가열을 활용한 변속기 기어박스 소음 제어용 시스템 및 방법(SYSTEM AND METHOD FOR TRANSMISSION GEARBOX NOISE CONTROL UTILIZED OIL COOLING/HEATING)(S-4463)”에 개시되어 있다. 이러한 접근법은 고주파수 진동의 주요 원인 즉, 변속기 기어박스 내부의 전동장치의 상호작용과 직접적인 관련이 있다. 이러한 두가지의 상이한 해결책은 전동장치의 상호작용에 의해서 발생되는 고주파수 진동을 감소시키기 위한 종래의 특허 출원에 개시되어 있다.

그와는 대조적으로, 본 발명의 ANC 시스템(10)의 접근법은 주 변속기 기어박스/기체 접속부에서 즉, 기어박스 부착 푸트의 지점(하드포인트)을 각각의 변속기 빔에 장착하는 지점에서 그러한 고주파수 진동의 감쇠를 포함한다. 이러한 접속부에서 고주파수 진동의 감쇠는 헬리콥터 기체의 고유 진동 모드의 유도 자극을 상당히 억제시킨다. 이것은 헬리콥터 내부의 음량의 고유 모드의 자극을 상당히 감소시키므로, 헬리콥터 내부 전체에 바람직하지 않은 소음 레벨이 상당히 감소된다.

주 변속기 기어박스로부터 발생되는 고주파수 진동을 효과적으로 감쇠시키기 위한 능동형 소음 제어 시스템을 제공하는데 있어서, 본 발명자가 직면한 최초의 문제점은 종래의 변속기 빔의 구조적 특성과 기능적 특성이었다. 상술된 바와 같이, 종래의 변속기 빔은 주 로터 조립체로부터 발생되는 저주파수 동적 부하상태에서 강체로 기능하도록 설계 제작된다. 그러나, 보다 높은 주파수 진동 즉, 주 변속기 기어박스로부터 발생되는 고주파수 진동에 대해, 그러한 변속기 빔은 더이상 강체로 기능하지 않고, 오히려 헬리콥터 기체의 고유 진동 모드가 자극받을 수 있도록 탄성체로 작용한다. 다시말해서, 그러한 변속기 빔의 자유도의 수는 강체의 자유도 6을 초과한다. 또한 이것은 대응하는 보다 많은 수의 가압 작동기가 그러한 고주파수 진동을 효과적으로 감쇠시키도록 즉, 능동형 소음 제어를 제공하도록 활용된다는 것을 의미한다. 그러한 다수개의 작동기(및 관련 센서와 제어기)와 관련된 비용 및 중량의 증가는 이러한 접근법에서 능동형 소음 제어가 종래의 변속기 빔을 구비한 헬리콥터의 고주파수 진동을 감쇠시키기 위한 해결책으로는 비실용적이 되게 한다.

전술한 문제점을 인지하는 바, 본 발명자는 이하 보다 상세히 설명하는 바와 같이, 주 변속기 기어박스로부터 발생되는 하나 또는 그이상의 고주파수 진동상태에서 강체로 작용하도록 주 변속기 기어박스와 헬리콥터 기체 사이의 접속부 구조 부재를 수정함으로써 요구되는 작동기의 수를 최소화시키기 위하여 본 발명의 최적의 ANC 시스템(10)을 고안하였다. 근래의 헬리콥터는 주 변속기 기어박스를 헬리콥터 기체와 결합되게 구조적으로 통합하기 위해 제한된 수의 접속부 구조 윤곽 중 하나를 활용하는 것이 일반적이다. 하나의 통상적인 접속부 구조 윤곽은 제3(a)도에 개략적으로 도시되어 있으며, 접속부 구조부재로 작용하는 두개의 종방향 변속기 빔을 포함한다(이것은 S-76® 헬리콥터에서 주로 사용되는 윤곽임). 각각의 종방향 변속기 빔은 이격된 두개의 하드포인트(hardpoint)를 구비하고 있다. 주 변속기 기어박스의 4개의 부착 푸트는 기어박스를 헬리콥터 기체와 결합되게 장착시키기 위해서 종방향 변속기 빔의 각각의 하드포인트에 결합된다.

또다른 통상의 접속부 구조 윤곽은 제3(b)도에 개략적으로 도시되어 있으며, 접속부 구조 부재로 작용하는 두개의 종방향 변속기 빔과 두개의 십자형 프레임 변속기를 포함한다[이것은 상표명 블랙호크(BLACK HAWK®) 및 시호크(SEAHAWK®)와 같은 S-70 헬리콥터에 주로 사용되는 윤곽이며, 여기서 SEAHAWK®란 United Technologies Corporation의 Sikorsky Aircraft의 등록 상표명이다]. 각각의 변속기 빔은 단일 하드포인트를 구비한다. 변속기 기어박스의 4개의 부착 푸트는 기어박스를 헬리콥터 기체와 결합되게 장착시키기 위해서 종방향 및 십자형 프레임 변속기 빔의 각각의 하드포인트에 볼트 결합된다.

이러한 두가지 상이한 구조 접근법은 본 발명에 따른 ANC 시스템(10)에 수정 변속기 빔(12)을 제공하도록 활용될 수도 있다. 이러한 두가지 접근법에서, 헬리콥터의 특정 접속부 구조 윤곽을 포함하는 구조 접속부 부재는 하나 또는 그이상의 해당 고주파수 즉, ANC 시스템(10)에 의해서 효과적으로 감쇠될 주 변속기 기어박스로부터 발생하는 고주파수 진동에서 강체로서 기능하도록 즉, 기계적 강도가 높도록 설계되고 형성된다. 이러한 제1 구조 접근법에 있어서, 접속부 구조 윤곽을 포함하는 각각의 접속부 구조 부재는 하나 또는 그이상의 해당 고주파수에서 그것의 전체가 기계적으로 보강되도록 형성된다. 예를들면, 제3(a)도에 도시된 각각의 종방향 변속기 빔은 제4도 및 제5도에 도시된 수정 변속기 빔(12-1)을 제공하기 위해서 하나 또는 그이상의 해당 고주파수에서 기계적으로 보강되도록 형성된다. 제2구조 접근법에 있어서, 접속부 구조 윤곽을 포함하는 각각의 접속부 구조부재의 하드포인트에 인접하는 특정 국부 세그먼트만이 하나 또는 그이상의 해당 고주파수 상태에서 기계적으로 보강되도록 형성된다. 예를들면, 제3(a)도에 도시된 각각의 종방향 변속기 빔은, 제6도에 도시된 바와 같이, 국부적인 기계적 강성을 지닌 세그먼트를 구비한 수정 변속기 빔(12-2)을 제공하기 위해서 각각의 하드포인트에 인접한 부분만이 기계적으로 보강되도록 형성될 수도 있다.

