(19)대한민국특허청(KR)
(12) 등록특허공보(B1)

(51) 。Int. Cl.[6]
B64C 27/46

(45) 공고일자 2005년01월27일
(11) 등록번호 10-0468508
(24) 등록일자 2005년01월19일

(21) 출원번호 10-1999-7005549
(22) 출원일자 1999년06월18일
번역문 제출일자 1999년06월18일
(86) 국제출원번호 PCT/US1997/021492
(86) 국제출원출원일자 1997년11월21일
(65) 공개번호 10-2000-0057691
(43) 공개일자 2000년09월25일
(87) 국제공개번호 WO 1998/28186
(87) 국제공개일자 1998년07월02일

(81) 지정국 국내특허 : 오스트레일리아, 중국, 이스라엘, 일본, 대한민국, 터어키,

EP 유럽특허 : 오스트리아, 벨기에, 스위스, 독일, 덴마크, 스페인, 프랑스, 영국, 그리스, 아일랜드, 이탈리아, 룩셈부르크, 모나코, 네덜란드, 포르투칼, 스웨덴, 핀랜드,

(30) 우선권주장 08/772,680 1996년12월23일 미국(US)

(73) 특허권자 시코스키 에어크래프트 코포레이션
미국 코네티컷주 06497-9129 스트라트포드 메인 스트리트 6900 피 오 박스 9729 메일 스톱 제트 209 에이리걸-인텔렉츄얼 프로퍼티

(72) 발명자 코밸스키데이비드에이
미국코넥티컷주06484헌팅톤캐시드라이브23

존스코레이디
미국코넥티컷주06712프로스펙트팜우드드라이브10

데이몬크리스토퍼제이
미국코넥티컷주06410체셔라이스애비뉴1193

메이어리언엠
미국코넥티컷주06790토링톤사우스메인스트리트유#107699

(74) 대리인 김창세
장성구

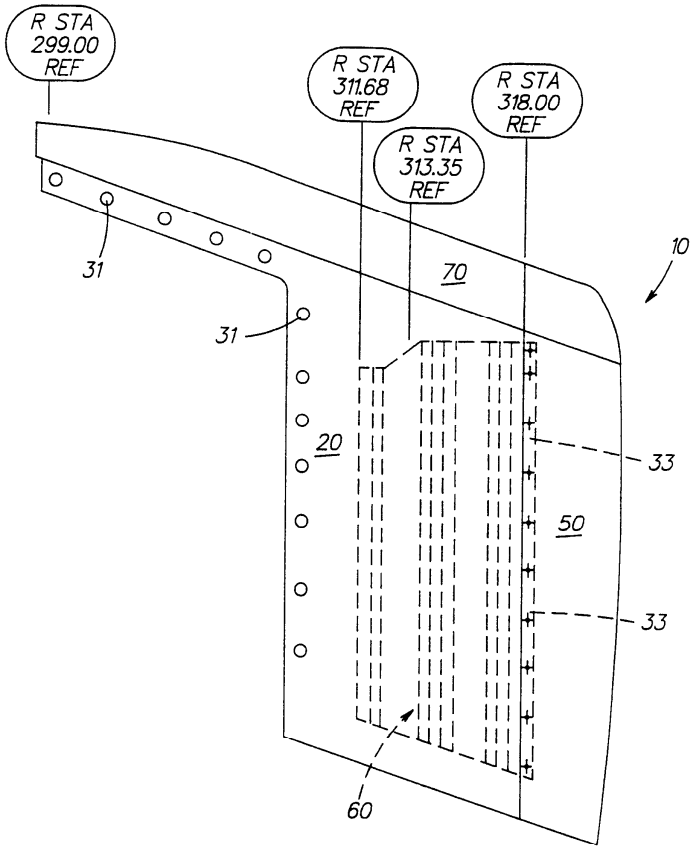
심사관 : 장기정

(54) 헬리콥터 주회전 날개용 복합 팁 캡 조립체

요약

헬리콥터 주회전 날개용 복합 팁 캡 조립체(10)는 복합 주 페어링(20), 복합 주 페어링(20)의 내측에 결합되는 일체형 복합 리브 세부(60), 복합 주 페어링(20)에 결합되는 복합 폐쇄 페어링(50), 복합 주 페어링(20) 및 복합 폐쇄 페어링(50)에 결합되는 마모 스트립(70)으로 구성된다.

대표도



명세서

기술분야

본 발명은 헬리콥터의 주회전 날개에 관한 것으로서, 특히 헬리콥터 주회전 날개용 복합 팁 캡 조립체(composite tip cap assembly)에 관한 것이다.

배경기술

헬리콥터의 주회전자 조립체, 특히 헬리콥터의 주회전 날개는 공기역학적 힘, 관성력, 원심력 등의 여러 가지 작용력의 영향을 받게 된다. 특히, 주회전 날개는 굽힘하중, 플랩방향(평면으로부터 벗어남) 및 익현방향(평면내) 하중, 축하중(원심력), 비틀림하중 같은 다양한 동적하중에 조화되도록 설계되어야 한다. 이같은 동적하중에 의해 주회전 날개는 여러형태의 응력/변형의 영향을 받게 된다.

특히, 주회전 날개의 최외측 단부 또는 팁은 공기역학적 힘으로 인해 가장 큰 응력/변형의 영향을 받게 되고, 따라서 헬리콥터 주회전 조립체의 작동중에 (헬리콥터 주회전 날개 팁의 고속회전속도로 인한) 마멸 및 마모에 의해 극심한 구조적 퇴화가 발생한다. 게다가, 외측물체와의 충돌의 결과로서 주회전 날개의 최외측 단부는 구조적 손상을 입게 될 가능성이 가장 높다.

따라서, 헬리콥터 회전 날개의 최외측 단부에 희생성의 교체가능한 팁 캡을 제공하는 것이 헬리콥터 기술분야에 널리 공지되어 있다. 헬리콥터 회전 날개의 팁 캡을 설명하는 예로서, 미국 특허 제 4,120,610 호는 주회전 날개의 노우즈 익형에 장착된 팁 캡을 개시하고 있고, 미국 특허 제 5,320,494 호는 내측 벌집형 코어(internal honeycomb core)에 접합된 복합 외피 및 팁부분에 부착된 복합 팁 캡 등으로 구성되는 주회전 날개의 교환가능한 팁부분을 설명하고 있다.

도 1a도 내지 도 1c에는 미국 특허 제 5,542,820 호에 개시된 헬리콥터용 주회전 날개(100)가 예시적으로 도시되어 있다. 주회전 날개(100)는 이 주회전 날개(100)를 헬리콥터 회전 중심축 조립체에 장착시키도록 구성된 내측 세그먼트(102)와, 중앙 세그먼트(104)와, 교환가능한 팁 세그먼트(106)로 구성된다[여기에서 도면부호(105)는 중앙 세그먼트(104)의 외측 단부와 교환가능한 팁 세그먼트(106) 사이의 경계를 나타냄]. 상기 내측 세그먼트(102), 중앙 세그먼트(104) 및 팁 세그먼트(106)는 함께 주회전 날개(100)의 길이를 규정하다. 주회전 날개(100)는 전연(108) 및 후연(110)을 포함하는데, 이들은 함께 주회전 날개(100)의 익현을 규정한다.

주회전 날개(100)의 내측 및 중앙 세그먼트(102, 104)는 날개(100)의 공기역학적 상하면을 각각 규정하는 복합 상부 외피(112), 하부 외피(114) 및 벌집형 코어(116), 익형(118), 하나 또는 그 이상의 평형추(120), 전연 피복(122), 조정가능한 트림 탭(trim tab)(124) 등으로부터 제조된다. 복합 상부 외피(112) 및 하부 외피(114)는 이 복합 외피(112,

114) 사이에서 저중량의 구조적 강화 부재로서 작용하는 벌집형 코어(116)에 결합된다. 익형(118)은 미리 제조되는 구성요소(복합재료 또는 티타늄과 같은 금속재료로 제조됨)이면서, 헬리콥터 주회전 조립체의 작동중에 날개(100)에서 발생하는 비틀림 하중, 굽힘 하중, 전단 하중, 원심력에 의한 하중 등에 견디는 주회전 날개(100)의 중요한 구조적 부재로서 작용한다.

하나 또는 그 이상의 평형추(120)는 정적으로 또는 동적으로 주회전 날개의 균형을 맞추도록 익형(118)에 결합된다.

전연 피복(122)은, 예를 들면 적절한 수지 매트릭스에 매립된 직물 유리섬유 재료와 같은 복합재료 및 티타늄과 니켈의 스트립 같은 내마모성 재료로 제조되는 사전조립된 혼성 부재이다. 피복(122)은 대체로 'C'자 형상을 갖고, 'C'자 형상은 내측 세그먼트(102)의 내측 단부로부터 중앙 세그먼트(104)의 외측 단부까지 형성된 주회전 날개(100)의 전연(108)을 규정한다. 전연 피복(122) 및 특히 내마모성 스트립은 주회전 날개(100)의 전연(108)이 마모되는 것을 방지하는 기능을 제공한다. 또한 전연 피복(122)은 주회전 날개(100)의 에어포일 공차를 조절하는 기능을 제공한다.

