



(19) 대한민국특허청(KR)  
(12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2008년06월23일  
(11) 등록번호 10-0840613  
(24) 등록일자 2008년06월17일

(51) Int. Cl.

G01M 19/00 (2006.01)

(21) 출원번호 10-2003-0084106  
(22) 출원일자 2003년11월25일  
심사청구일자 2007년05월18일  
(65) 공개번호 10-2005-0050382  
(43) 공개일자 2005년05월31일  
(56) 선행기술조사문헌  
JP14114196 A  
KR100134872 B1  
KR200275988 Y1

(73) 특허권자

국방과학연구소

대전 유성구 수남동 111번지

(72) 발명자

정운주

대구광역시 북구 침산3동 252-2 침산3차  
푸르지오102-908

유형식

대전광역시 서구 월평동 다모아 아파트 110-1210

(74) 대리인

특허법인 원전

전체 청구항 수 : 총 2 항

심사관 : 박종오

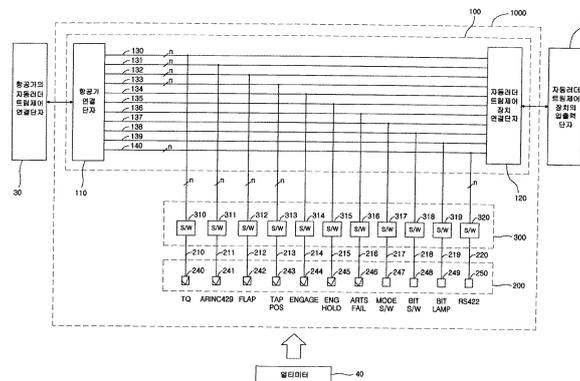
(54) 항공기 자동러더트립제어 장치의 테스트 장치

(57) 요약

본 발명은 항공기 자동러더트립제어 장치의 테스트 장치에 관한 것으로, 좀더 상세하게는, 항공기와 연결되는 항공기 연결 단자와, 자동러더트립제어와 연결되는 자동러더트립제어 장치 연결 단자 및 항공기 연결 단자와 자동러더 트립제어 장치 연결 단자를 상호 연결하는 다수의 연결 라인을 신호별로 구비하여, 항공기로부터 출력되는 신호는 자동러더트립제어 장치로 전달하고 자동러더트립제어 장치로부터 출력되는 신호는 항공기로 전달하는 기능을 수행하는 연결부와; 각 연결 라인으로부터 신호를 인출하는 다수의 인출 라인과, 그 인출 라인의 단부에 각각 형성되어 있는 다수의 측정 단자를 구비하여, 항공기와 자동러더트립제어 장치간의 전달 신호를 측정할 수 있도록 하는 측정부와; 각 인출 라인에 하나씩 설치되어 해당 측정 단자로의 신호 전달을 온(on)/오프(Off)시키는 다수의 선택 스위치를 구비하여, 측정 시에 측정 단자를 선택할 수 있도록 하는 스위치부로 구성되는 항공기 자동러더트립제어 장치의 테스트 장치에 관한 것이다.

본 발명에 따르면, 항공기 및 자동러더트립제어 장치와 연결되어 상호간에 교환되는 신호를 멀티미터를 통하여 손쉽게 측정함으로써, 자동러더트립제어 장치를 간단히 벤치 테스트할 수 있게 되므로, 종래에 발생하던 인력 소모 문제, 테스트 시간의 소모 문제, 보수 시의 재 장착에 따른 비효율성 문제 및 신뢰도 향상 문제 등을 해소할 수 있게 되는 장점이 있다.

대표도



**특허청구의 범위**

**청구항 1**

항공기의 자동러더트림제어 장치의 정상 동작 여부를 테스트하기 위한 장치에 있어서,

상기 항공기와 연결되는 항공기 연결 단자와, 상기 자동러더트림제어와 연결되는 자동러더트림제어 장치 연결 단자 및 상기 항공기 연결 단자와 상기 자동러더 트림제어 장치 연결 단자를 상호 연결하는 다수의 연결 라인을 신호별로 구비하여, 상기 항공기로부터 출력되는 신호는 상기 자동러더트림제어 장치로 전달하고 상기 자동러더 트림제어 장치로부터 출력되는 신호는 상기 항공기로 전달하는 기능을 수행하는 연결부;

상기 각 연결 라인으로부터 신호를 인출하는 다수의 인출 라인과, 상기 인출 라인의 단부에 각각 형성되어 있는 다수의 측정 단자를 구비하여, 상기 항공기와 자동러더트림제어 장치간의 전달 신호를 측정할 수 있도록 하는 측정부;

상기 각 인출 라인에 하나씩 설치되어 해당 측정 단자로의 신호 전달을 온(on)/오프(Off)시키는 다수의 선택 스위치를 구비하여, 측정 시에 측정 단자를 선택할 수 있도록 하는 스위치부를 포함하는 것을 특징으로 하는 항공기 자동러더트림제어 장치의 테스트 장치.