활용되는 구조 접근법은 주 변속기 기어박스/기체 접속부에서의 특정 구조 윤곽과, 주 변속기 기어박스로부터 발생되는 고주파수 진동의 특정 주파수 및 크기와, 각각의 구조 접근법과 관련된 구조적 중량 증가와, 각각의 구조 접근법에서 요구되는 작동기(및 관련 센서와 제어기)의 수 등과 같은 결부된 요소들

간의 균형에 좌우되며, 본 발명의 ANC 시스템이 기존의 헬리콥터에 후방으로 끼워지거나 또는 원래의 윤곽이 수정된 변속기 빔을 채용하는 신형 헬리콥터에 사용되는 지의 여부에 좌우된다.

예를들면, 상술된 바와 같이, 본 발명의 각각의 수정 변속기 빔은 전체 구조 부재 또는 각각의 하드포인트에 인접한 국부적인 세그먼트를 기계적으로 보강함으로써 강체로 작용하도록 형성된다. 본원에서 사용되는 "기계적인 강성(mechanical stiffness)"이라는 용어는 주 변속기 기어박스로부터 부착 푸트를 거쳐 접속부 구조부재로 전달되는 예정된 고주파수 편향으로 인한 규정된 편차 예를 들면, 굴절, 굽힘, 모멘트에 저항하는 접속부 구조부재의 능력을 규정한다. 기계적 강성은 접속부 구조 부재를 형성하는 재료의 탄성 상수 및 계수로 표현되고, 그리고 접속부 구조 부재의 경계 형상 및 치수에 의해 부분적으로 한정된다. 상기 ANC 시스템(10)의 각각의 접속부 구조부재의 전체를 기계적으로 보강하면, 결과적으로 헬리콥터의 전체 중량이 증가된다. 예를들면 한 쌍의 종방향 수정 변속기 빔 중량은 한쌍의 종래의 변속기 빔의 중량보다 크게 된다.

마찬가지로, ANC 시스템(10)의 접속부 구조 부재의 국부적 세그먼트를 기계적으로 보강함으로써, 접속부 구조 부재 전체를 기계적으로 보강시키는 결과만큼 크지는 않지만 헬리콥터의 전체 중량이 증가하게 된다. 구조 중량에 대한 추가적 고려가 증가함에 따라, 해당 주파수가 높을 수록, 접속부 구조 부재를 해당 고주파수에 대해 기계적으로 보강하는 결과에 의해 발생되는 중량 증가가 커진다.

접속부 구조 부재를 기계적으로 보강함에 따른 각각의 중량 증가에 대해 평형을 이루는 것은 기계적인 보강에 대한 두가지 구조 접근법하에서 요구되는 작동기(및 관련된 센서와 제어기)의 수이다. 전체가 기계적으로 보강된 접속부 구조 부재는 자유도 6을 가진 강체로 작용한다. 그 결과, 그러한 수정 접속부 구조 부재는 해당 고주파수 진동을 효과적으로 감쇠시키기 위해 적어도 6개의 작동기를 요구한다. 그와 반대로, 각각의 하드포인트에 인접한 국부적인 세그먼트에서만 기계적으로 보강된 접속부 구조 부재는 각각 기계적으로 보강된 국부적인 세그먼트에 대해서만 6개의 자유도를 가진 강체로 작용한다. 따라서, 그러한 수정 접속부 구조부재의 각 국부적인 세그먼트는 해당 고주파수를 효과적으로 감쇠시키기 위해 많아야 6 개의 작동기를 요구한다. 본 발명의 이러한 측면에 관련된 사항은 이하 제4도, 제5도, 제5(a)도 및 제5(b)도에 도시된 ANC 시스템의 실시예와 제6도에 도시된 ANC 시스템의 실시예를 서로 대비하여 설명하면 보다 명확해질 것이다.

접속부 구조 부재를 예정된 주파수에 대해 기계적으로 보강함으로써, 그 결과 접속부 구조 부재는 예정된 주파수와 같거나 작은 모든 주파수에 대해 강체로서 작용하게 된다. 따라서, 해당 고주파수의 감쇠에 관련된 구조적 중량 증가는 헬리콥터의 내부 소음 레벨에 관하여 주 변속기 기어박스로부터 발산되는 고주파수의 다양한 성분의 상대적인 기여도와 균형을 유지해야 한다. 예를들면, S-76Ⓡ 주 변속기 기어박스에 있어서, 해당 고주파수 진동은 제1도에 도시되어 있으며, 이는 약 780Hz의 벌 기어 체결 주파수(2)와, 각각 약 1,560Hz, 2,340Hz, 3,120Hz 및 3,900Hz의 제1, 제2, 제3, 제4 조화파(2A, 2B, 2C, 2D)와, 약 1,140Hz의 베벨 기어 체결 주파수(4) 및 각각 약 2,280Hz, 3,420Hz의 제1, 제2 조화파(4A, 4B)와, 약 3,590Hz의 헬리컬 기어 체결 주파수(6)를 포함한다. 유압 펌프가 작동되면 약 950Hz의 주파수와 약 1,900Hz의 제1 조화파(8A)에서 진동이 발생된다. 제1도의 예에서 알 수 있는 바와 같이, 약 780Hz의 벌 기어 체결 주파수(2)는 S-76Ⓡ 주 변속기 기어박스로부터 분광 발산되는 모든 고주파수 진동의 가장 현저한 진폭을 갖는다.

따라서, ANC 시스템(10)의 효과적인 실시예는 약 780Hz의 벌 기어 체결 주파수에서 강체로의 기능을 수행하도록 설계되고 형성된 수정 변속기 빔(12)을 포함할 수도 있다. 해당 고주파수 예를들면, 약 950Hz의 유압 펌프 주파수(8)와, 약 1,140Hz의 베벨 기어 체결 주파수(4) 등에 대해 수정 변속기 빔(12)을 기계적으로 보강하는 것이 수정 변속기 빔(12)의 기계적 강성의 증가에 따른 중량 증가를 고려하여 내부 소음 레벨을 추가로 감소시키는 지를 결정하기 위한 분석을 수행할 수 있다.