주회전 날개(100)의 교체가능한 팁 세그먼트(106)는, 주회전 날개(100) 및 주회전 조립체의 공기역학적 수행능력을 증가시키도록, 공기역학적 형상, 예들 들면 후미가 만곡되고, 테이퍼형이며 그리고/또는 하반각을 갖는다. 교환가능한 팁 세그먼트(106)는 벌집형 코어와 결합하여 접합된 복합재료 상부 및 하부 면으로 구성된다. 교체가능한 팁 세그먼트(106)의 벌집형 코어에는 리세스(140)가 형성되는데, 이 리세스(140)는 익형(118)의 외측 치수보다 조금 큰 치수를 갖는다. 교체가능한 팁 세그먼트(106)는 리세스(140)와 익형(118)의 외측 면을 규정하는 벽면에 도포되는 에폭시 막 접착제 같은 접착제를 이용하여 접합시킴으로서 익형(118)에 부착된다. 게다가, 예를 들면 나사형 파스너와 같은 파스너가 중앙 세그먼트(104)와 교체가능한 팁 세그먼트(106)의 부착을 강화시키기 위하여 사용될 수도 있다. 상술한 바와 같은 교체가능한 팁 세그먼트는 정비창에서도 제거가능하므로 적절한 수리 또는 교체가 대단히 유용하다.

설명된 실시예의 주회전 날개(100)는 적절한 수지 매트릭스에 매립된 흑연 섬유(graphite fiber) 등의 복합 팁 캡(144)을 더 구비하며, 이 복합 팁 캡을 예를 들어 파스너(146)에 의해서 교체가능한 팁 세그먼트(106)의 외측 단부에 결합 고정된다. 변형예로서, 팁 캡(144)은 티타늄 또는 알루미늄과 같은 금속재료로 제조될 수도 있다. 팁 캡(144)은 어떤 현장에서도 교체가능하여, 그것의 교체에 관련된 시간과 비용을 최소화한다. 교체가능한 팁 세그먼트(106)는 마모 스트립(150)을 포함하고, 복합 팁 캡(144)은 마모 스트립(152)을 포함한다. 통상적으로 니켈과 같은 내마모성 금속재료로 형성되는 마모 스트립(150, 152)은 조합하여 교체가능한 팁 세그먼트(106)의 선단 에지을 규정한다.

본 발명의 출원인인 시코스키 에어크래프트 코포레이션(Sikorsky Aircraft Corporation)은 UH-60 BLACK HAWK(등록상표) 헬리콥터 및 SH-60 SEAHAWK(등록상표) 헬리콥터 등에 사용하기 위한 교체가능한 팁 캡 조립체를 제공한다[여기서, BLACK HAWK 및 SEAHAWK는 시코스키 에어크래프트 코포레이션에 의해 등록된 상표임]. 이러한 교체가능한 팁 캡 조립체는 주 페어링(fairing), 내측 리브, 복합 폐쇄 페어링, 니켈 마모 스트립 등을 포함한다. 내측 리브는 주 페어링의 공간내에 배치되고 에어로스페이스 파스너(aerospace fasteners)를 통하여 상부 및 하부 에어포일에 장착되는 복수개의 알루미늄 'C'자형 부재로 구성된다. 공기역학적 형상을 갖는 복합 폐쇄 페어링은 KEVLAR(등록상표)계의 복합재료[KEVLAR는 미국 델라웨어주 윌밍톤 소재의 이. 아이. 듀 퐁 드 네모아 앤드 코포레이션(E.I. du Pont de Nemours & Co)의 등록상표임]로 제조되고 안정된 접착제를 이용하여 주 페어링에 결합된다. 니켈로 만들어진 마모 스트립은 주 페어링 및 폐쇄 페어링의 전연에 접합된다. 알루미늄으로 만들어진 팁 캡 조립체는 주회전 날개의 외측 단부에 볼트체결된다.

전술한 알루미늄 팁 캡 조립체는 자체의 의도된 목적에는 효과적인 기능을 수행함에도 불구하고, 이같은 종래기술의 팁 캡 조립체에는 약간의 제약이 있다. 예를 들면, 이러한 각각의 알루미늄 팁 캡 조립체는 16개의 개별 구성부재로 구성되어, 이러한 알루미늄 팁 캡 조립체의 제조 및 조립은 시간소비적이고 노동집약적이다. 특히, 주 페어링에 개개의 'C'자형의 리브부재를 결합시키는 것은 더욱 시간소모적이고 노동집약적이며, 주 페어링에 개개의 'C'자형의 리브부재를 장착하기 위해서는 90개 이상의 에어로스페이스 파스너가 요구된다. 게다가, 주회전 조립체의 작동중에 팁 캡 조립체가 큰 공기역학적 하중에 영향을 받게 되며, 그 결과 주 페어링은 피로에 의한 균열이 쉽게 발생하므로, 이러한 알루미늄 팁 캡 조립체는 정기적으로 점검 및 교체되어야 한다.

따라서, 제조와 조립이 용이한, 다시말해 상술한 종래기술의 알루미늄 팁 캡 조립체보다 재현성이 좋고 비용면에서 효율적인 헬리콥터 주회전 날개에 사용하기 위한 팁 캡 조립체를 제공할 필요가 있다. 이같은 팁 캡 조립체는 UH-60 BLACK HAWK 헬리콥터 및 SH-60 SEAHAWK 헬리콥터에 현재 이용되고 있는 알루미늄 팁 캡 조립체를 개조하여 적합하게 유용할 수 있는 설계 형상을 갖고 있어야 한다.

발명의 요약

본 발명의 목적은 일체형 복합 리브 세부를 포함한 헬리콥터 주회전 날개를 위한 복합 팁 캡 조립체를 제공하는 것이다.

본 발명의 이러한 목적 및 다른 목적은, 복합 주 페어링, 복합 주 페어링에 내측에 결합되는 일체형 복합 리브 세부, 복합 주 페어링에 결합되는 복합 폐쇄 페어링, 복합 주 페어링과 복합 폐쇄 페어링에 결합되는 마모 스트립을 포함하는 헬리콥터 주회전 날개를 위한 복합 팁 캡 조립체에 의해 달성된다.

본 발명과 그의 부수적 특징 및 이점은 첨부도면과 함께 하기의 상세한 설명을 참조하여 보다 상세하게 이해할 수 있다.

도면의 간단한 설명

도 1a는 헬리콥터용 예시적인 주회전 날개의 평면도,

도 1b는 도 1a의 B-B 선을 절취한 헬리콥터 주회전 날개의 단면도,

도 1c는 도 1a의 헬리콥터 주회전 날개의 교체가능한 팁 세그먼트의 확대 평면도,

도 2a는 본 발명에 따른 복합 팁 캡 조립체의 사시도,
도 2b는 도 2a의 복합 팁 캡 조립체의 저면도,
도 3은 도 2a 및 도 2b의 복합 팁 캡 조립체의 복합 주 페어링의 상부 에어포일 면을 도시한 단면도로서, 복합 주 페어링을 형성하는 단일방향 플라이 및 편평한 직조 플라이의 섬유 배향을 개략적으로 설명한 도면(섬유 배향은 헬리콥터 주회전 날개의 두선이 이루는 교차축의 방향을 말함),
도 3a는 도 3의 A-A선을 따라 절취한 단면도,
도 3b는 도 3의 B-B선을 따라 절취한 단면도,
도 3c는 도 3의 C-C선을 따라 절취한 단면도(여기에서 도면부호 C_{L20} 은 복합 주 페어링의 익현선을 나타냄),
도 3d는 도 3의 D-D선을 따라 절취한 단면도(여기에서 도면부호 C_{L20} 은 복합 주 페어링의 익현선을 나타냄),
도 3e는 도 3의 E-E선을 따라 절취한 단면도,
도 4는 상부 및 하부 에어포일 레이-업에 조립되는 복합 주 페어링을 구성하는 단일방향 플라이 및 직조 플라이를 설명하는 단면도,
도 5는 복합 팁 캡 조립체의 복합 주 페어링을 제조하는데 사용되는 예시적인 분할 몰딩 조립체에 배치된 제 4 도의 상부 및 하부 에어포일을 설명하는 사시도,
도 6a는 도 2a 및 도 2a의 복합 팁 캡 조립체에서 복합 폐쇄 페어링의 상부 에어포일 면을 도시한 평면도로서, 복합 폐쇄 페어링을 형성하는 편평한 직조 플라이의 섬유 배향을 설명하는 도면(섬유 배향은 헬리콥터 주회전 날개의 교차축을 말함),
도 6b는 도 2a 및 도 2b의 복합 팁 캡 조립체에서 복합 폐쇄 페어링의 하부 에어포일 면의 평면도,
도 6c는 도 2a 및 도 2b의 복합 팁 캡 조립체에서 복합 폐쇄 페어링의 예시적 단면도,
도 6d는 도 2a 및 도 2b의 복합 팁 캡 조립체에서 복합 폐쇄 페어링을 도시한 부분 단면도,
도 7은 도 2a 및 도 2b의 복합 팁 캡 조립체의 일체형 복합 리브 세부를 도시한 저면도로서, 일체형 복합 리브 세부를 형성하는 편평한 직조 플라이의 배향을 설명하는 도면(섬유 배향은 헬리콥터 주회전 날개의 교차축을 말함),
도 7a는 도 7의 A-A선을 따라 절취한 일체형 복합 리브 세부의 단면도,
도 7b는 도 7의 B-B선을 따라 절취한 일체형 복합 리브 세부의 단면도,
도 7c는 도 7a에서 C 영역의 일체형 복합 리브 세부의 단면도,
도 8은 본 발명에 따른 복합 팁 캡 조립체의 일체형 복합 리브 세부를 제조하는데 사용되는 복합부재 몰딩 조립체를 도시한 사시도,
도 9a 내지 도 9c는 일체형 복합 리브 세부의 하부 접촉플랜지의 다른 실시 예를 도시한 단면도.