**청구항 2**

제 1항에 있어서, 상기 측정 단자는 엔진 토크 신호를 측정할 수 있는 엔진 토크 신호 측정 단자와, 에어링크429 신호를 측정할 수 있는 에어링크 429 측정 단자와, 플랩 위치 신호를 측정할 수 있는 플랩 위치 신호 측정 단자와, 러더 트림 탭 위치 신호를 측정할 수 있는 러더 트림 탭 위치 신호 측정 단자와, 인게이지 신호를 측정할 수 있는 인게이지 신호 측정 단자와, 인게이지 홀드 신호 측정 신호를 측정할 수 있는 인게이지 홀드 신호 측정 단자와, 아즈패일 신호를 측정할 수 있는 아즈패일 측정 단자와, 운용 모드 신호를 측정할 수 있는 운용 모드 신호 측정 단자와, 비트 스위치 신호를 측정할 수 있는 비트 스위치 신호 측정 단자와, 비트 램프 신호를 측정할 수 있는 비트 램프 신호 측정 단자 및 알에스422 신호를 측정할 수 있는 알에스 422 신호 측정 단자를 포함하는 것을 특징으로 하는 항공기 자동러더트림제어 장치의 테스트 장치.

**명세서**

**발명의 상세한 설명**

**발명의 목적**

**발명이 속하는 기술 및 그 분야의 종래기술**

- <20> 본 발명은 항공기 및 자동러더트림제어(Automatic Rudder Trim Control) 장치와 연결되어 상호간에 교환되는 신호를 멀티미터(Multimeter)를 통하여 손쉽게 측정함으로써, 자동러더트림제어 장치를 간단히 벤치 테스트(Bench Test)할 수 있는 항공기 자동러더트림제어 장치의 테스트 장치에 관한 것이다.
- <21> 일반적으로, 프로펠러가 장착되어 있는 항공기에는 비행 시에 일측으로 항공기가 쏠리는 현상을 방지함으로써 항공기의 자세 보정을 수행하기 위한 자동러더트림제어 장치가 탑재된다.
- <22> 도 1은 통상적인 자동러더트림제어 장치의 형상을 도시하는 사시도로서, 도시된 바와 같이, 자동러더트림제어 장치(10)는 박스형 형상으로 형성되며, 입출력 단자(11)를 통하여 항공기 내부의 연동 단자(30)와 연결 케이블(20)을 통하여 연결되어, 항공기 내의 자세 감지 및 트림제어계통의 장비들 즉, 자세 방위 기준 장치(AHRS : Attitude Heading Reference System), 플랩 마이크로 스위치, 조종면 트림제어패널 등으로부터 정보를 입력받고 항공기의 러더트림 제어 신호를 출력하는 기능을 수행하게 된다.
- <23> 그런데, 이러한 자동러더트림제어 장치(10)에 이상이 발생할 경우 항공기의 비행 균형을 제대로 제어하기 어려워 심각한 비행 사고의 발생 확률이 높아지게 되므로 자동러더트림제어 장치(10)는 항상 그 정확한 작동을 점검하여야 한다.
- <24> 따라서, 종래에는 이러한 자동러더트림제어 장치(10)를 항공기에 탑재시킨 뒤, 항공기의 지상 테스트 시에 그

자동러더트립제어 장치(10)의 동작 테스트를 실시하여 자동러더트립제어 장치(10)에 이상이 없는지를 점검한다.

- <25> 그런데, 이와 같은 종래의 자동러더트립제어 장치(10) 점검 시에는 항공기와 항공기에 장착된 자동러더트립제어 장치(10) 사이에 교환되는 각 신호의 이상 여부를 직접적으로 파악할 수 없어, 고장 발견 시에 그 원인을 찾는 데 많은 시간이 소요되는 문제점을 존재한다.
- <26> 왜냐하면, 항공기와 자동러더트립제어 장치(10)를 상기 교환 신호를 측정하기 위해서는 항공기와 자동러더트립제어 장치(10) 사이를 연결하는 연결 케이블(20)을 뜯어서 해당 신호 라인을 찾아낸 뒤 그 신호를 측정하여야 하기 때문이다.
- <27> 뿐만 아니라, 자동러더트립제어 장치(10)에 고장이 발견되었을 경우 그 고장 수리를 위하여 이미 탑재된 자동러더트립제어 장치(10)를 항공기로부터 분리하여 고장 수리 후 다시 항공기에 탑재하여야 하는 비효율성이 존재하는 문제점도 있다.

