

(19)대한민국특허청(KR) (12) 등록특허공보(B1)

(51) 。 Int. Cl. <i>F01D 5/14</i> (2006.01)	(45) 공고일자 2006년03월31일 (11) 등록번호 10-0566759 (24) 등록일자 2006년03월27일
---	--

(21) 출원번호	10-2000-7014115	(65) 공개번호	10-2001-0052802
(22) 출원일자	2000년12월12일	(43) 공개일자	2001년06월25일
번역문 제출일자	2000년12월12일		
(86) 국제출원번호	PCT/JP1999/003101	(87) 국제공개번호	WO 1999/64725
국제출원일자	1999년06월10일	국제공개일자	1999년12월16일

(81) 지정국 국내특허 : 중국, 일본, 대한민국, 미국,

 EP 유럽특허 : 오스트리아, 벨기에, 스위스, 리히텐슈타인, 독일, 덴마크, 스페인, 프랑스, 영국, 그리스, 아일랜드, 이탈리아, 룩셈부르크, 모나코, 네덜란드, 포르투갈, 스웨덴, 핀란드, 사이프러스,

(30) 우선권주장 10-164833 1998년06월12일 일본(JP)

(73) 특허권자 가부시키가이샤 에바라 세이사꾸쇼
 일본국 도쿄도 오타쿠 하네다아사히쵸 11-1

(72) 발명자 와타나베히로요시
 일본국가나가와켄후지사와시혼후지사와4쵸메2반1고,가부시키가이샤
 에바라소고겐쵸쇼내

 하라다히테오미
 일본국가나가와켄후지사와시혼후지사와4쵸메2-1,가부시키가이샤에바
 라소고겐쵸쇼내

(74) 대리인 송재련
 김양오

심사관 : 정경훈

(54) 터빈 노즐 베인

요약

터빈 노즐은 다이어프램의 내부링과 외부링 사이에 형성된 환상통로(4)내에 원주방향으로 배치되고, 터빈 다이어프램의 내부 및 외부링에 고정된 일련의 노즐 날개(1)를 포함한다. 상기 유로는 상기 노즐 날개 중 인접하는 날개의 압력면(F)과 부압면(B) 사이에 형성되고, 상기 유로의 단면은 내경 및 외경면(허브 및 팁단부벽)으로부터 날개높이(h)를 따라 곡선형 라인으로 연장되는 소정 범위와 거의 직선형 라인으로 형성된 또 다른 범위를 포함한다.

대표도

도 2

명세서

기술분야

본 발명은 터빈 노즐에 관련된 것으로, 특히 다이어프램의 내부링과 외부링 사이에 형성된 환상통로 내에 원주방향으로 배치되고, 상기 다이어프램의 내부 및 외부링에 고정된 일련의 노즐 날개를 구비한 터빈 노즐에 관한 것이다.

배경기술

최근에는 발전소에서의 전력 생산의 효율성 또는 기계작동에 있어 에너지 소비를 개선하기 위하여 터빈 성능을 향상시키는 것이 중요한 것으로 인식되고 있다.

터빈의 성능을 향상시키기 위해서는 각각의 터빈 스테이지의 내부 손실을 줄이는 것이 필요하다. 이러한 각 터빈 스테이지에서의 내부 손실은 날개 프로파일(profile) 손실, 2차 유동 손실, 누출 손실 등을 포함한다.

종횡비(날개높이/날개 현)가 작고 날개높이가 작은 터빈 스테이지에서는 2차 유동 손실의 비율이 크다. 따라서, 2차 유동 손실을 효과적으로 줄여 터빈의 성능을 향상시킬 수 있다.

2차 유동 생성기구를 아래에 설명한다.

도 15에 도시된 바와 같이, 노즐 날개(1) 사이에서 흐르는 유동(G)은 각 노즐 날개(1)의 압력면(F)에서 부압면(B)으로 압력구배(pressure gradient)에 의해 발생된 힘을 받게 된다. 터빈 단부벽으로부터 멀리 있는 주 유동(main flow)에 있어서, 압력구배에 의한 힘과 유동의 회전에 의한 원심력은 평형상태가 된다. 그러나, 터빈 단부벽 부근의 경계층에서의 유동은 작은 운동에너지를 가지게 되어, 압력구배에 의한 힘에 의해 압력면(F)에서 부압면(B)으로 화살표(J)와 같이 흐른다. 유로의 후반부분(latter half)에서는, 유동이 부압면(B)과 충돌하고 회전됨으로써 유로와류(W)를 형성한다. 이 유로와류(W)는 단부벽 경계층에 저에너지 유체를 축적함으로써 노즐 날개의 하류에 비균일 에너지 분포를 생성한다. 비균일 에너지 분포가 노즐 날개의 하류에서 균일하게 되더라도, 균일화되는 동안에 큰 에너지 손실이 발생한다. 도 15에서, E는 반경 라인을, L은 허브단부벽을 나타낸다.

이하, 상기 2차 유동을 억제할 수 있는 다양한 예시를 설명한다.

예를 들어, 도 16에 도시된 바와 같이, 날개(1)를 반경 라인(E)에 대해 각도(θ)로 경사지게 함으로써, 날개의 허브단부벽 부근 날개-대-날개 압력구배를 줄인다. 도 16에서, 참조부호(2)는 외부링을, 참조부호(3)는 내부링을 나타낸다. 또, 도 17 및 도 18에 도시된 바와 같이, 노즐 날개(1)를 그들의 대향 단부에서 휘게 하여, 압력면(F)을 단부벽으로 향하게 한다. 도 17에서, U는 외경면을 나타낸다. 도 18에서, θ_t 는 팁단부벽에서의 날개 스테킹 라인(1)에 대한 접선과 반경 라인(E)과의 사이각을 나타내고, θ_r 은 허브단부벽에서의 날개 스테킹 라인(1)에 대한 접선과 반경 라인(E)과의 사이각을 나타내며, h는 날개높이를 나타낸다. 종래의 예시에 따르면, 동일한 날개 프로파일을 사용하면서, 날개 스테킹 라인을 단부벽 부근의 날개-대-날개 압력구배를 줄이는 방향으로 기울이거나 휘게 함으로써, 2차 유동을 제어하여 손실을 줄였다.

또 다른 종래기술은, 일본국 특개평 10-77801호에 개시된 바와 같이, 노즐 날개에 그 전체 높이를 가로질러 제공된 휘거나 경사진 면을 포함함으로써 2차 유동을 제어하였다.

상기 종래 구성에 있어 압력구배를 제어하기 위해서는, 노즐 날개가 크게 경사지거나 휘어질 필요가 있고, 상기 요구들을 만족시키기 위한 많은 노력들은 노즐 날개의 기계적 강도 또는 제조공정에 있어 문제를 발생시킨다.

또한, 상기 휘거나 경사진 날개에 있어서, 날개의 출구에서의 유동분포는 휘지 않거나 경사지지 않은 날개상의 유동분포와 크게 다를 수 있다.

