



(19) 대한민국특허청(KR)  
(12) 공개특허공보(A)

(11) 공개번호 10-2023-0028573  
(43) 공개일자 2023년02월28일

- (51) 국제특허분류(Int. Cl.)  
B64F 5/10 (2017.01) B32B 3/08 (2006.01)  
B32B 37/06 (2006.01) B32B 5/02 (2020.01)  
B32B 5/12 (2006.01) B32B 5/26 (2006.01)  
B32B 7/08 (2019.01) B64C 3/18 (2023.01)  
B64C 3/20 (2023.01) B64C 3/26 (2006.01)
- (52) CPC특허분류  
B64F 5/10 (2017.01)  
B32B 3/08 (2013.01)
- (21) 출원번호 10-2023-7005132(분할)
- (22) 출원일자(국제) 2019년05월03일  
심사청구일자 없음
- (62) 원출원 특허 10-2022-7002210  
원출원일자(국제) 2019년05월03일  
심사청구일자 2022년01월20일
- (85) 번역문제출일자 2023년02월13일
- (86) 국제출원번호 PCT/US2019/030611
- (87) 국제공개번호 WO 2019/213529  
국제공개일자 2019년11월07일
- (30) 우선권주장  
62/666,193 2018년05월03일 미국(US)

- (71) 출원인  
카본 에어로스페이스 (파운데이션), 엘엘씨  
미국 텍사스 레드오크 300 오스틴 블러바드 (우편  
번호: 75154)
- (72) 발명자  
칼더 마크 에이.  
미국 76065 텍사스주 미들로디언 맥카버 드라이브  
3050  
엘리스 존 에프.  
미국 75007 텍사스주 캐롤튼 살롯 웨이 1420  
(뒷면에 계속)
- (74) 대리인  
김태홍, 김진희

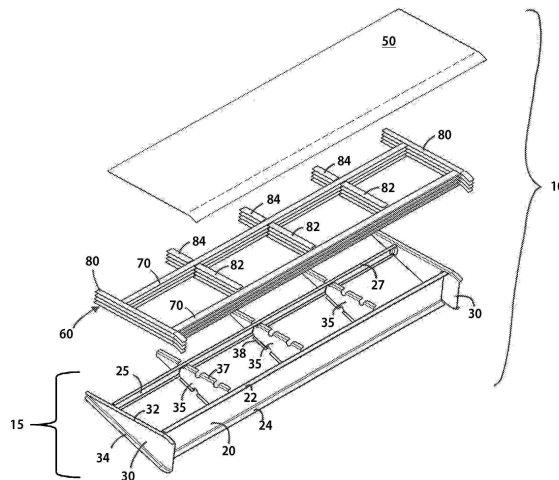
전체 청구항 수 : 총 22 항

(54) 발명의 명칭 국부적인 절연 층을 갖는 열가소성 항공기 구조물 및 항공기 구조물을 형성하기 위한 방법

(57) 요약

강화 열가소성 수지로 형성된 복합 윙박스 구조물. 복합 구조물은 탄소 섬유 보강재 및 구조물 제조 공정 동안 생성된 열을 국한시키기 위한 복수의 절연 요소를 포함한다. 윙박스를 제조하는 공정은 복수의 막의 내부에 일련의 절연 요소를 개재하는 단계 및 절연 요소와 막을 통합하여 적층체를 형성하는 단계를 포함한다. 이어서, 절연 요소가 지지 구조체의 위에 놓이도록 적층체가 지지 구조체와 정렬된다. 이어서, 적층체가 유도 용접과 같은 비 접촉 가열 공정을 사용하여 지지 구조체에 융착된다.

대표도 - 도1



(52) CPC특허분류

*B32B 37/06* (2013.01)  
*B32B 5/024* (2013.01)  
*B32B 5/12* (2013.01)  
*B32B 5/26* (2021.05)  
*B32B 7/08* (2022.08)  
*B64C 3/185* (2013.01)  
*B64C 3/187* (2013.01)  
*B64C 3/20* (2023.01)  
*B64C 3/26* (2013.01)

스톤 얼 엘. 3세

미국 76014 텍사스주 알링톤 그란츠 파크웨이 911

(72) 발명자

데니스 윌리엄 데이비드

미국 76051 텍사스주 그레이프빈 팀버라인 드라이브 2905

위머 마틴 에이.

미국 76034 텍사스주 콜리빌 원딩 트레일 5700

---

## 명세서

### 청구범위

#### 청구항 1

각각 탄소 섬유 강화 열가소성 막으로 형성된 복수의 구조적 층을 제공하는 단계;

전기 절연 재료로 형성된 복수의 절연 요소를 제공하는 단계로서, 각각의 절연 요소는 길이와 폭을 가지며, 상기 길이가 상기 폭보다 실질적으로 더 긴 것인, 복수의 절연 요소를 제공하는 단계;

복수의 절연 층을 생성하는 단계로서, 절연 층 각각은 복수의 절연 요소가 서로 이격된 절연 패턴으로 절연 요소를 배열하는 단계에 의해 형성되는 것인, 복수의 절연 층을 생성하는 단계;

상기 구조적 층들의 사이에 상기 절연 층을 위치시키는 단계로서, 상기 위치시키는 단계는 각각의 격리 층에 절연 패턴을 정렬하는 것을 포함하며, 상기 구조적 층은 바닥 층이 용접 층을 형성하도록 배열되는 것인, 상기 구조적 층들의 사이에 상기 절연 층을 위치시키는 단계;

상기 층을 가열하고 압력을 인가하여 절연 층이 구조적 층의 내부에 매립된 복합 적층체를 형성함으로써 상기 복수의 구조적 층과 상기 절연 층을 통합하는 단계

를 포함하는 항공기 구조물용 복합 적층체를 형성하기 위한 방법.

#### 청구항 2

제 1 항에 있어서,

상기 배열하는 단계는, 절연 요소가 상기 복수의 이격된 절연 요소들 사이에 걸쳐 마련되도록 복수의 절연 요소를 배열하는 것을 포함하는 것인 항공기 구조물용 복합 적층체를 형성하기 위한 방법.

#### 청구항 3

제 1 항에 있어서,

상기 배열하는 단계는, 별개의 절연 요소들 사이에 간격이 있도록 절연 요소를 배열하는 것을 포함하는 것인 항공기 구조물용 복합 적층체를 형성하기 위한 방법.

#### 청구항 4

제 1 항에 있어서,

상기 용접 층의 섬유 방향이 단방향 탄소 섬유 강화 열가소성 재료의 연결 층의 섬유에 대해 횡방향이 되도록 상기 연결 층의 위에 상기 복합 적층체를 위치시키는 단계;

상기 용접 층과 상기 연결 층을 충분히 가열하여 용접 층과 연결 층을 함께 용접하기 위해 상기 복합 적층체와 상기 연결 층의 두께를 통과하는 전자기장을 유도하는 단계

를 포함하는 항공기 구조물용 복합 적층체를 형성하기 위한 방법.

#### 청구항 5

제 4 항에 있어서,

상기 전자기장을 유도하는 단계는 상기 절연 층의 절연 패턴을 따라 상기 복합 적층체의 위로 유도 코일을 이송하는 단계를 포함하는 것인 항공기 구조물용 복합 적층체를 형성하기 위한 방법.

#### 청구항 6

제 4 항에 있어서,

상기 전자기장을 유도하는 단계는 절연 요소의 폭 이내에 전자기장을 집중시키는 단계를 포함하는 것인 항공기

구조물용 복합 적층체를 형성하기 위한 방법.

#### 청구항 7

제 4 항에 있어서,

상기 전자기장을 유도하는 단계에 의해 상기 복합 적층체를 연결 층과 용접하여 복합 적층체를 항공기 구조물과 고정적으로 연결하도록 상기 연결 층이 항공기 구조물과 견고하게 연결되는 것인 항공기 구조물용 복합 적층체를 형성하기 위한 방법.

#### 청구항 8

제 7 항에 있어서,

상기 항공기 구조물은 구조적 패턴을 형성하는 복수의 구조적 요소를 포함하며,

상기 방법은, 상기 절연 층의 절연 패턴과 상기 구조적 요소의 구조적 패턴을 정렬하는 단계를 포함하는 것인 항공기 구조물용 복합 적층체를 형성하기 위한 방법.

#### 청구항 9

제 1 항에 있어서,

상기 절연 패턴으로 절연 요소를 배열하는 단계는 격자를 형성하도록 복수의 절연 요소를 배열하는 것을 포함하는 것인 항공기 구조물용 복합 적층체를 형성하기 위한 방법.

#### 청구항 10

제 1 항에 있어서,

상기 절연 패턴으로 절연 요소를 배열하는 단계는 절연 요소들 사이에 복수의 개구가 형성되도록 절연 요소를 배열하는 것을 포함하는 것인 항공기 구조물용 복합 적층체를 형성하기 위한 방법.

#### 청구항 11

제 1 항에 있어서,

상기 복수의 구조적 층을 제공하는 단계는 단방향 탄소 섬유 강화 재료의 구조적 층의 쌍을 제공하는 단계를 포함하며,

한 쌍의 각각의 층이 해당 쌍의 다른 층에 인접하고 직접 연결되며, 한 쌍의 두 개의 층은, 양 층의 섬유들이 실질적으로 평행하도록 배향되며, 구조적 층의 인접한 쌍들은 한 쌍의 섬유가 인접한 쌍의 섬유에 대해 횡방향이 되도록 배향되는 것인 항공기 구조물용 복합 적층체를 형성하기 위한 방법.

