



(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2007년11월20일
(11) 등록번호 10-0778216
(24) 등록일자 2007년11월14일

(51) Int. Cl.

G01J 5/04 (2006.01) G01J 1/02 (2006.01)

(21) 출원번호 10-2005-7020455

(22) 출원일자 2005년10월28일

심사청구일자 2005년10월31일

번역문제출일자 2005년10월28일

(65) 공개번호 10-2006-0008932

공개일자 2006년01월27일

(86) 국제출원번호 PCT/US2004/013403

국제출원일자 2004년04월30일

(87) 국제공개번호 WO 2004/099743

국제공개일자 2004년11월18일

(30) 우선권주장

10/427,408 2003년04월30일 미국(US)

(56) 선행기술조사문헌

JP2001-147161 A

US6254008 B1

US6430941 B1

전체 청구항 수 : 총 5 항

(73) 특허권자

레이던 컴퍼니

미국 매사추세츠 왈탐 윈터 스트리트 870 (우 : 02451-1449)

(72) 발명자

웰맨 윌리엄 에이치.

미국 93110 캘리포니아주 산타 바바라 비아 루에다 579

브리겐트 엘돈 엘.

미국 93111 캘리포니아주 산타 바바라 샌 아르도웨이 5516

레브리 라오 에스.

미국 93117 캘리포니아주 골레타 뉴포트 드라이브 7518

(74) 대리인

안국찬, 주성민

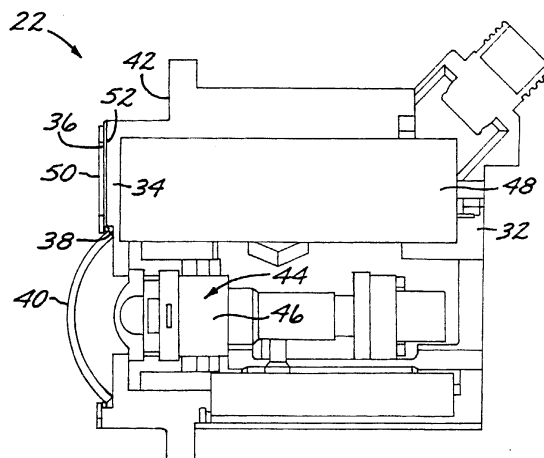
심사관 : 우귀애

(54) 외부 열로부터 보호하고, 상승된 주변 온도를 감지하는방법과 센서 시스템

(57) 요약

상승된 온도 환경에서 검출하는 것은 외향 대면 외부면을 가진 윈도우 지지 구역을 구비한 외벽과 상기 외벽에 부착되고 외벽의 윈도우 지지 구역을 통하는 윈도우를 구비한 센서 하우징을 포함하는 센서 시스템을 사용하여 제공된다. 센서 하우징 내에 내장된 센서 유닛은 윈도우를 통해 입력 신호를 수신한다. 열절연층은 윈도우에 바로 인접한 위치에서 외벽의 윈도우 지지 구역의 외부면에 있다. 상기 센서 시스템은 열절연층이 존재하지 않는 상황에서 외벽의 윈도우 지지 구역이 약 100℃이상의 온도로 가열되는 환경에서 작동된다. 일반적인 적용예에서, 센서 시스템은 외부면이 전방 대면 방향으로 있도록 항공기에 부착되고, 항공기는 외부면이 공기 역학적 가열에 의해 가열되도록 작동된다.

대표도 - 도2



특허청구의 범위

청구항 1

삭제

청구항 2

삭제

청구항 3

삭제

청구항 4

삭제

청구항 5

삭제

청구항 6

삭제

청구항 7

삭제

청구항 8

삭제

청구항 9

삭제

청구항 10

삭제

청구항 11

삭제

청구항 12

삭제

청구항 13

전방으로 대면하는 방향으로 항공기에 부착된 구조물을 구비한 센서 시스템이며,

상기 항공기에 부착된 구조물은,

외향 대면 외부면을 갖는 윈도우 지지 구역을 가진 외벽과 외벽에 부착되고 외벽의 윈도우 지지 구역을 통하는 윈도우를 구비한 센서 하우징과,

센서 하우징에 내장되며 윈도우를 통해 입력 신호를 수신하고 적외선 센서와 센서를 냉각시키는 극저온 냉동기를 구비하는 센서 유닛과,

윈도우에 바로 인접한 위치에서 외벽의 윈도우 지지 구역의 외부면에 부착되는 열절연층을 포함하고,

상기 외벽의 윈도우 지지 구역은 센서 유닛을 항공기에 부착하도록 구성된 장착 플랜지의 세그먼트를 구비하고,

상기 열절연층은 접착층으로 윈도우 지지 구역의 외부면에 부착되는 절연재의 단일 피스인 센서 시스템.

