



(19) 대한민국특허청(KR)
 (12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2018년07월04일
 (11) 등록번호 10-1862964
 (24) 등록일자 2018년05월24일

- (51) 국제특허분류(Int. Cl.)
F01D 5/28 (2006.01) *B23K 26/14* (2014.01)
B23K 26/144 (2014.01) *B23K 26/34* (2014.01)
F01D 5/00 (2006.01) *B23K 101/00* (2006.01)
B23K 103/18 (2006.01)
- (52) CPC특허분류
F01D 5/286 (2013.01)
B23K 26/144 (2015.10)
- (21) 출원번호 10-2016-7023983
- (22) 출원일자(국제) 2015년04월01일
 심사청구일자 2016년08월31일
- (85) 번역문제출일자 2016년08월31일
- (65) 공개번호 10-2016-0114181
- (43) 공개일자 2016년10월04일
- (86) 국제출원번호 PCT/JP2015/060316
- (87) 국제공개번호 WO 2015/156182
 국제공개일자 2015년10월15일
- (30) 우선권주장
 JP-P-2014-078907 2014년04월07일 일본(JP)

(56) 선행기술조사문헌

JP2014028397 A*

*는 심사관에 의하여 인용된 문헌

전체 청구항 수 : 총 11 항

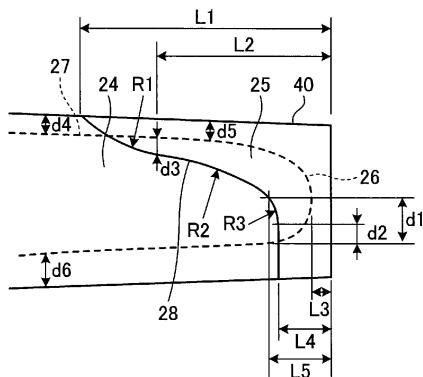
심사관 : 김희영

(54) 발명의 명칭 동익, 예로전 실드의 형성 방법 및 동익 제조 방법

(57) 요약

예로전에 대한 내성이 높은 동익, 예로전 실드의 형성 방법 및 동익 제조 방법을 제공한다. 동익(15)은 회전 방향의 상류측 단부로 되는 선단(26)과, 선단(26)과 접해 있어, 작동 유체의 흐름 방향의 상류측 면인 날개면(27)을 갖는 날개 본체(24)와, 날개 본체의 선단(26) 및 날개면(27)의 적어도 일부에 레이저 용접을 사용한 덧살로

(뒷면에 계속)

대 표 도 - 도4

형성된 에로전 실드(25)를 구비하고, 날개 본체(24)는, 연장 방향에 직교하는 단면에 있어서, 에로전 실드와의 경계(28)가, 날개면(27)측 단부로부터 선단(26)을 향함에 따라서, 날개면(27)의 반대측 면에 가까워지는 형상이고, 날개면(27)측 단부를 포함하는 제1 원호(R1)와, 제1 원호(R1)보다 선단측에 배치된 제2 원호(R2)를 포함하고, 제1 원호(R1)는 날개 본체(24)의 내측으로 볼록하고, 제2 원호(R2)는 날개 본체(24)의 외측으로 볼록하다.

(52) CPC특허분류

B23K 26/147 (2013.01)

B23K 26/34 (2013.01)

F01D 5/005 (2013.01)

B23K 2201/001 (2013.01)

B23K 2203/26 (2015.10)

명세서

청구범위

청구항 1

터빈에 설치되는 동익이며,

회전 방향의 상류측 단부로 되는 선단과, 상기 선단과 접해 있고, 작동 유체의 흐름 방향의 상류측 면인 날개면을 갖는 날개 본체와,

상기 날개 본체의 상기 선단 및 상기 날개면의 적어도 일부에 레이저 용접을 사용하여 상기 날개면 측부터 상기 날개면과는 반대측을 향하는 일방향으로 순차적으로 덧땜 가공된 1층의 덧살로 형성된 에로전 실드를 구비하고,

상기 날개 본체는, 연장 방향에 직교하는 단면에 있어서, 상기 에로전 실드와의 경계가, 상기 날개면측 단부로부터 상기 선단을 향함에 따라, 상기 날개면의 반대측 면에 가까워지는 형상이며, 상기 날개면측 단부를 포함하는 제1 원호와, 상기 제1 원호보다 상기 선단측에 배치된 제2 원호와, 상기 제2 원호보다 상기 선단측에 배치된 제3 원호를 포함하고,

상기 제1 원호는, 상기 날개 본체의 내측으로 볼록하고,

상기 제2 원호는, 상기 날개 본체의 외측으로 볼록하고,

상기 제3 원호는, 상기 날개 본체의 외측으로 볼록하고,

상기 날개 본체와 상기 에로전 실드에 마무리 가공이 실시되는 것을 특징으로 하는 동익.

청구항 2

제1항에 있어서,

상기 경계는, 상기 제1 원호와 상기 제2 원호가 매끄럽게 접속되어 있는 것을 특징으로 하는 동익.

청구항 3

제1항 또는 제2항에 있어서,

상기 경계는, 상기 제2 원호가 상기 제1 원호보다 곡률 반경이 큰 것을 특징으로 하는 동익.

청구항 4

삭제

청구항 5

제1항 또는 제2항에 있어서,

상기 에로전 실드는, 상기 선단의 두께가, 상기 제1 원호와 상기 제2 원호와의 사이의 두께보다 두꺼운 것을 특징으로 하는 동익.

청구항 6

날개 본체의 선단 및 날개면의 적어도 일부에 에로전 실드를 형성하는 에로전 실드의 형성 방법이며,

동익이 되는 기체의 선단 및 단부면의 적어도 일부를 제거하고, 경계를 형성하는 공정과,

상기 경계에 레이저 용접으로 1층의 덧살부를 최초에 상기 기체의 날개면이 되는 측의 면에 형성하고, 그 후, 상기 날개면이 되는 측의 면으로부터 상기 기체의 선단을 향하는 일방향으로 순차형성하여, 상기 덧살부를, 상기 날개면이 되는 측의 최초에 덧살부를 형성한 곳으로부터, 상기 기체의 선단까지에 있어서 형성하는 공정과,

상기 기체의 잉여 부분 및 상기 덧살부의 일부를 제거하는 마무리 가공을 행하는 공정을 갖고,

상기 경계는, 상기 날개면측 단부로부터 상기 선단을 향함에 따라, 상기 날개면의 반대측 면에 가까워지는 형상이며, 상기 날개면측 단부를 포함하는 제1 원호와, 상기 제1 원호보다 상기 선단측에 배치된 제2 원호와, 상기 제2 원호보다 상기 선단측에 배치된 제3 원호를 포함하고,

상기 제1 원호는, 상기 날개 본체의 내측으로 볼록하고,

상기 제2 원호는, 상기 날개 본체의 외측으로 볼록하고,

상기 제3 원호는, 상기 날개 본체의 외측으로 볼록하고,

상기 마무리 가공을 행하는 공정에서 제거하는 상기 기체의 상기 날개면의 반대측의 잉여 부분의 두께는, 상기 마무리 가공을 행하는 공정에서 제거하는 상기 기체의 상기 날개면측의 잉여 부분의 두께 이상이 되는 것을 특징으로 하는 에로전 실드의 형성 방법.

청구항 7

제6항에 있어서,

상기 기체는, 상기 날개면의 잉여부의 두께가 0.5mm 이상인 것을 특징으로 하는 에로전 실드의 형성 방법.

청구항 8

제6항 또는 제7항에 있어서,

상기 기체는, 상기 날개면과 반대측 면의 잉여부의 두께가 상기 날개면측의 잉여부의 두께 이상이 되는 것을 특징으로 하는 에로전 실드의 형성 방법.