#### 청구항 12

제 11 항에 있어서,

상기 절연 층을 제공하는 단계는 상기 한 쌍과 상기 인접한 쌍 사이에 절연 층을 개재하는 것을 포함하는 것인 항공기 구조물용 복합 적층체를 형성하기 위한 방법.

#### 청구항 13

제 12 항에 있어서,

상기 절연 층을 제공하는 단계는 각각의 인접한 쌍의 구조적 층들 사이에 절연 층을 개재하는 단계를 포함하는 것인 항공기 구조물용 복합 적층체를 형성하기 위한 방법.

#### 청구항 14

복수의 날개보를 제공하는 단계;

복수의 리브를 상기 복수의 날개보와 연결하는 단계;

복합 외피를 형성하는 단계로서, 상기 복합 외피는,

각각 탄소 섬유 강화 열가소성 막으로 형성된 복수의 구조적 층;

복수의 이격된 전기 절연 요소로 각각 형성되는 복수의 절연 층으로서, 각각의 절연 요소는 길이와 폭을 가지며 상기 길이가 상기 폭보다 실질적으로 더 길며, 절연 층들이 서로 정렬되며 상기 구조적 층들 사이에 배치되며, 절연 층은, 복합 외피가 상기 날개보와 상기 리브를 덮는 경우 절연 요소가 날개보와 리브를 덮도록 구성되는 것인, 복수의 절연 층;

탄소 섬유 강화 열가소성 막으로 형성된 용접 층

을 포함하는 것인 복합 외피를 형성하는 단계;

상기 복합 외피의 층이 상기 리브와 상기 날개보를 덮도록 복합 외피를 리브와 날개보의 위에 위치시키는 단계;

상기 복합 외피를 상기 리브 및 상기 날개보에 용접하는 단계로서, 상기 절연 층이 상기 구조적 층이 열가소성 수지의 용융 온도보다 높은 온도로 가열되는 것을 방지하는 동안, 유도 용접 헤드가 복합 적층체를 통해 전자기장을 부과하여 용접 층이 용접 층의 열가소성 수지의 용융 온도보다 높은 온도로 가열되도록 상기 리브와 상기 날개보에 인접한 복합 적층체의 위로 유도 용접 헤드를 이송하는 단계를 포함하는, 용접하는 단계

를 포함하는 복합 윙박스(wingbox)를 형성하기 위한 방법.

### 청구항 15

제 14 항에 있어서,

복수의 연결 요소를 상기 리브 및 상기 날개보에 연결하는 단계

를 포함하며,

각각의 연결 요소는 단방향 탄소 섬유 강화 열가소성 수지 층을 포함하며,

상기 용접하는 단계는 용접 층을 연결 요소와 용접하는 단계를 포함하는 것인 복합 윙박스를 형성하기 위한 방법.

### 청구항 16

제 15 항에 있어서,

상기 용접 층의 탄소 섬유가 제 1 방향으로 배향되며, 상기 연결 요소의 탄소 섬유가 제 2 방향으로 배향되며,

상기 복수의 연결 요소를 연결하는 단계는 상기 제 2 방향이 상기 제 1 방향에 대해 횡방향이 되도록 연결 요소를 연결하는 단계를 포함하는 것인 복합 윙박스를 형성하기 위한 방법.

### 청구항 17

제 14 항에 있어서,

복수의 절연 층을 구비한 복합 적층체를 제공하는 단계는 격자를 형성하도록 상기 복수의 절연 요소를 배열하는 단계를 포함하는 것인 복합 윙박스를 형성하기 위한 방법.

### 청구항 18

제 14 항에 있어서,

복수의 절연 층을 구비한 복합 적층체를 제공하는 단계는 상기 절연 요소들 사이에 복수의 개구가 형성되도록 복수의 절연 요소를 배열하는 단계를 포함하는 것인 복합 윙박스를 형성하기 위한 방법.

### 청구항 19

제 14 항에 있어서,

상기 복합 외피를 형성하는 단계는 상기 구조적 층의 쌍을 제공하는 것을 포함하며,

한 쌍의 구조적 층의 각각의 층은 해당 쌍의 다른 구조적 층에 인접하고 직접 연결되며, 한 쌍의 두 개의 층은,

양 층의 섬유들이 실질적으로 평행하도록 배향되며,

구조적 층의 인접한 쌍들은, 한 쌍의 섬유가 인접한 쌍의 섬유에 대해 횡방향으로 되도록 배향되는 것인 복합 원박스를 형성하기 위한 방법.

**청구항 20**

제 19 항에 있어서,

상기 절연 층을 제공하는 방법은 상기 한 쌍과 상기 인접한 쌍 사이에 절연 층을 개재하는 단계를 포함하는 것인 복합 원박스를 형성하기 위한 방법.

**청구항 21**

제 20 항에 있어서,

상기 절연 층을 제공하는 방법은 각각의 인접한 쌍의 구조적 층들 사이에 절연 층을 개재하는 단계를 포함하는 것인 복합 원박스를 형성하기 위한 방법.

**청구항 22**

제 14 항에 있어서,

상기 복합 외피는 상부 표면 및 하부 표면을 구비하며,

상기 용접 층이 하부 표면을 형성하며,

상기 유도 용접 헤드를 이송하는 단계는 유도 용접 헤드를 상기 상부 표면 위로 이송하는 것을 포함하는 것인 복합 원박스를 형성하기 위한 방법.

**발명의 설명**

**기술 분야**

[0001] 우선권 주장

[0002] 본 출원은 2018 년 5 월 3 일에 출원된 미국 특허 가출원 제 62/666,193 호를 우선권 주장한다. 앞서 말한 출원의 전체 개시 내용이 본 명세서에 참조로서 인용된다.

[0003] 본 발명은 복합 재료 분야에 관한 것이다. 특히, 본 출원은 복합 재료로 형성된 다수의 구성 요소로 이루어진 구조물에 관한 것이다. 본 발명의 특정 용례로는 다수의 복합 요소로 형성된 항공기 구조물의 분야가 있다.

**배경 기술**

[0004] 복합 재료는 저중량 고강도 재료의 이점이 재료의 비용보다 우선시되는 다양한 용례에 사용되어 왔다. 예를 들어, 항공기 구조물은 역사적으로 알루미늄 및 더 최근에는 티타늄과 같은 경량 금속으로 형성되어 왔다. 그러나, 현대에는 항공기의 상당 부분이 복합 재료로 형성되고 있다. 항공 우주 산업에서 일반적으로 사용되는 재료는 탄소 섬유 강화 열경화성 플라스틱이다. 복잡한 구조물이 이러한 재료로 형성될 수 있으며, 이러한 구조물은 경화되고 나면 형태가 영구적이다. 그러나, 이러한 장점으로 인해 형성 구조물을 별도의 구조물과 융착시키는 능력은 제한적이다. 대신, 별개의 요소들이 체결구와 같은 별도의 연결구를 사용하여 연결된다. 강화 열가소성 재료로 형성된 구조적 요소의 경우, 별도의 체결구 없이 연결될 수도 있지만, 요소를 융착하는 공정에서는 구조물의 손상을 야기할 수 있는 온도 위로 구성 요소를 가열하여야만 한다. 따라서, 구성 요소를 손상시키지 않고 복합재의 구조적 구성 요소를 연결하기 위한 효율적인 공정이 필요하다.