청구항 14

제13항 있어서, 상기 열절연층은 유기재를 포함하는 절연재의 단일 피스인 센서 시스템.

청구항 15

삭제

청구항 16

제13항 있어서, 상기 열절연층은 섬유유리-에폭시 합성재를 포함하는 절연재의 단일 피스인 센서 시스템.

청구항 17

제13항에 있어서, 상기 열절연층은 0.05cm(0.020inch) 내지 0.15cm (0.060inch)의 두께를 가지는 섬유유리-에폭시 합성재를 포함하는 센서 시스템.

청구항 18

제13항에 있어서, 상기 열절연층은 썩씨 1도당 0.1Watt 미만인 계급 인치당 열 전도율을 가지는 센서 시스템.

청구항 19

삭제

청구항 20

삭제

청구항 21

삭제

청구항 22

삭제

청구항 23

삭제

청구항 24

삭제

청구항 25

삭제

청구항 26

삭제

명세서

기술분야

<1> 본 발명은 적외선 센서 시스템과 같은 센서 시스템에 관한 것이고, 특히 작동 중 상승된 온도에 노출되는 시스템에 관한 것이다.

배경기술

- <2> 항공기는 다양한 종류의 다수의 센서를 주로 이용한다. 많은 군용 항공기와 증가 추세에 있는 다수의 민간용 항공기는 항공기에서 폭발될 미사일과 같은 잠재 적 위협을 검출하기 위해 적외선 센서를 구비한다. 적외선 센서는 항공기에 접근하는 미사일의 모터에 의해 발생하는 신호와 같은 적외선 신호의 존재를 감지하고 대책을 세울 수 있도록 경고를 제공한다.
- <3> 한 종류의 적외선 센서 시스템에서 센서(검출기)는 그 성능을 향상시키기 위해 감소된 온도에서 작동된다. 감소된 온도는 임의 방식으로 생성될 수 있지만, 센서 하우징 내측의 센서 시스템과 일체형인 작은 극저온 냉동기(Cryocooler)에 의해 주로 생성된다. 극저온 냉동기는 약 -196.15°C (77K)이하의 온도로 센서를 냉각시키도록 작동 가능하다. 다른 경우 센서는 열전자 열펌프에 의해 약 -93.15°C (180K)로 냉각될 수 있다. 그러나, 모든 극저온 냉동기는 온도 차이 및 열 제거율에 제한된다. 극저온 냉동기 운전은 방해가 되고 열 부하량과 외부 온도가 증가함에 따라 불가능하게 될 수 있다.
- <4> 전형적인 경우, 적외선 센서는 항공기에 대해 고정된 방향으로 지향하는 광폭 각 센서(wide-angle sensor)이다. 예를 들어, 센서는 전방 대면 센서, 후방 대면 센서 또는 측면 대면 센서 일 수 있다. 이 장치는 지향식 시스템의 사용을 방지 함으로써 센서 시스템의 중량을 최소화한다. 항공기의 수명동안 시스템이 실제로 몇몇 경우에 단지 몇 번만 또는 몇몇 경우에 전혀 요구되지 않지만, 적외선 센서의 중량이 항공기와 항상 운반되어야 하기 때문에, 이러한 중량의 최소화가 매우 바람직하다. 부연하면, 아주 중요하게, 센서 시스템이 보통 의도된 시야의 방해 받지 않은 시야를 가진 위치의 항공기 상에 위치되지만, 항공기의 구조 및/또는 유사하게 위치되어야 하는 다른 장비로 인해 이용가능한 공간이 또한 거의 없기 때문에 센서 시스템의 전체 물리적 크기("외피")는 매우 작게 유지되어야 한다.
- <5> 전방 대면 센서 시스템은 항공기가 운항될 때 기류에 직접 또는 거의 직접 대면한다. 대기를 통해 고속으로 이동하는 물체는 이동하는 공기가 장애물에 대해 휴지하게 될 때 가열된다. 예를 들면, 이동하는 공기의 높은 운동에너지는 마찰 과정에 의해서 국부적인 고온 및 고압 형태의 위치에너지로 변환된다. 그 국부적으로 상승된 온도는 정체 온도(stagnation temperature)라고 불려진다. 정체 온도의 수치는 항공기의 속도에 따라 급격히 증가한다. 0.8Mach의 음속이하에서도 정체 온도는 134°C 이다. 동일한 134°C 의 정체 온도는 대기 온도가 더 차가워진 71°C 일 때, 1.4Mach에 도달한다. 이는 공통적인 군사용 비행 조건이다.
- <6> 결과적으로, 전방 대면 센서 시스템은 항공기가 초음속이나 초음속에 가까운 속도에서와 같이 충분히 빠르게 비행하는 상황에서 몇몇의 직면하는 조작상의 문제를 제공한다. 센서 시스템이 연장된 기간동안 이러한 속도로 비행하는 경우, 센서 시스템은 연장된 기간동안 센서 시스템의 감소된 온도를 유지하기 위해 충분한 냉각력을 가진 극저온 냉동기가 구비될 수 있다. 그러나, 항공기가 한순간"데쉬(dash)"라고 불리는 이런 고속에 도달하는 경우, 그런 짧은 기간동안 발생하는 일시적 가열에 대해 충분한 냉각력을 갖도록 극저온 냉동기의 크기를 정하는 것은 주로 중량, 외피 크기 및 전력 소비에 심각한 문제를 초래한다. 센서 시스템이 가장 필요한 전술상의 상황에서 데쉬가 주로 발생하기 때문에 센서 시스템은 데쉬 중에 작동적으로 유지되어야만 한다.
- <7> 센서 시스템 중량을 상당히 증가시키지 않고, 상승된 온도 환경에서 작동되는 극저온 냉각식 센서 시스템을 제공하는 접근에 대한 필요성이 있다. 본 발명은 이러한 필요성을 수행하고, 또한 관련된 장점을 제공한다.