상술한 바와 같이, 본 발명에 따른 ANC시스템(10)은 신형 헬리콥터에 통합되거나 또는 기존의 헬리콥터에 역방향으로 끼워질 수 있다. 실제로, 이 ANC 시스템을 기존의 헬리콥터에 역방향으로 끼우는 것은 하나 또는 그이상의 해당 고주파수에 대해 기계적으로 보강된 국부적인 세그먼트를 구비하도록 기존의 접속부 구조 부재를 수정하는 것에 의해 가장 효과적으로 수행될 수 있을 것이다. 즉, 수정 변속기 빔(12)은 그 전체가 기계적으로 보강되기 보다는 하드포인트 근처의 국부적인 세그먼트에서 기계적으로 더 보강될 것이다.

본 발명에 따른 ANC 시스템(10)의 수정 변속기 빔(12)은 상술한 바와 같이 하나 또는 그이상의 해당 고주파수에서 즉, ANC 시스템(10)에 의하여 효과적으로 감쇠되는 주 변속기 기어박스로부터 발산되는 고주파수 진동수에서 강체로서의 기능을 수행할 수 있도록 설계되고 형성된다. 일단, 해당 고주파수가 확인되면, 필요한 예정된 기계적 강성 즉, 상술한 바와 같이 하나 또는 그이상의 예정된 해당 고주파수에서 강체로서의 기능을 수행할 수 있는 기계적 강성을 지닌 수정 변속기 빔(12)을 설계하고 형성하는 것은 당업자에게 달려있다.

이 수정 변속기 빔(12)은 ANC시스템(10)의 접속부 구조체로서의 기능을 수행한다. 제4도, 제5도, 제5(a)도 및 제5(b)도는 제3(a)도의 접속부 구조 형성에 대한 ANC 시스템의 일예를 도시한 것으로, 수정 변속기 빔(12-1)을 제공하기 위하여 하나 또는 그이상의 해당 고주파수에 대해 전체가(제1 설계 접근법) 기계적으로 보강된 한쌍의 종방향 변속기 빔을 도시하는 것이다. 각 수정 변속기 빔(12-1)은 2개의 이격된 하드포인트(14)를 포함한다. 주 변속기 기어박스의 부착 푸트는 기어박스를 수정 변속기 빔(12-1)에 결합되게 장착하기 위하여 각각의 하드포인트(14)에 나사 결합된다. 또한 복수개의 작동기(20)와 대응하는 복수개의 센서(30)는 이하 보다 상세히 설명하는 바와 같이 수정 변속기 빔(12-1)과 결합하여 장착된다.

수정 변속기 빔(12-1)의 특징인 "완전 강체"의 결과로서, 본 발명자는 S-76Ⓡ 헬리콥터에 대한 ANC 시스템(10)의 일실시예에서 주 변속기 기어박스로부터 발산되는 하나 또는 그이상의 예정된 고주파수를 효과적으로 감쇠시키기 위해 많아야 12개의 독립된 작동기(20)만이 요구된다는 것을 알게 되었다. (해당 고주파수 진동을 포함하는 하나 또는 그이상의 공간적 성분이 너무 작아서 저항력 감쇠를 위하여 필요없게 되므로 즉, 작동기가 하나 또는 그이상의 자유도를 필요치 않으므로 단지 상황에 따른 위치설정을 위

하여 사용된다) 각 수정 변속기 빔(12-1)이 하나 또는 그이상의 예정된 해당 고주파수 진동에 대하여 강체로서의 기능을 수행하므로, 각 수정 변속기 빔(12-1)은 그러한 고주파수 진동에 대하여 단지 자유도 6만을 갖는다. 따라서, 각 수정 변속기 빔(12-1)은 주 변속기 기어박스로부터 전달되는 하나 또는 그이상의 해당 고주파수 진동을 효과적으로 감쇠시키기 위하여 함께 결합 장착된 많아야 6개의 독립된 작동기만을 필요로 한다.

대조적으로, 제3(a)도에 도시된 한쌍의 종방향 변속기 빔은 상술한 바와 같이 제2 구조 접근법을 사용하여 설계되고 형성될 수 있다. 이러한 ANC 시스템(10)의 실시예에 있어서, 각 종방향 변속기 빔은 제6도에 도시된 바와 같이 국부적으로 기계적 보강된 세그먼트(16)를 지닌 수정 변속기 빔(12-2)을 제공하기 위하여 하나 또는 그이상의 예정된 해당 고주파수에 대해 각각의 하드포인트(14)에 인접한 국부적인 세그먼트에서 기계적으로 보강될 것이다. 그러한 수정 변속기 빔(12-2)의 특징인 "국부적 강체"의 결과로서, 본 실시예의 ANC 시스템(10)은 많아야 24개의 작동기(20)를 요구할 것이다. 각각 국부적으로 기계적 보강된 세그먼트(16)는 하나 또는 그이상의 예정된 해당 고주파수 진동에 대하여 자유도 6을 가지는 강체로서 기능하므로, 6개의 작동기(20)가 요구된다. 한쌍의 수정 변속기 빔(12-2)에 대해 4 개의 국부적으로 기계적 보강된 세그먼트(16)가 제공되므로, 주 변속기 기어박스로부터 발산되는 해당 고주파수 진동을 효과적으로 감쇠시키기 위해 요구되는 작동기는 많아야 24개 이다.

따라서, 제6도에 도시된 ANC 시스템(10)의 실시예는 제4도 및 제5도에 도시된 ANC 시스템(10)의 실시예보다 2배의 작동기(20)가 요구된다. 그러나, 제6도에 도시된 실시예의 수정 변속기 빔(12-2)은 제4도 및 제5도에 도시된 실시예의 수정 변속기 빔(12-1) 보다 작은 중량을 가진다. 상술한 인자들은 설계 접근법이 본 발명에 따른 ANC 시스템(10)의 어느 특정한 적용을 위해 사용할 수 있는지를 결정하도록 고려되거나 보충되어야 한다.

6개의 작동기(20)는 제4도 및 제5도에 도시된 ANC 시스템의 실시예에 있어서 각 수정 변속기 빔(12-1)과 결합하여 장착된다. 3개의 작동기(20)는 전방 하드포인트(14)에 인접하게 장착되고, 다른 3개의 작동기(20)는 후방 하드포인트(14)에 인접하게 장착된다. 각 작동기(20)는 장착용 고정장치(22)에 직접 장착되고, 이 고정장치는 대응하는 수정 변속기 빔(12-1)에 직접 장착된다.