**발명의 내용**

**해결하려는 과제**

**과제의 해결 수단**

- [0005]     기술한 바에 비추어, 일 양태에 따르면, 본 발명은 유도 용접 공정 동안 생성된 열을 국한시키도록 구성되는 적층체 구조물을 제공한다. 특히, 적층체는 다층 탄소 섬유 강화 열가소성 복합 적층체의 특정 층(들)의 특정 영역에 열을 국한시키도록 구성된다. 일 양태에 따르면, 패턴으로 배열되고 적층체의 층 내부에 매립된 다수의 층의 절연 요소를 통합함으로써 특정 층의 특정 영역에 열이 국한된다. 선택적으로, 적층체가 윙박스(wingbox)와 같은 항공기 구조물에 통합될 수도 있다.
- [0006]     다른 양태에 따르면, 본 발명은 상호 연결되어 격자를 형성하는 복수의 종방향으로 세장형의 날개보 및 리브를 구비한 복합 항공기 구조물을 제공한다. 날개보 및 리브는 각각 용접부를 형성하는 단방향 또는 직조 탄소 섬유 강화 열가소성 재료의 층을 구비한 상부 요소를 포함한다. 복합 외피가 날개보와 리브의 격자와 연결된다. 적층체는 적어도 5 개의 탄소 섬유 강화 열가소성 재료의 층을 포함한다. 제 1 층에서, 탄소 섬유가 제 1 방향으로 배향된다. 제 2 층에서, 탄소 섬유가 제 1 방향으로 배향되며, 제 1 층이 제 2 층을 덮으며 제 2 층과 직접 연결된다. 제 3 층은 제 1 방향에 대해 횡방향의 제 2 방향으로 배향된 탄소 섬유를 구비하며, 제 4 층의 탄소 섬유는 제 2 방향으로 배향되며, 제 3 층이 제 4 층을 덮어 제 4 층과 직접 연결된다. 제 5 층은 날개보 및 리브의 상부 요소의 탄소 섬유에 대해 횡방향으로 배향된 탄소 섬유를 구비한다. 적층체는 또한, 전기 절연 재료로 형성된 복수의 세장형 절연 요소를 포함한다. 각각의 절연 요소는 길이와 폭을 가지며, 적어도 복수의 절연 요소의 길이가 폭보다 실질적으로 더 길다. 절연 요소가 리브와 날개보의 상부 요소를 덮도록 절연 요소가 리브와 날개보에 의해 형성된 격자와 실질적으로 유사하게 구성된 격자를 형성한다. 절연 요소의 격자가 제 2 층과 제 3 층의 사이에 배치된다. 선택적으로, 각각의 절연 요소가 열가소성 재료의 매트릭스의 내부에 매립된 유리 섬유를 포함한다. 추가적으로, 절연 요소가 날개보를 덮는 복수의 세장형 날개보 절연체 및 날개보 절연체보다 짧은 리브를 덮는 복수의 세장형 리브 절연체를 포함할 수도 있다. 리브 절연체가 실질적으로 날개보 절연체를 덮지 않고 날개보 절연체의 사이에 걸쳐 마련될 수도 있다. 또한, 날개보 절연체가 선택적으로 서로 이격될 수도 있다.
- [0007]     선택적으로, 복합 외피는 탄소 섬유 강화 열가소성 재료의 추가 층을 포함할 수도 있으며, 절연 요소의 격자는 제 1 격자를 형성할 수도 있으며, 복수의 절연 요소는 절연 요소의 제 1 격자와 실질적으로 유사하게 구성된 제 2 격자를 형성한다. 제 2 격자가 제 1 격자와 정렬되도록 제 2 격자가 탄소 강화 열가소성 재료의 추가 층의 사이에 배치될 수도 있다.
- [0008]     추가적으로, 항공기 구조물은 리브와 날개보의 격자와 연결된 제 2 복합 외피를 포함할 수도 있다. 날개보 및 리브는 각각, 하부 용접부를 형성하는 단방향 또는 직조 탄소 섬유 강화 열가소성 재료의 층을 구비한 하부 요소를 포함할 수도 있으며, 제 2 외피가 리브 및 날개보의 하부 요소와 연결될 수도 있다.
- [0009]     추가적 양태에서, 본 발명은 복수의 절연 요소가 격자를 형성하며 절연 요소가 복수의 개구를 형성하도록 배열될 수도 있는 항공기 구조물을 제공한다.
- [0010]     다른 양태에 따르면, 본 발명은 폴리 아릴 에테르 케톤 계열의 반결정질 열가소성 수지를 포함하는 열가소성 수지로 형성된 항공기 구조물을 제공한다.
- [0011]     다른 양태에 따르면, 본 발명은 500°F 위의 용융 온도를 갖는 열가소성 수지로 형성된 항공기 구조물을 제공한다.
- [0012]     추가적 양태에 따르면, 적층체가 절연 요소 및 구조 층을 포함하며, 절연 요소는 바닥 층이 유도 용접 헤드에 의해 용융 온도 위의 온도로 가열되는 경우 구조 층의 열가소성 수지가 용융 온도 아래로 유지되도록 구성되는 복합 항공기 구조물이 제공된다.
- [0013]     또 다른 양태에 따르면, 적층체가 절연 요소 및 구조 층을 포함하며, 절연 요소는 구조 층 중 바닥 층의 열가소성 수지가 용융 온도를 갖도록 구성되며, 절연 요소는 바닥 층이 용융 온도 위로 바닥 층의 일부의 온도를 상승시키기에 충분한 전자기장에 노출되는 경우 바닥 층이 아닌 구조 층이 용융 온도 위로 가열되는 것을 방지하도록 구성되는 항공기 구조물이 제공된다.
- [0014]     유사하게, 본 발명은 또한, 복수의 구조 층과 바닥 층의 내부에 매립된 복수의 절연 요소로 형성된 적층체를 구비한 항공기 구조물을 제공하며, 바닥 층의 열가소성 수지가 용접을 가지며, 절연 요소는 바닥 층이 유도 용접에 의해 별도의 항공기 구조물에 용접되는 경우 구조 층의 열가소성 수지가 용융되는 것을 방지하도록 구성된다.

- [0015] 추가의 양태에 따르면, 본 발명은 복수의 중방향으로 세장형의 날개보, 복수의 날개보와 연결되어 격자를 형성하는 복수의 세장형 리브, 및 복합 외피로 형성된 복합 항공기 구조물을 제공한다. 복합 외피는 복수의 구조 층, 복수의 절연 요소, 및 용접 층을 포함한다. 구조 층은 각각 단방향 또는 직조 탄소 섬유 강화 열가소성 재료로 형성된다. 절연 요소는 전기 절연 재료로 형성되며, 복수의 절연 격자를 형성하며, 절연 격자는 서로 정렬되며 구조 층들 사이에 배치된다. 용접 층도 단방향 또는 직조 탄소 섬유 강화 열가소성 재료로 형성된다. 항공기 구조물은 또한, 단방향 또는 직조 탄소 섬유 강화 열가소성 재료의 층을 포함하는 복수의 연결 요소를 포함한다. 각각의 연결 요소가 날개보 중 하나 또는 리브 중 하나와 연결된다. 추가적으로, 용접 층의 탄소 섬유가 제 1 방향으로 배향되며, 연결 요소의 탄소 섬유가 제 1 방향에 대해 횡방향의 제 2 방향으로 배향된다. 용접 층이 연결 요소를 덮으며 연결 요소와 연결된다.
- [0016] 또한, 본 발명은 항공기 구조물에 사용하기 위한 복합 적층체를 제공한다. 적층체는 복수의 구조 층, 복수의 절연 요소, 및 용접 층을 포함한다. 구조 층은 각각 단방향 또는 직조 탄소 섬유 강화 열가소성 막으로 형성되며, 구조 층 중 적어도 일부의 섬유 방향이 인접한 구조 층의 섬유 방향에 대해 횡방향이다. 절연 요소는 전기 절연 재료로 형성되며, 복수의 절연 격자를 형성한다. 절연 격자는 서로 정렬되며, 탄소 섬유 층의 섬유 방향이 횡방향인 인접한 구조 층들 사이에서 구조 층의 내부에 매립된다. 용접 층도 단방향 또는 직조 탄소 섬유 강화 열가소성 막으로 형성될 수도 있다.
- [0017] 또한, 본 발명은 복합 윙박스를 형성하기 위한 방법을 제공한다. 방법은 복수의 날개보를 제공하는 단계, 복수의 리브를 복수의 날개보와 연결하는 단계, 및 복합 외피를 형성하는 단계를 포함한다. 복합 외피는 복수의 구조 층, 복수의 절연 층, 및 용접 층을 포함한다. 각각의 구조 층은 단방향 또는 직조 탄소 섬유 강화 열가소성 재료로 형성된다. 각각의 절연 층은 복수의 이격된 전기 절연 요소로 형성된다. 각각의 절연 요소는 길이와 폭을 가지며 길이가 폭보다 실질적으로 더 길다. 절연 층이 서로 정렬되며 구조 층들 사이에 배치된다. 절연 층은 복합 외피가 날개보와 리브를 덮는 경우 절연 요소가 날개보와 리브를 덮도록 구성된다. 용접 층은 단방향 또는 직조 탄소 섬유 강화 열가소성 재료로 형성된다. 방법은 복합 외피의 층이 리브와 날개보를 덮도록 복합 외피를 리브와 날개보의 위에 위치시키는 단계를 포함한다. 이어서, 복합 외피가 리브와 날개보에 용접된다. 용접 단계는 절연 층이 열가소성 수지의 용융 온도 위로 구조 층이 가열되는 것을 방지하는 동안 유도 용접 헤드가 복합 적층체를 통해 전자기장을 부과하여 용접 층이 용접 층의 열가소성 수지의 용융 온도 위로 가열되도록 리브와 날개보에 인접한 복합 적층체의 위로 유도 용접 헤드를 이동하는 단계를 포함한다.
- [0018] 선택적으로, 방법은 복수의 연결 요소를 리브 및 날개보에 연결하는 단계를 포함할 수도 있다. 각각의 연결 요소는 단방향 또는 직조 탄소 섬유 강화 열가소성 수지 층을 포함할 수도 있으며, 용접 단계는 용접 층을 연결 요소와 용접하는 단계를 포함할 수도 있다. 추가적으로, 용접 층의 탄소 섬유가 제 1 방향으로 배향될 수도 있으며, 연결 요소의 탄소 섬유가 제 2 방향으로 배향될 수도 있다. 복수의 연결 요소를 연결하는 단계는 제 2 방향이 제 1 방향에 대해 횡방향이 되도록 연결 요소를 연결하는 단계를 포함할 수도 있다.
- [0019] 또 다른 양태에 따르면, 본 발명은 복수의 절연 요소를 격자를 형성하도록 배열하는 단계를 포함하는 복수의 절연 층을 구비한 복합 적층체를 제공하는 단계를 포함하는 방법을 제공한다.
- [0020] 추가의 양태에 따르면, 본 발명은 복수의 절연 층을 구비한 복합 적층체를 제공하는 단계를 포함하며 복수의 개구가 절연 요소의 사이에 형성되도록 복수의 절연 요소를 배열하는 단계를 포함하는 방법을 제공한다.
- [0021] 또 다른 양태에 따르면, 본 발명은 구조 층의 쌍을 제공하는 단계를 포함하는 복합 외피를 형성하는 단계를 포함하는 방법을 제공하며, 한 쌍의 구조 층의 각각의 층은 해당 쌍의 다른 구조 층에 인접하고 직접 연결되며, 한 쌍의 두 개의 층은 양 층의 섬유가 실질적으로 평행하도록 배향된다. 구조 층의 인접한 쌍들은 한 쌍의 섬유가 인접한 쌍의 섬유에 대해 횡방향이 되도록 배향된다. 선택적으로, 방법은 한 쌍과 인접한 쌍의 사이에 절연 층을 개재시킴으로써 절연 층을 제공하는 단계를 포함한다. 추가적으로, 절연 층이 인접한 쌍의 구조 층들 사이에 개재될 수도 있다.
- [0022] 추가적으로, 다른 양태에 따르면, 항공기 구조물용 복합 적층체를 형성하기 위한 방법을 포함하는 방법이 제공된다. 방법은 각각 단방향 또는 직조 탄소 섬유 강화 열가소성 막으로 형성된 복수의 구조 층을 제공하는 단계 및 전기 절연 재료로 형성되며, 각각 길이와 폭을 가지며, 길이가 폭보다 실질적으로 더 긴 복수의 절연 요소를 제공하는 단계를 포함한다. 방법은 복수의 절연 층을 생성하는 단계를 추가로 포함하며, 각각의 층은 복수의 절연 요소가 서로 이격된 패턴으로 절연 요소를 배열하는 단계에 의해 형성된다. 절연 층은 각각의 격리 층에 패턴을 정렬함으로써 구조 층들 사이에 위치된다. 구조 층은 바닥 층이 용접 층을 형성하도록 배열된다. 방법은 층을 가열하고 압력을 인가하여 절연 층이 구조 층의 내부에 매립된 복합 적층체를 형성함으로써 복수의 구조