**발명이 이루고자 하는 기술적 과제**

- <28> 본 발명은 이러한 문제점들을 해결하기 위하여 창안된 것으로, 항공기 및 자동러더트립제어 장치와 연결되어 상호간에 교환되는 신호를 멀티미터를 통하여 손쉽게 측정할 수 있도록 함으로써, 자동러더트립제어 장치를 간단히 벤치 테스트할 수 있도록 하는 항공기 자동러더트립제어 장치 테스트 장치를 제공하는데 그 목적이 있다.

**발명의 구성 및 작용**

- <29> 이러한 목적을 달성하기 위하여 본 발명은, 항공기의 자동러더트립제어 장치의 정상 동작 여부를 테스트하기 위한 장치에 있어서, 항공기와 연결되는 항공기 연결 단자와, 자동러더트립제어와 연결되는 자동러더트립제어 장치 연결 단자 및 항공기 연결 단자와 자동러더 트립제어 장치 연결 단자를 상호 연결하는 다수의 연결 라인을 신호별로 구비하여, 항공기로부터 출력되는 신호는 자동러더트립제어 장치로 전달하고 자동러더트립제어 장치로부터 출력되는 신호는 항공기로 전달하는 기능을 수행하는 연결부와; 각 연결 라인으로부터 신호를 인출하는 다수의 인출 라인과, 그 인출 라인의 단부에 각각 형성되어 있는 다수의 측정 단자를 구비하여, 항공기와 자동러더트립제어 장치간의 전달 신호를 측정할 수 있도록 하는 측정부와; 각 인출 라인에 하나씩 설치되어 해당 측정 단자로의 신호 전달을 온(on)/오프(Off)시키는 다수의 선택 스위치를 구비하여, 측정 시에 측정 단자를 선택할 수 있도록 하는 스위치부로 구성된다.
- <30> 이하, 본 발명이 속하는 기술분야에서 통상의 지식을 가진 자가 본 발명을 용이하게 실시할 수 있을 정도로 상세히 설명하기 위하여, 이 발명의 바람직한 실시 예를 첨부된 도면을 참조로 설명하기로 한다.
- <31> 우선, 각 도면의 구성요소들에 참조번호를 부가함에 있어서, 동일한 구성요소들에 대해서는 비록 다른 도면상에 표시되더라도 가능한 동일한 부호를 가지도록 기재하였다.
- <32> 도 2는 본 발명의 바람직한 실시예에 따른 항공기 자동러더트립제어 장치 테스트 장치의 형상 및 적용 상태를 나타내는 사시도이며, 도 3은 도 2에 도시되어 있는 항공기 자동러더트립제어 장치 테스트 장치의 구성 및 회로 연결을 개략적으로 나타내는 개념도이다.
- <33> 도 2에 도시된 바와 같이, 본 발명의 바람직한 실시예에 따른 항공기 자동러더트립제어 장치의 테스트 장치(1000)는 항공기 및 자동러더트립제어 장치(10)와 각각 연결되어 항공기와 자동러더트립제어 장치(10) 사이에 교환되는 신호를 측정할 수 있도록 하는 기능을 수행한다.
- <34> 이해를 돕기 위하여, 먼저 항공기와 자동러더트립제어 장치(10) 사이에 교환되는 신호에 대하여 설명하면,
- <35> 1. 엔진 토크 신호(TQ:Torque) : 엔진 토크 신호는 아날로그 신호로서 항공기 내부의 엔진 토크 센서로부터 자동러더트립제어 장치(10)에 입력된다. 이 신호 범위는 0~80mV이다.
- <36> 2. 애링크429(ARINC429) 신호 : 입력 데이터가 ARINC429 직렬 데이터인 경우, 이 신호는 자세 방위 기준 장치로부터 자동러더트립제어 장치(10)에 입력되는 신호이다. 이 신호의 형태는 ARINC429 버스 데이터이고, 신호 범위는 -4 ~ + 4 g이고, 옥탈 라벨(Octal Label)은 332 이며, 전송 속도는 100 KHz(High Speed일 경우)이다.
- <37> 또한, ARINC429 직렬 데이터 신호는 항공기의 속도 신호, 항공기의 횡축 가속도 신호가 시스템 상의 같은 커넥

터/핀 및 와이어 하네스(Wire Harness)를 이용하는 직렬 데이터 버스 신호이다.