청구항 9

제6항 또는 제7항에 있어서,

상기 경계는, 상기 제1 원호와 상기 제2 원호가 매끄럽게 접속되어 있는 것을 특징으로 하는 에로전 실드의 형성 방법.

청구항 10

제6항 또는 제7항에 있어서,

상기 경계는, 상기 제2 원호가 상기 제1 원호보다 곡률 반경이 큰 것을 특징으로 하는 에로전 실드의 형성 방법.

청구항 11

삭제

청구항 12

제6항 또는 제7항에 있어서,

상기 에로전 실드는, 상기 선단의 두께가, 상기 제1 원호와 상기 제2 원호와의 사이의 두께보다 두꺼운 것을 특징으로 하는 에로전 실드의 형성 방법.

청구항 13

동의 제조 방법이며, 제6항 또는 제7항에 기재된 에로전 실드의 형성 방법으로 날개 본체에 에로전 실드를 형성하는 것을 특징으로 하는 동의 제조 방법.

발명의 설명

기술 분야

[0001] 본 발명은, 에로전 실드를 구비하는 동의, 에로전 실드의 형성 방법 및 동의 제조 방법에 관한 것이다.

배경기술

- [0002] 일반적인 터빈(예를 들어, 증기 터빈)은, 케이싱에 회전축인 로터가 회전 가능하게 지지되고, 이 로터의 외주부에 동익이 설치됨과 함께, 케이싱 내벽에 정익이 설치되고, 증기 통로에 이 동익과 정익이 교대로 복수 배치되어 있다. 그리고, 증기가 증기 통로를 흐르는 과정에서, 동익 및 로터가 회전 구동한다.
- [0003] 동익은, 로터의 로터 디스크에 고정되는 익근부와, 익근부에 일체로 형성되는 플랫폼과, 기단부가 이 플랫폼에 접합되어 선단부측으로 연장되는 날개부를 갖고 있다. 그리고, 동익은 기단부가 로터 디스크의 외주부에 그 주위 방향을 따라 복수 병설하도록 고정되어 있다.
- [0004] 예를 들어, 증기 터빈의 동익은, 증기가 흐르는 경로 내에서 회전한다. 이때, 저압 증기 터빈의 최종단 부근의 증기는, 미소 물방울을 다량으로 함유하고 있다. 이로 인해, 동익은, 물방울의 고속 충돌에 의해, 날개선단 전방 테두리부가 에로전에 의해 두께 감소되어 버린다.
- [0005] 이러한, 에로전에 대한 대책으로서는, 예를 들어 특허문헌 1, 특허문헌 2에 기재되어 있는 바와 같이 동익의 선단 전방 테두리부에 에로전 실드를 형성하는 방법이 있다. 특허문헌 1에서는, 플라즈마 트랜스퍼 아크 용접에 의해 덧땜 용접해서 에로전 실드를 형성하고 있다. 또한, 특허문헌 2에는, 경질 재료의 분말을 고밀도 에너지 조사(레이저나 전자 빔)로 용융시켜서 덧땜 용접해서 경질층을 형성하고, 부재의 일부를 국부적으로 경질층으로 치환해서 침식 방지부(에로전 실드)를 설치하는 것이 기재되어 있다.

선행기술문헌

특허문헌

- [0006] (특허문헌 0001) 일본특허공개 평10-280907호 공보
 (특허문헌 0002) 일본특허공개 제2012-86241호 공보

발명의 내용

해결하려는 과제

- [0007] 특허문헌 1에 기재된 바와 같이 아크 용접으로 에로전 실드를 형성하면, 결함이 발생하는 경우나, 경도가 충분하지 않은 경우가 있다. 또한, 특허문헌 2에 기재되어 있는 바와 같이 레이저 용접에 의한 덧땜 가공으로, 에로전 실드를 제작함으로써, 에로전 실드 성능을 높게 할 수 있다. 그러나, 특허문헌 2에 기재된 가공으로는, 에로전 실드가 날개 본체로부터 빠지거나, 결손하거나 하는 경우가 있다.
- [0008] 본 발명은, 상술한 과제를 해결하는 것으로, 에로전에 대한 내성이 높은 에로전 실드를 갖는 동익, 에로전 실드의 형성 방법 및 동익 제조 방법을 제공하는 것을 목적으로 한다.

과제의 해결 수단

- [0009] 상기 과제를 해결하기 위한 본 발명은, 터빈에 설치되는 동익이며, 회전 방향의 상류측 단부로 되는 선단과, 상기 선단과 접해 있어, 작동 유체의 흐름 방향의 상류측 면인 날개면을 갖는 날개 본체와, 상기 날개 본체의 상기 선단 및 상기 날개면의 적어도 일부에 레이저 용접을 사용한 덧살로 형성된 에로전 실드를 구비하고, 상기 날개 본체는, 연장 방향에 직교하는 단면에 있어서, 상기 에로전 실드와의 경계가, 상기 날개면측 단부로부터 상기 선단을 향함에 따라서, 상기 날개면의 반대측 면에 가까워지는 형상이며, 상기 날개면측 단부를 포함하는 제1 원호와, 상기 제1 원호보다 상기 선단측에 배치된 제2 원호를 포함하고, 상기 제1 원호는 상기 날개 본체의 내측으로 볼록하고, 상기 제2 원호는 상기 날개 본체의 외측으로 볼록한 것을 특징으로 한다.
- [0010] 또한, 상기 경계는, 상기 제1 원호와 상기 제2 원호가 매끄럽게 접속되어 있는 것이 바람직하다.
- [0011] 또한, 상기 경계는, 상기 제2 원호가 상기 제1 원호보다 곡률이 큰 것이 바람직하다.
- [0012] 또한, 상기 경계는, 상기 제2 원호보다 상기 선단측에 적어도 1개 이상의 원호가 배치되어 있는 것이 바람직하다.

[0013] 또한, 상기 에로전 실드는, 상기 선단의 두께가, 상기 제1 원호와 상기 제2 원호 사이의 두께보다 두꺼운 것이 바람직하다.

[0014] 상기 과제를 해결하기 위한 본 발명은, 날개 본체의 선단 및 날개면의 적어도 일부에 에로전 실드를 형성하는 에로전 실드의 형성 방법이며, 동익으로 되는 기체의 선단 및 단부면의 적어도 일부를 제거하고, 경계를 형성하는 공정과, 상기 경계에 레이저 용접으로 덧살부를 형성하는 공정과, 상기 기체의 잉여 부분 및 상기 덧살부의 일부를 제거하는 마무리 가공을 행하는 공정을 갖고, 상기 경계는, 상기 날개면측 단부로부터 상기 선단을 향함에 따라, 상기 날개면의 반대측 면에 가까워지는 형상이며, 상기 날개면측 단부를 포함하는 제1 원호와, 상기 제1 원호보다 상기 선단측에 배치된 제2 원호를 포함하고, 상기 제1 원호는 상기 날개 본체의 내측으로 볼록하고, 상기 제2 원호는 상기 날개 본체의 외측으로 볼록한 것을 특징으로 한다.

[0015] 또한, 상기 기체는, 상기 날개면의 잉여부의 두께가 0.5mm 이상인 것이 바람직하다.

[0016] 또한, 상기 기체는, 상기 날개면과 반대측 면의 잉여부의 두께가 상기 날개면측의 잉여부의 두께 이상으로 되는 것이 바람직하다.

[0017] 또한, 상기 경계는, 상기 제1 원호와 상기 제2 원호가 매끄럽게 접속되어 있는 것이 바람직하다.