층과 절연 층을 통합하는 단계를 포함한다. 선택적으로, 배열 단계는 절연 요소가 복수의 이격된 절연 요소의 사이에 걸쳐 마련되도록 복수의 절연 요소를 배열하는 단계를 포함한다. 추가적으로, 배열 단계는 별개의 절연 요소의 사이에 간격이 있도록 절연 요소를 배열하는 단계를 포함할 수도 있다.

[0023] 추가의 양태에 따르면, 용접 층의 섬유 방향이 연결 층의 섬유에 대해 횡방향이 되도록 단방향 또는 직조 탄소 섬유 강화 열가소성 재료의 연결 층의 위에 통합 적층체를 위치시키는 단계 및 용접 층과 연결 층을 충분히 가열하여 용접 층과 연결 층을 함께 용접하기 위해 적층체와 연결 층의 두께를 통과하는 전자기장을 유도하는 단계를 포함하는 방법이 제공된다.

[0024] 다른 양태에 따르면, 적층체의 절연 층의 패턴을 따라 적층체의 위로 유도 코일을 이송함으로써 전자기장을 유도하는 단계를 포함하는 방법이 제공된다.

[0025] 또한, 본 발명은 복수의 절연 요소의 폭 이내에 전자기장을 집중시킴으로써 전자기장을 유도하는 단계를 포함하는 방법을 제공한다. 선택적으로, 전자기장을 유도하는 단계가 적층체를 연결 층과 용접하여 적층체를 항공기 구조물과 고정적으로 연결하도록 연결 층이 항공기 구조물과 견고하게 연결된다.

[0026] 또 다른 양태에 따르면, 항공기 구조물이 패턴을 형성하는 복수의 구조적 요소를 포함하는 방법이 제공되며, 방법은 적층체의 절연 층의 패턴과 구조적 요소의 패턴을 정렬하는 단계를 포함한다. 절연 층은 격자를 형성하도록 배열된 복수의 절연 요소로 형성될 수도 있다. 선택적으로, 패턴으로 절연 요소를 배열하는 단계는 복수의 개구가 절연 요소의 사이에 형성되도록 절연 요소를 배열하는 단계를 포함할 수도 있다.

[0027] 방법 및 장치가 본 명세서에 여러 실시예 및 예시적인 도면에 대하여 예시로서 설명되긴 하지만, 당업자라면 역학적으로 재구성 가능한 분류 어레이를 사용하여 항목을 분류하기 위한 방법 및 장치가 설명되고 있는 실시예 또는 도면으로 제한되는 것은 아님을 인지할 것이다. 도면 및 그에 대한 상세한 설명이 개시된 특정 형태로 실시예를 제한하려는 것은 아님을 이해하여야 한다. 오히려, 첨부된 청구 범위에 의해 정의되는 하나 이상의 역학적으로 재구성 가능한 분류 어레이를 사용하여 항목을 분류하기 위한 방법 및 장치의 정신 및 범위 내에 있는 모든 변형예, 등가물 및 대안을 포함하기 위한 것이다. 본 명세서에 사용된 모든 머릿말은 관계상의 목적으로만 사용되는 것으로 상세한 설명의 범위 또는 청구 범위를 제한하는 것은 아니다. 본 명세서에서 사용되는 바와 같은, "할 수도 있다(may)"라는 단어는, 의무적이라는 의미(즉, 필수적이라는 의미)보다는, 허용적인 의미(즉, 그럴 가능성이 있다는 의미)로 사용된다. 유사하게, "포함하다(include)", "포함하는(including)" 및 "포함하다(includes)"라는 단어는 포함하지만 이것으로 제한되는 것은 아님을 의미한다.

**도면의 간단한 설명**

[0028] 본 발명의 바람직한 실시예에 대한 전술한 발명의 내용 및 아래의 상세한 설명이 첨부 도면과 함께 읽음으로써 가장 잘 이해될 것이다.

도 1은 본 발명의 양태를 포함하는 윙박스의 분해 사시도이다.

도 2는 도 1의 윙박스를 형성하기 위한 시스템의 개략도이다.

도 3은 도 1의 윙박스의 일부의 확대 사시도이다.

도 4는 도 3에 도시된 윙박스 부분의 개략적인 측면도이다.

**발명을 실시하기 위한 구체적인 내용**

[0029] 이하 도면을 전체적으로 그리고 특히 도 1을 참조하면, 복합 항공기 구조물은 전체적으로 "10"으로 지정되어 있다. 본 예에서는, 항공기 구조물(10)이 상부 외피(skin)(40) 및 하부 외피를 구비한 윙박스(wingbox)이며, 외피는 둘 다 지지 구조체(15)에 의해 지지된다. 상부 및/또는 하부 외피(들)는 탄소 섬유 강화 열가소성 재료로 형성된다. 외피의 손상을 야기할 수 있는 외피의 대부분의 가열 없이 외피가 지지 구조체에 효율적으로 용접될 수 있도록 복합 외피는 절연 요소를 포함한다. 특히, 외피(40)는, 용접부(weld zone)의 외피의 일부만 용접 온도로 가열되도록 외피의 가열을 제한하기 위해, 유도 용접 헤드에 의해 생성되는 가열 효과를 국한시키도록 구성되는 적층체로 형성된다.

[0030] 도 1을 참조하여, 항공기 구조물의 세부 사항이 보다 상세히 설명된다. 도 1에서, 항공기 구조물은 윙박스의 구조물에 적층체를 통합한다. 그러나, 이것은 단지 예시적인 구조이며, 적층체가 다양한 복합 구조물에 통합될 수 있음을 이해하여야 한다. 추가적으로, 적층체의 특정 용례가 항공기 구조물이긴 하지만, 적층체의 용도가 항공

기 구조물로 제한되는 것은 아니다.