예를 들어, 도 19는 높이(h)에 대한 무차원율(dimensionless ratio)로서 표현되는, 날개의 높이에 따른 위치를 표시한 가로축과, 절대속도($V = (V_t^2 + V_m^2)^{0.5}$)에 대한 무차원율로서 표현되는, 원주속도(V_t)와 자오방향속도(meridional velocities; V_m)를 표시한 세로축을 갖는 그래프를 나타낸다. 이 그래프(도 19)는 통상적인 날개의 유동속도분포(실선으로 표시)와 휘어진 날개의 유동속도분포(점선으로 표시)가 날개의 대향 단부에서 다르다는 것을 보여준다.

만일 노즐 날개가 휘어진 모양이고 노즐 날개의 하류에 위치한 종래의 회전 날개(rotor blade)와 결합되면, 노즐 날개로부터의 유동은 회전 날개와 매치되지 않아, 휘어진 노즐 날개가 효과적이지 않을 수도 있다. 이러한 경우에는, 휘어진 노즐 날개의 출구로부터의 유동을 매칭시킬 수 있는 새로운 회전 날개가 요구되며, 따라서 이러한 구성은 광범위한 응용분야를 만족시킬 수 없다.

발명의 상세한 설명

따라서, 본 발명의 목적은 통상적인 날개에서와 동일한 출구 유동을 생성하면서도 2차 유동 손실을 줄일 수 있고, 터빈 노즐의 하류에 위치한 회전 날개에 역효과를 주지 않는 터빈 노즐을 제공하는 것이다.

본 발명의 일형태에 따른 터빈 노즐은, 다이어프램의 내부링과 외부링 사이에 형성된 환상통로(4)내에 원주방향으로 배치되고, 상기 다이어프램의 내부 및 외부링에 고정된 일련의 노즐 날개(1)와; 상기 노즐 날개 중 이웃하는 날개의 압력면(F)과 부압면(B) 사이에 형성된 유로를 포함하며, 상기 유로의 단면은 내경 및 외경면(허브 및 팁단부벽)으로부터 날개높이를 따라 연장되고 곡선형 라인으로 형성된 소정 범위와 거의 직선형 라인으로 형성된 다른 범위를 포함한다.

압력면과 부압면의 소정 범위내에 있는 유로의 단면은 곡선으로 형성된 부분과 거의 직선으로 형성된 부분을 포함하기 때문에, 본 발명에 따른 터빈 노즐은 일본국 특개평 10-77801호에 개시된 노즐 날개의 구조와 완전히 다르다.

본 발명의 또 다른 형태에 따른 터빈 노즐은, 다이어프램의 내부링과 외부링 사이에 형성된 환상통로(4)내에 원주방향으로 배치되고, 상기 다이어프램의 내부 및 외부링에 고정된 일련의 노즐 날개(1)와; 노즐 날개의 자오방향으로의 소정 범위 및 팁단부벽과 날개의 미드스팬 사이의 소정 범위 내에 있는 터빈 다이어프램의 팁단부벽을 향하고, 허브단부벽과 날개의 미드스팬 사이의 소정 범위 내에 있는 터빈 다이어프램의 허브단부벽을 향하는 각 노즐 날개의 압력면(F)과; 노즐 날개의 자오방향으로의 소정 범위 및 팁단부벽과 날개의 미드스팬 사이의 소정 범위 내에 있는 터빈 다이어프램의 허브단부벽을 향하고 허브단부벽과 상기 날개의 미드스팬 사이의 소정 범위 내에 있는 다이어프램의 팁단부벽을 향하는 각 노즐 날개의 부압면(B)을 포함한다.

여기서, 상기 소정 범위는 노즐 날개의 리딩 에지(1f)로부터 자오방향(x)으로 노즐 날개의 자오방향폭(Cx)의 적어도 30 %에 해당되는 범위를 포함할 수 있다. 이 소정 범위는 노즐 날개(1)의 허브단부벽(L)으로부터 날개높이(h)의 20 내지 40 %에 해당되는 범위와, 노즐 날개(1)의 팁단부벽(U)으로부터 날개높이(h)의 20 내지 40 %에 해당되는 범위를 포함할 수도 있다.

상기 소정 범위에서, 노즐 날개(1)의 압력면(F)은 팁단부벽쪽의 팁단부벽을 향하여 배치되고, 즉 팁단부벽을 마주보도록 휘어져 있고, 허브단부벽쪽의 허브단부벽을 향하여 배치되며, 즉 허브단부벽을 마주보도록 휘어져 있으며, 노즐 날개(1)의 부압면(B)은 팁단부벽쪽의 허브단부벽을 향하여 배치되고, 즉 허브단부벽을 마주보도록 휘어져 있고, 허브단부벽쪽의 팁단부벽을 향하여 배치되며, 즉 팁단부벽을 마주보도록 휘어져 있다.

노즐 날개(1)의 높이를 따른 압력면상의 라인(1p)과 부압면상의 라인(1s)은 노즐 날개(1)의 높이(h)를 따라 허브단부벽(L)으로부터 20 내지 40 %에 해당되는 범위(C1)와 노즐 날개(1)의 높이(h)를 따라 팁단부벽(U)으로부터 20 내지 40 %에 해당되는 범위(C2)를 제외하고는 바람직하게는 거의 직선으로 형성된 중앙부(S)를 가진다. 특히, 노즐 날개의 자오방향폭(Cx)을 따라 노즐 날개의 리딩 에지(1f)로부터 적어도 30 % 범위 내에 있는 임의의 자오방향위치에서의 유로 단면에 있어 압력면(F)상의 라인과 부압면(B)상의 라인은 노즐 날개(1)의 높이(h)를 따라 허브단부벽(L)으로부터 20 내지 40 %에 해당되는 범위(C1)와 노즐 날개(1)의 높이(h)를 따라 팁단부벽(U)으로부터 20 내지 40 %에 해당되는 범위(C2)를 제외하고는 바람직하게는 거의 직선으로 형성된 중앙부를 가진다.

유로의 단면은 노즐 날개(1)의 자오방향폭(Cx)을 따라 노즐 날개(1)의 리딩 에지(1f)로부터 적어도 30 % 범위 내에 있는 자오방향위치에서의 상기 압력면(F)상의 라인과 상기 부압면(B)상의 라인에 의해 형성되며, 상기 각각의 라인은 노즐 날개의 중앙부분에서 거의 직선형 라인을 포함한다.

압력면 또는 부압면 상의 라인(C1)과 허브단부벽(L)의 교차점(Pt1)으로부터 거의 직선으로 형성된 압력면 또는 부압면상의 중앙부분(S)의 연장선(SE1)과 허브단부벽(L)의 교차점(Pc1)까지의 거리(Sh)와, 압력면 또는 부압면상의 라인(C2)과 팁단부벽(U)의 교차점(Pt2)으로부터 중앙부분(S)의 연장선(SE2)과 팁단부벽(U)간의 교차점(Pc2)까지의 거리(St)는, 노즐 날개의 리딩 에지(1f)에서 최대값을 가지며, 노즐 날개의 리딩 에지로부터 자오방향폭의 30 % 되는 위치에서의 날개높이(h)의 적어도 4 % 를 가진다.