[0018] 또한, 상기 경계는, 상기 제2 원호가 상기 제1 원호보다 곡률이 큰 것이 바람직하다.

[0019] 또한, 상기 경계는, 상기 제2 원호보다 상기 선단측에 적어도 1개 이상의 원호가 배치되어 있는 것이 바람직하다.

[0020] 또한, 상기 에로전 실드는, 상기 선단의 두께가, 상기 제1 원호와 상기 제2 원호 사이의 두께보다 두꺼운 것이 바람직하다.

[0021] 상기 과제를 해결하기 위한 본 발명에 따른 동익 제조 방법은, 상기 동익에 잉여부를 갖는 기체를 성형하는 기체 제조 공정과, 상기 중 어느 하나에 기재된 에로전 실드의 형성 방법으로, 상기 날개 본체에 에로전 실드를 형성하는 공정을 갖는 것을 특징으로 한다.

발명의 효과

[0022] 본 발명은, 날개 본체와 에로전 실드의 경계를 상술한 형상으로 함으로써, 결함의 발생을 억제하면서, 경도를 유지한 에로전 실드로 할 수 있다. 이에 의해, 에로전에 대한 내성을 높게 할 수 있다.

도면의 간단한 설명

[0023] 도 1은 동익이 구비된 증기 터빈의 개략 구성도이다.

도 2는 동익의 일 실시 형태의 개략 구성을 도시하는 사시도이다.

도 3은 도 2의 A-A면 단면도이다.

도 4는 에로전 실드의 형상 및 형성 방법을 설명하기 위한 설명도이다.

도 5는 동익 제조 방법의 일례를 나타내는 흐름도이다.

도 6은 동익 제조 방법의 에로전 실드의 형성 방법의 일례를 나타내는 모식도이다.

도 7a는 덧땜 용접 장치의 개략 구성을 도시하는 모식도이다.

도 7b는 덧땜 용접 장치의 개략 구성을 도시하는 부분 확대도이다.

도 8은 덧땜 용접의 처리 동작의 일례를 나타내는 흐름도이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

[0024] 이하에 첨부 도면을 참조하여, 본 발명의 적합한 실시 형태를 상세하게 설명한다. 또한, 이 실시 형태에 의해 본 발명이 한정되는 것은 아니다. 또한, 실시 형태가 복수인 경우에는, 각 실시 형태를 조합해서 구성하는 것도 포함하는 것이다.

[0025] 도 1은, 본 실시 형태에 따른 동익이 구비된 증기 터빈의 개략 구성도이다. 이하, 도 1을 참조하면서, 본 실시 형태에 따른 증기 터빈(1)의 구조의 개략에 대해서 설명한다.

- [0026] 도 1에 도시한 바와 같이, 증기 터빈(1)에 있어서, 케이싱(11)은, 중공 형상을 나타내고, 회전축으로서의 로터(12)가 복수의 베어링(13)에 의해 회전 가능하게 지지되어 있다. 케이싱(11) 내에는, 동익(15) 및 정익(16)이 배치되어 있다. 동익(15)은 로터(12)에 형성된 원반 형상의 로터 디스크(14)의 외주에 그 주위 방향을 따라, 복수 병설되어 고정되어 있다. 정익(16)은, 케이싱(11)의 내벽에 그 주위 방향을 따라, 복수 병설되어 고정되어 있다. 이를 동익(15) 및 정익(16)은, 로터(12)의 축방향을 따라 교대로 배치되어 있다.
- [0027] 또한, 케이싱(11) 내에는, 상기 동익(15) 및 정익(16)이 배치되고, 증기가 통과하는 증기 통로(17)가 형성되어 있다. 이 증기 통로(17)에는, 증기가 공급되는 입구로서 증기 공급구(18)가 형성되고, 증기가 외부로 배출되는 출구로서 증기 배출구(19)가 형성되어 있다.
- [0028] 이어서, 도 1을 참조하면서, 증기 터빈(1)의 동작의 개략을 설명한다. 증기 터빈(1)의 증기 공급구(18)로부터 증기 통로(17)에 공급된 증기는, 정익(16)을 통과하는 과정에서 팽창해서 고속의 증기류로 된다. 정익(16)을 통과한 고속의 증기류는, 동익(15)에 분사되어, 복수의 동익(15) 및 이들이 설치된 로터(12)를 회전시킨다. 로터(12)에는, 예를 들어 발전기 등이 연결되어 있고, 로터(12)가 회전함으로써 발전기가 구동되어 전력이 발생한다. 증기 통로(17)의 정익(16) 및 동익(15)이 배치된 부분을 통과한 증기는, 증기 배출구(19)로부터 외부로 배출된다.
- [0029] 도 2는 본 실시 형태의 동익을 도시하는 개략도이다. 도 3은 도 2의 A-A면 단면도이다. 도 2 및 도 3을 참조하면서, 본 실시 형태의 동익(15)의 구조에 대해서 설명한다. 도 2에 도시한 바와 같이, 동익(15)은 익근부(21)와, 플랫폼(22)과, 날개부(23)를 포함한다. 익근부(21)는, 로터 디스크(14)에 매설되어, 동익(15)을 로터 디스크(14)에 고정한다. 플랫폼(22)은, 익근부(21)와 일체로 되는 만곡한 플레이트 형상물이다. 날개부(23)는, 기단부가 플랫폼(22)에 고정되고, 선단부가 케이싱(11)의 내벽면측으로 연장되어 있다. 날개부(23)는, 날개 길이 방향을 향함에 따라서 비틀려 있는 경우도 있다. 또한, 동익(15)은, 날개부(23)의 선단부에 고정된 슈라우드를 구비하고 있어도 된다. 슈라우드는, 인접하는 동익(15)의 슈라우드와 접촉하여, 동익(15)을 고정하거나, 혹은 동익(15)의 진동을 억제하는 부재이다.
- [0030] 여기서, 동익(15)은, 도 2 및 도 3에 도시한 바와 같이, 날개 본체(24)의 표면의 일부에 에로전 실드(25)가 형성되어 있다. 에로전 실드(25)는, 동익(15)이 회전해서 증기류가 흐를 때, 동익(15) 중, 증기류의 상류측인 전방 테두리부, 즉 선단(26) 및 날개면(27)의 선단(26)측의 일부에 형성된다. 날개 본체(24)와 에로전 실드(25)의 경계선이 경계(28)로 된다. 에로전 실드(25)는, 동익(15)의 연장 방향, 즉 날개부(23)의 플랫폼(22)으로부터 이격되는 방향에 있어서, 플랫폼(22)으로부터 면 측의 일정 범위에 설치해도 된다. 즉, 회전 시에 직경 방향 외측으로 되는 측의 일부에만 형성해도 된다. 에로전 실드(25)는, 예를 들어 코발트를 주성분으로 하는 스텔라이트(등록상표) 등의 내마모성이 높은 코발트기 합금을 사용할 수 있다. 에로전 실드(25)는, 날개 본체(24)의 표면에, 대상의 재료[예를 들어, 스텔라이트(등록상표)]를 레이저 용접의 덧땜 가공(덧땜 용접)으로 형성할 수 있다. 또한, 날개 본체(24)는, 크롬기 합금 등으로 형성된다.
- [0031] 이어서, 도 4 내지 도 8을 사용하여, 에로전 실드의 보다 상세한 형상, 에로전 실드의 형성 방법 및 이것을 포함하는 동의 제조 방법에 대해서 설명한다. 도 4는 에로전 실드의 형상 및 형성 방법을 설명하기 위한 설명도이다. 도 5는 동의 제조 방법의 일례를 나타내는 흐름도이다. 도 6은 동의 제조 방법의 에로전 실드의 형성 방법의 일례를 나타내는 모식도이다. 도 7a는 덧땜 용접 장치의 개략 구성을 도시하는 모식도이다. 도 7b는 덧땜 용접 장치의 개략 구성을 도시하는 부분 확대도이다. 도 8은 덧땜 용접의 처리 동작의 일례를 나타내는 흐름도이다.
- [0032] 도 4에 도시한 바와 같이, 동익(15)은, 날개 본체(24)로 되는 기체(40)로부터 에로전 실드(25)를 형성하기 위한 개선을 형성함으로써, 경계(28)가 형성된다. 그 후, 경계(28)에 에로전 실드(25)로 되는 재료를 덧땜 가공으로 형성하고, 그 후, 덧땜 가공한 부분의 잉여 부분과, 기체(40)의 잉여 부분을 제거함으로써, 선단(26)과, 날개면(27)과, 날개면(27)과는 반대측 면이 형성된다.
- [0033] 여기서, 경계(28)는, 날개면(27)측 단부로부터 선단(26)의 단부를 향함에 따라서, 날개면(27)과는 반대측 면에 가까워지는 형상으로 되어 있다. 또한, 경계(28)는, 날개면(27)측 단부가, 날개 본체(24)의 내측으로 볼록한 곡면(제1 곡면)(R1)과, 제1 곡면(R1)보다 선단(26)측에 배치된 날개 본체(24)의 외측으로 볼록한 곡면(제2 곡면)(R2)과, 제2 곡면(R2)보다 선단(26)측에 배치된 날개 본체(24)의 외측으로 볼록한 곡면(제3 곡면)(R3)과, 제3 곡면(R3)과 날개면(27)과는 반대측 면과의 사이에 배치된 직선으로 형성되어 있다. 본 실시 형태의 경계(28)는, 제1 곡면(R1)과 제2 곡면(R2)과 제3 곡면(R3)이 매끄럽게 접속되어 있다. 또한 본 실시 형태의 경계(28)는, 제1 곡면(R1)의 곡률 반경이 제2 곡면(R2)의 곡률 반경보다 작아진다. 또한, 경계(28)는 제3 곡면(R