ANC 시스템(10)의 작동기(20)에 대한 한가지 가능한 배열이 제4도에 개략적으로 도시되어 있다. 5개의 작동기(20)가 포트 수정 변속기 빔(12-1)(제4도의 왼쪽 빔)의 외측면에 결합되어 장착되는데, 그중 3개는 제1 장착 고정장치(22-1)에 의해서 후방 하드포인트(14)에 인접하게 장착되고, 나머지 2개는 제2 장착 고정장치(22-2)에 의해서 전방 하드포인트(14)에 인접하게 장착된다. 제6 작동기(20)는 제3 장착 고정장치(22-3)에 의해서 포트 수정 변속기 빔(12-1)의 내측에 결합하여 장착된다. 우현 수정 변속기 빔(starboad modified transmission beam)(12-1)을 위한 6개 작동기(20)의 장착배열은 포트 수정 변속기 빔(12-1)의 장착배열에 대향된다.

포트 수정 변속기 빔(12-1)의 후방 하드포인트(14)에 대해 도시된 것과 같은 장착배열은, 제6도에 도시된 바와 같이, 수정 변속기 빔(12-2)를 구비하는 ANC 시스템(10)의 실시예에 대해 이용될 수 있다. 예를들면, 6개의 작동기(20)는 각각 국부적인 세그먼트(16)에 장착되는데, 그중 3개는 각각 하드포인트(14)에 인접한 각 수정 변속기 빔(12-2)의 내면에 장착되고, 다른 3개는 각 하드포인트(14)에 인접한 변속기 빔(12-2)의 외면에 각각 장착된다.

당업계에 공지된 종래의 작동기(20)를 본 발명에 사용할 수도 있다. ANC 시스템(10)의 각 작동기(20)는 내부에 배열된 완전 관성 질량에 의해서 대응하는 단일 채널 제어기(40)로부터의 명령신호에 응답하여 작동되어 1차원 저항력을 발생시키며, 이러한 관성 질량은 주 변속기 기어박스로부터 발생하는 하나 또는 그이상의 해당 고주파수 진동의 상응하는 차원적 성분을 효과적으로 감쇠시키기 위한 주파수, 크기 및 위상을 가진다. 다시 말하면, 각 작동기(20)는 하나의 예정된 자유도 즉, 종방향, 횡방향 또는 수직방향의 자유도에 대해 특정의 특성을 갖는 저항력을 제공한다. 각 쌍의 작동기(20)가 결합되어 작동하면 하나 또는 그이상의 고 주파수 진동에 의해 유도된 각각의 회전방향 모멘트가 효과적으로 감쇠된다. 제4도 및 제5도에 도시된 ANC 시스템의 실시예에 있어서, 각 쌍은 단일 수정 변속기 빔(12-1)상에 장착된 작동기 조합체를 포함한다. 예를들어, 제5도를 참조하면 작동기(20-5)와 작동기(20-6)는 주 변속기 기어박스로부터 발생하는 회전방향 모멘트를 효과적으로 감쇠시키도록 결합되어 작동된다. 제6도에 도시된 ANC 시스템(10)의 실시예에 있어서, 각 쌍은 각각 국부적으로 기계적 보강된 세그먼트(16)에 장착된 작동기 조합체를 포함한다.

상술한 성능 요건의 견지에서, 본 발명에 따른 ANC 시스템(10)에 사용된 작동기(20)는 경량(최소형 관성질량)이어야 하며, 빠른 응답 시간과, 하나 또는 그 이상의 해당 고주파수 진동을 효과적으로 감쇠시키기에 충분한 주파수 및 진폭을 지닌 저항력을 발생시킬 수 있는 능력을 갖는다[각각의 제어기(40)는 상술한 저항력을 발생시키는데 필요한 적절한 상의 명령신호를 제공하도록 작동된다]. 이 작동기(20)는 전기적으로, 유압적으로 또는 전자-유압적으로 구동될 수도 있다. 제4도 및 제6도의 실시예에 도시된 작동기(20)는 각각의 완전 관성 질량에 대해 반응하는 것에 의하여 저항력을 발생한다.

본 발명자는 ANC 시스템(10)의 작동기(20)의 작동이 감쇠시킬 주파수 즉, 오염에서 발산되는 것과는 다른 주파수에서 바람직하지 않은 작용력을 발생시킬 수 있다는 것을 추가로 인지하였다. 상술한 바와 같이 강체로서의 기능을 수행하는 수정 변속기 빔(12-1 또는 12-2)에서 조차도, 수정 변속기 빔(12-1 또는 12-2)이 일부 오염된 작용력이 발생하는 최고 주파수에서 강체로서의 기능을 수행하도록 형성될 수 없으므로 오염 발생력은 기체에 결합될 수 있다(그 결과로서, 상술한 바와 같이 헬리콥터 내부에서 바람직하지 않은 소음의 발생이 야기된다). 결과적으로, 진동 센서가 수정 변속기 빔(12-1 또는 12-2)상의 기능적으로 결합된 작동기(20)와 비동일선상에 장착되면, 오염 발생력은 수정 변속기 빔(12-1 또는 12-2)상의 어떤 곳에서도 처짐을 일으킬 수 있고, 이것은 헬리콥터 내부에 바람직하지 않은 소음을 발생시킬 수 있다. 이러한 사실에도 불구하고 제어기는 특정 센서 위치에서 오염 진동 성분을 국부적으로 감쇠시키기 위해 관련된 작동기(20)의 작동을 조정하도록 조작될 수 있다.

그러한 오염 발생력을 제거하기 위한 해결책으로서, ANC 시스템(10)의 각 작동기(20)는 단일 진동 센서(30)와 기능적으로 연결된다. 또한 각 센서(30)는 대응하는 작동기(20)에 대하여 기능적으로 상호관

계를 지니고, 공간상으로 동일선상에 이격되어 장착된다. 즉, 각 센서(30)는 대응하는 작동기(20)의 각 저항력 축상에 설치되어 있으나, 그들로부터 이격되어 있다. 제5도, 제5(a)도 및 제5(b)도를 참조하면, 상술한 바와 같이 포트 수정 변속기 빔(12-1)에 장착된 6개의 작동기(20-1, 20-2, 20-3, 20-4, 20-5, 20-6) 각각은 서로 기능적인 상호관계를 지니고, 그리고 동일선상에 이격되어 동일선상에 장착된 대응하는 센서(30-1, 30-2, 30-3, 30-4, 30-5, 30-6)를 각각 구비한다. 예를들면, 제5(b)도에 도시된 실시예와 같이 작동기(20-1)와 기능적으로 상호 관련된 센서(30-1)는 이 작동기(20-1)의 저항력 축(1-1)상에서 그로부터 이격된 관계로 배치된다.