발명의 상세한 설명

아래의 상세한 설명과 관련하여 사용된 도면중의 일부는 본 발명에 따른 복합 팁 캡 조립체를 구성하는 구성부재와 같은 구성부재 사이의 구조적 상호관련성에 대한 좀더 명확한 이해를 돕기 위하여 배향상태를 나타내는 선을 포함하고 있다. 당업자는 이와 같은 배향상태가 헬리콥터 주 회전 허브의 회전중심으로부터 언급됨을 이해할 수 있을 것이다.
이하, 설명되는 도면들에서 동일한 참조부호는 동일한 구성요소를 가리킨다. 도 2a 및 도 2b는 각각 본 발명에 따른 복합 팁 캡 조립체(10)를 도시한 사시도 및 평면도이다. 복합 팁 캡 조립체(10)는 앞에서 설명된 시코스키 에어크래프트 코포레이션에 의해 제조되는 UH-60 BLACK HAWK 헬리콥터 및 SH-60 SEAHAWK 헬리콥터에서 현재 이용되는 알루미늄으로 만들어진 팁 캡 조립체에 대하여 복합 팁 캡 조립체(10)로 교환 가능하도록 구조적 및 작동적으로 설계된 형상을 가지고 있다.
복합 팁 캡 조립체(10)는 복합 주 페어링(20), 복합 폐쇄 페어링(50), 일체형 복합 리브 세부(60), 마모 스트립(70) 등을 포함한다. 복합 팁 캡 조립체(10)는 헬리콥터 주회전 날개에 일반적으로 사용되는 유형의 공기역학적 형상을 갖는데, 이 같은 공기역학적 형상은 후미가 만곡되고, 테이퍼형이며 그리고/또는 하반각을 갖는 형상 등의 조합으로부터 선택된 어떠한 것도 포함한다. 복합 팁 캡 조립체(10)의 명확한 공기역학적 형상은 본 발명에서 청구되는 특징이 아니므로 특별히 상세하게 설명하지 않는다.
하기에 상세히 설명되는 복합 팁 캡 조립체(10)의 실시예에 포함되는 구성 요소[마모 스트립(80)은 제외함]는 복합 수지 침투 가공재 형태의 복합재료로 제조된다. 복합 수지 침투 가공재는 일정한 양의 에폭시, 페놀 또는 다른 유사한 유기성 수지 재료들이 침투된 흑연(graphite), 케블라(KEVLAR)와 같은 아라마이드(aramid), 붕소, 유리섬유 등과 같은 배향된 섬유성 재료의 매트릭스로 구성된 섬유성 직물 또는 꼬인섬유, 섬유줄 등으로 형성된다. 유기 수지 침투 복합재료는 여러 단계를 거쳐 '끈끈한' 복합재료, 즉 수지 침투 가공재를 형성한다. 끈끈한 상태의 복합재료 수지 침투 가공재는 본 발명에 따른 복합 팁 캡 조립체(10)의 구성 요소를 형성하기 위하여 다양한 레이-업(lay-up) 단계에서 취급 및 처리된다.
복합 팁 캡 조립체(10)의 기술된 실시예에서, 복합 수지 침투 가공재는 적절한 수지 매트릭스에 함침된 섬유상 흑연재로 형성된다. 흑연 복합재료는 전단응력에 강하고 중량에 비해 높은 강성을 갖기 때문에 본 발명에 체택되었다. 본 발명에서 예시적으로 이용되는 흑연계 복합재료는 독일 빌밍톤 소재의 허큘레스사(Hercules Inc.)에서 상업적으로 제조되는 IM7G/8522이다.
본 발명에 따른 복합 팁 캡 조립체(10)의 구성부재를 제조하기 위해 이용되면서 흑연계 복합 수지 침투 가공재는 각 구성부재에 대해 보다 상세하게 후술되는 바와 같이 단일방향의 플라이(테이프 형태) 및 평직(plain weave) 플라이이다. 단일방향의 플라이는 약 0.01524 센티미터의 공칭 플라이 두께를 갖고 직조 플라이는 약 0.019 센티미터(0.0075

인치)의 공칭 플라이 두께를 갖는다.
도 3, 도 3a 및 도 3e에 도시된 복합 주 페어링(20)은 상부 에어포일(22), 하부 에어포일(24), 전연(26), 후연(28), 내측 결합영역(30), 외측 결합영역(32) 등으로 규정된다. 상부 및 하부 에어포일(22, 24)의 외측 몰드 라인(OML) 표면은 복합 주 페어링(20)의 공기역학적 형상을 규정하고, 전연(26) 및 후연(28)은 조합하여 복합 주 페어링(20)의 익현 C_{L20} (도 3c, 도 3d에 도시됨)을 규정한다. 내측 결합영역(30)의 내측 몰드 라인(IML) 표면은 헬리콥터 주회전 날개(도시되지 않음)의 외측 단부의 외측 몰드 라인(OML) 표면에 결합하는 형상을 가지고 있다. 내측 결합 영역(30)은 헬리콥터 주회전 날개의 외측 끝에 복합 팁 캡 조립체(10)를 장착(나사연결 방식으로)하기 위하여 사용되는 복수개의 구멍(31)(도 3에서 가상으로 도시되어 있고, 도 2a 및 도 2b에 도시되어 있음)을 포함한다. 외측 결합영역(32)의 외측 몰드 라인(OML) 표면은 복합 폐쇄 페어링(50)에 결합하는 형상을 가지고 있다. 외측 결합 영역(32)은 아래에서 더욱 상세히 설명하는 것처럼 복합 주 페어링 내측에 일체형 복합 리브 세부(60)의 외측 단부를 배열시키기 위한 복수개의 배열구멍(33)(도 2b 및 도 3에 가상선으로 도시되어 있음)을 선택적으로 포함할 수 있다.
복합 주 페어링(20)은 복수개의 단일방향 플라이(34)와 상호 끼워지도록 조합되는(도 3a, 도 3b 및 도 3c에 도시되어 있음) 복수개의 직조 플라이(36)로부터 형성된다. 단일방향 플라이(34)는 단일 섬유 배향으로 규정된다. 복합 주 페어링(20)의 기술된 실시예에서, 단일방향 플라이(34)의 규정된 섬유 배향은 −20 ° 이다. 복수개의 직조 플라이(36)는 제 1/제 2 섬유 배향을 가진 제 1 직조 플라이(36A)와 제 1/제 2 섬유 배향을 가진 제 2 직조 플라이(36B)를 포함한다. 복합 주 페어링(20)의 기술된 실시예에서, 제 1 직조 플라이(36A)는 −20 °/+70 ° 의 섬유 배향을 갖고, 제 2 직조 플라이(36B)는 −65 °/+25 ° 의 섬유 배향을 갖는다. 도 3a, 도 3b 및 도 3e에서 알 수 있는 바와 같이, 전연(26)에 근접한 복합 주 페어링(20)의 내측으로 연장된 아암 영역에만 단일방향의 플라이(34)가 사용된다. 선단 에지(26)을 포함한 복합 주 페어링(20) 구조의 나머지 영역에는 제 1 직조 플라이(36A) 및 제 2 직조 플라이(36B)가 상호 끼워지도록 조합하여 형성된다.
흑연 복합재료로부터 복합 주 페어링(20)을 제조하는 것은 흑연계 복합재료의 탁월한 내구력과 진동하중을 전달하는 능력으로 인해 복합 주 페어링(20)의 피로균열의 발생률을 최소화시킨다. 게다가, 흑연계 복합재료로 제조된 복합 주 페어링(20) 균열발전에 대하여 현저한 저항력을 보여준다.
복합 주 페어링(20)의 상부 및 하부 에어포일(22, 24)을 형성하는 상호 끼워진 제 1 및 제 2 직조 플라이(36A, 36B)는 내측 몰드 라인(IML)의 경사진 쇼울더(40, 41)(도 3b 및 도 3e에 도시됨)를 제공하도록 구성된다. 내측 몰드 라인(IML)의 챔퍼형 쇼울더(40, 41)는 헬리콥터 주회전 날개의 외측 단부에 복합 팁 캡 조립체(10)의 복합 주 페어링(20)을 정밀하게 정합시키는 것을 보장하도록 작용한다. 게다가, 복합 주 페어링(20)의 상부 및 하부 에어포일(22, 24)을 형성하는 상호 끼워진 제 1 및 제 2 직조 플라이(36A, 36B)는, 복합 폐쇄 페어링(50)과 조합한 복합 주 페어링(20)의 정합을 용이하게 하도록 작용하는 외측 몰드 라인(OML) 챔퍼형 쇼울더(42, 43)(도 3a 참조)를 제공하도록 구성된다. 또한, 복합 주 페어링(20)의 상부 및 하부 에어포일(22, 24)을 형성하는 정합된 제 1 및 제 2 직조 플라이(36A, 36B)는 도 3a에 도시된 바와 같이 내측 몰드 라인(IML)의 챔퍼형 쇼울더(44, 45)를 제공하도록 구성된다. 내측 몰드 라인(IML)의 챔퍼형 쇼울더(44, 45)는 복합 주 페어링 내측에 통일된 리브 세부(60)의 적절한 위치선정을 용이하게 하도록 작용한다.
기재된 실시예의 복합 주 페어링(20)의 스테인리스강 메시 플라이(47A, 47B)를 추가적으로 포함하는데, 스테인리스강 메시 플라이(47A)는 −20 ° 의 스트랜드(strand) 배향을 갖고, 스테인리스강 메시 플라이(47B)는 90 ° 의 스트랜드 배향을 갖는다(도 3b, 도 3e 및 도 4에 도시됨). 기재된 실시예에서, 스테인레스강 메시 플라이(47A, 47B)는 (뉴욕주 뉴로셀 소재의 제너드 다니엘 & 컴퍼니의) AMS5690 Plain Dutch 50X250 스테인레스강 와이어 메시이다. 선택적으로, 복합 주 페어링(20)은 구리 메시 플라이(48)(도 3b 및 4 도에 도시됨)를 포함할 수 있다. 메릴랜드주 하브레 데 그레이스 소재의 사이텍 엔지니어링 머티리얼스사(Cytec Engineered Materials)의 FM99M-029CXMC과 같은 구리 메시가 구리 메시 플라이(48)로 사용될 수 있다.
복합 주 페어링(20)을 제조하기 위하여, 상부 및 하부 에어포일(22, 24)을 구성하는 단일방향 플라이(34)와 제 1 및 제 2 직조 플라이(36A, 36B)[또한, 만약 결합된다면 스테인레스강 플라이(47A, 47B) 및 구리 메시 플라이(48)]는 도 4에 예시적으로 도시된 것처럼 각각의 레이-업(22L, 24L)에서 상호 끼워지는 조합으로 조립된다. 상부 및 하부 에어포일 레이-업(22L, 24L)[도 5에서 상부 에어포일 레이-업(24L)은 덮어 가리워 짐]은 몰딩조립으로 조립되는데, 설명되는 실시예에서, 몰딩 조립체는 조절가능한 몰딩 반부(SM1) 및 고정된 몰딩 반부(SM2)로 구성되는 분할된 몰딩 조립체(SM)이다. 분할된 몰딩 조립체(SM)에서 조절가능한 몰딩 반부(SM1)는 상부 및 하부 에어포일 레이-업(22L, 24L)을 조립을 용이하게 하도록 고정된 몰딩 반부(SM2)를 따라서 이동될 수 있다. 상부 및 하부 에어포일 레이-업(22L, 24L)이 분할된 몰딩 조립체(SM)내에 조립되기 때문에, 복합 주 페어링(20)의 선단 에지(26)을 구성하는 제 1 직조 플라이(36A) 및 제 2 직조 플라이(36B)는 전연(26)에서 접합 이음부를 형성하도록 포개어진다. 선단 에지(16)을 형성하는 제 1 및 제 2 직조 플라이(36A, 36B)의 적절한 박층구조를 보장하기 위하여 접합 이음부에 강화제가 첨가된다.
상부 및 하부 에어포일 레이-업(22L, 24L)을 이용하는 복합 주 페어링(20)의 제조는 제조공정을 상당히 간소화시키고, 추가적으로 복합 팁 캡 조립체(10)의 구조적 완전성을 최적화시킨다. 구조적 완전성의 최적화는 복합 페어링(20)의 전연(26)에서 접합 이음부를 형성함으로서 이루어진다. 전형적으로, 복합 구조물에서 접합 이음부는 박리하기 쉬운 구조적 취약영역이다. 그러나, 이러한 환경에서도 전연(26)의 외측 몰드 라인(OML) 표면에 연속적으로 접착된 마모 스트립(70), 즉 접합 이음부를 덮는 마모 스트립(70)은 복합 팁 캡 조립체(10)의 전연(26)에서 구조적 보강, 즉 구조적 강화를 제공하기 때문에 전연(26)의 구조적 완전성이 유지된다.
이하에 설명한 바와 같이, 상부 및 하부 에어포일 레이-업(22L, 24L) 조립체를 갖는 분할 몰딩 조립체(SM)는 당업자에게 공지되어 있는 통상적인 기술 및 처리를 이용하여 미리 경화된 복합 주 페어링(20)을 형성하도록 오토클레이브(