노즐 날개(1)의 리딩 에지(1f)에서의 거리(Sh, St)의 최대값은 날개높이(h)의 5 내지 15 % 범위 내가 바람직하다.

노즐 날개의 리딩 에지(1f)로부터 자오방향폭의 55 내지 65 % 되는 지점까지의 교차점들간의 거리를 Sh 또는 St, 노즐 높이를 h, 및 노즐 날개의 리딩 에지(1f)로부터 날개폭(Cx)까지의 자오방향거리비를 Λ 라고 표시하면, 다음의 수식이 성립된다.

$$St/h, Sh/h = \sum A_n \cdot \Lambda^n$$

여기서, A_n 은 계수이고, n 은 0 이상의 정수이다.

상기 수식에 있어서, 거의 0 에 가까운 교차항은 무시한다. 즉, n 은 무시할 정도까지 작지는 않은 모든 교차항을 포함하는 수치인 0 이상의 정수이다.

본 발명의 상기 및 이와 다른 목적, 특징, 여러 장점들은 본 발명의 바람직한 실시예에 도시한 첨부도면과 연계하여 예시를 통해 설명함으로써 명백해질 것이다.

도면의 간단한 설명

도 1은 본 발명의 실시예에 따른 터빈 노즐의 사시도.

도 2는 도 1의 터빈 노즐의 유로 단면도.

도 3은 본 발명에 따른 노즐 날개의 거리(Sh, St)에 대한 자오방향 분포를 도시한 다이어그램.

도 4a 내지 도 4d는 종래의 터빈 노즐의 노즐 날개에 대한 자오방향으로의 유로 단면의 변화를 도시한 다이어그램.

도 5a 내지 도 5d는 본 발명의 실시예에 따른 터빈 노즐의 노즐 날개에 대한 자오방향으로의 유로 단면의 변화를 도시한 다이어그램.

도 6은 $x/Cx = 0.3$ 에서 거리(Sh, St)와 손실간의 관계를 도시한 그래프.

도 7은 높이(Lh, Lt)와 손실간의 관계를 도시한 그래프.

도 8은 본 발명의 실시예에 따른 노즐 날개의 거리(Sh, St)에 대한 자오방향 분포를 도시한 다이어그램.

도 9는 리딩 에지에서의 거리(Sh, St)와 손실간의 관계를 도시한 그래프.

도 10은 종래의 날개와 본 발명에 따른 날개의 출구에서의 손실 분포를 비교하여 도시한 그래프.

도 11은 날개의 미드스팬(midspan)에서의 날개면상의 정압 분포를 도시한 그래프.

도 12는 터빈 다이어그램의 허브단부벽에서의 날개면상의 정압 분포를 도시한 그래프.

도 13은 날개 출구에서의 속도 분포를 도시한 그래프.

도 14a 및 도 14b는 종래의 노즐 날개와 본 발명에 따른 노즐 날개상의 유로 단면에서의 정압에 대한 등고선 분포를 각각 비교하여 도시한 다이어그램.

도 15는 종래의 터빈 노즐에서의 유동에 대한 부분사시도.

도 16은 2차 유동 손실을 줄이기 위해 경사진 날개를 구비한 종래의 노즐의 부분정면도.

도 17은 2차 유동 손실을 줄이기 위해 휘어진 날개를 구비한 종래의 노즐의 부분사시도.

도 18은 도 17의 노즐에 대한 부분정면도.

도 19는 통상적인 날개와 휘어진 날개의 유동 속도 분포를 비교하여 도시한 그래프.

실시예

본 발명의 실시예에 따른 터빈 노즐을 도면을 참조하여 설명한다.

도 1에 도시된 바와 같이, 본 발명에 따른 터빈 노즐은, 다이어그램의 내부링(3)과 외부링(2) 사이에 형성된 환상통로(4) 내에 원주방향(y)으로 배열된 일련의 노즐 날개(1)를 포함한다. 이 노즐 날개(1)는 내부링(3)의 외경면(팁단부벽)과 외부링(2)의 내경면(허브단부벽)에 각각 고정되는 대향하는 단부상에 허브 및 팁단부벽(L, U)을 가진다. 도 1의 터빈 노즐은 상류 지점에서 본 사시도이다. 각각의 노즐 날개(1)는 날개 프로파일부 또는 익형부(aerofoil section)를 가지며, 압력면(F) 및 부압면(B)을 가진다.

노즐 날개(1) 중 인접하는 날개의 압력면(F)과 부압면(B) 사이에 형성된 유로는 임의의 자오방향 위치에서 단면(4a)을 가진다. 이 단면(4a)은 압력면(F)상의 라인(1p)으로 형성된 측면 에지와 흡인날개면(B)상의 라인(1s)으로 형성된 대향하는 측면 에지를 가진다. 각 노즐 날개(1)는 그 자오방향(x)으로 폭(Cx)을 가진다. 도 1에서 z 는 반경방향을 표시한다.

각 노즐 날개(1)상에서, 단면(4a)을 형성하는 압력면(F)상의 라인(1p) 및 부압면(B)상의 라인(1s)은, 리딩 에지(1f)로부터 자오방향(x)으로 폭(Cx)의 적어도 30 % 되는 지점까지의 범위와, 허브 및 팁단부벽(L, U)으로부터 안쪽으로 날개높이(h)의 20 내지 40 % 에 해당되는 범위(Lh, Lt)(도 2 참조)에서(즉, 허브단부벽(L)에서 팁단부벽(U)쪽 방향으로, 및 팁단부벽(U)에서 허브단부벽(L)쪽 방향으로), 허브단부벽(L)과 팁단부벽(U)을 향하는 직선형 또는 곡선형 라인(C1, C2)으로 각각 구성된다. 라인(1p, 1s)에서 범위(Lh, Lt) 이외의 다른부분, 즉 라인(1p, 1s)의 중앙부분은 직선(S)으로 구성된다.

따라서, 도 2에 도시된 바와 같이, 인접한 노즐 날개(1)의 압력면(F)과 부압면(B) 사이의 유로(4a)에 있어서, 허브 및 팁단부벽(L, U)으로부터 안쪽으로 날개높이(h)의 20 내지 40 % 에 해당되는 범위(Lh, Lt)는, 압력면(F)으로부터 단부(L, U)방향으로 부압면(B)까지 경사진 직선형 또는 곡선형 라인(C)(C1, C2 : 도시된 실시예에서의 포물선)에 의해 형성된다.

허브 및 팁단부벽(L, U)상의 직선부분(S)으로부터의 변위, 즉 경사진 라인(C1)과 허브단부벽(L)간의 교차점(Pt1)에서 직선부분(S)의 연장선(SE1)(도 2에서 점선으로 도시함)과 허브단부벽(L)간의 교차점(Pc1)까지의 거리(Sh), 및 경사진 라인(C2)과 팁단부벽(U)간의 교차점(Pt2)에서 직선부분(S)의 연장선(SE2)(도 2에서 점선으로 도시함)과 외경면(U)간의 교차점(Pc2)까지의 거리(St)는, 노즐 날개의 리딩 에지(1f)에서 최대값을 가지며, 노즐 날개의 트레일링에지(trailing edge)쪽으로 점차 감소된다.