- <38> 3. 플랩(Flap) 위치 신호 : 플랩 위치 신호는 플랩 위치에 따른 비행 형상 즉, 순항 형상, 착륙 형상, 이륙 형상을 구분하기 위해 사용되는 신호로서, 이 신호는 플랩 마이크로 스위치로부터 자동러더트립제어 장치(10)로 입력되는 28Vdc 이산 신호이다.
- <39> 4. 러더 트립 탭 위치 신호(TAP POS:Tap Position) : 러더 트립 탭 위치 신호는 자동러더트립제어 장치(10)에서 계산된 러더 트립 명령에 따라 항공기의 러더 트립 모터를 정확하게 제어할 수 있도록 러더 트립 모터로부터 현재의 트립 탭 위치를 알려주는 신호이다. 이 신호는 아날로그 신호로서 -5 ~ +20 도의 트립 탭 위치가 0 ~ 18Vdc의 전기적 신호로 대응되도록 되어 있으나 실제로는 오차의 범위가 다소 존재한다. 따라서, 이 신호는 실제 트립 모터의 신호에 알맞게 스케일이 조절 가능하도록 하여야 한다.
- <40> 5. 인게이지(Engage) 신호 : 인게이지 신호는 자동러더트립제어 장치(10)를 자동러더트립 모드로 동작시키기 위한 신호로서 자동러더트립제어 계통 장치의 구성품 중 하나인 조종면의 트립제어 패널로부터 입력되는 신호이다. 이 신호는 조종사가 트립제어 패널의 인게이지 스위치를 온(On)/오프(Off)시킴으로써 발생하는 신호이다.
- <41> 6. 인게이지 홀드(Engage Hold) 신호 : 이 신호는 트립제어패널의 인게이지 스위치와 연결되는 신호로서, 이 스위치가 +28Vdc일 때 트립제어 패널의 인게이지 스위치가 온(On) 상태를 유지할 수 있게 된다. 따라서, 이 신호는 자동러더트립제어 장치(10)에 오류가 발생하였을 때 이 신호를 오픈(Open) 상태로 만듦으로써 인게이지 스위치를 자동으로 오프(Off)시켜 자동적으로 수동러더트립 모드로 동작할 수 있게 된다.
- <42> 7. 아츠 페일(ARTS Fail) 신호 : 이 신호는 자동러더트립제어 장치(10)에 오류가 발생하거나 혹은 자동러더트립제어 장치(10)에 전원이 공급되지 않을 때 경고 장치로 전달되는 신호이다. 이 신호는 시스템이 정상 동작일 경우에는 +28Vdc의 신호가 출력되고, 시스템에 오류가 발생하거나 전원이 공급되지 않을 때는 오픈(Open) 상태 또는 그라운드(Ground)상태가 된다.
- <43> 8. 운용 모드 신호 : 운용 모드 신호는 자동러더트립제어 장치(10)의 운용 모드를 결정하기 위하여 사용되는 신호이다.
- <44> 9. 비트 스위치 신호 : 비트 스위치 신호는 자동러더트립제어 장치(10)를 자체 진단하거나, 비행 중에 자동러더트립제어 장치(10)의 동작 관련 데이터를 엔비이엠(NVM:Non Volatile Memory)에 저장하기 위하여 사용되는 스위치 신호이다.
- <45> 10. 비트 램프(Lamp) 신호 : 비트 램프 신호는 자동러더트립제어 장치(10)로부터 트립제어패널로 전달된다. 70Kts 이하의 속도에서 비트 스토어(Bit Store) 스위치 신호가 자동러더트립제어 장치(10)로 입력되면, 자동러더트립제어 장치(10)는 비트 기간 중인 5초간 비트 램프가 켜진다. 또한, 비트 기간 중 장치에 오류가 발견되지 않으면, 이 비트 램프는 바로 꺼지고, 비트 기간 중 장치에 오류가 발견되면 약 10초간 비트 램프가 깜박거린 후 꺼진다.
- <46> 11. 알에스422(RS422) 신호 : 알에스422 신호는 자동러더트립제어 장치(10)에 프로그램을 다운로드하거나 자동러더트립제어 장치(10) 점검 시 이용된다. 알에스422 직렬통신 방식에 의하여 자동러더트립제어 장치(10)와 통신이 이루어지도록 한다.
- <47> 이상과 같다.
- <48> 한편, 도 3을 살펴보면, 항공기 자동러더트립제어 장치의 테스트 장치(1000)는 연결부(100)와, 스위치부(300) 및 측정부(200)로 이루어진다.
- <49> 연결부(100)는 항공기의 자동러더트립제어 연결 단자(30)와 연결 가능한 항공기 연결 단자(110)와, 자동러더트립제어 장치(10)의 입출력 단자(11)와 연결 가능한 자동러더트립제어 장치 연결 단자(120) 및 상기 항공기 연결 단자(110)와 자동러더트립제어 장치 연결 단자(120)를 상호 연결함으로써 항공기로부터 출력되는 신호는 자동러더트립제어 장치(10)로 전달하고 자동러더트립제어 장치(10)로부터 출력되는 신호는 항공기로 전달하는 다수의 연결 라인(130~140)을 구비하여, 항공기와 자동러더트립제어 장치(10)를 상호 연동시키는 기능을 수행한다.
- <50> 이때, 항공기의 자동러더트립제어 연결 단자(30)와 자동러더트립제어 장치 테스트 장치(1000)의 항공기 연결 단자(110) 및 자동러더트립제어 장치(10)의 입출력 단자(11)와 자동러더트립제어 장치 테스트 장치(1000)의 자동러더트립제어 장치 연결 단자(120)는 각각 연결 케이블(20)을 통하여 연결되게 된다.