autoclave)에서 진공팽창 및 경화된다. 온도, 압력, 시간 등과 같은 경화 사이클 파라미터는 많은 부분에서 복합재료의 구성성분에 의존하며 이는 당업자에게 공지되어 있다.

도 6a 내지 도 6d에 도시되어 있는 복합 폐쇄 페어링(50)은 전술한 알루미늄 팁 캡 조립체에서의 폐쇄 페어링과 설계 형상이 비슷하다. 복합 폐쇄 페어링(50)은 상부 에어포일(51), 하부 에어포일(52), 전연(53), 후연(54) 및 내측 결합영역(55) 등으로 이루어진다. 상부 및 하부 에어포일(51, 52)의 외측 몰드 라인(OML) 표면은 복합 폐쇄 페어링(50)의 공기역학적 형상을 규정하고, 전연(53) 및 후연(54)은 조합하여 복합 폐쇄 페어링(50)의 익현(C_{L50})을 규정한다(도 6c 및 도 6d 참조). 내측 결합영역(55)의 내측 몰드 라인(IML) 표면은 복합 주 페어링(20)의 외측 결합영역(32)에 대해 상보적인 형상을 갖는다.

복합 폐쇄 페어링(50)은 상호 끼워지도록 조합된 제 1 복수개의 직조 플라이(56) 및 제 2 복수개의 직조 플라이(57)로부터 일체형 구조를 형성한다(도 6d에 도시됨). 제 1 복수개의 직조 플라이(56)는 단일 섬유 배향으로 규정되는 제 1 직조 플라이(56A) 및 단일 섬유 배향으로 규정되는 제 2 직조 플라이(56B)를 포함한다. 복합 폐쇄 페어링(50)의 설명되는 실시예에서 제 1 직조 플라이(56A)의 섬유 배향은 +45° 이고, 제 2 직조 플라이(56B)의 섬유 배향은 −45° 이다. 제 2 복수개의 직조 플라이(57)는 제 1/제 2 섬유 배향을 갖는다. 복합 폐쇄 페어링(50)의 설명되는 실시예에서 직조 플라이(57)는 0°/90° 의 섬유 배향을 갖는다.

복합 폐쇄 페어링(50)은 전술한 바와 같이 흑연계 복합재료로 제조된다. 앞에서 설명되어진 것처럼 흑연계 복합재료의 장점에 추가적으로, 복합 폐쇄 페어링(50)의 제조공정은 흑연계 복합 재료의 향상된 유연성 및 저비용면에서 [앞에서 설명된 알루미늄 팁 캡 조립체의 복합 폐쇄 페어링에 사용되는 케블라(KEVLAR)계 복합재료의 이용에 비하여] 향상된다.

설명되는 실시예에서 복합 폐쇄 페어링(50)은 추가적으로 −20° 의 스트랜드 배향을 갖는 스테인레스강 메시 플라이(58)를 포함한다(도 6b 및 도 6d에 도시됨). 설명되는 실시예에서, 스테인레스강 메시 플라이(58)의 조성 및 형상은 앞에서 기술된 복합 주 페어링(20)의 스테인레스강 메시 플라이(47A, 47B)와 유사하다. 선택적으로는, 복합 폐쇄 페어링(50)은 복합 주 페어링(20)에 대해 상술한 유형의 구리 메시 플라이(도 6a 및 도 6b에 도시됨)를 포함할 수 있다.

복합 폐쇄 페어링(50)을 제조하기 위해서, 복합 폐쇄 페어링(50)을 구성하는 제 1 및 제 2 직조 플라이(56A, 56B)와 직조 플라이(57)[뿐만아니라, 만약 결합된다면 스테인레스강 메시 플라이(58), 구리 메시 플라이(59)] 등은 종래의 몰딩 조립체(도시되지 않음), 특히 암몰딩 조립체에 상호 끼워지는 조합으로 레이-업된다. 레이-업 몰딩 조립체는 이미 경화된 복합 폐쇄 페어링(50)을 형성하도록 진공팽창되고 연속적으로 오토클레이브내에서 경화처리된다. 복합 재료의 구성성분에 상당 부분 의존하는 온도, 압력, 시간 등과 같은 경화 사이클 파라미터들을 포함한 앞에서 설명된 제조기술은 당업자에게 공지되어 있다.

예시적으로 도 7 및 도 7a 내지 도 7c에 도시된 일체형 복합 리브 세부(60)는 일체형 복합 리브 세부(60)가 복합 주 페어링(20)의 내측 몰드 라인(IML) 표면에 대해 상보적인 설계 치수를 갖는다. 일체형 복합 리브 세부(60)는 내측 접촉 영역(62), 외측 접촉 영역(64) 및 중앙 주름형상영역(66) 등에 의해 규정된다. 내측 접촉 영역(62)은 도 7a에 도시된 바와 같이 복합 주 페어링(20)에서 상부 및 하부 에어포일(22, 24)의 내측 몰드 라인(IML) 표면을 접촉 지지하면서, 자체의 외측 몰드 라인(OML) 표면을 갖는 상부 및 하부 플렌지(62U, 62L)로 구성된다. 외측 접촉 영역(64)은 복합 주 페어링(20)의 하부 에어포일(24)에서 내측 몰드 라인(IML) 표면을 접촉 지지하면서, 자체의 외측 몰드 라인(OML) 표면을 갖는 하나의 플랜지로 구성되어 있다. 일체형 복합 리브 세부(60)는 복합 주 페어링(20)의 내측에 위치하고 상부 및 하부 에어포일(22, 24) 사이에서 구조적 연결 지지대를 제공하도록 작용한다.

중앙 주름형상 영역(66)은 횡방향 웨브(66T)와, 횡방향 웨브(66T) 사이에 연속성을 제공하는 상부 및 하부 측방향 웨브(66UL, 66LL)로 구성된다(도 7 및 도 7a에 도시됨). 하부 측방향 웨브(66LL)은 복합재료 통일된 웨브 세부(60)의 중앙 주름형상영역(66)에 대하여 추가적인 구조적 강화를 제공하기 위하여 이격되어 있는 리브 강화체(66RS)(도 7 및 도 7a에 도시됨)를 포함하도록 제조된다. 중앙 주름형상 영역(66)의 횡방향 웨브(66T)는 상부 및 하부 측방향 웨브(66UL, 66LL)의 외측 몰드 라인(OML) 표면이 복합 주 페어링(20)에서 상부 및 하부 에어포일(22, 24)의 내측 몰드 라인 표면을 각각 접촉 결합하도록 치수가 결정된다.