3)의 곡률 반경이 제1 곡면(R1)의 곡률 반경보다 작아진다.

[0034] 본 실시 형태의 동익(15)의 각 형상의 일례로서는, 제1 곡면(R1)의 곡률 반경이 6.5mm, 제2 곡면(R2)의 곡률 반경이 10.0mm, 제3 곡면(R3)의 곡률 반경이 2.5mm로 된다.

[0035] 경계(28)는, 제2 곡면(R2)과 제3 곡면(R3)의 접점과, 날개면(27)과는 반대측 면과의 거리 d1이 2.3mm, 제3 곡면(R3)과 날개면(27)과는 반대측 면과의 사이에 배치된 직선의 거리 d2가 0.7mm로 된다. 동익(15)은, 날개면(27)과, 제1 곡면(R1)과 제2 곡면(R2)의 접점과의 거리 d3이 0.8mm로 된다. 기체(40)는 날개면(27)측 면과 날개면(27)과의 거리 d4, d5가 1.0mm로 된다. 기체(40)는 날개면(27)측과는 반대측 면과, 동익(15)의 날개면(27)측과는 반대측 면과의 거리 d6이 2.0mm로 된다.

[0036] 또한, 기체(40)는, 선단(26)측 단부로부터, 경계(28)의 날개면(27)측 단부까지의 거리 L1이 12.5mm로 되고, 선단(26)측 단부로부터, 제1 곡면(R1)과 제2 곡면(R2)의 접점까지의 거리 L2가 9.0mm로 된다. 기체(40)는, 선단(26)측 단부로부터, 에로전 실드(25)의 선단(26)측 단부까지의 거리 L3이 1.0mm로 된다. 기체(40)는, 선단(26)측 단부로부터, 제3 곡면(R3)의 선단(26)측 단부까지의 거리 L4가 2.7mm로 된다. 기체(40)는, 선단(26)측 단부로부터, 제2 곡면(R2)과 제3 곡면(R3)의 접점까지의 거리 L5가 3.2mm로 된다.

[0037] 동익(15)은, 날개 본체(24)와 에로전 실드(25)의 경계(28)의 형상을, 날개면(27)측 단부로부터 선단(26)의 단부를 향함에 따라서, 날개면(27)과는 반대측 면에 가까워지는 형상으로 하고, 또한 제1 곡면(R1)과 제2 곡면(R2)을 포함하는 형상으로 함으로써, 에로전 실드(25)의 에로전 실드 성능을 높게 할 수 있다. 또한, 날개 본체(24)에 에로전 실드(25)의 결합의 발생을 억제할 수 있어, 에로전 실드(25)의 경도를 높게(단단하게) 할 수 있다. 즉, 레이저 용접의 덧땜 가공으로 형성하는 에로전 실드(25)와 날개 본체(24)의 상기 관계로 함으로써, 모재 성분[날개 본체(24)의 성분]에 의해 용착 금속[에로전 실드(25)의 금속]이 희석되기 때문에, 에로전 실드(25)의 경도가 높게(단단하게) 되지 않고, 성능의 열화가 발생하는 것을 억제할 수 있다. 또한, 모재 성분에 의해 용착 금속이 희석됨으로써, 에로전 실드(25)의 금속에 균열이 발생하는 것을 억제할 수 있다. 또한, 에로전 실드(25)와 날개 본체(24)의 용합 불량이나 블로우 홀과 같은 용접 결함의 발생을 억제할 수 있다.

[0038] 또한, 본 실시 형태는, 제1 곡면(R1)과 제2 곡면(R2)을 접촉시켰지만, 제1 곡면(R1)과 제2 곡면(R2) 사이에 직선부를 설치해도 된다. 또한, 본 실시 형태는, 제3 곡면(R3)과 날개면(27)과는 반대측 면 사이에 곡면을 설치해도 된다. 여기서, 경계(28)는, 제1 곡면(R1)과 제2 곡면(R2)과 제3 곡면(R3)이, 매끄럽게 접속되고, 또한 곡률 반경이 커지도록 하는 것이 바람직하다. 이와 같이, 경계(28)의 각각의 곡면의 곡률 반경을 크게 함으로써, 경계(28)를 따른 방향에 있어서의 에로전 실드(25)의 두께의 변동을 완만하게 할 수 있어, 에로전 실드(25)의 성능을 높게 할 수 있다.

[0039] 동익(15)은, 거리 L4-거리 L3의 거리보다 거리 d3쪽이 짧아진다. 즉, 에로전 실드(25)는, 선단(26)측 쪽이 날개면(27)보다 두껍게 된다. 이에 의해, 에로전이 보다 발생하기 쉽고, 두께 감소량이 많은 선단(26)측의 두께를 두껍게 하면서, 두께 감소량이 적은 날개면(27)측의 두께를 얇게 할 수 있다.

[0040] 기체(40)는, 날개면(27)측 면과 날개면(27)과의 거리(두께) d4, d5, 즉 날개면(27)측의 잉여부의 거리(두께)를 0.5mm 이상으로 한다. 날개면(27)측의 잉여부의 거리(두께)를 0.5mm 이상으로 함으로써, 가공 시에 표면으로부터의 균열이 발생하는 것을 억제할 수 있다. 기체(40)는 날개면(27)측의 잉여부의 거리(두께)를 1mm으로 하는 것이 바람직하다. 날개면(27)측의 잉여부의 거리(두께)는, 1mm로 함으로써, 효율적으로 가공을 행할 수 있지만, 1mm 이상이면 되고, 두꺼워도 무방하다.