경사진 부분(C1, C2)이 부가된 자오방향 범위의 효과를 아래에 설명한다.

도 3에서는, 자오방향(x)으로의 거리(St, Sh) 변화에 따른 다양한 예시를 특성곡선 (a) 내지 (f)로 나타내었다. 도 3에 있어서, 가로축은 x/C_x 로, 세로축은 Sh/h , St/h 로 표시한다. 여기서, x/C_x 는 날개 자오방향폭(Cx)에 의한 무차원화된 리딩 에지로부터의 자오방향거리로 정의한다. 이들 특성곡선 (a) 내지 (f)로 나타난 예시에 있어서, 리딩 에지(1f)에서의 날개높이(h)에 대한 거리(Sh)(= St)의 비는 특성곡선 (a) 로 나타난 예시를 제외하고는 $Sh/h = 0.09$ 가 되도록 선택된다. 날개높이(h)에 대한 범위(Lh, Lt)의 비는 $Lh/h = Lt/h = 0.25$ 가 되도록 선택된다.

특성곡선 (a)에 있어서, 거리(Sh, St)는 전체 노즐 날개에서 $Sh = 0$, $St = 0$ 이므로, 이는 종래의 노즐 날개 프로파일을 나타낸다.

도 4a 내지 도 4d 에서는, 종래 노즐 날개(특성곡선 (a))에 대한 자오방향으로의 유로 단면의 변화를 나타내었다. 도 5a 내지 도 5d 에서는, 본 발명에 따른 노즐 날개(특성곡선 (e))에 대한 자오방향으로의 유로 단면의 변화를 나타내었다.

비교를 위해, 도 6은 자오방향거리 $x/Cx = 0.3$ 에서의 거리(Sh)에 대하여 특성곡선 (a) 내지 (f)로 나타낸 노즐 날개의 총 압력손실을 점성류 분석(viscous flow analysis)에 의해 계산하여 도시한 것이다.

도 6을 살펴보면, $x/Cx = 0.3$ 에서의 거리(Sh)가 증가함에 따라, 손실은 $Sh/h = 0.046$ 까지 감소하며, $Sh/h > 0.046$ 에서 특성곡선 (d), (e), (f)로 거의 변하지 않고 유지된다.

제조에 있어서 단순화 또는 용이함을 고려한다면, 도 3에 도시된 바와 같이, $x/Cx = 0.6$ 에서 거의 0 으로 감소되는 거리(Sh)를 갖는 노즐 날개(특성곡선 (d), (e))가 경사진 부분(C1, C2)은 자오방향쪽 전체에 걸쳐 있고, 거리(Sh)는 길이방향쪽 전체에 걸쳐 일정한 노즐 날개(특성곡선 (f))에 바람직하다. 왜냐하면, 유로가 더 단순한 형태이기 때문이다.

경사진 부분(C1, C2)이 부가된 날개높이 내의 범위(Lh, Lt)에 대한 효과를 아래에 설명한다.

도 7은 거리(Sh, St)의 분포가 $x/Cx = 0.6$ 에서 거의 0 으로 감소하고, 리딩 에지에서의 Sh/h 는 0.09 인 노즐 날개(도 3의 특성곡선 (b), (c), (d), (e))에 대하여 경사진 부분(C1, C2)이 부가된, 날개높이 내의 범위(Lh, Lt)에 대한 손실의 효과를 나타낸다.

도 7에 따르면, 본 발명에 따른 노즐 날개는 범위(Lh, Lt)의 크기에 관계없이 종래의 노즐 날개보다 적은 손실을 입고, 특히 $0.2 < Lh/h, Lt/h < 0.4$ 범위에서 손실이 최소가 된다.

노즐 날개의 리딩 에지에서의 거리(Sh, St)에 대한 효과를 아래에 설명한다.

도 8은 리딩 에지에서 상이한 거리(Sh, St)를 갖는 노즐 날개를 특성곡선 (a) 내지 (e)로 나타낸 것이며, 도 9는 점성류 분석으로 계산된, 노즐 날개의 총압력손실을 나타낸다. 도 9의 가로축은 노즐 날개의 입구에서의 $Sh/h (= St/h)$ 를 가리킨다.

도 8을 살펴보면, 특성곡선 (b) 내지 (e)로 나타낸 각각의 노즐 날개의 자오방향으로의 거리(Sh, St)에 대한 분포가 $x/Cx = 0.6$ 에서 거의 0 으로 감소한다.

도 9를 살펴보면, Sh/h 가 노즐 날개의 리딩 에지에서 0.16 정도까지 이르는 특성곡선 (b) 내지 (e)로 나타낸 노즐 날개는 종래의 노즐 날개보다 적은 손실을 입는다는 것을 알 수 있다. 이 노즐 날개(특성곡선 (b) 내지 (d))는 손실이 $0.05 < Sh/h < 0.15$ 의 범위에서 특히 최소가 되기 때문에 바람직하다.

도 10 내지 도 13은 본 발명에 따른 노즐 날개와 종래의 통상적인 노즐 날개에 대해 분석적으로 계산한 상세한 결과를 나타낸다.

도 10은 본 발명에 따른 노즐 날개와 종래의 노즐 날개의 날개 출구에 대한 단면에서 점성류 분석으로 계산된 손실 분포를 비교하여 나타낸 것이며, 여기서 리딩 에지에서의 $Sh/h = 0.09, St/h = 0.106, Lh/h = Lt/h = 0.25$ 이고, 자오방향으로의 거리(Sh, St)에 대한 분포는 $x/Cx = 0.6$ 에서 거의 0 으로 감소한다. 도 10에서, 가로축은 z/h 를, 세로축은 총압력손실을 나타낸다.

도 10을 살펴보면, 통상적인 노즐 날개(실선으로 표시)에서, 2차 유동에 의한 손실피크는 허브 및 팁단부벽 근처에서 나타나고, 날개의 하류에서 그것들이 혼합되고 확산될 때 비균일한 유동이 발생되어 큰 손실을 야기하고, 본 발명에 따른 노즐 날개(점선으로 표시)에서는, 허브단부벽 근처에서 2차 유동에 의해 발생된 손실피크가 통상적인 노즐 날개보다 30 % 정도 낮다는 것을 알 수 있다.

도 11은 날개의 미드스팬에서의 날개면상의 정압분포를 나타내며, 도 12는 터빈 다이어프램의 허브단부벽에서의 날개면상의 정압분포를 나타낸다. 도 11 및 도 12에서, 가로축은 x/Cx 를, 세로축은 P/PsO (노즐 입구에서의 정압에 의한 무차원화된 표면압력)를 나타낸다. 도 11 및 도 12를 살펴보면, 본 발명에 따른 날개(점선으로 표시)와 통상의 날개(실선으로 표시)상의 정압은 날개의 미드스팬에서와 동일하지만, 본 발명에 따른 날개의 허브단부벽상의 날개 로딩(압력면과 부압면간의 압력차)은 날개 입구쪽보다 작다는 것을 알 수 있다.