- <51> 측정부(200)는 연결부(300)의 각 연결 라인(130~140)으로부터 신호를 각각 인출하는 다수의 인출 라인(210~220)과 그 인출 라인(210~220)의 단부에 형성되어 있는 다수의 측정 단자(240~250)를 구비하여, 연결부(100)를 통하여 입력되는 항공기 또는 자동러더트립제어 장치(10)의 출력 신호를 멀티미터(40)를 이용하여 측정할 수 있도록 하는 기능을 수행한다.
- <52> 이때, 측정 단자(240~250)의 구성은 엔진 토크 신호를 측정할 수 있도록 엔진 토크 신호 측정 단자(240)와, 애링크429 신호를 측정할 수 있는 애링크 429 측정 단자(241)와, 플랩 위치 신호를 측정할 수 있는 플랩 위치 신호 측정 단자(242)와, 러더 트립 탭 위치 신호를 측정할 수 있는 러더 트립 탭 위치 신호 측정 단자(243)와, 인게이지 신호를 측정할 수 있는 인게이지 신호 측정 단자(244)와, 인게이지 홀드 신호를 측정할 수 있는 인게이지 홀드 신호 측정 단자(245)와, 아즈패일 신호를 측정할 수 있는 아즈패일 측정 단자(246)와, 운용 모드 신호를 측정할 수 있는 운용 모드 신호 측정 단자(247)와, 비트 스위치 신호를 측정할 수 있는 비트 스위치 신호 측정 단자(248)와, 비트 램프 신호를 측정할 수 있는 비트 램프 신호 측정 단자(249) 및 알에스422 신호를 측정할 수 있는 알에스 422 측정 단자(250)로 구성되는 것이 바람직하다.
- <53> 스위치부(300)는 상술한 연결부의 각 인출 라인(210~220)에 하나씩 설치되어 해당 측정 단자(240~250)로의 신호 전달을 온(on)/오프(Off)시키는 다수의 선택 스위치(310~320)를 구비하여, 측정 시에 원하는 측정 단자(240~250)를 선택할 수 있도록 하는 기능을 수행한다.
- <54> 이때, 스위치부(300)의 세부 선택 스위치(310~320)의 구성은 각 측정 단자(240~250)와 대응되도록, 엔진 토크 신호 측정 선택 스위치(310), 애링크 429 신호 측정 선택 스위치(311), 플랩 위치 신호 측정 선택 스위치(312), 러더 트립 탭 위치 신호 측정 선택 스위치(313), 인게이지 신호 측정 선택 스위치(314), 인게이지 홀드 신호 측정 선택 스위치(315), 아즈패일 신호 측정 선택 스위치(316), 운용 모드 신호 측정 선택 스위치(317), 비트 스위치 신호 측정 선택 스위치(318), 비트 램프 신호 측정 선택 스위치(319) 및 알에스422 신호 측정 스위치(320)들로 이루어진다.
- <55> 도 4는 도 2 및 도 3에 도시되어 있는 항공기 자동러더트립제어 장치의 테스트 장치(1000)를 이용한 테스트 중 러더 트립 탭 위치 신호를 측정하는 과정의 흐름을 나타내는 흐름도이다.
- <56> 먼저, 작업자는 항공기의 자동러더트립제어 연결 단자(30)와 자동러더트립제어 장치의 입출력 단자(11)를 자동러더트립제어 장치 테스트 장치(1000)의 항공기 연결 단자(110) 및 자동러더트립제어 장치 연결 단자(120)에 각각 연결 케이블(20)을 이용하여 연결한다(단계:S1).
- <57> 연결 후 작업자가 스위치부(300)의 러더 트립 탭 위치 신호 측정 선택 스위치(313)를 온(On)시키면(단계:S2), 러더 트립 탭 위치 신호 측정 선택 스위치(313)는 러더 트립 탭 위치 신호 측정 단자(243)로 연결되는 인출 라인(213)이 연결되도록 스위칭하고(단계:S3), 러더 트립 탭 위치 신호 측정 단자(243)에는 러더 트립 탭 위치 신호가 인가된다(단계:S4).
- <58> 이어서, 작업자는 멀티미터(40)의 적색 단자를 러더 트립 탭 위치 신호 측정 단자(243)의 플러스 단자(243a)에, 흑색 단자를 러더 트립 탭 위치 신호 측정 단자(243)의 마이너스 단자(243b)에 접촉시켜 러더 트립 탭 위치 신호를 측정하여(단계:S5), 그 러더 트립 탭 위치 신호의 정상 여부를 확인한다(단계:S6).
- <59> 이와 동일한 방법으로, 항공기와 자동러더트립제어 장치(10)간에 교환되는 신호들을 멀티미터(40)를 이용하여 측정/확인함으로써, 자동러더트립제어 장치(10)가 정상적으로 동작하는지를 알 수 있게 되는 것이다.
- <60> 이상, 본 발명의 바람직한 실시 예에 대하여 상세히 기술하였지만, 본 발명이 속하는 기술분야에 있어서 통상의 지식을 가진 사람이라면, 첨부된 청구 범위에 정의된 본 발명의 정신 및 범위를 벗어나지 않으면서 본 발명을 여러 가지로 변형 또는, 변경하여 실시할 수 있음을 알 수 있을 것이다.
- <61> 특히, 상기 실시예에서는 항공기와 자동러더트립제어 장치(10) 사이에 교환되는 대표적인 11가지 신호에 대하여 언급했지만, 그 외의 여러 교환 신호에 대해서도 상술한 실시예와 동일한 구성으로 적용할 수 있음은 물론일 것이다.
- <62> 따라서, 본 발명의 앞으로의 실시 예들의 변경은 본 발명의 기술을 벗어날 수 없을 것이다.