발명의 상세한 설명

- <8> 본 발명은 그렇지 않으면 작업 한계를 넘어 내부 온도를 증가시키는 상승된 표면 온도에 대해 보호된 센서 시스템을 제공한다. 본 접근은 광범위한 상승된 온도 환경에 효율적이지만, 이는 가열이 비교적 짧고 일시적인 조건에서 생성될 때 특히 중요하다. 본 접근은 센서 시스템의 외피 사이즈와 중량의 미세한 증가 및 전력 소비가 증가되지 않게 한다.
- <9> 본 발명에 따르면, 센서 시스템은 외향 대면 외부면을 갖는 윈도우 지지 구역을 구비한 외벽과 외벽에 부착되고 외벽의 윈도우 지지 구역을 통하는 윈도우를 구비한 센서 하우징을 포함한다. 하나의 설계에서, 외벽의 윈도우 지지 구역은 장착 플랜지의 세그먼트로 구성된다. 센서 유닛은 센서 하우징에 내장되고 윈도우를 통한 입력 신호를 수신한다. 센서 유닛은 바람직하게 주로 센서, 바람직하게 적외선 센서 및 센서를 냉각시키는 극저온 냉동기를 포함한다.
- <10> 열절연층은 윈도우에 바로 인접한 위치에 있는 외벽의 윈도우 지지 구역의 외부면에 있지만, 윈도우 및 그 윈도우에 요구되는 개구 위에 놓이지 않는다. 그 열절연층은 바람직하게는 절열재의 단일 피스이거나 또는 코팅될 수 있다. 그 열절연층은 유기재를 포함할 수 있다. 그 양호한 열절연층은 섬유유리-에폭시 합성재료로 구성된 단일 피스의 절열재이다. 바람직하게는, 그 열절연층은 적어도 약 0.05cm (0.020inch)의 두께이고, 더 바람직하

게는, 적어도 약 0.05cm(0.020inch) 내지 약 0.15cm(0.060inch)이다. 그 열절연층은 임의의 실행 가능한 접근에 의해 윈도우 지지 구역의 외부면에 부착되지만, 바람직하게는 접착층으로 부착된다. 이 경우, 그 절열은 내구성 있게 형성되고 센서 시스템의 외부에 도포된다.