이러한 날개의 로딩분포(loading distribution)의 변화, 즉 본 발명에 따른 날개 로딩은 종래의 날개 로딩에 비해 날개 입구 쪽에서 더 작다는 사실을 노즐내 유로 단면(4a)에서의 정압분포의 변화를 기초로 하여 아래에 설명한다.

도 14a 및 도 14b 에는, 종래의 노즐 날개와 본 발명에 따른 노즐 날개에서의 유로 단면(4a)의 정압 등고선을 나타내었다. 종래의 노즐 날개에서는, 정압 등고선이 압력면(F)상의 라인(1p)과 부압면(B)상의 라인(1s)에 거의 평행하게 분포되어 있다. 부압면(B)상의 라인(1s) 부근에서는, 허브 및 팁단부벽(L, U)상의 정압과 날개높이의 중앙에서의 정압이 거의 동일하다.

본 발명에 따른 노즐 날개에서, 부압면(B)상의 라인(1s) 부근에서 날개높이를 가로지르는 정압분포는 허브단부벽(L)과 팁단부벽(U) 부근에서의 날개높이의 중앙(도 2의 직선부분(S) 범위)에서보다 Sh, St 만큼 더 크다. 따라서, 부압면(B)상의 라인(1s) 부근의 정압은 허브단부벽(L)과 팁단부벽(U) 부근에서 증가하기 때문에, 날개 로딩이 감소한다.

도 14a 및 도 14b 에서, 점선화살표(SF1, SF2)는 유로의 단면(4a)내 압력면(F)상의 라인(1p)으로부터 부압면(B)상의 라인(1s)까지 향하는 양쪽 단부벽 부근의 2차 유동을 나타낸다.

이 2차 유동(SF1, SF2)은 허브단부벽(L)과 팁단부벽(U) 부근에서 압력면(F)과 부압면(B)간의 압력차(날개 로딩)에 의해 생성되며, 2차 유동(SF1, SF2)의 강도는 날개 로딩의 크기에 비례한다. 따라서, 본 발명에 따른 노즐 날개는 허브단부벽(L)과 팁단부벽(U) 부근에서 종래의 노즐 날개보다 더 작은 날개 로딩을 만들 수 있으며, 상기 2차 유동이 종래의 노즐 날개상에서 보다 더욱 억제되므로, 2차 유동에 의한 손실을 감소시킬 수 있다.

또한, 도 15 내지 도 18에 도시된 종래의 2차 유동 제어노즐에 있어서, 노즐 출구에서의 속도분포는 도 19에 도시된 바와 같이 매우 변화한다.

그러나, 본 발명에 따른 노즐 날개에 있어서, 날개 출구에서의 속도분포(원주속도(V_t)와 자오방향속도(V_m)는 절대속도 $V = (V_t^2 + V_m^2)^{0.5}$ 에 대한 무차원율로서 표시됨)는 도 13에 도시된 바와 같이, 통상의 노즐 날개의 속도분포와 거의 동일하게 유지된다.

결론적으로, 종래의 터빈 스테이지의 노즐 날개가 본 발명에 따른 노즐 날개로 대체되더라도, 터빈 노즐은 터빈 스테이지의 하류에 위치한 회전 날개에 악영향을 미치지 않는다.

상술한 바와 같이, 본 발명에 따른 터빈 노즐은 노즐 날개의 끝단에서의 2차 유동을 억제할 수 있어, 2차 유동에 의한 손실을 줄일 수 있다. 또한, 본 발명에 따른 터빈 노즐은 통상의 노즐 날개에서와 동일한 노즐 출구에서의 속도분포를 제공하므로, 터빈 노즐의 하류에 위치한 회전 날개에 악영향을 미치지 않는다.

비록 본 발명에서는 임의의 바람직한 실시예를 도시하고 자세하게 기술하였지만, 첨부된 청구범위의 범위에서 벗어나지 않는 다양한 변형에 및 실시예가 가능하다는 것은 명백하다.

산업상 이용 가능성

본 발명은 발전소의 발전기와 같은 각종 기계를 구동하는데 사용되는 터빈에 적합하다.

(57) 청구의 범위

청구항 1.

터빈 노즐에 있어서,

내부링의 허브단부벽과 외부링의 팁단부벽 사이에 형성된 환형 통로 내에 원주방향으로 배치되고, 상기 허브단부벽 및 상기 팁단부벽에 고정된 일련의 노즐 날개; 및

상기 노즐 날개 중 인접하는 날개의 압력면과 부압면 사이에 형성되는 유로를 구비하고,

상기 노즐 날개의 리딩 에지로부터 자오방향으로 소정 범위의 영역 내에 있는 상기 유로의 단면은, 상기 허브단부벽 및 상기 팁단부벽으로부터 각각 안쪽으로 소정 범위의 날개높이에서는 상기 압력면 및 상기 부압면 상의 곡선형 라인을 가지고, 상기 소정 범위 밖의 날개높이 범위 내에서는 상기 압력면 및 상기 부압면 상의 직선형 라인을 가지는 것을 특징으로 하는 터빈 노즐.

청구항 2.

제 1항에 있어서,

상기 소정 범위의 날개높이는, 상기 허브단부벽 및 상기 팁단부벽으로부터 각각 안쪽으로 상기 날개높이의 20 내지 40%에 해당되는 범위를 포함하는 것을 특징으로 하는 터빈 노즐.

청구항 3.

제 1항에 있어서,

상기 소정 범위의 영역은, 상기 노즐 날개의 상기 리딩 에지로부터 자오방향으로 적어도 자오면 방향의 날개폭의 30% 되는 지점까지의 영역을 포함하는 것을 특징으로 하는 터빈 노즐.

청구항 4.

제 1항에 있어서,

상기 노즐 날개의 상기 리딩 에지로부터 자오방향으로 적어도 날개폭의 30 % 되는 지점까지의 범위 내에 있는 상기 유로의 상기 단면은, 상기 압력면 상의 라인과 상기 부압면 상의 라인으로 형성되고, 상기 각 라인은 상기 허브단부벽 및 상기 팁단부벽으로부터 각각 안쪽으로 상기 날개높이의 20 내지 40%에 해당하는 범위를 포함하지 않는 중앙부분의 직선형 라인을 포함하는 것을 특징으로 하는 터빈 노즐.

청구항 5.

제 4항에 있어서,

상기 압력면 또는 상기 부압면 상의 라인과 상기 허브단부벽의 교차점(Pt1)으로부터 상기 직선형 라인의 연장선과 상기 허브단부벽의 교차점(Pc1)까지의 거리(Sh)와, 상기 압력면 또는 상기 부압면 상의 라인과 상기 팁단부벽의 교차점(Pt2)으로부터 상기 직선형 라인의 연장선과 상기 팁단부벽의 교차점(Pc2)까지의 거리(St)는, 상기 노즐 날개의 리딩 에지에서 최대값을 가지는 것을 특징으로 하는 터빈 노즐.