개별 센서(30)는 대응하는 결합 고정장치(22)와 결합하여 장착될 수도 있거나, 또는 대응하는 수정 변속기 빔(12-1, 12-2)에 직접 장착될 수도 있다. 예를 들어, 제5(a)도 및 제5(b)도를 참조하면, 센서(30-2, 30-3)는 장착 고정장치(22-1)에 직접 장착되며, 센서(30-5)는 장착 고정장치(22-2)에 직접 장착되고, 그리고 센서(30-4 와 30-5)는 장착 고정장치(22-3)에 직접 장착된다. 이와 대조적으로 센서(30-1)는 포트 수정 변속기 빔(12-1)의 내면에 직접 장착된다.

각 센서(30)는 하나 또는 그이상의 해당 고주파수 진동의 단일 차원 성분(진동수/크기)을 검출하고 그리고 그들의 대표적인 신호(32)를 발생시키도록 작동된다. 예를들어, 제5(b)도를 참조하면, 센서(30-1)는 저항력 축(1-1)을 따라 가해지는 하나 또는 그이상의 해당 고주파수 진동의 성분을 검출한다. 본 발명에 따른 ANC 시스템(10)에 이용되는 센서(30)는 종래의 진동 픽업(vibration pickups)이다. 예를들면, 주파수를 검출할 수 있는 가속도계와 같은 전자 기계적 변환기(electromechanical transducer)와, 하나 또는 그이상의 해당 고주파수 진동의 진폭을 본 발명에 따른 ANC 시스템(10)에 사용할 수도 있다.

각 작동기(20)와 그에 기능적으로 상호 관련된 센서(30)는 단일 채널 제어기(40)에 의하여 조작 가능하게 상호 접속된다[이해를 용이하게 하도록 도면을 단순화하기 위해 단 하나의 제어기(40)를 도면(제4도)에 도시하였다.] 제어기(40)는 작동을 제어하기 위하여 대응하는 작동기(20)에 전달되는 명령신호(42)를 발생시키도록 검출된 신호(32)에 응답하여 작동된다. 명령 신호(42)는 2개의 성분으로 이루어 진다. 명령 신호(42)의 제1 성분은 감쇠시킬 하나 또는 그이상의 해당 고주파수 진동의 특정 차원 성분의 크기 및 주파수와 동일한 크기 및 주파수를 가지지만 상은 그 반대이다. 명령 신호(42)의 제1 성분은 작동기(20)로 하여금 변속기 기어박스로부터 수정 변속기 빔(12-1 또는 12-2)에 전달되는 하나 또는 그이상의 해당 고주파수 진동의 특정 차원 성분을 효과적으로 제거 및 감쇠시킬 수 있는 주파수, 크기 및 위상을 갖는 저항력을 발생시키게 한다.

각 센서(30)는 기능적으로 상호 연관된 작동기(20)에 대하여 동일선상에 이격되어 장착되고, 제어기(40)는 또한 각 작동기(20)로 하여금 각 오염 발생력의 근원지에서 오염 발생력에 대항하기 위한 제거력(canceling force)을 발생시키는 명령 신호(42)의 제2 성분을 발생시키도록 작동된다. 따라서, 제어기(40)는 명령 신호(42)를 제공하는 이중 기능을 수행하는 바, 각 작동기(20)가 오염 발생력에 의해 유발되는 진동을 억제시키기 위한 제거력 뿐만아니라 하나 또는 그이상의 해당 고주파수 진동을 효과적으로 감쇠시키기 위한 저항력을 발생시키도록 작동되게 한다. 상술한 바와 같이 제1 및 제2 성분은 제어기(40)에 중첩되어서, 조합된 명령신호(42)로 나타난다.

단일 채널 제어기(42)는 마이크로프로세서와 같은 컴퓨터 시스템을 포함할 수도 있다. 이 마이크로프로세서는 디지탈 또는 아날로그 방식일 수도 있다. 능동형 소음 제어 시스템의 알고리즘은 당업자에게 공지되어 있으며, 그러한 알고리즘은 각 단일 채널 제어기(40)의 메모리내에 저장되거나 간직될수 있으며 그리고 본 시스템의 작동을 조절하도록 작동된다.

제7도는 본 발명에 따른 ANC 시스템(10)에 의해 달성가능한 주 변속기 기어박스로부터 발산되는 고주파수 진동 감소를 도시하는 것으로, 좌표선(50, 52)은 주 변속기 기어박스로부터 발산되는 고주파수 진동으로 인하여 종래의 포트 변속기 빔과 우현 변속기 빔에 전달되는 대응하는 진동력 레벨(vibrational force level)을 도시한 것이다. 좌표선(60, 62)은 진동력 레벨에서 제4도의 실시예의 ANC 시스템(10)의 감쇠 효과를 도시한 것이다. 본 발명의 ANC 시스템(10)은 헬리콥터의 내부 소음 레벨을 야기시키는 고주파수를 약 90% 내지 약 95% 정도 감소시키도록 즉, 10 dB 내지 20 dB 범위로 감소시키도록 동작되는 것으로 평가된다.

상술한 바와 같이 본 발명의 다양한 수정 및 변경은 상기 제시된 범위내에서 가능하다. 예를들면, 본 발명에 따른 ANC 시스템은 주 회전자 조립체용 지지 구조체로서 특히 중요한 기능을 수행하는 S-76Ⓣ 변속기 기어박스를 실예로 들어 상술하였다. 그러나 상술한 ANC 시스템은 주 회전자 조립체가 지주식 지지 구조체에 의하여 기체에 결합하여 완성되는 헬리콥터내의 주 변속기 기어박스로부터 발산되는 고주파수 진동 제거에 사용된다. 지주식 지지 구조체에 있어서, 주 변속기 기어박스로부터 발산되는 해당 고주파수 진동(및 주회전자 조립체에 의해 발생되는 저주파수 진동)은 지주식 지지 구조체를 거쳐 기체에 전달된다. 즉, 주 변속기 기어박스는 진동 하중 경로상에 있지 않다. 따라서, 본 발명은 청구 범위내에서 명확하게 상술한것 이외의 방식으로도 실행될 수 있다는 점을 이해하여야 한다.