**발명의 효과**

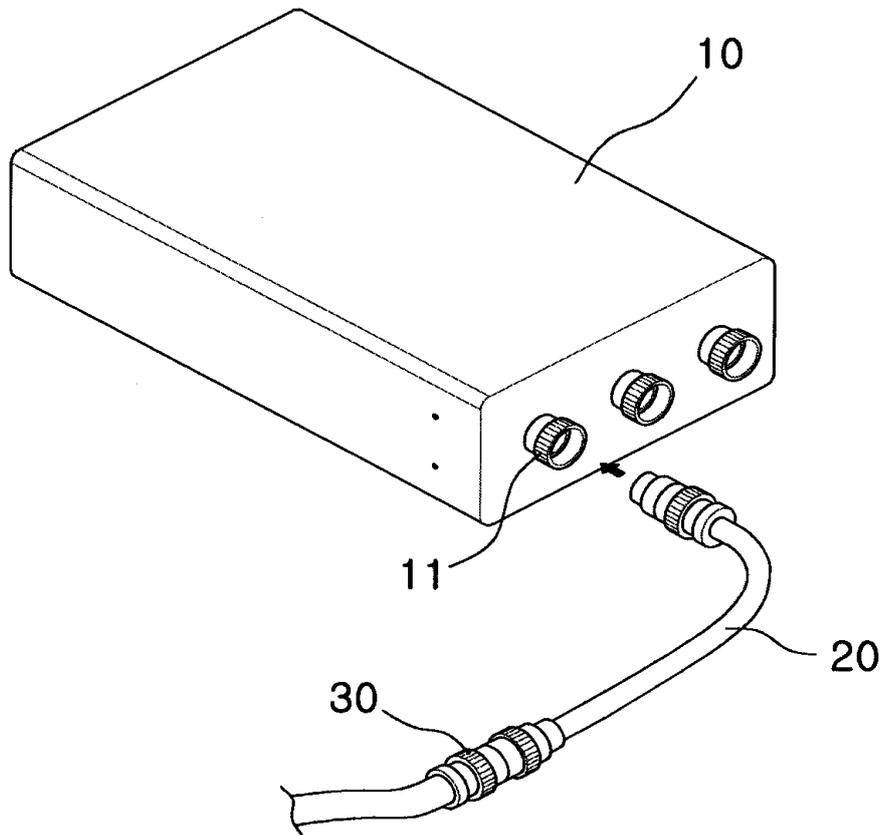
<63> 이상 설명한 바와 같이, 본 발명에 따르면 항공기 및 자동러더트립제어 장치와 연결되어 상호간에 교환되는 신호를 멀티미터를 통하여 손쉽게 측정함으로써, 자동러더트립제어 장치를 간단히 벤치 테스트할 수 있게 되므로, 종래에 발생하던 인력 소모 문제, 테스트 시간의 소모 문제, 보수 시의 재 장착에 따른 비효율성 문제 및 신뢰도 향상 문제 등을 해소할 수 있게 되는 장점이 있다.