- <11> 상승된 온도 환경에서 감지를 위한 방법은 본 명세서에서 설명된 형태의 센서 시스템을 제공하는 단계와, 열절연층이 존재하지 않는 경우 약 100℃보다 더 높은 온도로 외벽의 윈도우 지지 구역이 가열되는 환경에서 센서 시스템을 작동시키는 단계를 포함한다. 본 명세서의 다른 곳에서 설명된 작동 가능한 특징은 상기 방법으로 사용될 수 있다.
- <12> 하나의 양호한 적용예는 외부면이 전방 대면 방향에 있도록 즉, 항공기의 비행 방향에 대면하게 향하도록 센서 시스템을 항공기에 부착하는 것이다. 그 후, 항공기는 공기 역학적인 가열에 의해 외부면이 가열도록 작동된다. 양호한 적용예의 경우, 가열은 제한된 지속 시간에 대해 발생하는 일시적인 현상이다. 고속의 데쉬, 약 10분 이상을 지속하지 않는 비행 속도에서의 급격한 상승(burst)은 전형적인 일시적 상황이다. 그러나, 이 기간은 센서 하우징의 상당한 가열을 생성시킬 수 있을 정도로 충분히 길다.
- <13> 많은 적용예의 경우, 센서 하우징은 물리적으로 작은 외피, 바람직하게는 10cm(4inches) 이하의 직경을 가진 구를 갖는 것이 바람직하다. 또한, 센서 하우징과 센서 유닛은 약 2.27kg(5pound) 미만의 중량이 되는 것이 바람직하다. 그러나, 이런 작은 크기와 중량으로는 센서 시스템은 일시적인 온도의 증가가 안정상태의 냉각 성능을 파괴할 수 있는 그러한 저열 크기를 갖는다. 본 접근은 센서 시스템이 이러한 일시적인 온도 증가를 통해 작동하고 기능이 유지되게 해준다.
- <14> 전형적인 종래 접근에서, 열에 민감한 센서 시스템의 이러한 요소들은 절연체에 의해 둘러싸이고, 액체, 공기 또는 다른 냉각제의 몇몇 형태를 구비한다. 본 명세서에서 설명되는 접근은 전통적인 능동 냉각 접근법이 사용될 수 없는 센서 시스템에 주로 적용된다. 특히, 어떤 경우 작은 크기의 센서 시스템은 내부 절열의 사용을 방해한다. 기류나 액체 냉각제와 같은 능동 냉각은 그 작은 크기, 항공기상의 먼 위치 및 냉각제 공급 라인이나 공기 냉각 도관의 부재 때문에 사용될 수 없다. 열을 제거하는 유일한 통로는 항공기 프레임으로의 장착 플랜지를 통한 것이다. 어떤 경우에, 설치 제한요소는 장착 플랜지가 센서의 전방면 근처에 위치되게 하여, 종래의 설계 접근법의 사용을 방해한다.
- <15> 본 센서 시스템은 고속 비행 조건에서 경험되는 힘에 양립할 수 있는 외부 열절연층을 사용하고, 이러한 조건 하에 경험되는 온도로부터 센서 유닛에 대한 우수한 절연을 제공한다. 센서 시스템은 센서 하우징의 임의의 크기 및 총 중량으로 실행될 수 있지만, 단단히 구축된 크기의 외피를 갖고서 센서 하우징이 작아야만 할 경우와 센서 하우징 및 센서 유닛의 총 중량이 작아야만 할 경우, 가장 효율적으로 적용된다. 내부 절열의 사용은 허용 가능하지 않는 내부 체적의 크기를 증가시키는 것이 필요하다. 더욱이, 내부 절열은 센서 유닛의 냉각 및 바람직한 경우 센서 시스템이 항공기의 구조물에 부착되는 장착 플랜지에 이용 가능한 열 유동 통로를 통해 센서 유닛으로부터 외부 열 싱크로의 열 제거를 방해한다. 이는 또한 열 유동 통로에서 열싱크로의 열 부하를 증가시킨다. 반면에, 외부 절연은 열이 제1 위치의 센서 시스템으로 진입하는 것을 방지하여, 열 제거 유동 통로 상의 부담이 증가되지 않는다.
- <16> 본 발명의 다른 특징과 장점은 예로써, 본 발명의 원리를 도시하는 첨부된 도면과 관련하여 취해진 양호한 실시예의 다음의 상세한 설명으로부터 명백해진다. 그러나 발명의 범위는 이 양호한 실시예에 제한되지 않는다.