(57) 청구의 범위

청구항 1

주 변속기 기어박스로부터 발생되는 고주파수 진동을 효과적으로 감쇠시켜 헬리콥터의 내부 소음 레벨을 상당히 감소시키기 위한 헬리콥터용 능동형 소음 제어 시스템(10)으로서, 주 변속기 기어박스를 헬리콥터의 기체(airframe)와 결합하여 고정시키기 위한 하드포인트(hardpoints)(14)를 구비하며, 주 변속기 기어박스로부터 발생되며 700Hz 보다 큰 진동으로 규정되는 고주파수 진동중 적어도 하나에 대해 기계적으로 보강되고, 상기 적어도 하나의 고주파수 진동에 대해 강체로서 각각 기능하는 수정 변속기 빔(12-1 또는 12-2)과; 상기 주 변속기 기어박스로부터 발생되는 상기 적어도 하나의 고주파수 진동을 효과적으로 감쇠시키기 위한 주파수, 크기(magnitude) 및 위상(phase)을 가진 복수개의 단일 차원의 저항력을 발생시키기 위한 복수개의 작동기(20)와; 상기 적어도 하나의 고주파수 진동에 대해 동작하여 그의 단일차원 성분의 크기 및 주파수를 검출하고 그리고 상기 주 변속기 기어박스로부터 발생되는 적어도 하나의

고주파수 진동을 효과적으로 감쇠시키기 위한 주파수, 크기 및 위상을 가진 상기 단일차원의 저항력을 발생시키도록 상기 작동기(20)의 작동을 제어하기 위한 명령 신호(42)를 제공하여 헬리콥터의 내부 소음 레벨이 상당히 감소되는 수단(30, 40)을 포함하는 능동형 소음 제어 시스템(10)에 있어서, 상기 작동기(20)는 상기 하드포인트(14)에 인접한 상기 수정 변속기 빔(12-1 또는 12-2)과 결합해서만 장착되는 것을 특징으로 하는 능동형 소음 제어 시스템.

청구항 2

제2항에 있어서, 상기 수단(30, 40)이, 상기 하드포인트(14)에 인접한 상기 수정 변속기 빔(12-1 또는 12-2)과 결합하여 장착되고 그리고 적어도 하나의 고주파수 진동의 단일 차원 성분의 크기 및 주파수를 검출하며 또 그것을 나타내는 검출 신호(32)를 발생하도록 작동되고, 상기 작동기(20)중 대응하는 것과 동일선상에 이격되어 기능상 상호관련되어 상기 수정 변속기 빔(12-1 또는 12-2)과 결합하여 장착된 복수개의 센서(30)와; 각각의 상기 센서(30)를 상기 대응하는 작동기(20)와 기능적으로 상호접속하고 그리고 상기 주 변속기 기어박스로부터 발생되는 적어도 하나의 고주파수 진동을 효과적으로 감쇠시키기 위한 상기 주파수, 크기 및 위상을 가진 상기 단일차원의 저항력을 발생시키게끔 상기 작동기(20)의 동작을 제어하기 위한 작동 신호(42)를 제공하기 위해 상기 검출 신호(32)에 반응해서 동작하여 헬리콥터의 내부 소음 레벨이 상당히 감소되는 제어기 수단(40)을 더 포함하는 것을 특징으로 하는 능동형 소음제어 시스템.

청구항 3

제2항에 있어서, 상기 제어기 수단(40)은 상기 작동기(20)의 작동으로부터 야기되는 오염발생력(contaminating force)을 억제시키기 위한 감쇠력(nullifying force)을 생성하는 상기 명령 신호(42)를 제공하기 위하여 상기 검출 신호(32)에 반응해서 작동되는 것을 특징으로 하는 능동형 소음 제어 시스템.

청구항 4

제1항에 있어서, 상기 수정 변속기 빔(12-1)은 주 변속기 기어박스로부터 발생되는 적어도 하나의 고주파수 진동에 대해 그의 전체가 기계적으로 보강되는 것을 특징으로 하는 능동형 소음 제어 시스템.

청구항 5

제1항에 있어서, 상기 수정 변속기 빔(12-2)은 상기 하드포인트(14)에 인접한 국부적인 세그먼트에서만 기계적으로 보강된 것을 특징으로 하는 능동형 소음 제어 시스템.

청구항 6

제1항에 있어서, 상기 수정 변속기 빔(12-1 또는 12-2)은 포트(port) 수정 변속기 빔(12-1 또는 12-2)과 포트 수정 변속기 빔(12-1 또는 12-2)을 포함하는 것을 특징으로 하는 능동형 소음 제어 시스템.

청구항 7

제6항에 있어서, 상기 포트 및 우현(starbord) 수정 변속기 빔(12-1)은 그의 전체가 기계적으로 보강된 것을 특징으로 하는 능동형 소음 제어 시스템.

청구항 8

제7항에 있어서, 상기 복수개의 작동기(20)는 상기 하드포인트(14)에 인접한 상기 포트 변속기 빔(12-1)과 결합하여 장착된 제1 복수개의 작동기(20)와 상기 우현 변속기 빔(12-1)과 결합하여 장착된 제2 복수개의 작동기를 포함하며, 상기 제1 복수개의 작동기(20)의 수는 상기 제2 복수개(20)의 작동기의 수와 동일한 것을 특징으로 하는 능동형 소음 제어 시스템.

청구항 9

제8항에 있어서, 상기 제1 복수개의 작동기(20)는 6 개의 작동기(20)를 포함하며, 상기 제2 복수개의 작동기(20)는 6 개의 작동기(20)를 포함하는 것을 특징으로 하는 능동형 소음 제어 시스템.

청구항 10

제6항에 있어서, 각각의 상기 포트 및 우현 수정 변속기 빔(12-2)은 각각의 하드포인트(14)에 인접한 국부적 세그먼트에서만 기계적으로 보강된 것을 특징으로 하는 능동형 소음 제어 시스템.

청구항 11

제10항에 있어서, 상기 복수개의 작동기(20)는 각각의 상기 하드포인트(14)에 인접한 상기 포트 변속기 빔(12-2)과 결합하여 장착된 제1 복수개의 작동기(20)와, 각각의 상기 하드 포인트에 인접한 상기 우현 수정 변속기 빔(12-2)과 결합하여 장착된 제2 복수개의 작동기(20)를 포함하며, 상기 제1 복수개의 작동기(20)는 상기 제2 복수개의 작동기(20)와 동일한 것을 특징으로 하는 능동형 소음 제어 시스템.

청구항 12

제11항에 있어서, 상기 제1 복수개의 작동기(20)는 6 개의 작동기를 포함하며, 상기 제2 복수개의 작동기(20)는 6 개의 작동기(20)를 포함하는 것을 특징으로 하는 능동형 소음 제어 시스템.