[0041] 기체(40)는, 날개면(27)측과는 반대측 면과, 동익(15)의 날개면(27)측과는 반대측 면과의 거리(두께) d6, 즉 날개면(27)측과는 반대측 면측의 잉여부의 두께가, 날개면(27)측의 잉여부의 두께 이상으로 되는 것이 바람직하다. 이와 같이, 날개면(27)측과는 반대측 면측의 잉여부의 두께를 날개면(27)측의 잉여부의 두께 이상으로 함으로써 효율적으로 가공을 행할 수 있다. 또한, 기체(40)는, 날개면(27)측과는 반대측 면측의 잉여부의 거리(두께)를 2mm로 하는 것이 바람직하다. 또한, 날개면(27)측과는 반대측 면측의 잉여부의 거리(두께)는, 2mm로 함으로써, 효율적으로 가공을 행할 수 있지만, 2mm 이상이면 되고, 두꺼워도 무방하다.

[0042] 이어서, 도 5 및 도 6을 사용해서 동익의 제조 방법에 대해서 설명한다. 동익 제조 방법은, 제조하는 터빈 날개(동익)의 형상에 기초하여, 터빈 날개의 기체(40)의 형상과 가공량을 결정한다(스텝 S20). 즉, 상술한 도 4에 도시한 바와 같이 설정한 기체(40)의 형상 및 각 위치의 거리 등을 결정하고, 또한 형상에 기초하여, 가공량이나 가공 수순을 결정한다.

[0043] 동익 제조 방법은, 가공 조건을 결정하면, 결정한 조건에 기초하여, 터빈 날개의 기체(40)를 제조한다(스텝

S22). 즉, 동의 제조 방법은, 도 6에 나타내는 가공 대상물(82)인 기체(40)를 제조한다. 기체(40)는, 경계(28)가 형성되기 전의 형상이며, 잉여부나, 경계(28)보다 선단측의 영역이 납은 형상이다. 기체(40)는, 단조에 의해 제조된다. 예를 들어, 기체(40)의 틀에 가공된 상하 1조의 금형 내에, 재결정 온도 이상의 고온으로 가열한 단조 소재(예를 들어, 스테인리스 등)를 설치하여, 열간형 단조를 행한다. 열간형 단조가 종료되면, 기체(40)의 형상 단조물이 성형된다. 제조된 기체(40)는, 성형된 고온 상태의 단조물을 냉각한 후, 불필요한 부분(버)을 제거하여, 단조물에 대하여 열처리를 실시함으로써, 전공정(단조 공정)에서 단조물에 발생한 잔류 응력 및 냉각 과정에서 단조물에 발생한 열응력을 해방한다. 이에 의해, 기체(40)를 제조한다.

[0044] 동의 제조 방법은, 기체(40)를 제조하면, 덧锱 용접 모서리 가공을 행한다(스텝 S24). 즉, 도 6의 가공 대상물(82)에 대하여 모서리 가공을 행하여, 가공 대상물(84)과 같이, 기체(42)의 일부(44)를 제거한다. 이에 의해, 기체(42)의 선단측의 부분은, 경계(28)를 따른 곡면으로 된다.

[0045] 동의 제조 방법은, 덧锱 용접 모서리 가공을 행하면, 레이저 용접으로 덧锱 가공을 행한다(스텝 S26). 즉, 도 6의 가공 대상물(84)에 대하여 덧锱 용접을 행하여, 가공 대상물(86)과 같이, 기체(42)에 덧살부(46)를 형성한다. 덧살부(46)는, 에로전 실드(25)로 되는 금속(용착 금속)으로 형성되고, 에로전 실드(25)가 형성되는 영역(50)을 포함하는 범위에 형성한다. 또한, 덧锱 가공은, 동의(15)의 연장 방향, 즉 도 6의 지면에 수직인 방향을 1 패스로 해서 행해진다. 또한, 1 패스의 덧锱 가공이 행해지고, 다음 패스의 덧锱 가공이 행해지는 경우, 가공 위치는 화살표(52)의 방향으로 이동된다. 즉, 덧锱 가공은, 영역(50)의 날개면(27)측의 단부측부터 행하여, 선단(26)측으로 서서히 이동해서, 날개면(27)과는 반대측 면까지 행해진다.

[0046] 동의 제조 방법은, 기체(42)의 덧살부(46)가 형성되는 면을 경계(28)를 따른 곡면으로 함으로써, 영역(50)의 두께가 두꺼워지는 것을 억제할 수 있으며, 각 위치를 1 패스분의 용착 금속(1층)으로 형성할 수 있다. 즉, 다중의 용접으로 형성하는 것을 억제할 수 있어, 경도 저하 영역이 표면에 출현하는 것을 억제할 수 있다. 여기서, 동의 제조 방법은, 영역(50)의 두께를 2mm 이하로 함으로써, 덧살부(46)의 각 위치를 1층으로 형성할 수 있다. 경도 저하 영역이란, 용착 금속에 모재가 혼입되는 영역이며, 용착 금속에 의해 얻어지는 에로전 실드(25)의 성능(내 에로전 성능)이 저하된 영역이다.

[0047] 덧살부(46)는, 모재[기체(42)의 재료]에 의한 희석을 10% 이하로 하는 것이 바람직하다. 동의 제조 방법은, 후술하지만 레이저를 사용한 덧锱 가공으로 덧살부(46)를 형성함으로써, 모재[기체(42)의 재료]에 의한 희석을 10% 이하로 할 수 있다. 동의 제조 방법은, 기체(42)의 덧살부(46)가 형성되는 면을 경계(28)를 따른 곡면으로 함으로써, 용착 금속[덧살부(46)의 금속, 에로전 실드(25)로 되는 금속]의 용해를 억제할 수 있어, 모재[기체(42)의 재료]에 의한 희석을 보다 확실하게 10% 이하로 할 수 있다. 또한, 덧살부(46)는 인접하는 용접 비드, 즉 인접하는 패스로 형성되는 부분이 겹치도록 형성한다. 또한, 용접 비드는 기체(42)에 접촉하는 경우, 기체(42)에 접촉하는 부분보다 다른 용접 비드에 접촉하는 부분이 많아지도록, 형성하는 것이 바람직하다. 레이저 용접에 의한 덧锱 가공(덧锱 용접)에 대해서는, 후술한다.

[0048] 동의 제조 방법은, 덧锱 가공을 행하면, 잉여부를 제거하는 마무리 가공을 행한다(스텝 S28). 즉, 도 6의 가공 대상물(86)에 대하여, 마무리 가공을 행하여, 가공 대상물(88)에 나타낸 바와 같이, 날개면(27)측의 잉여부(60)와, 날개면(27)과 반대측 면측의 잉여부(62)와, 덧살부(46)의 잉여부(64)를 절삭한다. 이에 의해, 날개 본체(24)와 에로전 실드(25)를 갖는 동의(15)를 형성한다. 그 후, 동의(15)에는 필요한 열처리(예를 들어, 용체화 처리 및 시효 처리) 등이 실시되어, 동의(15)에 필요한 기계적 특성이 부여된다.

[0049] 이어서, 도 7a, 도 7b 및 도 8을 사용하여, 스텝 S26의 레이저 용접에 의한 덧锱 가공에 대해서, 보다 상세하게 설명한다. 먼저, 도 7a 및 도 7b를 사용하여, 레이저 용접에 의한 덧锱 가공을 행하는 덧锱 용접 장치(100)의 개략 구성에 대해서 설명한다. 도 7a에 도시하는 바와 같이 덧锱 용접 장치(100)는, 레이저 조사 장치(102)와, 파우더 공급 장치(104)를 갖는다. 또한, 덧锱 용접 장치(100)는, 상기 구성에 더하여, 위치 조정 기구나 기체(42)와의 상대 위치를 이동시키는 기구나, 시공 위치의 모방 처리를 행하는 기구 등을 구비하고 있다.