실시예

- <22> 도1은 항공기(20) (적절한 구조의 혼돈을 피하기 위해 도시하지 않은 날개) 및 항공기(20)에 부착된 센서 시스템(22)의 실시예를 개략적으로 도시한다. 항공기(20)는 비행 방향(24)으로 비행한다. 항공기(20)는 유인 항공기 또는 미사일처럼 무인 항공기일 수도 있다. 항공기(20)는 군사용 또는 민간용 항공기일 수 있다. 사용될 수 있는 항공기(20)의 종류에 제한이 없는 것이 알려져 있다. 도1의 실시예에서, 센서 시스템(22)은 전방 대면 방향으로 고정된다. 즉, 센서 시스템(22)은 항공기(20)의 비행 방향(24)으로 대면해서 일반적으로 항공기(20)의 앞쪽으로부터 입력 신호(26)를 수신한다.
- <23> 도 2 내지 도4는 센서 시스템(22)을 더 자세히 다양한 시각으로 도시한다. 센서 시스템(22)은 내부 부품을 지지하고 보호하는 외벽(32)을 가진 센서 하우징(30)으로 주로 구성된다. 외벽(32)은 대부분의 센서 시스템(22) 주변으로 연장되고, 외향 대면 외부면(36)을 가진 윈도우 지지 구역(34)을 포함한다. 개구(38)는 외벽(32)의 윈도우 지지 구역(34)을 통해 연장된다. 윈도우(40)는 윈도우 지지 구역(34)을 통해 개구를 커버하고 외벽(3

2)에 부착된다. 도시된 윈도우(40)는 외향 팽창된 돔이다.

<24> 외벽(32)은 일체식일 수 있지만, 더 전형적으로는 여러 개의 상이한 세그먼트를 포함한다. 양호한 실시예에서 센서 유닛(44)을 항공기(20)에 부착하기 위해 형성된 장착 플랜지(42)는 외벽(32)의 세그먼트를 형성한다. 장착 플랜지(42)는 센서 조준 또는 조준탑 기준을 구성하고, 따라서 장착 플랜지(42)는 정확한 광학 정렬을 보증하기 위해 센서 하우징(30)과 외벽(32)이 구조적으로 인접하게 형성된다. 이런 적용예의 경우, 장착 플랜지(42)는 센서 시스템(22)으로부터 전도성 냉각 통로를 제공하고, 여기에 센서 하우징(30)과 인접하게 하는 다른 이유가 있다. 센서 시스템(22)이 정상적으로 작동할 때, 내부적으로 생성된 열은 센서 시스템(22)이 설치되는 항공기(20)의 한 부분인 큰 센서 장착 브라켓으로 장착 플랜지(42)를 통해 제거된다. 장착 플랜지(42)는 외부면(36)과 만난 외부 환경보다 더 안정된 온도를 갖고 센서 시스템(22)에 대한 열 싱크로서 작용하는 내부 항공기 구조에 연결될 수 있도록 외벽(32)으로부터 후방에 설정된다. 따라서, 도시된 바와 같이, 장착 플랜지(42)는 외벽(32)과 일체식 또는 단일체식이고, 또한 윈도우 지지 구역(34)이 위치한 단부벽의 일부를 형성한다.

<25> 센서 유닛(44)은 센서 하우징(30) 안에 내장되고 윈도우(40)를 통해 입력 신호(26)를 수신한다. 센서 유닛(44)은 센서(46), 바람직하게 적외선 센서, 및 극저온 냉동기(48)를 포함한다. 양호한 실시예에서 센서(46)는 그것을 적절하고 최상으로 기능할 수 있도록 -196.15°C (77K) 이하의 극저온의 온도와 같이 감소된 온도로 냉각되어야 한다. 극저온 냉동기(48)는 센서(46)를 냉각시킨다. 극저온 냉동기(48)는 자가 내장식 기체의 작동유체와 함께 열역학적 사이클을 사용하여 감소된 온도를 생성하는 전기 동력식 장치이고, 따라서 각각의 일에 앞서 냉각제의 추가가 필요하지 않다. 다양한 파장 범위에서 작동하는 센서(46) 및 작동 가능한 극저온 냉동기(48)가 본 기술 분야에 공지되어 있다.