**도면의 간단한 설명**

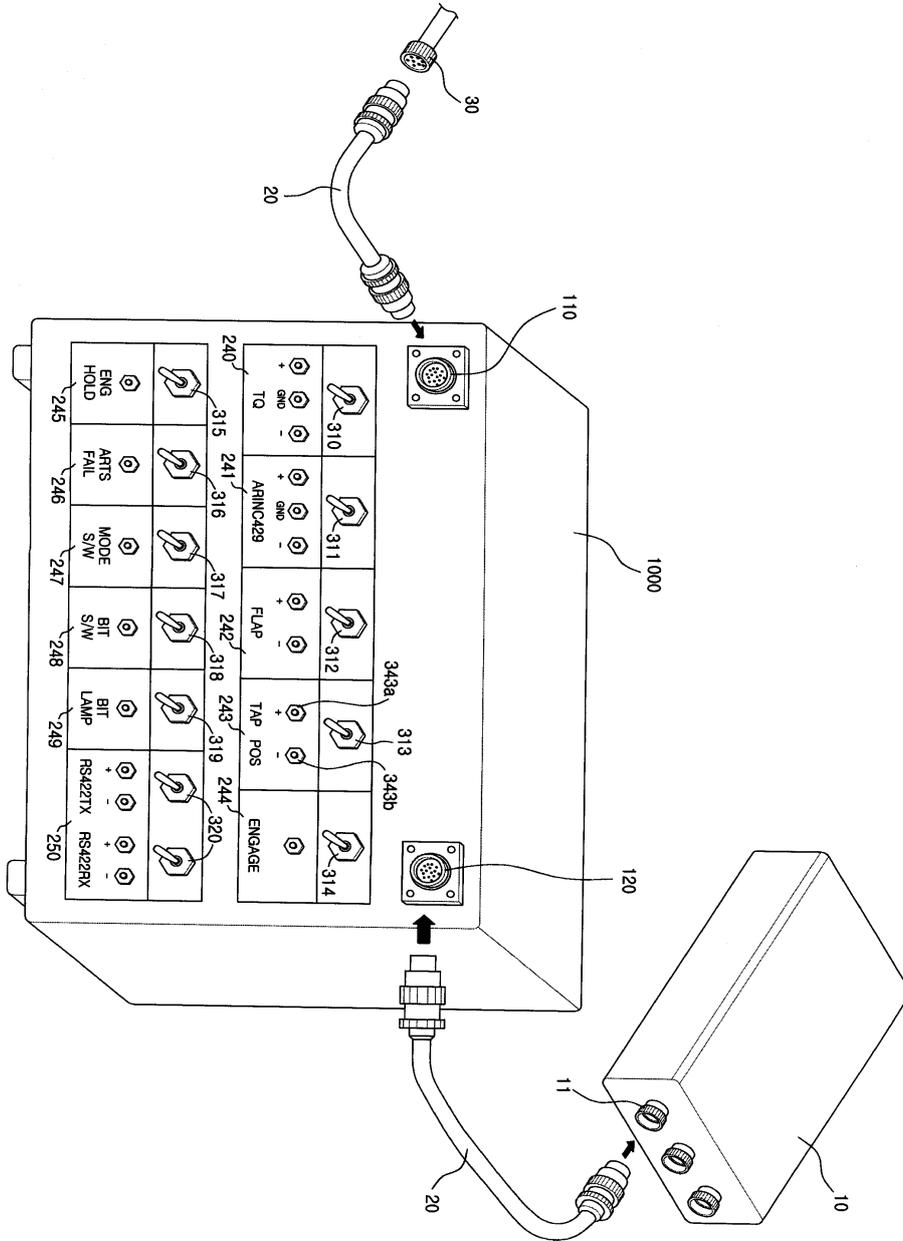
- <1> 도 1은 통상적인 자동러더트립제어 장치의 형상을 도시하는 사시도이다.
- <2> 도 2는 본 발명의 바람직한 실시예에 따른 항공기 자동러더트립제어 장치 테스트 장치의 형상 및 적용 상태를 나타내는 사시도이다.
- <3> 도 3은 도 2에 도시되어 있는 항공기 자동러더트립제어 장치 테스트 장치의 구성 및 회로 연결을 개략적으로 나타내는 개념도이다.
- <4> 도 4는 도 2 및 도 3에 도시되어 있는 항공기 자동러더트립제어 장치의 테스트 장치를 이용한 테스트 중 러더트립 탭 위치 신호를 측정하는 과정의 흐름을 나타내는 흐름도이다.
- <5> <도면의 주요 부분에 대한 부호 설명>
- <6> 10 : 자동러더트립제어 장치
- <7> 11 : 자동러더트립제어 장치의 입출력 단자
- <8> 20 : 연결 케이블
- <9> 30 : 항공기의 자동러더트립제어 연결 단자
- <10> 1000 : 항공기 자동러더트립제어 장치의 테스트 장치
- <11> 100 : 연결부
- <12> 110 : 항공기 연결 단자
- <13> 120 : 자동러더트립제어 장치 연결 단자
- <14> 131~141 : 연결 라인
- <15> 200 : 측정부
- <16> 210~220 : 인출 라인
- <17> 240~250 : 측정 단자
- <18> 300 : 스위치부
- <19> 310~320 : 선택 스위치