[0050] 레이저 조사 장치(102)는, 광원(112)과, 광 파이버(114)와, 레이저 헤드(116)를 갖는다. 광원(112)은, 레이저를 출력하는 발광원이다. 광 파이버(114)는, 광원(112)으로부터 출력된 레이저를 레이저 헤드(116)로 유도한다. 레이저 헤드(116)는, 광 파이버(114)로 안내된 레이저를 출력한다. 레이저 헤드(116)는, 도 7b에 도시하는 바와 같이 기체(42)의 시공 위치에 대면하고 있고, 레이저(202)를 시공 위치에 조사한다.

[0051] 파우더 공급 장치(104)는, 파우더 공급원(120)과, 파우더 공급 라인(122)과, 에어 공급원(124)과, 에어 공급 라인(126)과, 파우더 공급 헤드(128)를 갖는다. 파우더 공급원(120)은, 용착 금속을 공급하는 공급원이다. 파우

더 공급원(120)은, 용착 금속을 공기 등으로 혼합류로서 반송함으로써, 파우더 공급 라인(122)에 공급한다. 파우더 공급 라인(122)은 파우더 공급원(120)으로부터 공급된 용착 금속과 공기와의 혼합류를 파우더 공급 헤드(128)에 공급한다. 에어 공급원(124)은, 시공 위치의 실드 가스로 되는 불활성 가스(예를 들어, 질소, 아르곤), 본 실시 형태에서는 99.999%의 질소 가스를 공급한다. 에어 공급 라인(126)은, 에어 공급원(124)으로부터 공급된 실드 가스를 파우더 공급 헤드(128)에 공급한다. 파우더 공급 헤드(128)는, 이중관의 노즐이며, 내주측의 관과, 내주측의 관의 외주에 배치된 외주측의 관이 동심원 상에 배치되어 있다. 파우더 공급 헤드(128)는, 내주측의 관으로부터 파우더 공급 라인(122)을 통해서 공급된 용착 금속과 공기의 혼합류(파우더)(204)를 분사하고, 외주측의 관으로부터 에어 공급 라인(126)으로부터 공급된 실드 에어(206)를 분사한다. 파우더 공급 헤드(128)는, 도 7b에 도시하는 바와 같이 기체(42)의 시공 위치에 대면하고 있고, 시공 위치에 파우더(204)와 실드 에어(206)를 분사한다.

[0052] 덧锱 용접 장치(100)는, 기체(42)의 시공 위치에 레이저(202)를 조사하면서, 파우더(204)을 공급함으로써, 파우더(204)에 포함되는 용착 금속을 기체(42)에 용접할 수 있다. 또한, 덧锱 용접 장치(100)는 실드 에어(206)를 시공 위치에 분사 함으로써, 시공 위치의 분위기를 소정의 분위기로 할 수 있다. 구체적으로는, 시공 위치의 산소 농도를 제어할 수 있다.

[0053] 이어서 도 8을 사용해서, 레이저 용접에 의한 덧锱 가공의 처리 동작의 일례에 대해서 설명한다. 또한, 도 8에 나타내는 처리는, 프로그램 등을 사용해서 자동 제어로 실행할 수 있다.

[0054] 동익 제조 방법은, 그라인더 처리를 행하여(스텝 S40), 모서리 가공을 행한 영역의 표면을 처리한다. 그라인더 처리를 행함으로써, 덧锱 용접으로 용착시키는 용착 금속이 기체(42)의 표면(경계)에 용착되기 쉬운 상태로 할 수 있다. 동익 제조 방법은 그라인더 처리를 행하면, 두께 계측(스텝 S42)을 행한다. 즉, 동익 제조 방법은 예로전 실드(25)를 형성하는 영역의 형상을 계측한다.

[0055] 동익 제조 방법은, 두께 계측을 행하면, 시공 위치의 모방 처리를 행한다(스텝 S44). 레이저를 조사하면서 용착 금속을 분사함으로써 용접 비드를 설치하는 위치를 특정한다. 이에 의해, 각 헤드와 기체(42)를 상대 이동시키는 경로를 조정한다.

[0056] 동익 제조 방법은, 모방 처리를 행하면, 예열 및 패스간 온도 조정을 행한다(스텝 S46). 본 실시 형태에서는, 기체(42)를 50°C 이상 100°C 이하에 포함되는 소정의 온도가 되도록 주로 가열 또는 필요에 따라서 냉각을 행한다. 동익 제조 방법은, 예열 및 온도 조정을 행하면, 덧锱 용접을 행한다(스텝 S48). 구체적으로는, 덧锱 용접 장치(100)를 사용하여, 1 패스분의 덧锱 용접을 행한다.

[0057] 동익 제조 방법은, 덧锱 용접을 행하면, 패스간·충간 손질을 행한다(스텝 S50). 구체적으로는, 덧살부(46)의 표면 등에 부착된 플러스, 티끌 등을 제거한다. 동익 제조 방법은, 손질을 행하면, 덧锱 용접을 종료할지를 판정한다(스텝 S52). 즉, 설정된 모든 패스의 덧锱 용접을 행하여, 덧살부(46)를 형성할 수 있었는지를 판정한다. 동익 제조 방법은, 덧锱 용접이 종료하지 않았다(스텝 S52에서 아니오)고 판정한 경우, 스텝 S44로 되돌아가서, 모방 처리 이후의 처리를 행하고, 다음 패스의 덧锱 용접을 행한다.

[0058] 동익 제조 방법은, 덧锱 용접이 종료했다(스텝 S52에서 예)고 판정한 경우, 용접 비드 표면의 손질을 행한다(스텝 S54). 구체적으로는, 덧살부(46)의 표면 등에 부착된 플러스, 티끌 등을 제거한다. 동익 제조 방법은 그 후, 두께 계측을 행하여(스텝 S56), 덧살부(46)의 형상을 계측하면, 본 처리를 종료한다.

[0059] 동익 제조 방법은, 이상과 같은 처리에서 레이저 용접에 의한 덧锱 가공(덧锱 용접)을 행함으로써, 높은 정밀도로 가공을 행할 수 있어, 결합 등의 발생도 억제할 수 있다. 동익 제조 방법은, 스텝 S40, S46, S50, S54에 나타내는 처리를 행함으로써, 가공 정밀도를 높게 할 수 있어, 결합을 억제할 수 있지만 반드시 행하지 않아도 된다.

[0060] 또한, 본 실시 형태에서는, 패스마다 모방 처리를 행하였지만, 모방 처리는 1회째의 덧锱 용접 전에만 행하도록 해도 된다. 이 경우, 각 패스에서 형성하는 용접 비드의 형상을 계산에 의해 산출하고, 그 형상에 기초하여, 모방 위치를 결정한다. 또한, 이때, 계측기에서 시공 위치를 취득하고, 그 결과에 기초해서 피드백 제어를 행하는 것이 바람직하다. 이에 의해, 시공 위치의 위치 어긋남의 발생을 억제할 수 있다. 계측하는 위치는, 시공 위치의 상류측이면 무방하다.