<26> 열절연층(50)은 윈도우(40)에 아주 인접한 위치에 서 있는 외벽(32)의 윈도우 지지 구역(34)인 외부면(36)에 부착된다. 열절연층(50)은 바람직하게 분리식으로 제작되고 그 후 외부면(36)에 부착되는 단일편의 절연재이거나 외부면(36)에 도포된 코팅일 수 있다. 열절연층(50)은 바람직하게 외부면(36)에 상승하게 형상지어 진다. 열절연층(50)은 적어도 약 0.05cm (0.020inch), 바람직하게 0.05cm (0.020inch) 내지 0.15cm (0.060inch), 가장 바람직하게 0.07cm (0.030inch) 내지 0.12cm (0.050inch)의 두께를 갖는다. 만약 열절연층(50)이 약 0.05cm (0.020inch) 이하의 두께를 가진다면, 그것은 불충분한 열절연 성능을 갖는다. 그 층은 0.15cm (0.060inch)보다 더 두꺼울 수 있지만, 추가적인 절연 성능은 거의 다른 이득이 없고, 추가적인 두께는 센서 유닛(44)의 유효 크기, 체적 및 중량을 증가시킨다.

<27> 열절연층(50)의 열절연재는 초음속에 도달할 수 있는 기류의 힘을 견뎌내야만 하고, 그것은 충분한 절연 성능을 갖아야 한다. 바람직하게, 열절연재는 섭씨 1도당 약 0.1Watt 보다 작은 제곱 인치당 열 전도율을 갖는다. 예를 들면, 약 130°C 의 높은 외부 온도에서 20분 지속하는 동안, 이런 낮은 열 전도성은 센서 프레임의 열관성(thermal inertia)이 이 짧은 지속기간 동안에 최종 작게 생성된 열 유동을 흡수할 수 있기 때문에 센서 하우징(30)의 온도 상승을 5°C 이하로 제한한다. 또한, 더 긴 지속 시간 동안, 절연 한도는 센서 하우징(30)과 센서 유닛(44) 안으로의 열 유동을 상당히 증가 시키지 않으면서 센서 장착 플랜지(42)를 통해 외향으로 전도될 수 있는 수준으로 감소시킨다. 이러한 열 유입의 차단은 극저온 냉동기(48), 센서(46) 및 내부 전자품 같은 온도 감지 부품을 포함하는 센서 프레임에 의해 장착 플랜지(42)에 장착된 내부 센서 부품을 보호한다. 더욱이, 그 열절연재는 먼지 입자, 다른 입자, 빔방울등과 같은 기류에 의해 그에 대해 구동되는 물체에 의한 손상에 대해 우수한 저항성을 갖는다. 열절연재는 비교적 저밀도인 것이 또한 바람직하다.

<28> 열절연층(50)에 사용하기 위한 현재의 양호한 열절연재는 유기재와 가장 바람직하게는 에폭시를 포함한다. 가장 양호한 열절연재는 에폭시 매트릭스에 매립된 단일방향이나 다방향의 섬유유리 섬유로 형성된 섬유유리-에폭시 합성재이다.

<29> 열절연층(50)은 바람직하게 접착층(52)과 함께 윈도우 지지 구역(34)의 외부면(36)에 부착된다. 그 접착층(52)은 선택된 열절연층(50)과 윈도우 지지 구역(34)의 재료와 임의의 형식으로 작동가능할 수 있다. 섬유유리-에폭시 열절연층과 윈도우 지지 구역(34)의 외부면(36)의 알루미늄 합금구조물로 사용하기 위한 양호한 접착층(52)은 열 경화 에폭시와 같은 에폭시이다. 열절연층(50)은 기계적 체결구와 같은 추가적 또는 대체수단으로 외부면(36)에 부착될 수 있다.

<30> 도4는 조립과 열전열층(50) 및 윈도우(40)를 외벽(32)의 윈도우 지지 구역(34)에 부착하는 방법을 도시한다. 접착층(52)과 한 세트의 볼트 기계식 체결구(54)는 열절연층(50)을 윈도우 지지 구역(34)에 체결시킨다. 그 열절연층(50)은 윈도우(40)가 탄성 링(58), 금속 리테이너(60) 및 볼트 기계식 체결구(62)를 사용하여 윈도우 지지 구역(34)에 독립적이고 분리적으로 부착되고 설치 될 수 있도록 크기가 정해지고 위치 결정된 관통 개구(5

6)를 갖는다.