- [0031] 도 1의 항공기 구조물(10)은 밑에 놓인 지지 구조체(15) 및 이 지지 구조체를 덮는 커버를 포함하는 텀박스이다. 본 예에서는, 커버(40)가 외피로서 지칭되며, 도 3에 도시되어 있다. 명확성을 위해, 도 1에서, 외피는 구조 층과 절연 층이 분리되어 있는 것으로 도시되어 있으며, 단 하나의 구조 층(50으로 지정됨)이 도시되어 있다. 추가적으로, 도 1에는, 조립체가 지지 구조체의 상부를 덮는 단일 외피로서 도시되어 있다. 그러나, 조립체(10)가 또한, 지지 구조체의 하부를 덮는 하부 외피를 포함할 수도 있음을 이해하여야 한다. 하부 외피는 상부 외피(40)의 적층체와 유사한 적층체로 형성될 수도 있다. 추가적으로, 상부 및/또는 하부 외피가 지지 구조체의 전방 및/또는 후방 가장자리 주위를 감싸 밀폐 조립체를 형성할 수도 있다.
- [0032] 지지 구조체(15)는 구조체의 용례에 따라 다양한 구성 중 어느 하나를 가질 수도 있다. 본 예에서는, 지지 구조체(15)가 복수의 세장형 날개보(spar) 및 리브(rib)로 형성된다. 선단 날개보(20)가 텀박스의 길이를 가로질러 연장된다. 선단 날개보의 제 1 단부가 제 1 단부 리브(30)와 연결되며 선단 날개보의 제 2 단부가 제 2 단부 리브(30)와 연결되어, 선단 날개보가 2 개의 단부 리브 사이의 거리에 걸쳐 마련된다. 단부 리브(30)는 텀박스의 폭을 가로질러 연장되며, 선단 날개보(20)에 대해 횡방향이다. 선단 날개보(20)는 높이와 두께를 갖는 중앙 웹(web)을 구비한 세장형 빔이며, 높이가 두께보다 실질적으로 더 크다. 선단 날개보의 웹은 박스 빔, 채널 빔, 또는 I-빔과 같은 다양한 빔 구성 중 어느 하나에 포함될 수도 있다. 본 예에서는, 날개보가 웹이 상부 표면(22)과 하부 표면(24)의 사이에 걸쳐 마련된 채널 빔일 수도 있다. 후술하는 바와 같이, 상부 및 하부 표면(22, 24)은 외피(40)를 날개보에 연결하기 위한 연결 표면을 형성할 수도 있다.
- [0033] 선단 날개보(20)로부터 이격되어 있는 후단 날개보(25)도, 후단 날개보가 단부 리브 사이의 길이에 걸쳐 마련되도록, 2 개의 단부 리브(30)와 연결된다. 후단 날개보(25)는 선단 날개보와 실질적으로 유사하게 구성될 수도 있다. 본 예에서는, 후단 날개보(25)가 선단 날개보보다 더 짧은 것을 제외하고는, 후단 날개보가 선단 날개보와 실질적으로 유사하다. 이러한 방식으로, 상호 연결된 날개보(20, 25) 및 단부 리브(30)가 전체적으로 박스형의 지지 구조체(15)의 측면을 형성한다. 추가적으로, 지지 구조체(15)가 구조체를 보강 및/또는 강화하기 위한 복수의 추가 요소를 포함할 수도 있다. 예를 들어, 지지 구조체(15)가 구조체의 길이에 걸쳐 연장되는 추가 날개보를 포함할 수도 있다. 본 예에서는, 지지 구조체(15)가 지지 구조체의 폭을 가로질러 연장되는 복수의 중간 리브(35)를 포함한다.
- [0034] 본 실시예에서, 리브(30, 35)의 높이가 점차 가늘어지도록 형성되어 테이퍼형 텀박스를 형성한다. 특히, 선단 날개보(20)에 인접한 위치에서의 리브(30, 35)의 높이가 후단 날개보(25)에 인접한 위치에서의 리브(30, 35)의 높이보다 더 크다. 중간 리브(35)는 단부 리브(30)로부터 이격되며 또한 서로 이격된다. 리브(30, 35)는 전술한 바와 같은 날개보(20, 25)와 유사하게 세장형 빔으로 구성될 수도 있다. 본 예에서는, 리브(30, 35)가 횡방향 상부 다리와 하부 다리의 사이에서 연장되는 중앙 웹을 구비한 채널 빔과 유사하게 구성된다. 추가적으로, 날개보와 유사하게, 리브(30, 35)의 상부 및 하부 다리는 외피(40)와 접촉하여 외피와 지지 구조체(15)의 사이의 연결 지점을 제공하는 표면을 형성할 수도 있다. 구체적으로, 단부 리브(30)가 접촉 표면을 형성하는 상부 및 하부 플랜지(32, 34)를 포함할 수도 있으며, 중간 리브(35)가 접촉 표면을 형성하는 상부 및 하부 플랜지(37, 38)를 포함할 수도 있다.
- [0035] 이하, 도 1, 도 3 및 도 4를 참조하여 외피(40)를 형성하는 적층체에 대한 세부 사항이 보다 상세히 설명된다. 적층체는 복수의 구조 층(50, 52, 54, 56, 58)을 포함하며, 하나 이상의 구조 층 사이에 복수의 절연 요소(60)가 매립된다. 각각의 구조 층은 매트릭스 재료의 내부에 매립된 강화 요소를 포함한다. 용례에 따라, 강화 요소는 다양한 강화 재료 중 어느 하나일 수도 있다. 예를 들어, 강화 요소가 세장형 스트랜드 또는 유리 또는 탄소 섬유일 수도 있다. 예를 들어, 예시적인 탄소 섬유는 300 내지 12000의 토우(tow)의 연속적인 고강도 고변형율 PAN 기반 섬유이다. 이들 강화 섬유는 표면 처리를 이용하여 처리될 수도 있으며 매트릭스 재료와의 층간 전단 특성을 개선하기 위한 크기로 형성될 수도 있다. 그러나, 이러한 재료는 예시적인 재료로서 제공되는 것으로서, 적층체가 사용될 환경에 따라 다른 재료가 사용될 수 있음을 이해하여야 한다.
- [0036] 강화 요소는 중합체와 같은 매트릭스 재료의 내부에 매립된다. 용례에 따라 비정질, 결정질, 및 반결정질 중합체를 포함하여 다양한 중합체 중 어느 하나가 매트릭스 재료로 사용될 수 있다. 본 예에서는, 매트릭스 재료가 열가소성 탄소 중합체와 같은 열가소성 재료이다. 보다 구체적으로, 열가소성 재료는 반결정질 열가소성 수지이다. 특히, 열가소성 수지는 폴리 에테르 에테르 케톤(PEEK) 및 폴리 에테르 케톤 케톤(PEKK)을 포함하지만 이것으로 제한되는 것은 아닌 폴리 아릴 에테르 케톤(PAEC) 계열의 열가소성 중합체일 수도 있다.
- [0037] 위에서 언급한 바와 같이, 구조 층(50, 52, 54, 56, 58)은 탄소 섬유 강화 열가소성 복합체일 수도 있는 복합

재료일 수도 있다. 특히, 막(lamina)이 열가소성 프리프레그(prepreg)일 수도 있으며, 이것은 강화 재료에 수지가 미리 함침된 막이다. 예를 들어, 프리프레그가 강화 섬유를 열가소성 매트릭스로 코팅하여 생성된 열가소성 프리프레그일 수도 있다. 이러한 프리프레그 막은 열가소성 매트릭스의 용점 위로 막을 가열함으로써 재가열 및 개질될 수 있는 능력을 갖추고 있다. 구조적 요소(25, 26)를 형성하는 데 사용될 수도 있는 몇 가지 예시적인 프리프레그 재료에는 캘리포니아주 모건 힐 소재 텐케이트 어드밴스드 콤포지트 유에스에이(TenCate Advanced Composites USA)에 의해 생산되어, TC1200, TC1225, 및 TC1320과 같은, 세텍스(CETEX)라는 이름으로 판매되고 있는 재료가 포함되지만 이것으로 제한되는 것은 아니다. TC1200은 유리 전이 온도( $T_g$ )가 143°C/289°F이며 용융 온도( $T_m$ )가 343°C/649°F인 탄소 섬유 강화 반결정질 PEEK 복합재이다. TC1225는  $T_g$ 가 147°C/297°F이며  $T_m$ 이 305°C/581°F인 탄소 섬유 강화 반결정질 PAEK 복합재이다. TC1320은  $T_g$ 가 150°C/318°F이며  $T_m$ 이 337°C/639°F인 탄소 섬유 강화 반결정질 PEKK 복합재이다.

[0038] 다시 도 1을 참조하면, 적층체(40)는 구조적 하중을 지탱하도록 구성된 복수의 구조 층을 포함한다. 복수의 절연 층(60)이 구조 층의 내부에 매립된다. 절연 층이 구조적 하중을 지탱하도록 구성될 수도 있지만, 본 예에서는, 절연 층이 상당한 구조적 하중이 있더라도 구조적 하중을 지탱하지 않고 용접 동안 적층체의 가열에 대한 격리 효과를 제공하도록 구성된다. 절연 층(60)의 세부 사항을 예시하기 위해, 도 1에서는, 절연 층(60)이 적층체의 단일 구조 층(50)과 함께 적층체의 구조 층과 별도로 도시되어 있다. 도 1에 도시된 실시예에서, 정렬 및 중첩된 복수의 절연 층(60)이 도시되어 있지만, 절연 층의 개수와 위치가 용례에 따라 달라질 수도 있음을 이해하여야 한다.

[0039] 절연 층(60)은 매트릭스 재료의 내부에 매립된다. 바람직하게는, 매트릭스 재료는 적층체의 다른 층과 열 용착될 수 있는 열가소성 재료이다. 절연 층의 매트릭스 재료를 열 용착시킴으로써 절연 층이 적층체와 일체형으로 형성된다. 특히, 본 예에서는, 절연 층이 구조 층의 매트릭스 재료와 실질적으로 유사한 매트릭스를 구비한 복합 재료로 형성된다. 예를 들어, 저항 요소는 탄소 섬유이며 매트릭스 재료는 폴리 아릴 에테르 케톤(PAEK) 계열의 반결정질 열가소성 수지와 같은 열가소성 재료이다.

[0040] 절연 층(60)은 전자기장이 절연 층(50)에 인접한 적층체에 인가되면 구조 층의 부분 사이에 전기 절연을 제공한다. 절연 층(60)이 다양한 전기 절연 재료 중 어느 하나를 포함할 수도 있다. 바람직하게는, 절연 층(60)은 열가소성 재료를 포함한다. 본 예에서는, 절연 층이 유리 강화 열가소성 수지의 하나 이상의 막을 포함한다.

[0041] 절연 층(60)은 가열 공정으로부터의 열을 적층체의 특정 구역 또는 영역에 대해 격리하도록 구성된다. 격리 층(60)이 구조 층의 가열을 제한하긴 하지만, 절연 층이 상당한 단열 효과를 제공하여 가열을 제한하는 것은 아님을 이해하여야 한다. 대신, 절연 층은 서로 다른 영역이 유도 가열에 의해 가열되지 않도록 선택적으로 격리하기 위한 전기적 절연 효과를 제공한다.

[0042] 예를 들어, 외피(40)가 지지 구조체(15)에 용접되는 공정 동안, 적층체의 선택된 층(ply)(들)만 그리고 선택된 층(들)의 특정 영역만 가열되도록 절연 층이 용접 공정 동안 생성되는 열을 제한한다. 따라서, 절연 층(60)은 가열하고자 하는 적층체의 부분에 대응하는 패턴을 형성하도록 구성된다. 구체적으로, 절연 층은 용접하고자 하는 적층체의 부분에 대응하는 패턴을 형성하도록 구성될 수도 있다. 특히, 패턴은 적층체가 용접될 부품과 접촉하는 적층체의 영역에 대응할 수도 있다. 예를 들어, 절연 층(60)은 날개보(20, 25) 및 리브(30, 35)의 상부 표면(예를 들어, 상부 표면(22, 27, 32, 37))에 의해 형성되는 패턴에 대응하도록 형성될 수도 있다.