[0061] 또한, 덧锱 용접 장치(100)는, 레이저를 기체의 시공 위치의 평면, 볼록부와 볼록부를 연결하는 접선에 대하여 약 90도로 하는 것이 바람직하다. 기체의 시공 위치의 평면 또는 시공 위치에 가까운 볼록부와 볼록부(예를 들어 용접 비드의 볼록부와 기체의 볼록부)를 연결하는 접선에 대하여 약 90도로 함으로써, 용착 불량을 억제할

수 있어, 용착 금속에의 모재의 혼입을 억제할 수 있다.

[0062] 또한, 덧땜 용접 장치(100)는, 시공 위치에 오실레이션을 가해도 된다. 예를 들어 파우더를 시공 위치에 띠 형상으로 공급하면서, 레이저를 폭 방향(패스에 직교하는 방향)으로 고속으로 위빙시켜도 된다. 여기서, 고속이란, 시공 위치에 있어서의 레이저의 에너지 밀도 분포를 산형이 아닌 직사각 형상으로 해서, 모재가 혼입되는 희석 부분을 알게 하는 속도이다. 본 실시 형태의 위빙은, 수십 Hz에서 수백 Hz의 주파수로 위빙시킨다. 이에 의해 에너지 밀도 분포를 평탄화할 수 있어, 레이저에 의해 용융하는 부분을 얇고 또한 폭넓게 할 수 있다.

[0063] 또한, 상기 실시 형태에서는, 용착 금속을 파우더로서 공급했지만 용사나 콜드 스프레이 등에 의해 공급해도 된다.

[0064] 또한, 본 실시 형태는, 증기 터빈에 있어서의 동의를 대상으로 해서 설명했지만, 이에 한정되는 것은 아니고, 예를 들어 가스 터빈 등의 그 외의 회전 기계의 동의 제조 방법에도 적용할 수 있다.