일체형 복합 리브 세부(60)는 복수개의 직조 플라이(68)로 형성된다. 복수개의 직조 플라이(68)는 제 1/제 2 섬유 배향을 갖는 제 1 직조 플라이(68A) 및 제 1/제 2 섬유 배향을 갖는 제 2 직조 플라이(68B)를 포함한다. 일체형 복합 리브 세부(60)의 실시예에서, 제 1 직조 플라이(68A)는 ±45° 의 섬유 배향을 갖고, 제 2 직조 플라이(68B)는 0°/90° 의 섬유 배향을 갖는다.

일체형 복합 리브 세부(60)를 제조하기 위해서 일체형 복합 리브 세부(60)를 구성하는 제 1 및 제 2 직조 플라이(68A, 68B)는 예시적으로 도 8에 도시된 복합재료구성 몰딩 조립체(MA)와 같은 종래의 몰딩 조립체에서 상호 끼워지는 조합으로 레이-업된다. 도 8에 도시된 몰딩조립체(MP)는 각각의 제 1 및 제 2 직조 플라이(68A, 68B)가 몰딩 조립체(MA)에서 적절하게 배치되는 것을 보장하도록 레이저-플라이 위치자(LPL)를 이용한다. 본 발명에 따른 일체형 복합 리브 세부(60)에서 복수개의 일체형 복합 리브 세부(60)가 자발적으로 제조되도록 복합재료구성 몰딩 조립체(MA)를 사용함으로서 형상의 상대적인 단순성이 얻어지고, 따라서 리브 세부(60)의 단위당 비용이 감소한다. 이어서 레이-업 몰딩 조립체(MA)는 이미 경화된 일체형 복합 리브 세부(60)를 형성하도록 진공팽창되고 오토클레이브에서 경화처리된다. 복합 재료의 구성 성분에 상단 부분 의존하는 온도, 압력, 시간 등과 같은 경화 사이클 파라미터들을 포함한 앞에서 설명된 제조기술은 당업자에게 공지되어 있다.

앞에서 설명된 바와 같이, 일체형 복합 리브 세부(60)의 내측의 접촉 영역(62)을 규정하는 상부 및 하부 플랜지(62U, 62L)는 최내측 횡방향 웨브(66Ti)의 일체형 연장부분으로서 제조된다. 변형예로서 하부 플랜지는 별개의 부품으로서 제조되어 최내측 웨브에 결합될 수도 있다. 도 9a 내지 도 9c는 횡방향 다리(63T) 및 측방향 다리(63L)로 구성되면서 각각의 부품으로 제조되는 하부 플랜지(62L')를 설명한다. 하부 플랜지(62L')는 일체형 복합 리브 세부(60)의 결합부

품인 경화된 하부 플랜지(62L')를 형성하도록 앞에서 설명되는 바와 같은 제 1 및 제 2 직조 플라이(68A, 68B)로 구성되는데, 제 1 및 제 2 직조 플라이(68A, 68B)는 최내측 횡방향 웨브와 접촉지지하면서 조합되도록 통상의 몰딩내에 레이-업되고 진공팽창되며, 종래의 복합재료 제조기술 및 압력, 온도 시간 등과 같은 경화 사이클 파라미터를 이용하여 오토클레이브에서 경화된다.

본 발명에 따른 일체형 복합 리브 세부(60)의 설계 형상은 정적으로 및 동적으로 복합 팁 캡 조립체(10)와 균형을 맞추기 위하여 복합 팁 캡 조립체(10)에 밸런스 웨이트(balance weight) 결합을 이용한다. 도 7 및 도 7a를 참조하면, 하나 또는 그 이상의 너트 플레이트(nutplate)(90), 즉 캡쳐드 너트(captured nut)를 가진 플레이트가 최내측 횡방향 웨브(66Ti)에 결합된다. 균형추(92)는 대응하는 너트플레이트(90)에 조여지는 결합나사(94)를 이용하여 최내측 횡방향 웨브(66Ti)에 장착된다.

도 2a, 도 2b에 예시적으로 도시된 마모 스트립(70)은 앞에서 설명된 UH-60 BLACK HAWK 헬리콥터 및 SH-60 SEAHAWK 헬리콥터의 알루미늄 팁 캡 조립체에 현재 사용되는 마모 스트립과 형상 및 재료가 유사하다. 마모 스트립(70)의 내측 몰드 라인(IML) 표면은 복합 주 페어링(20) 및 폐쇄 페어링(50)에서 각각의 전연(26, 56)의 외향 몰드 라인(OML) 표면에 보완 결합된다. 바람직하게는, 마모 스트립(70)은 통상적인 임의의 제조 기술을 이용하여 헬리콥터용으로 탁월한 내마모성 특성을 갖는 니켈로 제조된다.

복합 팁 캡 조립체(10)을 조립하기 위해서, 첫째로 경화된 일체형 복합 리브 세부(60)는 당업자에게 공지된 방식의 적절한 고온 접착제를 이용한 결합에 의해 경화된 복합 주 페어링에 결합된다(이같은 고온 접착제는 전형적으로 약 250°F에서 경화된다). 복합 주 페어링(20)에 경화된 일체형 복합 리브 세부(60) 결합시에 적절한 위치선정은 경화된 복합 주 페어링(20)의 하부 에어포일(24)에 있는 외측 접촉 영역(32)의 내측 몰드 라인(IML) 표면에 외측 접촉플랜지(64)의 외측 몰드 라인(OML) 표면을 접촉 결합시킴으로써 이루어진다. 선택적으로, 도 7에 도시된 것처럼 정렬 구멍(62LA, 64A)은 일체형 복합 리브 세부(60)의 대응하는 접촉 플랜지(62L, 64)중 하나 또는 둘 모두에 형성될 수 있다. 대응하는 정렬 구멍은 복합 주 페어링(20)의 하부 에어포일(22)에 형성되고[대응하는 정렬 구멍(33)은 단지 도 3에만 도시되어 있음], 정렬 핀은 정렬 구멍을 통과하여 복합 주 페어링(20) 내측에 일체형 복합 리브 세부(60)를 적절하게 위치시키도록 삽입된다. 바로 앞에서 설명된 정렬핀의 사용은 제조공정을 더욱 복잡하게 하지만, 복합 주 페어링(20)에 일체형 복합 리브 세부(60)를 적절하게 위치시키기 위한 이같은 정렬핀의 선택적 사용은 앞에서 설명된 알루미늄 팁 캡 조립체의 제조보다는 훨씬 비노동집약적이다. 종래기술의 알루미늄 팁 캡 조립체의 각각의 'C'자형 리브 부재는 정렬핀을 사용하여 위치선정되어야 한다. 대조적으로, 본 발명에서 배열핀은 단지 일체형 복합 리브 세부(60)의 대응하는 접촉플랜지(62L, 64)중 하나 또는 양자에 대해서만 요구된다. 일체형 복합 리브 세부(60)가 복합 주 페어링(20)에 결합되어진 후에 배열핀은 제거된다.

다음으로, 복합 폐쇄 페어링(50)은 당업자에게 공지된 유형의 적절한 고온접착제를 이용하여 복합 주 페어링의 외측 결합 영역(32)에 정합된다. 최종적으로, 마모 스트립(70)은 당업자에게 공지되어 있는 유형의 적절한 고온 접착제를 이용하여 복합 주 페어링 및 복합 폐쇄 페어링(20, 60)의 전연(26, 63)에 각각 결합되어 접합된다.

본 발명에 따른 복합 팁 캡 조립체(10)는 단지 4개의 주 구성 부재로 구성됨으로서(대조적으로 앞에서 설명된 UH-60 BLACK HAWK 헬리콥터 및 SH-60 SEAHAWK 헬리콥터의 알루미늄 팁 캡 조립체는 16개의 주구성 부재를 가짐), 복합 팁 캡 조립체(10)의 제조 및 조립을 간편하게 한다. 복합 팁 캡 조립체(10)의 제조 및 조립에서의 간편화는 앞에서 기술된 종래기술의 팁 캡 조립체와 비교했을 때 복합 팁 캡 조립체(10)의 하나당 제조비용을 현저하게 감축시킨다(개당 50%에 가까운 제조비용이 감소됨).

(57) 청구의 범위

청구항 1.

복합 주 페어링과, 일체형 리브 세부와, 상기 복합 주 페어링에 결합되어 통합되는 복합 폐쇄 페어링과, 상기 복합 주 페어링 및 복합 폐쇄 페어링에 결합되어 통합되는 마모 스트립을 구비하는 헬리콥터 주회전 날개용 복합 팁 캡 조립체에 있어서,

상기 복합 페어링은 하나의 섬유 배향을 갖는 다수개의 단일방향 플라이 및 제 1/제 2 섬유 배향을 갖는 제 1 직조 플라이와 제 1/제 2 섬유 배향을 갖는 제 2 직조 플라이를 구비하는 다수개의 직조 플라이를 포함하고, 상기 복수개의 단일방향 플라이, 상기 제 1 직조 플라이 및 제 2 직조 플라이는 상호 끼워지도록 조합되어 상기 복합 주 페어링을 형성하고,

상기 일체형 복합 리브 세부는 상기 복합 주 페어링의 내측에 결합되는 것을 특징으로 하는

헬리콥터 주회전 날개용 복합 팁 캡 조립체.