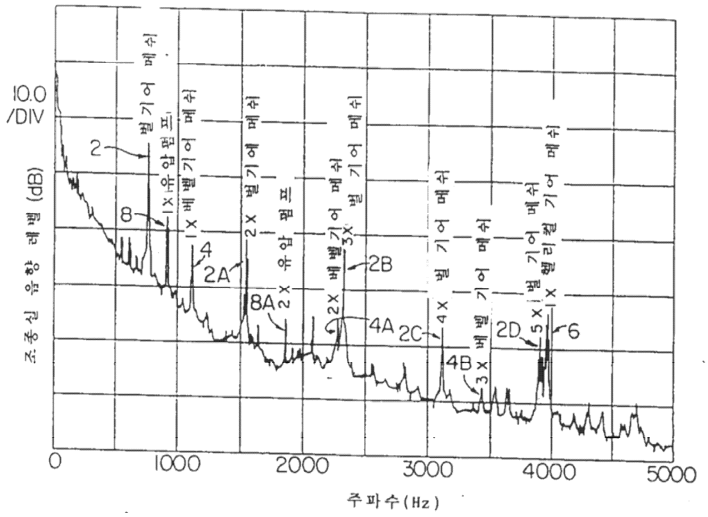
청구항 13

제2항에 있어서, 상기 제어기 수단(40)은 복수개의 제어기(40)를 포함하며, 각각의 상기 제어기(40)는 상기 작동기(20)중 하나를 상기 센서(30)중 하나와 기능적으로 상호접속시키고, 각각의 상기 제어기(40)

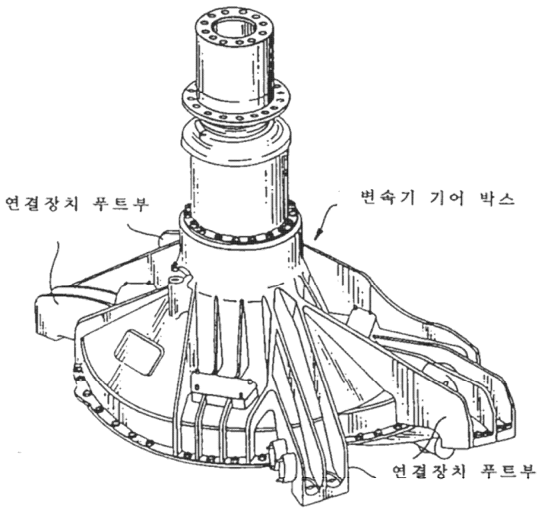
는 상기 주 변속기 기어박스로부터 발생되는 적어도 하나의 고주파수 진동을 효과적으로 감쇠시키기 위한 주파수, 크기 및 위상을 가진 단일차원의 저항력을 발생시키도록 상기 하나의 대응 작동기(20)에 명령 신호(42)를 제공하기 위하여 상기 하나의 대응 센서(30)로부터의 상기 검출 신호(32)에 반응하여 동작되는 것을 특징으로 하는 능동형 소음 제어 시스템.