청구항 6.

제 5항에 있어서,

상기 최대값은 상기 날개높이의 5 내지 15% 인 것을 특징으로 하는 터빈 노즐.

청구항 7.

제 5항에 있어서,

상기 노즐 날개의 상기 리딩 에지에서의 상기 거리들은 상기 날개높이의 5 내지 15% 범위에 있고, 상기 노즐 날개의 상기 리딩 에지로부터 자오방향으로 적어도 날개폭의 30% 되는 지점까지의 영역 내에서의 상기 거리들은 적어도 상기 날개높이의 4% 인 것을 특징으로 하는 터빈 노즐.

청구항 8.

삭제

청구항 9.

삭제

청구항 10.

삭제

청구항 11.

삭제

청구항 12.

삭제

청구항 13.

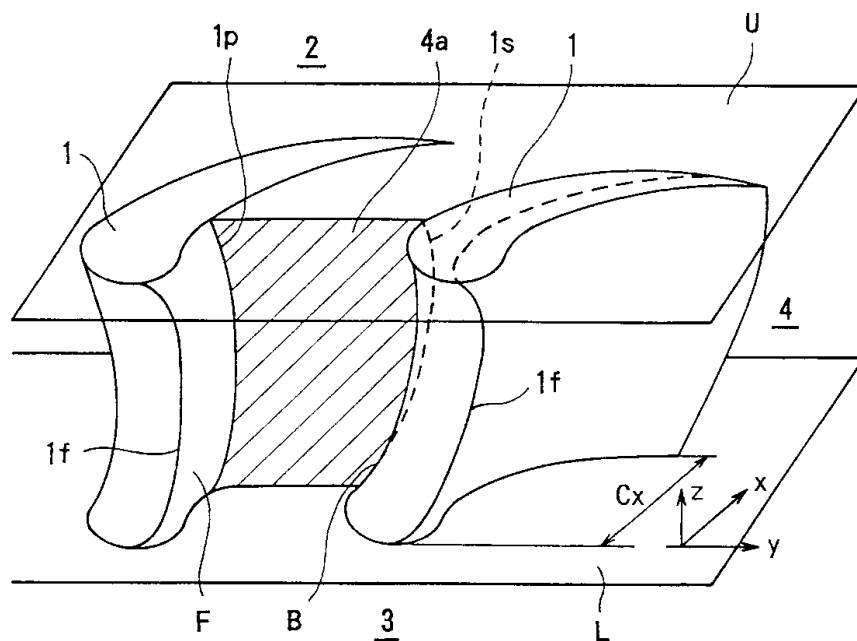
삭제

청구항 14.