청구항 2.

삭제

청구항 3.

제 1 항에 있어서,

상기 단일방향 플라이(34)의 섬유 배향은 −20° 이고,

상기 제 1 직조 플라이(36A)의 제 1/제 2 섬유 배향은 −20°/+70° 이고,

상기 제 2 직조 플라이(36B)의 제 1/제 2 섬유 배향은 −65°/+25° 인

헬리콥터 주회전 날개용 복합 팁 캡 조립체.

청구항 4.

제 1 항에 있어서,
상기 복수개의 단일방향 플라이(34) 및 복수개의 직조 플라이(36)는 흑연계 복합 수지 침투 가공재(graphite-based composite prepregs)인
헬리콥터 주회전 날개용 복합 팁 캡 조립체.

청구항 5.

제 1 항에 있어서,
상기 일체형 복합 리브 세부(60)는
내측 접촉 영역(62)과,
외측 접촉 영역(64)과
상기 내측 및 외측 접촉 영역 사이에 인접한 주름형상 영역(66)을 포함하는
헬리콥터 주회전 날개용 복합 팁 캡 조립체.

청구항 6.

제 5 항에 있어서,
상기 중간 주름형상 영역(66)은 복수개의 횡방향 웨브(66T)와 상기 횡방향 웨브와 접하고 있는 복수개의 상부 및 하부 측방향 웨브(66UL, 66LL)를 구비하며, 상기 내측 결합영역(62)은 최내측 횡방향 웨브와 접하고 있으면서 내측으로 연장되는 상부 및 하부 플랜지(62U, 62L)를 포함하고, 상기 외측 결합영역(64)은 최외측 횡방향 웨브와 접하면서 외측으로 연장되는 하부 플랜지를 구비하는
헬리콥터 주회전 날개용 복합 팁 캡 조립체.

청구항 7.

제 1 항에 있어서,
상기 일체형 복합 리브 세부(60)는 제 1/제 2 섬유 배향을 갖는 제 1 직조 플라이(68A) 및 제 1/제 2 섬유 배향을 갖는 제 2 직조 플라이(68B)를 구비하는 복수개의 직조 플라이를 포함하고, 상기 제 1 직조 플라이 및 제 2 직조 플라이는 상호 끼워지도록 조합되어 일체형 복합 리브 세부를 형성하는
헬리콥터 주회전 날개용 복합 팁 캡 조립체.

청구항 8.

제 7 항에 있어서,
상기 제 1 직조 플라이(68A)의 제 1/제 2 섬유 배향은 ±45 ° 이고, 상기 제 2 직조 플라이(68B)의 제 1/제 2 섬유 배향은 0 ° /90 ° 인
헬리콥터 주회전 날개용 복합 팁 캡 조립체.

청구항 9.

제 7 항에 있어서,
상기 복수개의 직조 플라이(68)는 흑연계 복합 수지 침투 가공재인
헬리콥터 주회전 날개용 복합 팁 캡 조립체.

청구항 10.

제 1 항에 있어서,
상기 복합 폐쇄 페어링(50)은
단일섬유 배향에 의해 규정되는 제 1 직조 플라이(56A) 및 단일섬유 배향에 의해 규정되는 제 2 직조 플라이(56B)를 구비하는 복수개의 제 1 직조 플라이(56)와,
제 1/제 2 섬유 배향을 갖는 복수개의 제 2 직조 플라이(57)를 포함하며,
상기 제 1 및 제 2 복수개의 직조 플라이는 상호 끼워지도록 조합상호 끼워지도록 조합 폐쇄 페어링을 형성하는
헬리콥터 주회전 날개용 복합 팁 캡 조립체.

청구항 11.

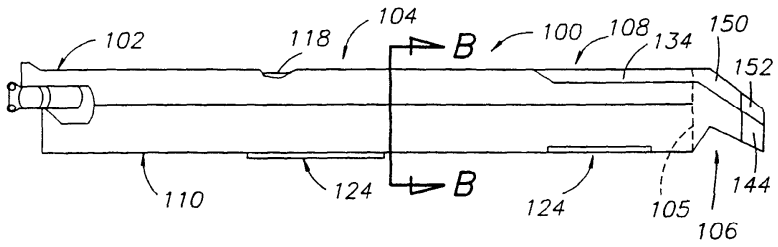
제 10 항에 있어서,
상기 제 1 직조 플라이(56A)의 규정 섬유 배향은 ＋45 ° 이고, 상기 제 2 직조 플라이(56B)의 규정 섬유 배향은 －45 ° 이며, 상기 복수개의 제 2 직조 플라이(57)의 제 1/제 2 섬유 배향은 0 ° /90 ° 인
헬리콥터 주회전 날개용 복합 팁 캡 조립체.

청구항 12.

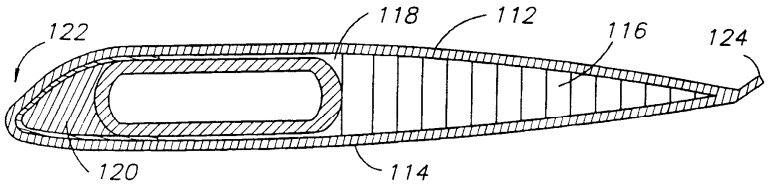
제 10 항에 있어서,
상기 제 1 및 제 2 복수개의 직조 플라이(56, 57)는 흑연계 복합 수지 가공 침투재인
헬리콥터 주회전 날개용 복합 팁 캡 조립체.