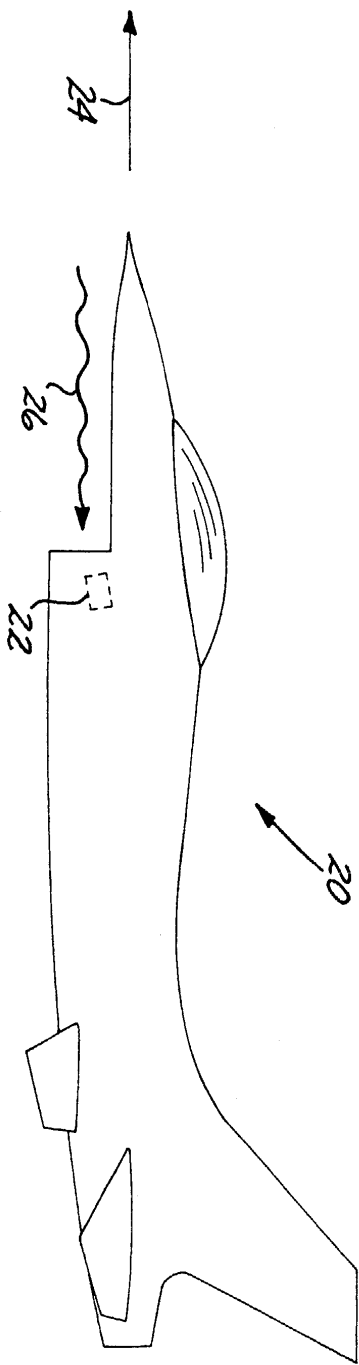
- <31> 상승된 온도의 환경에서 감지하기 위한 방법이 도5에 도시된다. 그 방법은 본 명세서에서 단계(70)에서 그 외 설명된 형태의 센서 시스템(22)을 제공한다. 그 센서 시스템(22)은 열전열 층(50)도 단계(72)에 존재하지 않는 경우 외벽(32)의 윈도우 지지 구역(34)이 약 100℃보다 더 큰 온도로 가열되는, 환경에서 작동된다. 만약 온도가 약 100℃를 넘으면, 센서(46)는 적절하게 수행하지 않는다.
- <32> 양호한 적용에는 외부면(36)과 윈도우(40)가 비행(24)에 평행한 전방 대면 방향으로 대면하는 것과 센서 시스템을 항공기(20)에 부착하는 것을 포함한다. 전방 대면 방향에서, 센서 시스템(22)은 기류에 직접 대면한다. 항공기(20)가 비행방향(24)으로 공기를 통해 비행할 때, 윈도우 지지 구역(34)은 항공기 뒤로 빠르게 이동할 때 공기의 충격 및 마찰의 결과로 공기역학적 가열 및 마찰력에 의해 가열된다.
- <33> 센서 하우징(30)은 약 10cm(4inch) 직경보다 크지 않은 구의 형태로 물리적으로 작은 외피를 갖는다. 또한, 센서 하우징과 센서 유닛을 합쳐 2.27kg(5pound)보다 작은 중량을 갖는 것이 바람직하다. 이런 크기와 중량의 구속은 항공기 적용예의 면에서 형성된다. 반면에, 센서 시스템(22)이 작고 가벼울 때, 항공기 운항중 데쉬 단계 동안 경험되는 바와 같은 과도한 열(heat transient)조건하에서 그 온도를 유지시키는 것에 협조하는 열중량과 열관성이 거의 없다. 본 접근은 적절한 작동을 위해 그 온도 한계치 내에서 유지되어야만 하는 센서(46)에 의해 경험되는 온도 증가를 최소화하는 상황에서 특히 유용하게 사용된다.
- <34> 본 발명의 특정한 실시예가 예시를 목적으로 자세히 설명되었지만, 다양한 수정과 향상들이 본 발명의 기술 사상 및 범위 내에서 형성될 수 있다. 따라서 본 발명은 첨부된 청구범위에 의한 것을 제외하고 제한되지 않는다.

도면의 간단한 설명

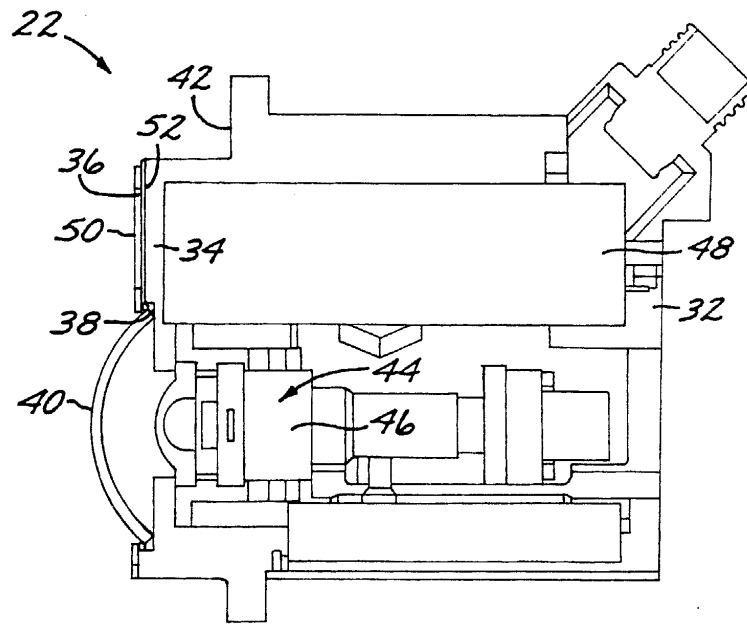
- <17> 도1은 전방 대면 센서 시스템을 구비한 항공기의 개략도이다.
- <18> 도2는 센서 시스템의 개략적 측단면도이다.
- <19> 도3은 센서 시스템의 개략적 정면도이다.
- <20> 도4는 센서 시스템의 열전열층 및 하우징의 분해 사시도이다.
- <21> 도5는 본 발명의 이용을 위한 양호한 접근법의 블록도이다.