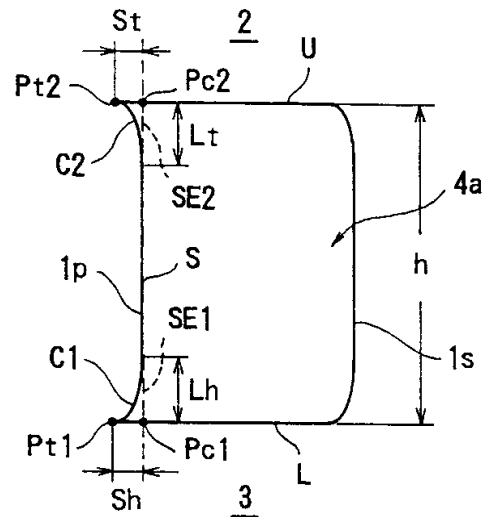
삭제

도면

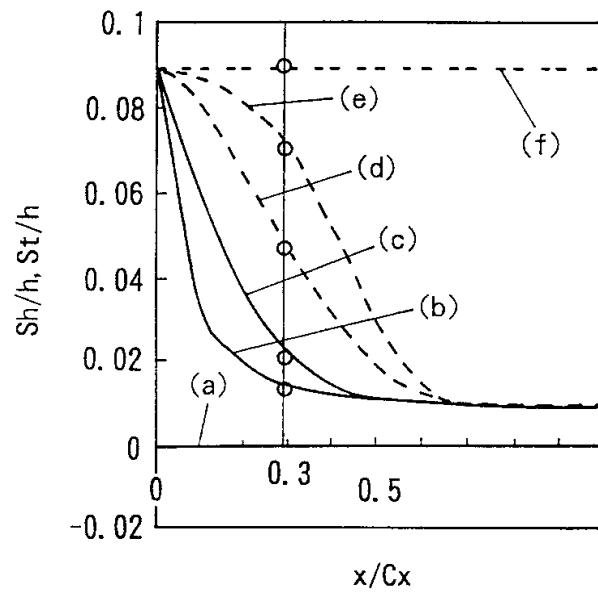
도면1



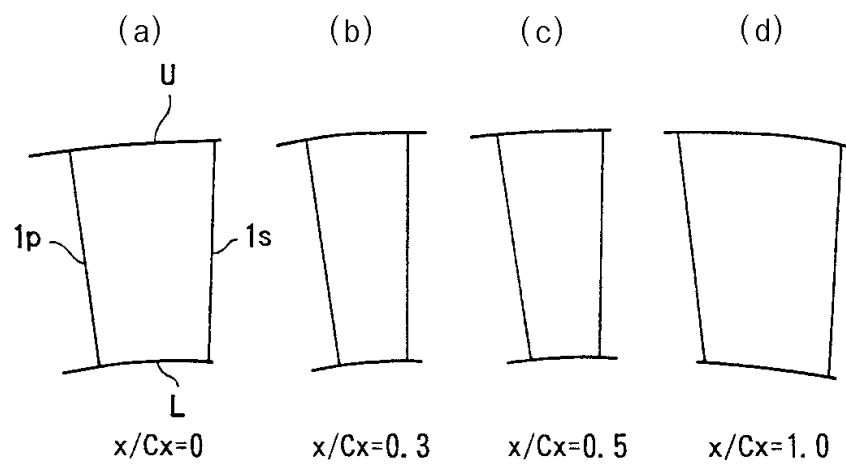
도면2



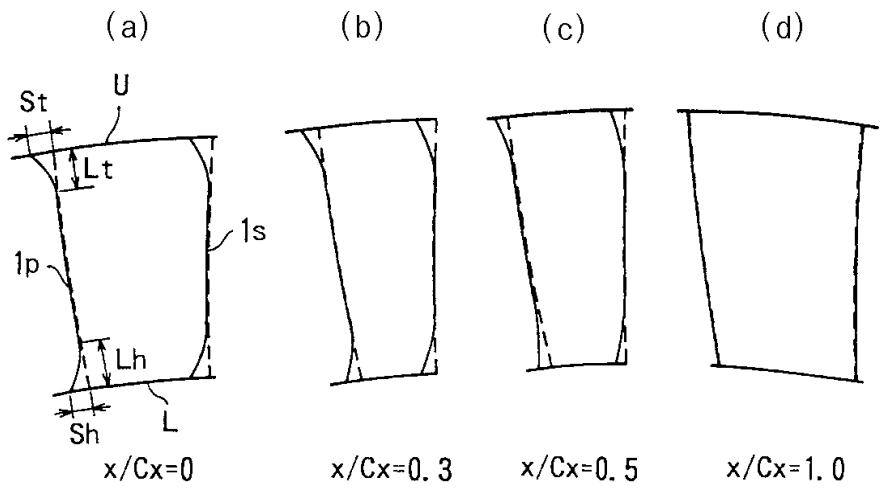
도면3



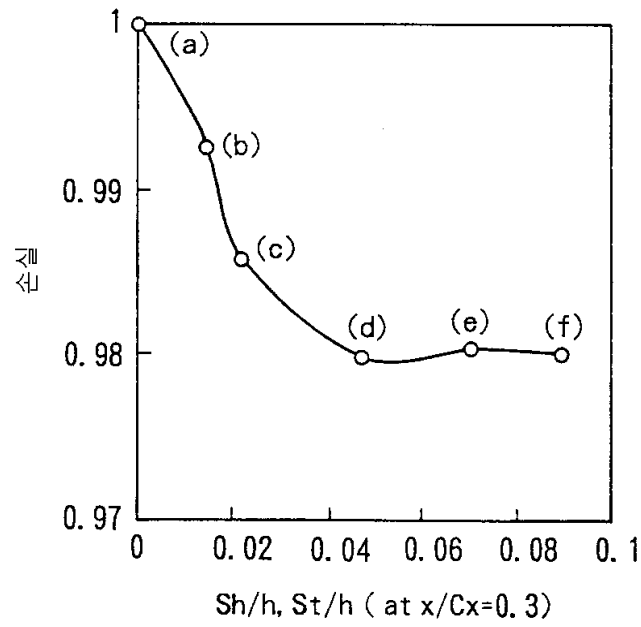
도면4



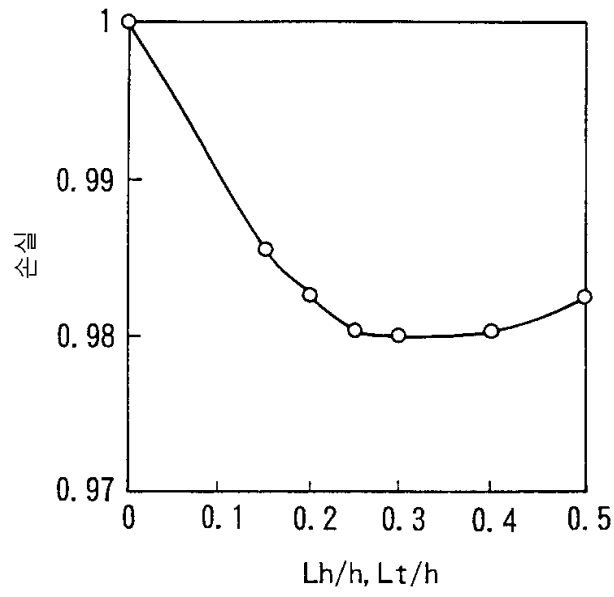
도면5



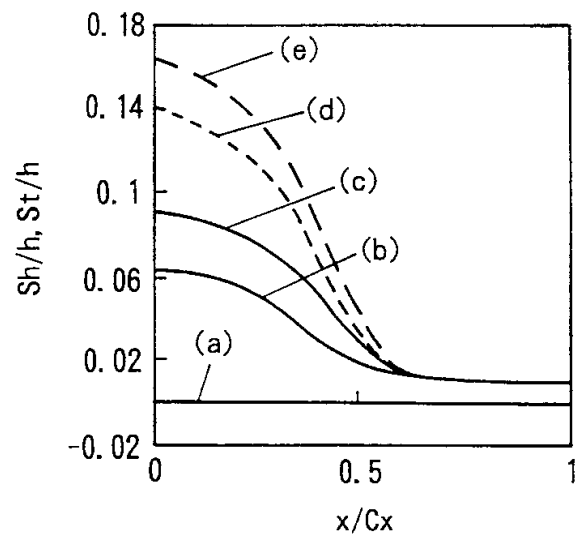
도면6



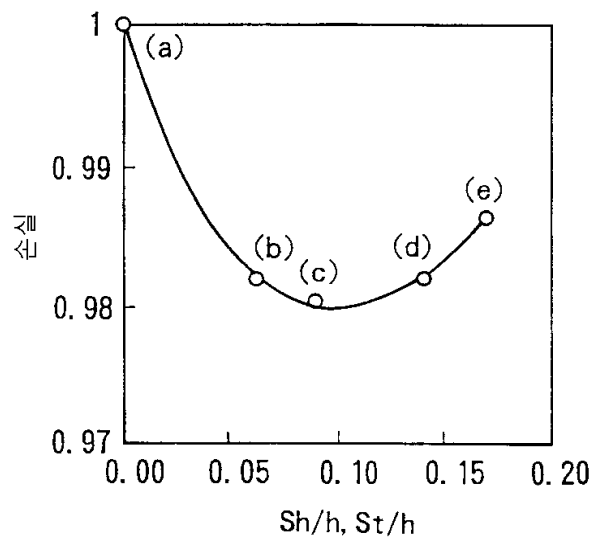
도면7



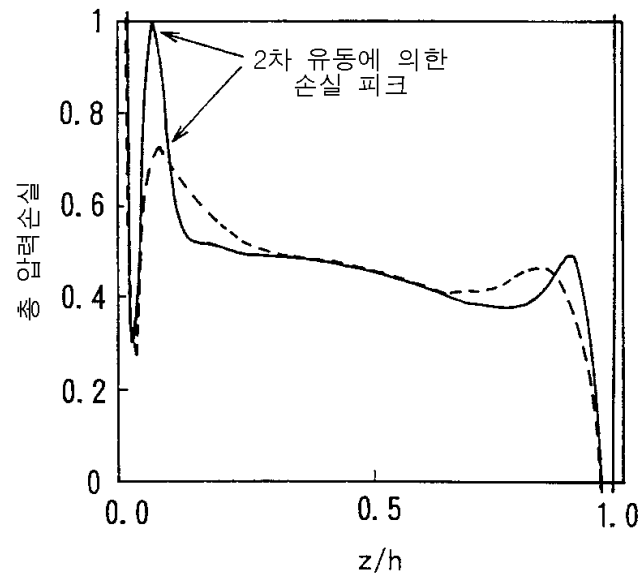