도면

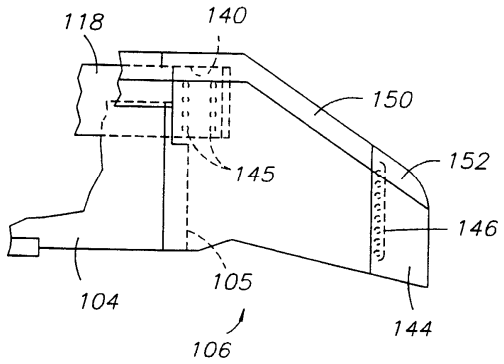
도면1a



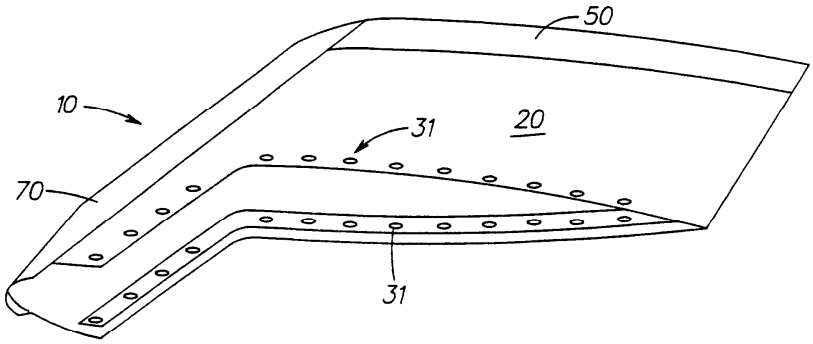
도면1b



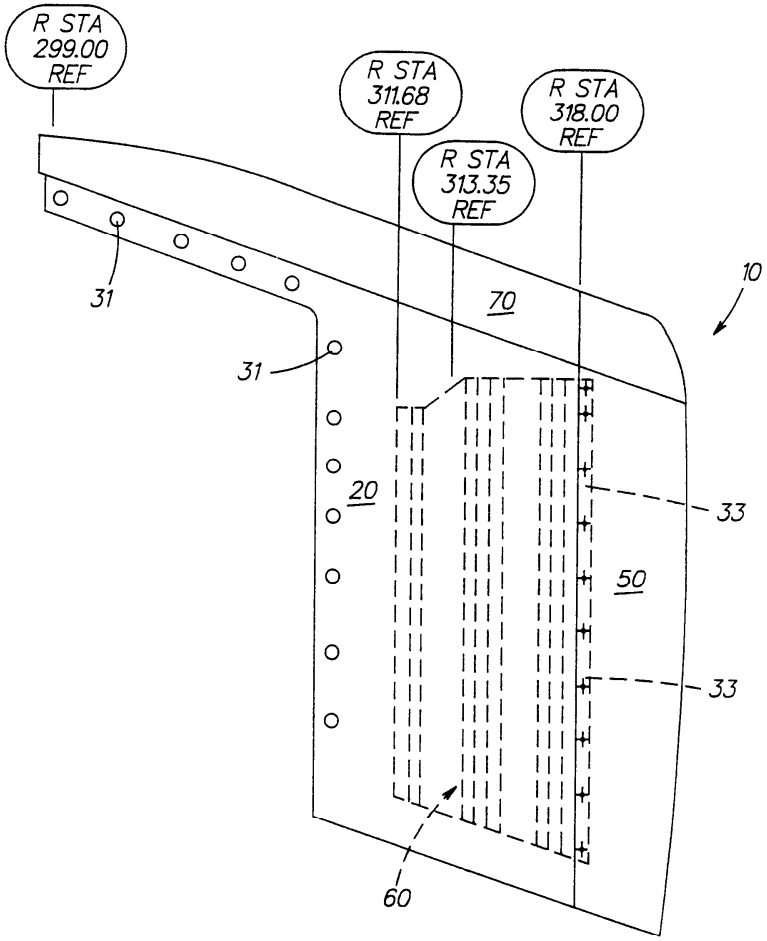
도면1c



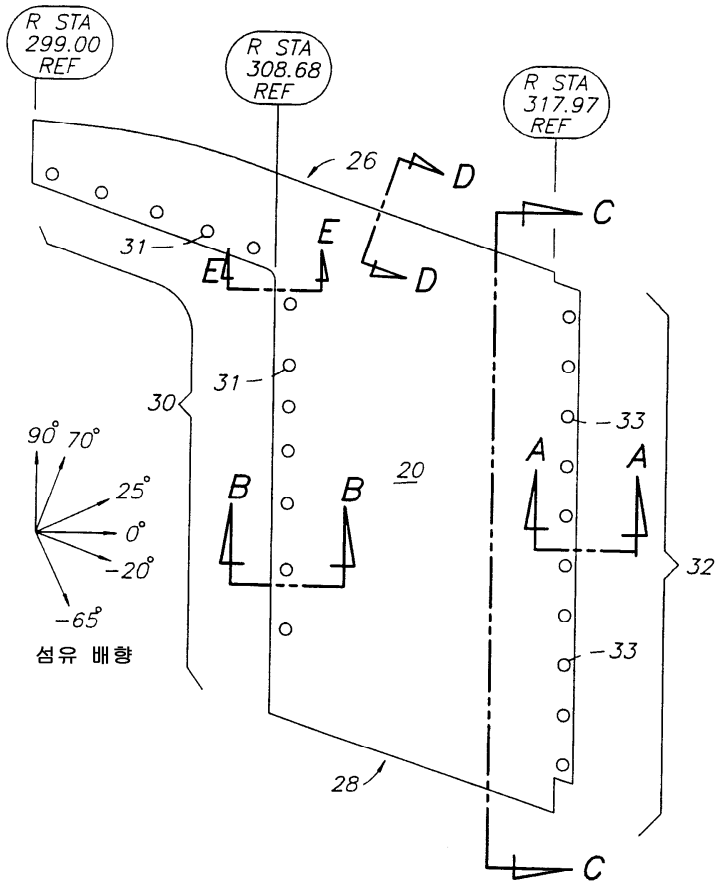
도면2a



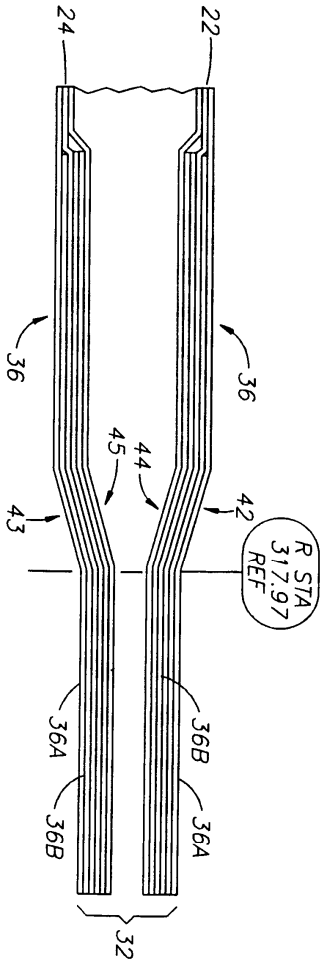
도면2b


R STA 299.00 REF
R STA 311.68 REF
R STA 313.35 REF
R STA 318.00 REF
10
70
31
31
20
33
50
33
60

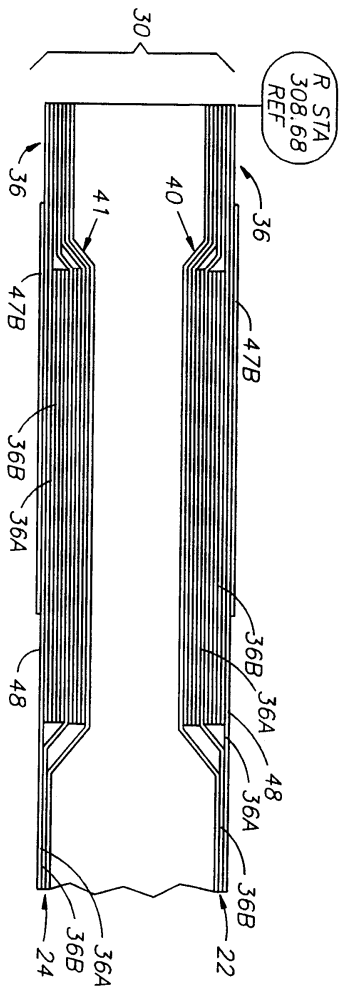
도면3


R STA 299.00 REF
R STA 308.68 REF
R STA 317.97 REF
26
D
C
E
E
D
31
31
30
33
A
A
B
B
20
32
33
90° 70°
25°
0°
-20°
-65°
섬유 배향
28
C