도면

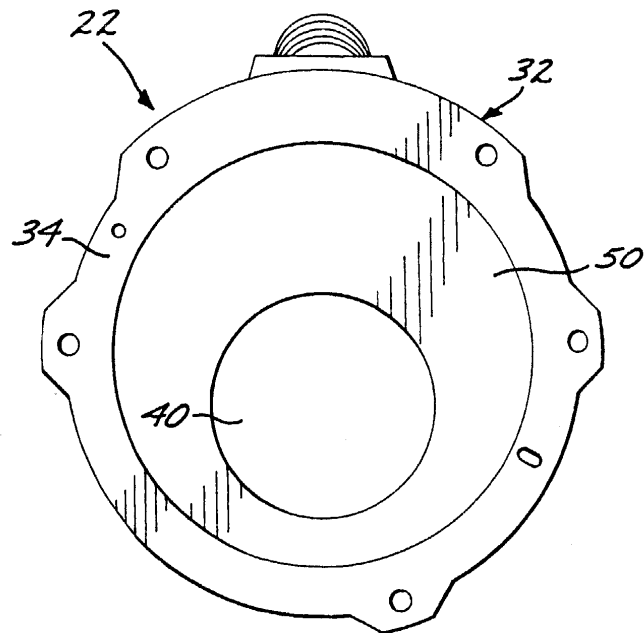
도면1



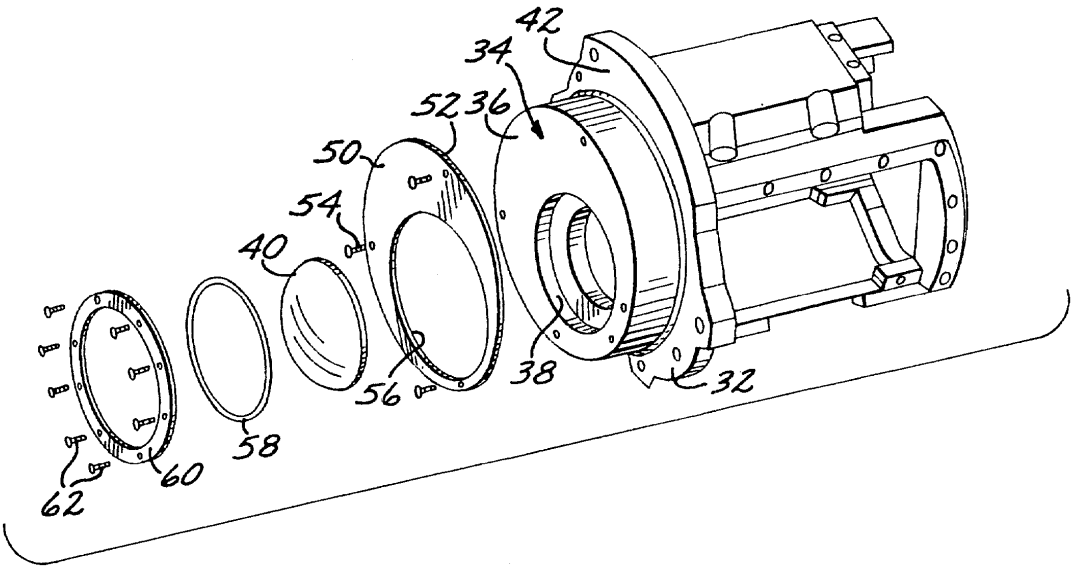
도면2



도면3



도면4



도면5