부호의 설명

[0065] 1 : 증기 터빈

11 : 케이싱

12 : 로터

13 : 베어링

14 : 로터 디스크

15 : 동의

16 : 정의

17 : 증기 통로

18 : 증기 공급구

19 : 증기 배출구

21 : 익근부

22 : 플랫폼

23 : 날개부

24 : 날개 본체

25 : 에로전 실드

26 : 선단

27 : 날개면

28 : 경계

40, 42 : 기체

46 : 덧살부

60, 62, 64 : 잉여부

82, 84, 86, 88 : 가공 대상물

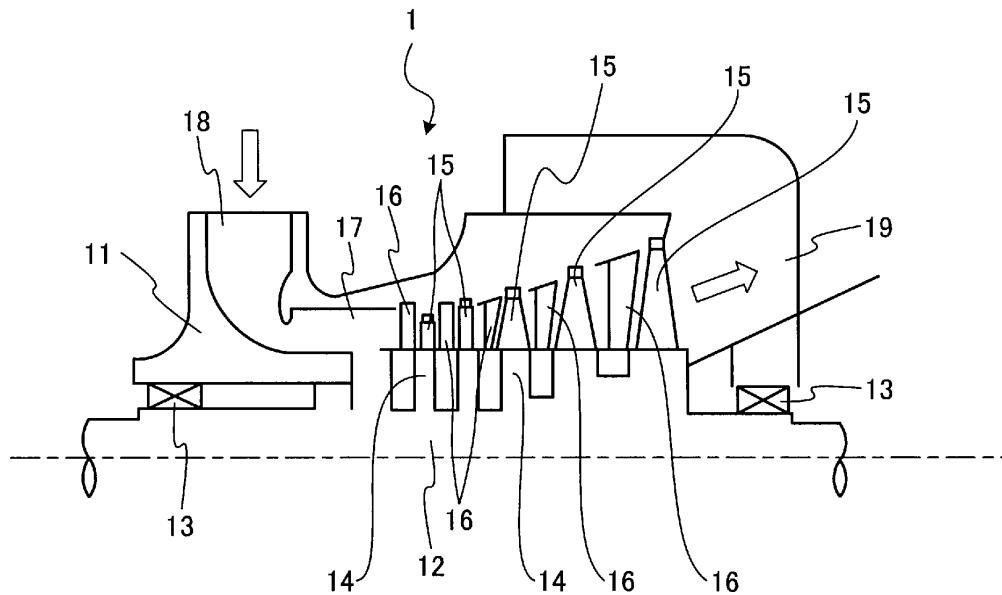
100 : 덧땜 용접 장치

102 : 레이저 조사 장치

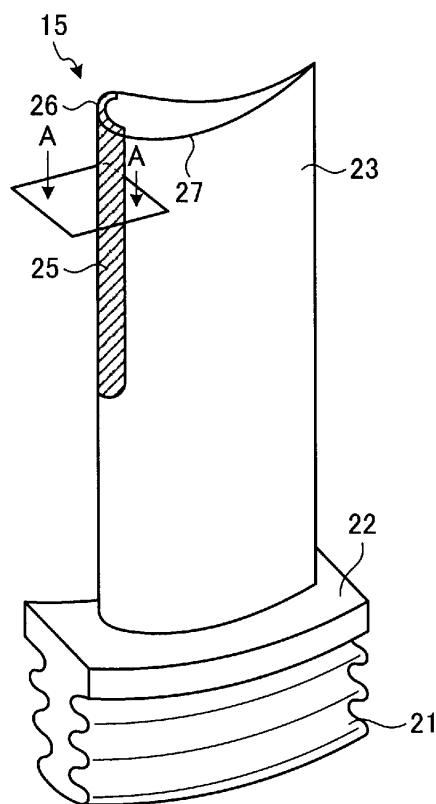
104 : 파우더 공급 장치

도면

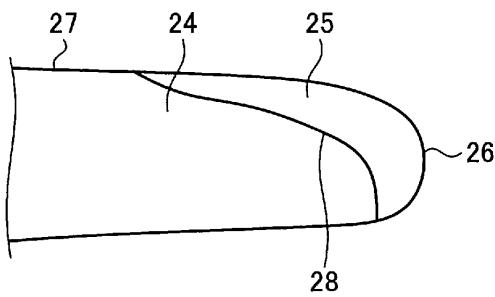
도면1



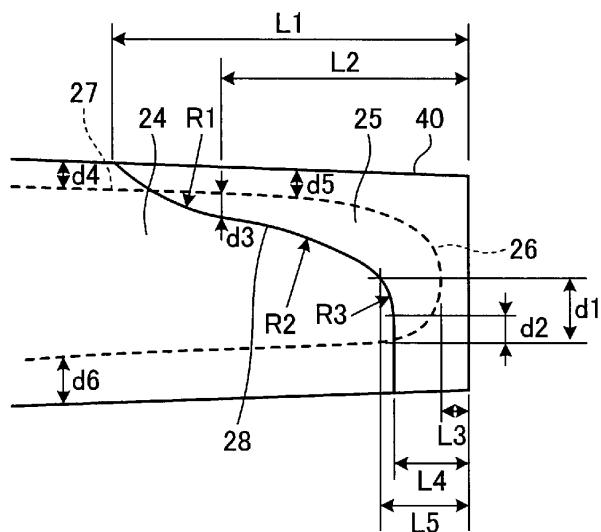
도면2



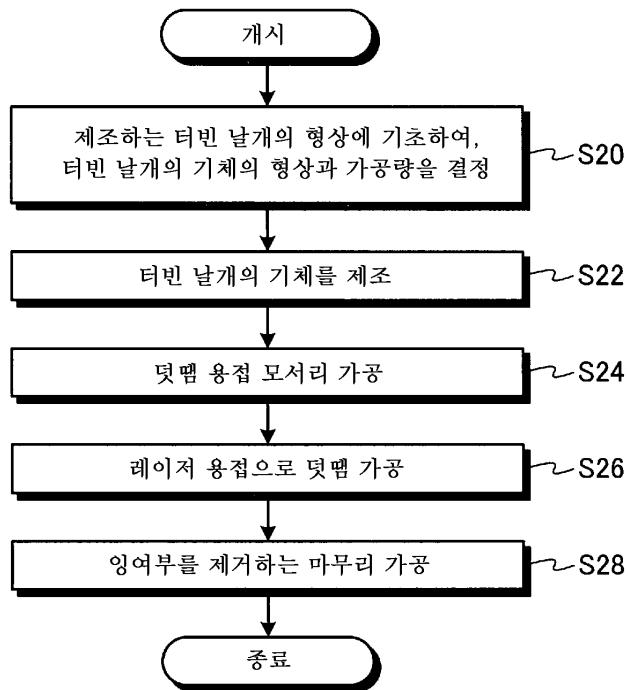
도면3



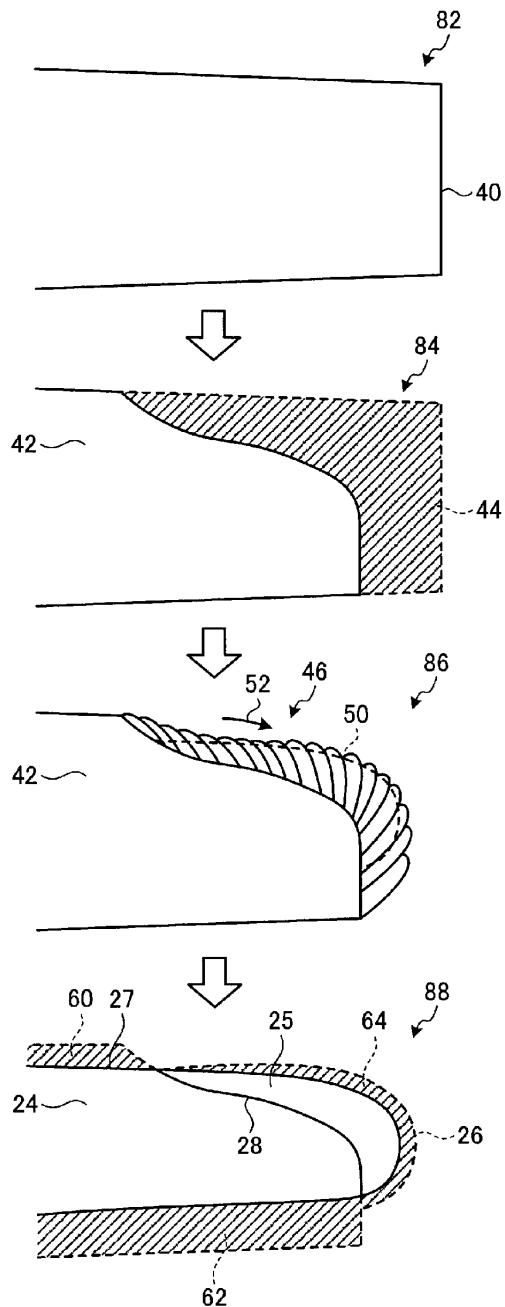
도면4



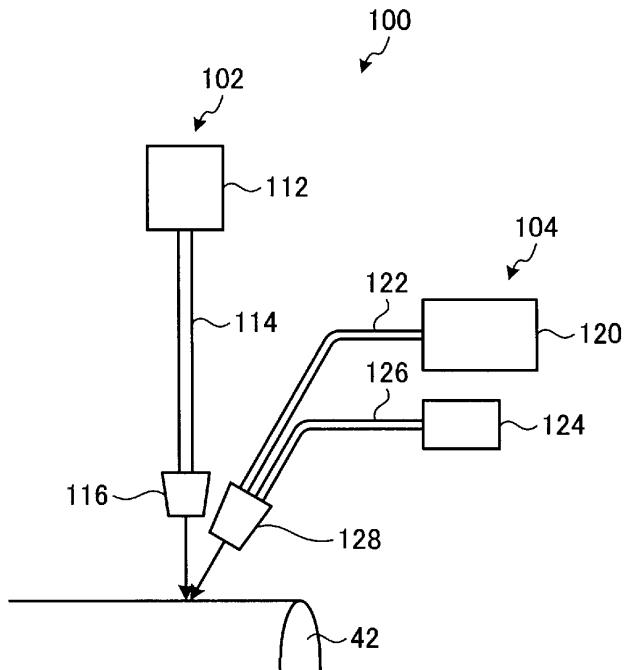
도면5



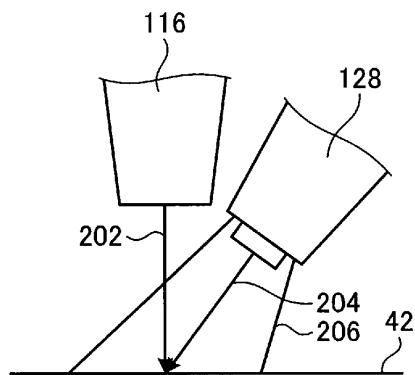
도면6



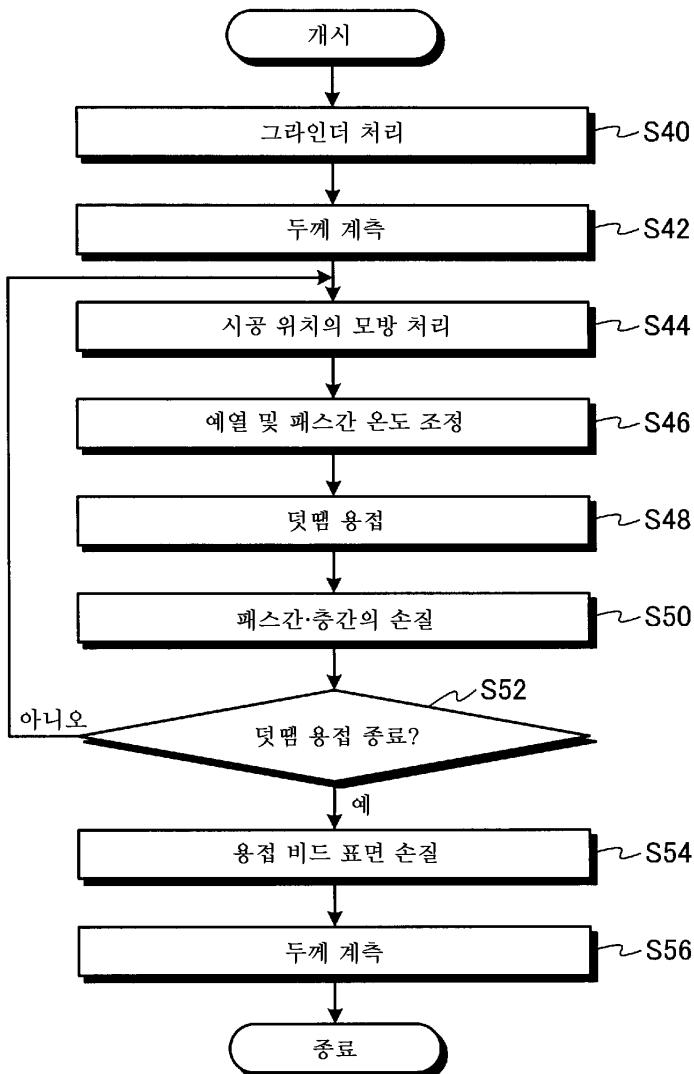
도면7a



도면7b



도면8



【심사관 직권보정사항】

【직권보정 1】

【보정항목】 발명(고안)의 설명

【보정세부항목】 발명의설명 식별번호[0040,41]

【변경전】

거리

【변경후】

거리(두께)