도면

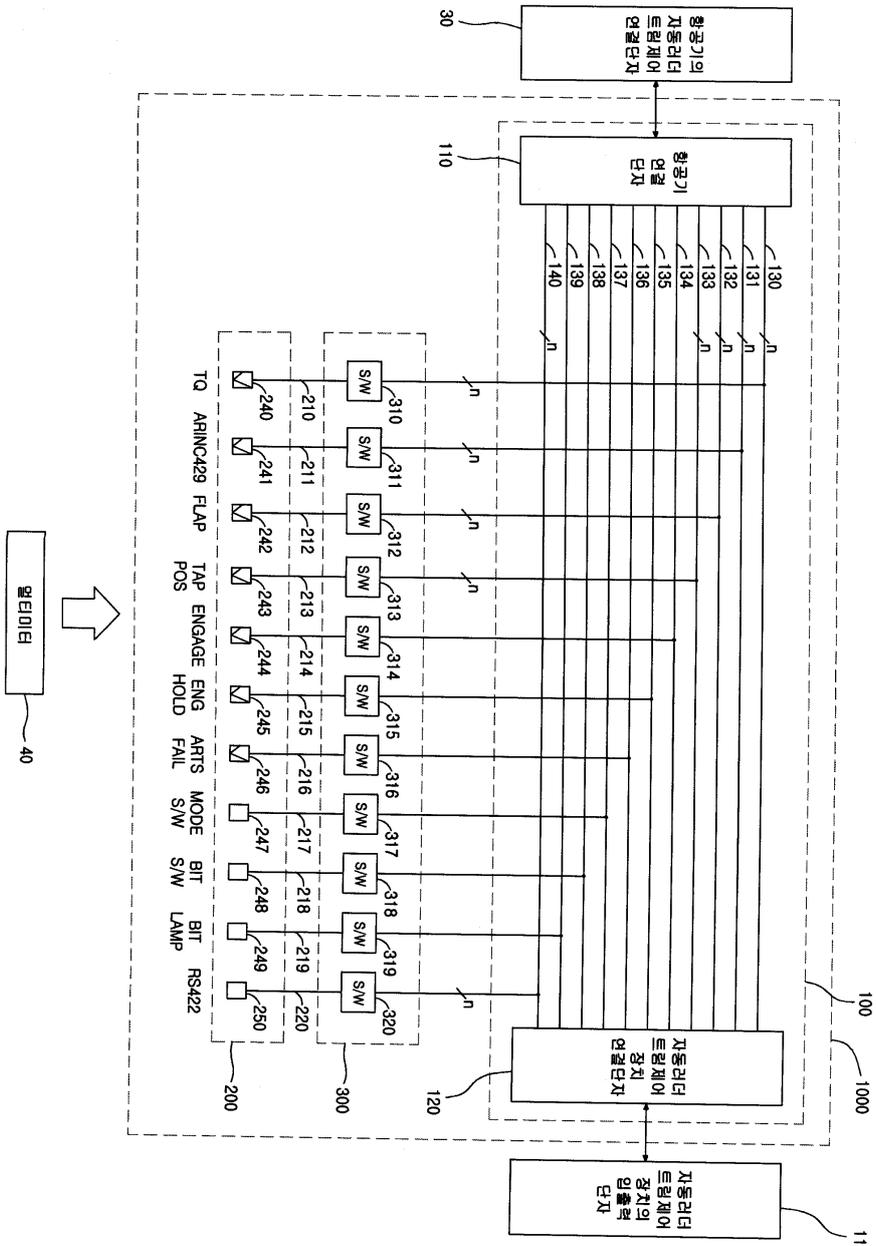
도면1



도면2



도면3



도면4