[0043] 각각의 절연 층(60)은 원하는 패턴으로 구성된 단일 조각의 절연 재료로 형성될 수도 있다. 경우에 따라, 패턴은 절연 재료가 단순히 블록, 줄무늬, 또는 유사한 패턴을 형성하도록 솔리드(solid) 패턴일 수도 있다. 그러나, 본 예에서는, 절연 층(60)이 적층체 면적의 과반 미만을 덮도록 절연 층(60)이 복수의 개구를 갖는 패턴을 형성한다. 경우에 따라, 절연 층이 적층체 전체 면적의 40% 미만을 덮도록 절연 층이 충분한 개방 영역을 갖는 패턴을 형성할 수도 있다. 또한, 일부 용례에서는, 절연 층이 적층체 전체 면적의 30% 미만을 덮도록 절연 층이 충분한 개방 영역을 갖는 패턴을 형성할 수도 있다. 추가적으로, 일부 용례에서는, 절연 층이 적층체 전체 면적의 20% 미만을 덮도록 절연 층을 충분한 개방 영역을 갖도록 구성하는 것이 바람직할 수도 있다. 또한, 예시된 구조의 절연 층은 적층체 전체 면적의 적어도 대략 5%를 덮는 패턴을 형성한다.

[0044] 다시 도 1을 참조하면, 본 예에서는, 절연 층(60)이 절연 재료의 복수의 교차 줄무늬로 이루어진 격자 패턴을 형성한다. 구체적으로, 절연 층(60)은 길이와 폭을 갖는 복수의 세장형 절연 요소로 형성되며, 길이가 폭보다 상당히 더 길다. 절연 요소를 형성하기 위한 예시적인 재료로는 유리 섬유가 열가소성 재료에 매립된 테이프가 있다. 제 1 그룹의 절연 요소는 적어도 실질적으로 날개보(20, 25)의 전체 길이에 걸쳐 연장되는 날개보 절연

요소(70)를 형성한다. 도 1에 도시된 바와 같이, 날개보 절연 요소(70)는 제 1 날개보 절연 요소가 선단 날개보(20)의 상부 표면(22)을 덮으며 제 2 날개보 절연 요소(70)가 후단 날개보(25)의 상부 표면(27)을 덮도록 배치된다. 한 쌍의 단부 리브 절연 요소(80)는 단부 리브 절연 요소가 단부 리브의 상부 표면(32)을 덮도록 후단 날개보의 단부에 인접하여 배치된다. 유사하게, 복수의 절연 요소(82)가 중간 리브(35)를 덮도록 날개보 절연 요소(72)의 사이에서 연장된다. 알 수 있는 바와 같이, 리브(30, 35)는 후단 날개보(25)를 초과하여 후방으로 연장된다. 따라서, 중간 리브 절연 요소가 후단 날개보(25)를 덮는 날개보 절연 요소(70)에 걸쳐 연장될 수도 있다. 이러한 방식으로, 리브 절연 요소(82)와 날개보 절연 요소(70)가 중첩되어 2 개 층의 두께를 갖는 절연 요소를 형성한다. 그러나, 본 예에서는, 절연 층의 절연 요소가 실질적으로 중첩되지 않으므로 실질적으로 전체 절연 층은 단층의 두께를 갖는다. 따라서, 절연 요소의 실질적인 중첩을 방지하기 위해, 중간 리브 절연 요소가 2 개의 세그먼트로 형성된다. 제 1 세그먼트(82)는 중간 날개에 걸쳐 연장되며 날개보 절연 요소(70)의 사이에 걸쳐 마련되며, 제 2 세그먼트(84)는 후단 날개보를 덮는 날개보 절연 요소(70)로부터 반대 방향으로 연장되도록 중간 리브(35)의 후단부에 걸쳐 연장된다.

[0045] 전술한 바로부터 알 수 있는 바와 같이, 절연 층(60)은 복수의 개방 영역을 갖는 패턴을 형성한다. 특히, 절연 층은 적층체(40)를 리브 및 날개보의 상부와 연결하기 위한 격자를 형성하는 패턴을 형성한다.

[0046] 일부 용례에서, 상이한 절연 층이 적층체의 상이한 층을 격리하도록 상이한 절연 층의 패턴 또는 크기를 변경하는 것이 바람직할 수도 있다. 그러나, 본 예에서는, 각각의 절연 층(60)이 실질적으로 유사하다. 구체적으로, 각각의 절연 층(60)은 유사한 크기 및 패턴을 갖는다. 추가적으로, 도 1에 도시된 바와 같이, 적층체의 각각의 절연 층(60)은 각각의 층의 패턴을 형성하는 절연 요소가 다른 절연 층의 대응하는 요소를 덮도록 정렬된다.

[0047] 전술한 바와 같이, 각각의 구조 층(50, 52, 54, 56, 58) 및 절연 층(60)은 강화 열가소성 복합 재료의 층을 포함할 수도 있다. 따라서, 구조 층과 절연 층은 층을 융착하는 방식으로 일체형으로 연결될 수 있다. 구체적으로, 층은 열가소성 매트릭스의 융점 위로 층의 온도를 상승시키기에 충분한 열을 인가하며 층을 함께 융착시키기에 충분한 압력을 인가함으로써 통합될 수도 있다. 이러한 방식으로, 절연 층(60)이 구조 층들 사이에서 적층체 내부에 매립된다.

[0048] 적층체의 구조 층의 개수 및 층의 배향은 용례에 따라 달라질 수도 있다. 추가적으로, 층의 배향 및 절연 층의 위치가 원하는 단일 효과에 따라 달라질 수도 있다. 도 3 및 도 4에는 적층체(40)의 예시적인 레이업(layup)이 도시되어 있다. 그러나, 층의 개수, 층의 배향뿐만 아니라 절연 층(60)의 개수 및 위치는 단지 예일 뿐이며, 본 발명이 이러한 예시적인 적층체로 도시된 레이업으로 제한되는 것은 아님을 이해하여야 한다.

[0049] 적층체는 50a, 50b, 52a, 52b, 54a, 54b, 56a, 56b, 58a, 58b로 지정된 10 개의 구조 층을 포함한다. 전술한 바와 같이, 각각의 구조 층은 단방향 또는 직조 탄소 섬유 강화 열가소성 테이프와 같은 복합 재료 막 또는 층일 수도 있다. 복수의 방향으로 강도를 제공하기 위해 각각의 구조 층의 섬유 방향이 다양할 수도 있다. 그러나, 본 예에서는, 층이 쌍을 이루며 적층될 수도 있으며, 한 쌍의 두 개의 층의 섬유 방향은 평행하다. 예를 들어, 적층체의 제 1 층은 50a로 지정되며 섬유 방향이 90° 이고, 적층체의 제 2 층(50b로 지정됨)도 섬유 각도가 90° 이다. 이들 처음 2 개의 층(50a, 50b)은 서로 인접하여 서로 부착되는 한 쌍을 형성한다. 제 3 구조 층 및 제 4 구조 층은 제 2 쌍의 층(52a, 52b)을 포함한다. 이 제 2 쌍의 각각의 층은 섬유 방향이 0° 이다. 제 5 구조 층 및 제 6 구조 층은 제 3 쌍의 층(54a, 54b)을 포함한다. 제 3 쌍의 각각의 층은 섬유 방향이 45° 이다. 제 7 구조 층 및 제 8 구조 층은 제 4 쌍의 층(56a, 56b)을 포함한다. 적층체는 그 중앙선을 중심으로 대칭형으로 형성될 수도 있으며, 본 예에서는, 제 3 쌍의 층이 중앙선이다. 따라서, 제 4 쌍의 구조 층(56a, 56b)은 제 2 쌍의 구조 층의 섬유 방향(예를 들어, 0° )과 유사한 섬유 방향을 가질 수도 있다. 유사하게, 제 9 및 제 10 층은 제 5 쌍을 형성하며, 제 5 쌍의 각각의 층은 90° 의 섬유 방향을 가질 수도 있다. 층을 쌍을 이루며 적층되지 않아도 된다는 점에 유의하여야 한다. 예를 들어, 도 4에 도시된 바와 같이, 층은 쌍을 이루며 적층된다. 그러나, 도 3에서는, 상부 및 바닥 층(52, 58)이 단일 층으로서 적층되는 반면, 상부 및 하부 층 사이의 6 개의 층이 쌍을 이루며 적층된다.