도면

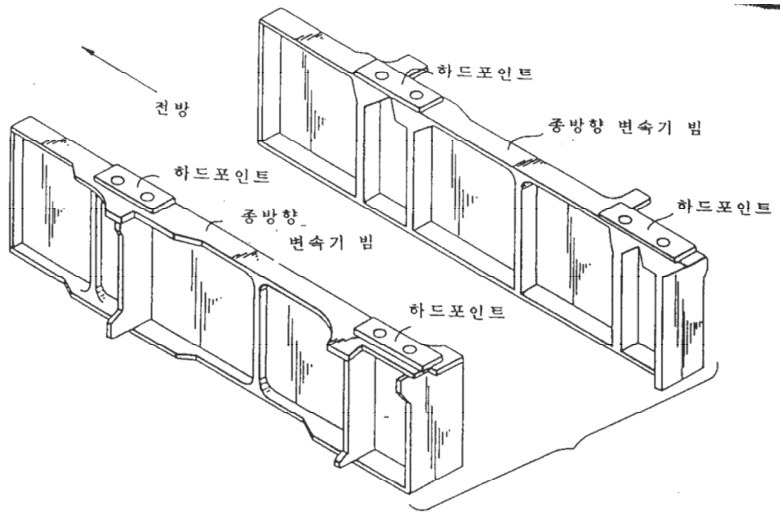
도면1



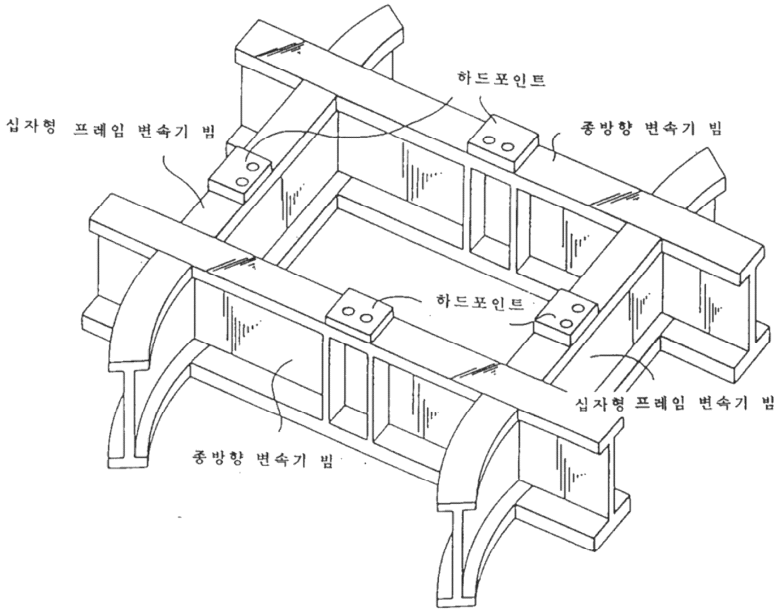
도면2



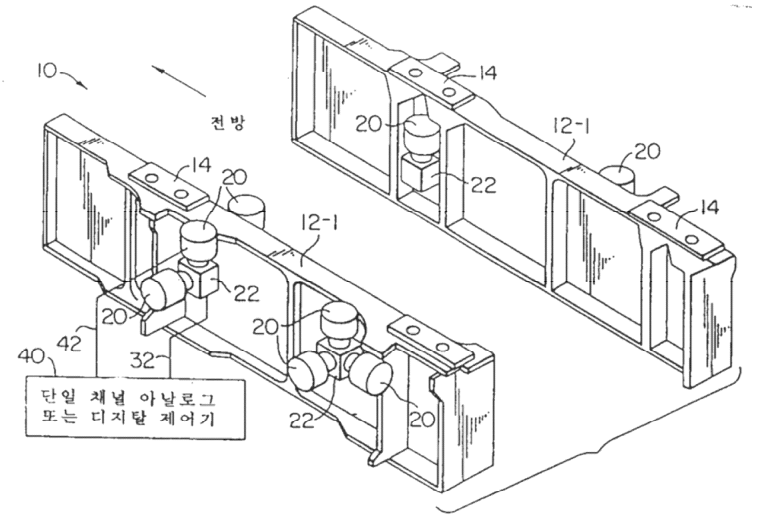
도면3a


전방
하드포인트
종방향 변속기 빔
하드포인트
하드포인트
종방향
변속기 빔
하드포인트

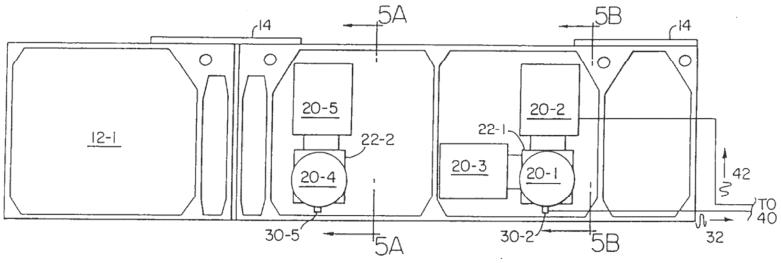
도면3b


하드포인트
십자형 프레임 변속기 빔
종방향 변속기 빔
하드포인트
십자형 프레임 변속기 빔
종방향 변속기 빔

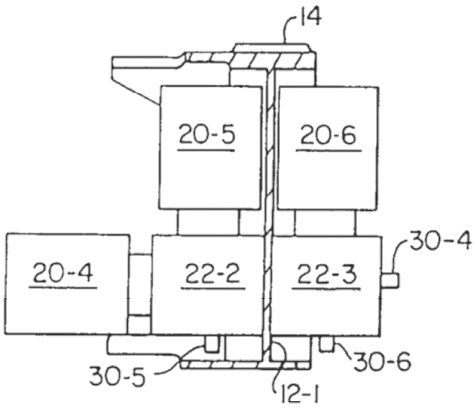
도면4


10
전방
14
20
12-1
22
42
40
32
단일 채널 아날로그
또는 디지탈 제어기

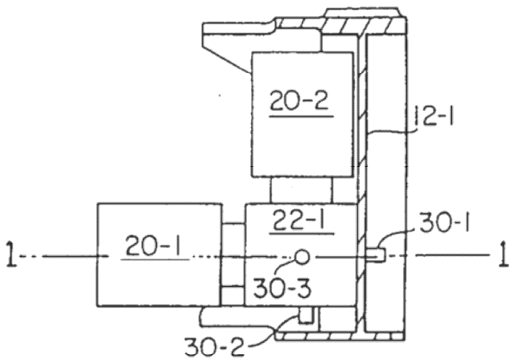
도면5


14
5A
5B
12-1
20-5
22-2
20-4
20-3
22-1
20-2
20-1
42
TO
40
30-5
30-2
32

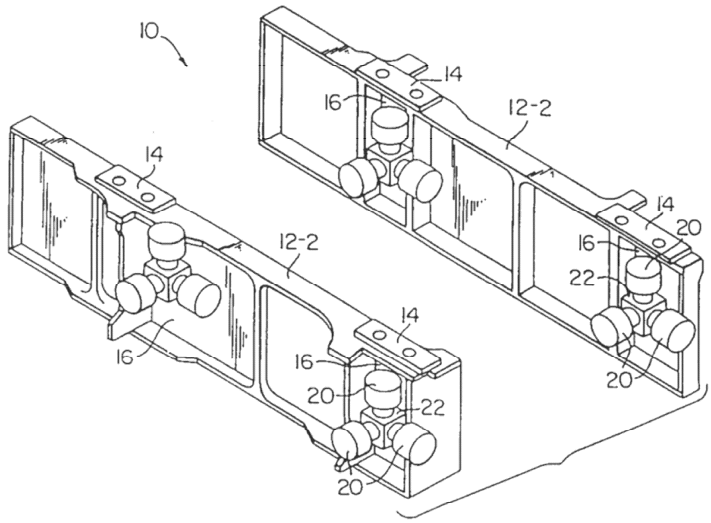
도면5a


14
20-5
20-6
20-4
22-2
22-3
30-4
30-5
30-6
12-1

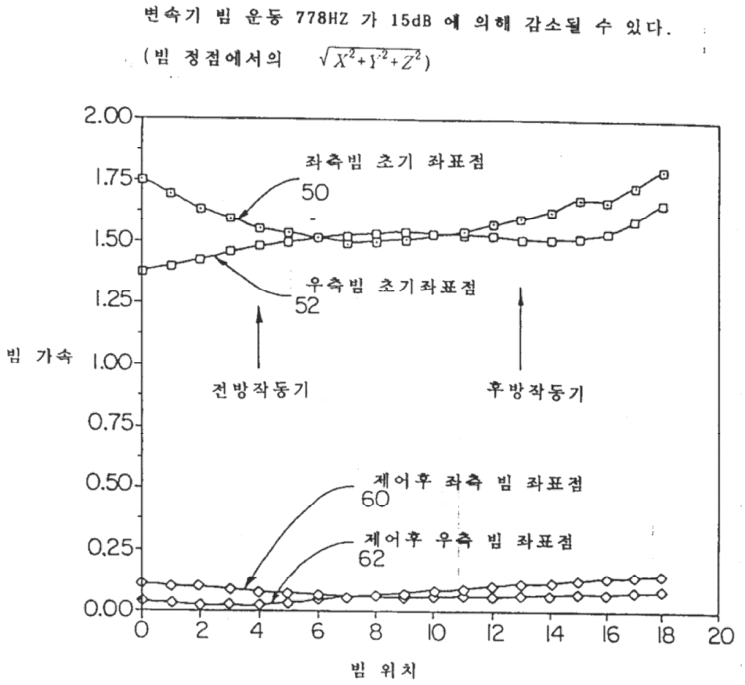
도면5b


20-2
12-1
22-1
30-1
20-1
1
1
30-3
30-2

도면6


10
14
16
12-2
14
20
16
22
20
14
12-2
16
14
16
20
22
20

도면7


변속기 빔 운동 778HZ 가 15dB 에 의해 감소될 수 있다.
(빔 정점에서의 $\sqrt{X^2+Y^2+Z^2}$)
2.00
1.75
1.50
1.25
1.00
0.75
0.50
0.25
0.00
빔 가속
좌측빔 초기 좌표점
50
우측빔 초기좌표점
52
전방작동기
후방작동기
제어후 좌측 빔 좌표점
60
제어후 우측 빔 좌표점
62
0
2
4
6
8
10
12
14
16
18
20
빔 위치