도면8



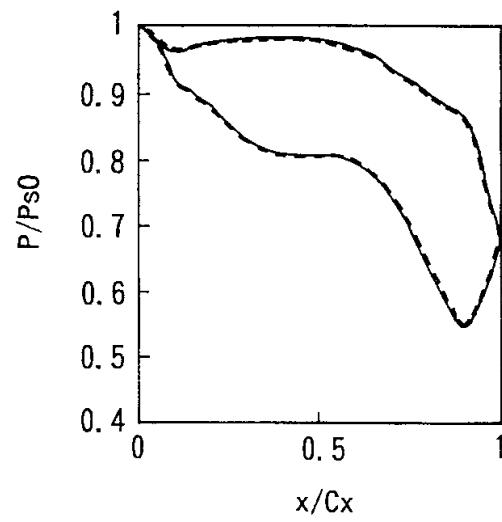
도면9



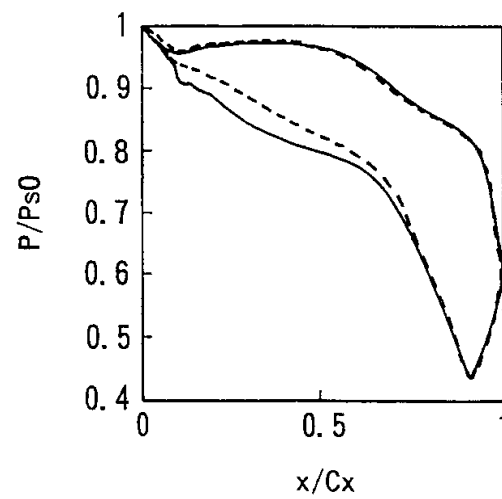
도면10



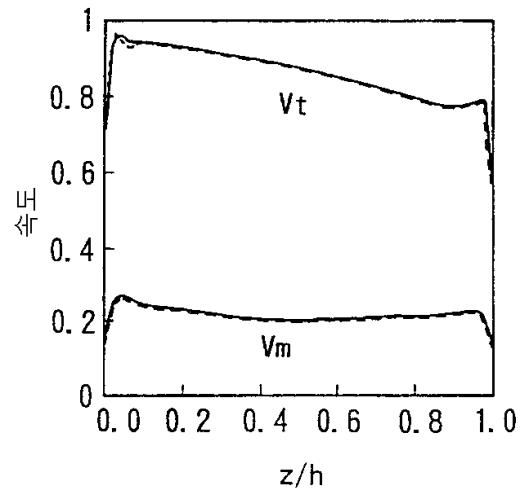
도면11



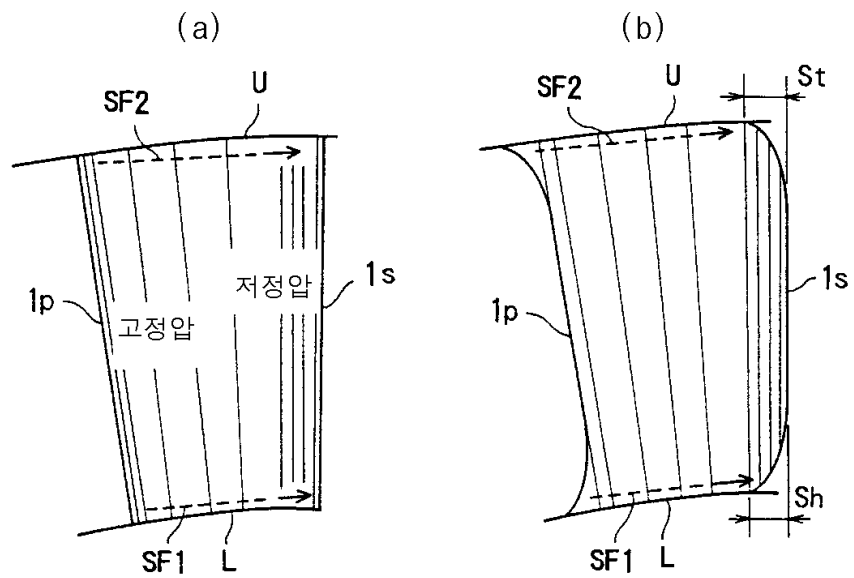
도면12



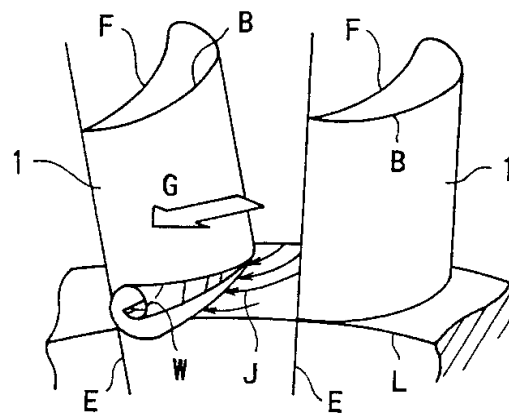
도면13



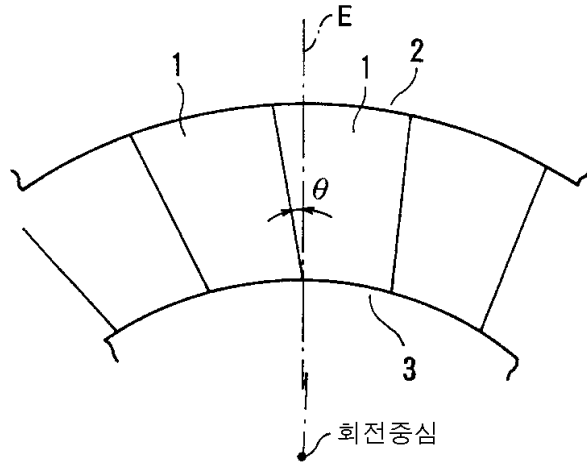
도면14



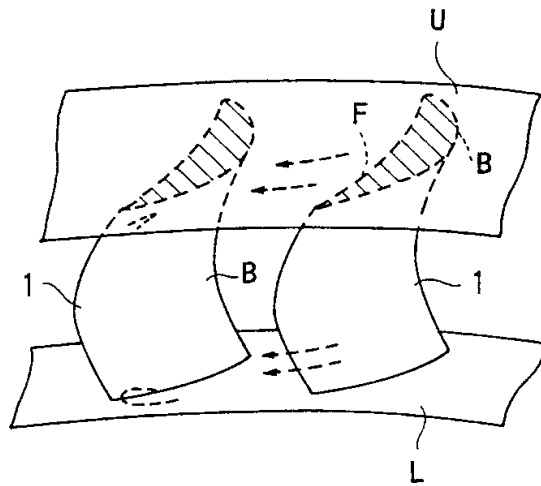
도면15



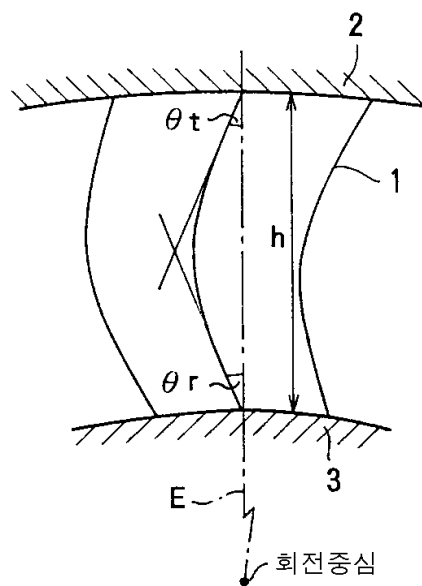
도면16



도면17



도면18



도면19