[0050] 절연 층(60)이 적층체의 구조 층들 사이에 선택적으로 삽입된다. 적층체의 각각의 층들 사이에 절연 층이 삽입될 수도 있긴 하지만, 본 예에서는, 절연 층이 모든 구조 층 미만의 층들 사이에 삽입된다. 특히, 절연 층이 선택 특성을 갖는 층의 사이에 삽입된다. 예를 들어, 본 예에서, 선택 특성은 섬유 방향 변화이다. 절연 층(60)은 섬유 각도가 상이한 인접 층의 사이에 삽입된다. 따라서, 전술한 레이업에서, 절연 층(60)은 구조 층의 쌍들 사이에 개재되지만 한 쌍의 층들 사이에는 개재되지 않는다. 보다 구체적으로, 도 3 및 도 4를 참조하면, 제 1 절연 층(60a)은 층(50)(도 3) 또는 층(50b)(도 4)과 층(52a)의 사이에 위치하는데, 그 이유는 층(50/50b)과 층

(52a) 사이의 계면이 인접한 층의 섬유가 서로에 대해 횡방향인(즉, 섬유 각도가 90° 에서 0° 로 변하는) 계면이기 때문이다. 유사하게, 제 2 절연 층(60b)은 층(52b)과 층(54a)의 사이에 위치하는데, 이들 층의 섬유 각도가 0° 에서 45° 로 변하기 때문이다. 제 3 절연 층(60c)은 섬유 각도가 45° 에서 0° 로 변하기 때문에 제 3 쌍 및 제 4 쌍의 사이(즉, 층(54b, 56a)의 계면)에 위치한다. 제 4 절연 층(60d)은 섬유 각도가 0° 에서 90° 로 변하기 때문에 제 4 쌍 및 제 5 쌍의 사이(즉, 층(56b)과 층(58a) 또는 도 3의 층(58)의 계면)에 위치한다.

[0051] 도면에서 층의 두께가 실제 축척으로 도시되어 있는 것은 아니며, 경우에 따라 두께가 단지 예시의 목적으로 과장되게 도시되어 있음에 유의하여야 한다. 예를 들어, 도 2에서는, 구조 층(50, 52, 54, 56, 58) 및 절연 층(60)이 인접한 층 사이에 간격을 갖는 것으로 도시되어 있다. 그러나, 적층체의 층은 서로 다른 층이 함께 융착된 통합 층이라는 것을 이해하여야 한다. 또한, 전술한 바와 같이, 각각의 절연 층(60)은 하나 이상의 절연 요소로 형성된 단층의 절연 재료로서 설명된다. 그러나, 특정 용례에서는, 절연 층(들)이 절연 재료로 이루어진 다수의 층으로 형성될 수도 있도록 하나 이상의 절연 층을 증가시키는 것이 바람직할 수도 있다. 추가적으로, 도 2에 도시된 바와 같이, 절연 층(60)이 도 1에 도시된 바와 같이 적층체의 전체 길이 및 폭에 걸쳐 연장되는 연속 층이 아닐 수도 있다. 대신, 절연 층(60)이 구조 층의 면적 중 작은 부분만을 덮을 수도 있다.

[0052] 적층체(40)는 다양한 공정을 이용하여 형성될 수도 있다. 이하, 복수의 강화 열가소성 층으로부터 적층체(40)를 형성하는 방법이 상세히 설명된다. 추가적으로, 적층체를 사용하여 항공기 구조물을 형성하는 방법에 대해서도 설명된다.

[0053] 탄소 섬유 강화 열가소성 테이프의 복수의 층이 서로 위 아래로 적층되어 구조 층인 복수의 층을 형성한다. 층의 섬유 배향은 다양할 수도 있으며, 절연 층이 서로에 대해 횡방향의 섬유 배향을 갖는 층들의 계면에 위치할 수도 있다. 예를 들어, 층은 90° , 90° , 절연, 0° , 0° , 절연, 45° , 45° , 절연, 0° , 0° , 절연, 90° , 90° (여기서, "절연"은 절연 층을 나타냄)로 배향된 10 개의 구조 층과 4 개의 절연 층으로 형성될 수도 있다. 절연 층은 패턴을 형성하는 하나 이상의 절연 요소로 형성된다. 절연 층은 각각의 절연 층의 패턴이 적층체의 다른 절연 층의 패턴을 덮도록 적층체의 두께를 통해 정렬될 수도 있다. 이러한 예시적인 적층체에서, 구조 층의 탄소 섬유 층은 PEEK/AS4 탄소 섬유 강화 단방향 테이프로 형성되며, 절연 층은 PEEK/S2 유리 섬유 강화 열가소성 단방향 테이프로 형성된다.

[0054] 조립 층을 가압 하에 가열함으로써 구조 층 및 절연 층이 통합되어 적층체를 형성한다. 예를 들어, 조립체가 용융 온도 위의 온도까지 가열될 수도 있다. 본 예에서는, 조립 층이 대략 30 psi의 압력 하에서 대략 725° 로 가열된다. 조립 층이 725° 에 도달한 후, 압력이 대략 100 psi로 상승되며, 조립체는 장시간 동안, 예를 들어, 대략 30 분 동안 상승된 온도에 유지된다. 이어서, 압력이 제거되며, 통합 적층체가 주변 온도로 냉각된다.

[0055] 전술한 바와 같이 형성된 적층체는 하나 이상의 별도의 요소와 연결되어 구조물을 형성할 수도 있다. 하나의 예시적인 구조물이 항공기 구조물이다. 보다 구체적으로, 적층체는 별도의 구조물에 용접될 수 있도록 구성된다. 또한, 적층체는 적층체의 선택 층(들)이 용접 공정 동안 발생된 열로부터 격리되도록 구성된다. 추가적으로, 선택 층의 선택 영역이 생성된 열로부터 격리될 수도 있다. 이하, 적층체를 별도의 요소와 용접하는 공정이 보다 상세히 설명된다.

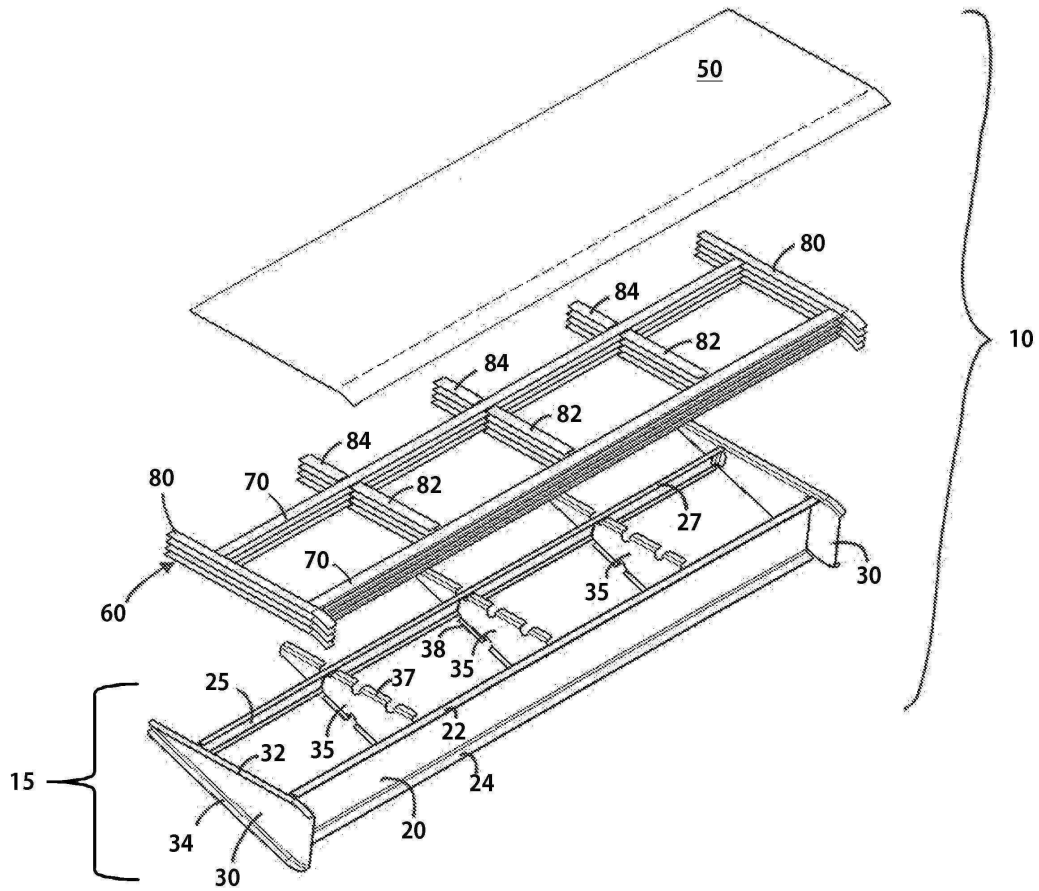
[0056] 전술한 바와 같이, 적층체에는 하나 이상의 절연 층이 형성된다. 절연 층(들)은 패턴에 따라 형성될 수도 있다. 특히, 패턴은 적층체에 용접될 별도의 요소 또는 조립체의 접촉 영역과 유사할 수도 있다. 예를 들어, 도 1을 참조하면, 절연 층은 지지 구조체(15)의 리브(30, 35) 및 날개보(20, 25)에 의해 형성되는 격자와 유사한 형상의 격자를 형성할 수도 있다. 따라서, 방법은 리브 및 날개보에 의해 형성된 격자와 절연 층(들)의 패턴을 정렬하는 단계를 포함한다. 도 2를 참조하면, 지지 구조체의 상부 표면은 지지 구조체를 적층체에 용접하기 위한 하나 이상의 연결 요소를 포함한다. 특히, 리브(30, 35) 및 날개보(20, 25)는 상부 표면(22, 27, 32, 37)이 연결 요소를 형성하도록 형성될 수도 있다. 대안으로서, 연결 요소가 리브 및 날개보와 고정적으로 연결된 별도의 요소일 수도 있다.

[0057] 도시된 실시예에서, 연결 요소는 적층체(40)의 구조 층을 형성하는 재료와 유사한 탄소 섬유 강화 열가소성 재료의 층이다. 도 2에서, 연결 요소가 39로 지칭되어 있으며, 중간 리브(35)의 플랜지(37)의 상부에 고정적으로 연결된 적층체로서 도시되어 있다. 그러나, 연결 요소가 밑에 있는 구조체의 일체형 부품일 수도 있음을 이해하여야 한다. 예를 들어, 플랜지(37)가 연결 요소로서 작용하는 탄소 섬유 강화 열가소성 재료로 형성되도록 리브(35)가 형성될 수도 있다. 대안으로서, 연결 요소가 클립 또는 체결구와 같이 기계적으로 체결되는 별도의 요소일 수도 있다.