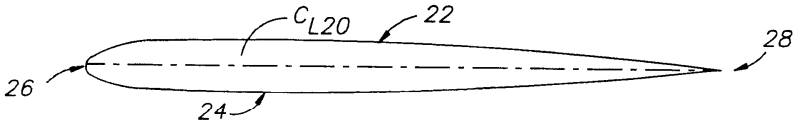
도면3a



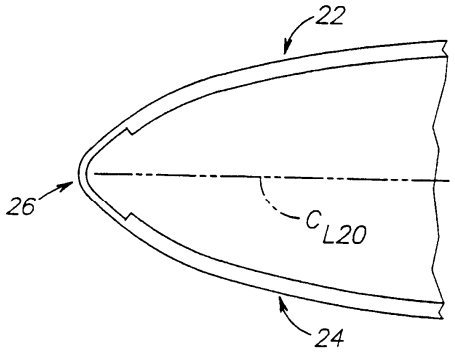
도면3b



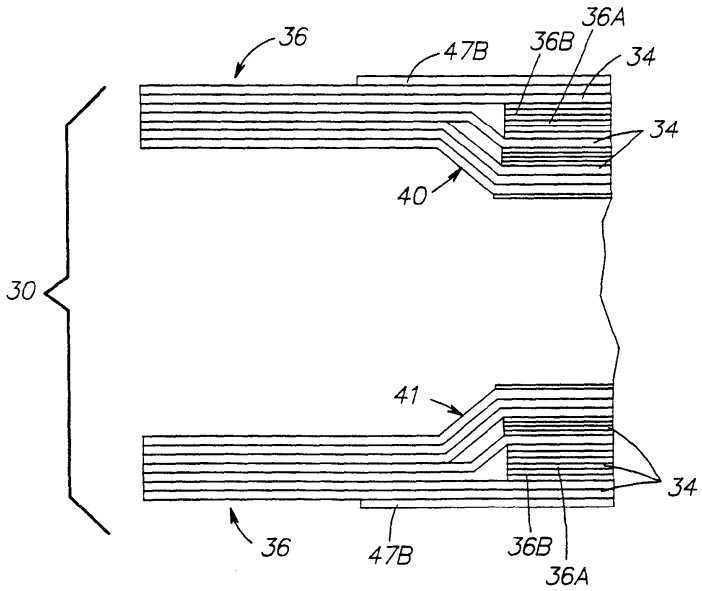
도면3c



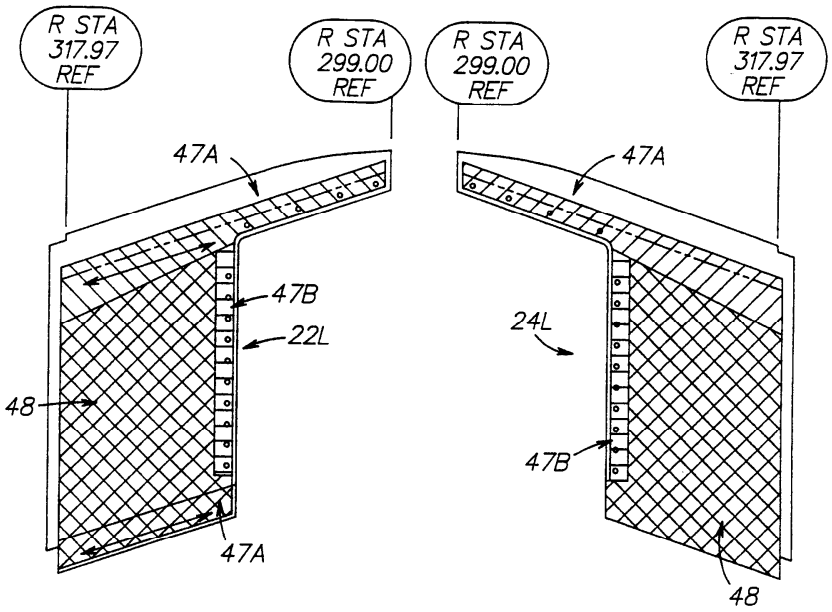
도면3d



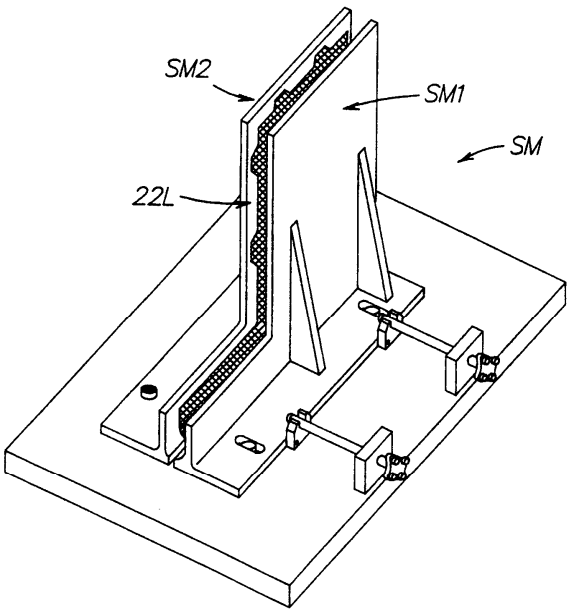
도면3e


36
47B
36B
36A
34
34
40
30
41
34
36
47B
36B
36A

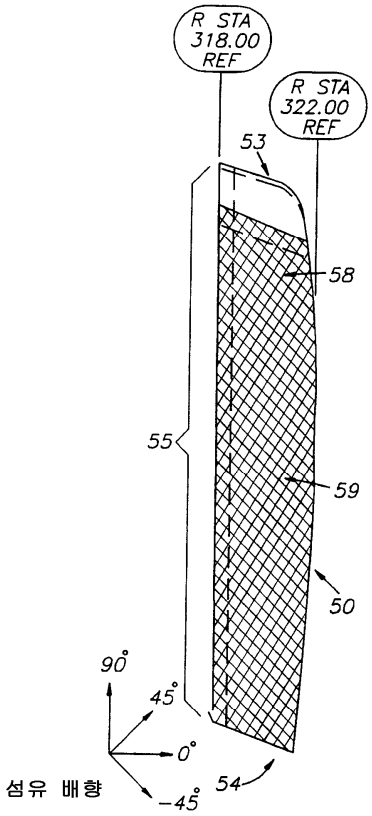
도면4


R STA 317.97 REF
R STA 299.00 REF
R STA 299.00 REF
R STA 317.97 REF
47A
47A
47B
22L
24L
48
47B
47A
48

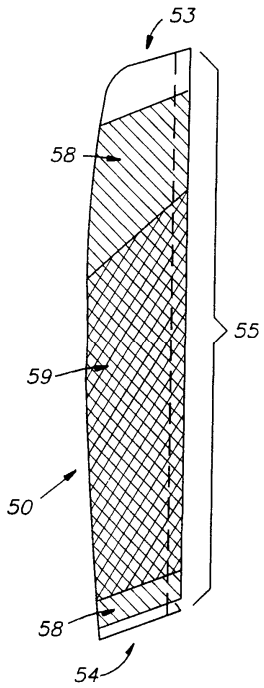
도면5


SM2
SM1
SM
22L

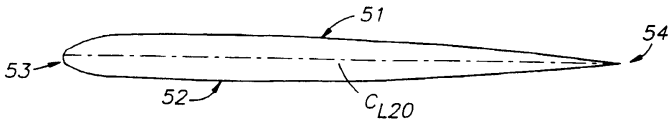
도면6a


R STA 318.00 REF
R STA 322.00 REF
53
58
55
59
50
90°
45°
0°
-45°
54
섬유 배향

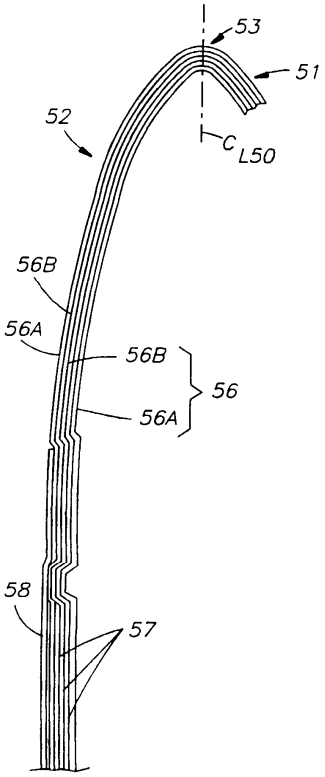
도면6b



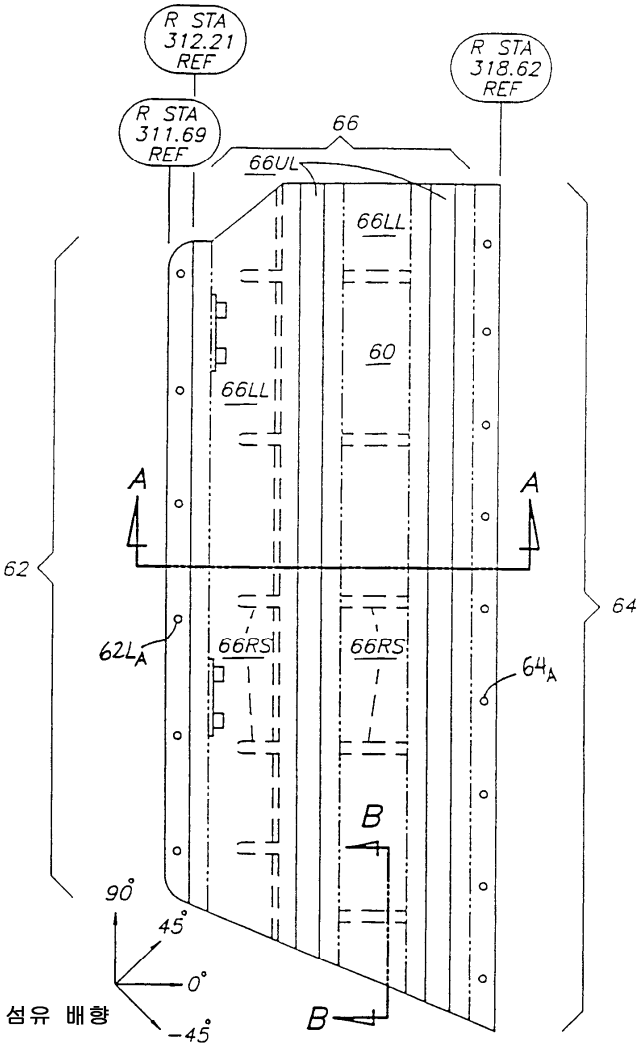
도면6c



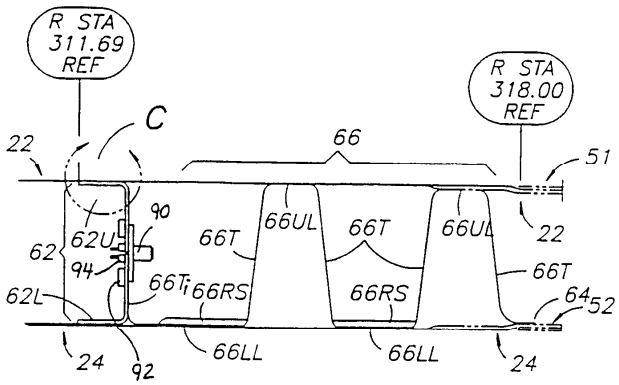
도면6d



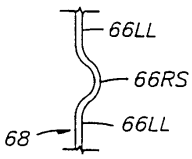
도면7



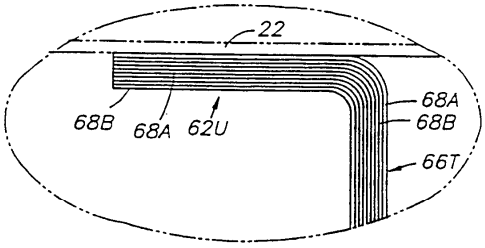
도면7a



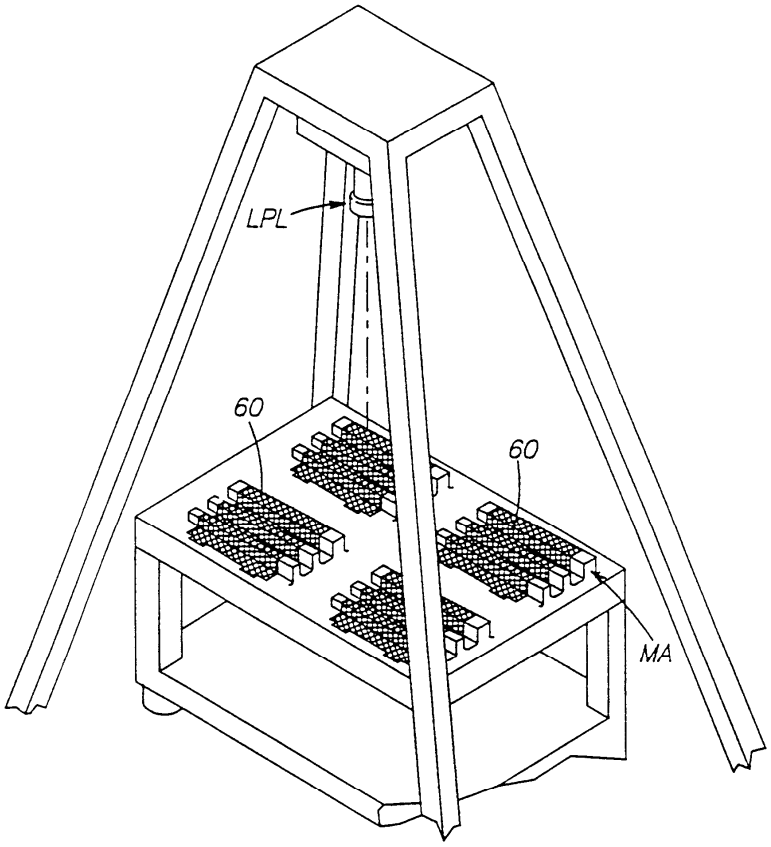
도면7b



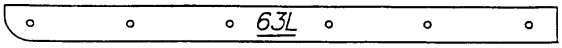
도면7c



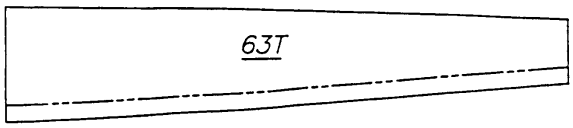
도면8



도면9a



도면9b



도면9c