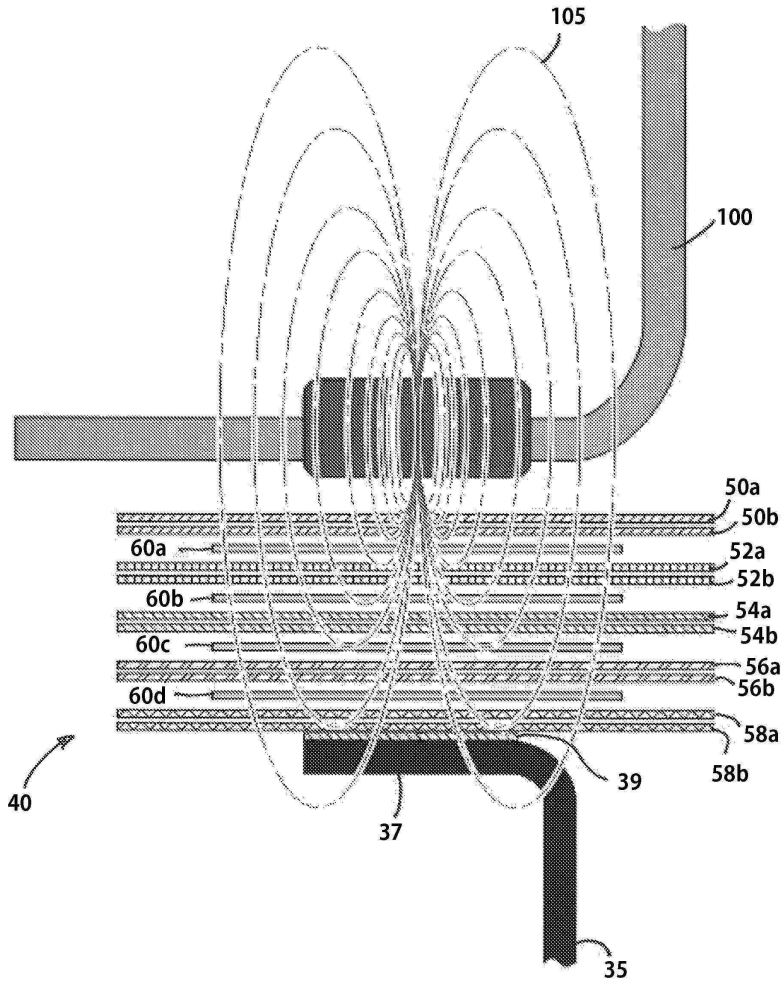
- [0058] 연결 요소(39)의 탄소 섬유는 섬유 방향이 적층체의 바닥 층(58b)의 섬유 방향에 대해 횡방향인 방향으로 배향될 수도 있다. 적층체(40)는 절연 층(60a, 60b, 60c, 60d)이 연결 요소와 정렬되는 상태로 바닥 층(58b)이 연결 요소(들)(39)와 접촉하도록 구조체의 위에 배치된다. 이어서, 유도 용접 헤드(100)가 적층체의 두께를 통과하는 전자기장을 유도하기 위해 적층체와 작동 가능하게 맞물린다. 특히, 유도 용접 헤드(100)가 적층체의 상부 표면 위로 이동한다. 용접 헤드가 상부 표면에 접촉할 필요는 없지만, 바닥 층(58a)과 연결 요소(39)를 용접하기에 충분한 강도를 갖는 적층체의 두께를 통과하는 전자기장을 유도하도록 용접 헤드가 적층체의 상부 표면에 충분히 가깝게 위치한다.
- [0059] 용접 헤드(100)는 와전류에 의해 생성된 열을 통해 전자기 유도에 의해 바닥층과 연결 요소를 가열한다. 용접 헤드는 전자석을 통해 고주파 교류를 통과하는 전자 발진기를 포함한다. 이어서, 급속하게 교번하는 자기장이 적층체와 연결 요소를 관통하여 와전류를 생성하며, 와전류가 결국 바닥 층과 연결 요소를 가열한다.
- [0060] 본 실시예에서는, 용접 헤드가 적층체와 연결 요소를 통해 전자기장을 유도하므로, 횡방향 탄소 섬유를 구비한 인접 층이 전자기장에 반응하여 가열된다. 그러나, 절연 층(60)에 의해 분리된 층들은 전자기장에 반응하여 용융 온도 위로 가열되지 않는다. 특히, 본 예에서는, 용접 헤드에 의해 생성된 전자기장이 바닥 층과 연결 요소의 열가소성 매트릭스 재료의 용융 온도 위로 바닥 층(58a)과 연결 요소(39)를 가열하기에 충분하다. 압력을 인가하면서 바닥 층과 연결 요소의 온도를 용융 층 위로 상승시킨 후, 바닥 층과 연결 요소가 융착되어 함께 용접된다. 추가적으로, 전술한 바와 같이, 절연 층(60)은 용접 헤드에 의해 야기되는 유도 열로부터 인접 층을 절연시킨다. 특히, 전자기장의 일부가 절연 층의 절연 요소의 가장자리를 초과하여 연장될 수도 있음에 유의하여야 한다. 따라서 전자기장이 구조 층의 약간의 가열을 유도할 수도 있다. 그러나, 이러한 유도 가열은 비절연 층(즉, 58b, 39)의 사이에 유도되는 가열보다 실질적으로 적으며, 구조 층의 용점보다 실질적으로 낮다. 이러한 방식으로, 절연 층은 구조 층의 가열을 용융 온도 아래로 제한하면서 바닥 층과 연결 요소가 용융 온도 위로 가열될 수 있도록 한다. 따라서, 절연 층이 절연 층에 인접한 층의 가열을 전부 방지할 필요는 없지만, 이러한 방법론의 목적상, 절연 층이 층의 가열을 실질적으로 용점 아래로 제한하게 되면 층의 가열이 절연 층에 의해 방지된다.
- [0061] 도 2에서, 용접 헤드(100)는 적층체를 리브(35)에 용접하기 위해 적층체를 통과하는 전자기장을 유도하는 것으로 도시되어 있다. 이 방법은 용접 헤드가 적층체의 위로 이동되어 적층체의 복수의 지점을 지지 구조체(15)에 용접하도록 용접 헤드의 이동을 제어하는 단계를 포함한다. 특히, 방법은 절연 층에 의해 형성된 패턴을 따르도록 용접 헤드의 위치를 제어하는 단계를 포함할 수도 있다. 이러한 방식으로, 용접 헤드는 절연 층(60)에 의해 형성된 패턴에 대응하는 영역을 따라 지지 구조체에 적층체를 용접한다.
- [0062] 전술한 설명에서, 적층체는 평판형 적층체로 설명되어 있다. 그러나, 본 발명이 평판형 구조물로 제한되지 않음을 이해하여야 한다. 예를 들어, 적층체는 다양한 분야의 다양한 구조물에 사용될 수도 있으며, 항공기, 나셀(nacel), 및 날개와 같은 에어포일(airfoil), 엘리베이터 등을 포함하지만 이것으로 제한되는 것은 아닌 다양한 구성 요소를 제공하기 위해 항공 우주 분야의 특정 용례를 가질 수도 있다. 전술한 적층체(40)가 곡선형 구조물로 형성되어 별도의 요소 또는 구조물과 연결될 수도 있다.
- [0063] 당업자라면 본 발명의 광범위한 발명의 개념을 벗어나지 않고 전술한 실시예에 대한 변경 또는 수정이 이루어질 수도 있음을 인지할 것이다. 따라서, 본 발명이 본 명세서에 설명된 특정 실시예로 제한되는 것은 아니며, 청구 범위에 설명된 바와 같은 본 발명의 범위 및 사상 내에 있는 모든 변경 및 수정을 포함하기 위한 것임을 이해하여야 한다.

도면

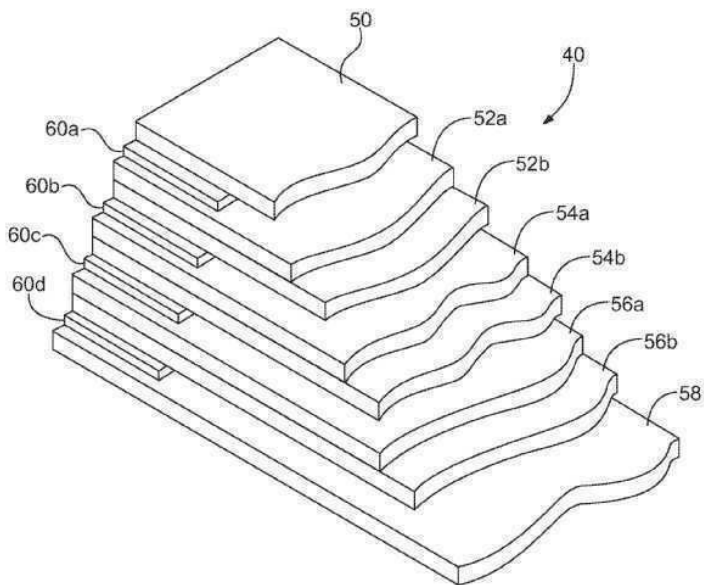
도면1



도면2



도면3





도면4

