

(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 특허공보(B1)

(51) Int. Cl.⁴
F04D 29/38

(45) 공고일자 1988년04월09일
(11) 공고번호 88-000523

(21) 출원번호	특1985-0004321	(65) 공개번호	특1986-0002655
(22) 출원일자	1985년06월 18일	(43) 공개일자	1986년04월28일
(30) 우선권 주장	59-186062 1984년09월05일	일본(JP)	
(71) 출원인	미쓰비시전기 주식회사	카다야마 히도하지로	
	일본국 도쿄도 지요다구 마루노우치 2초메 2-3		

(72) 발명자 오오쓰다 가쓰히사
일본국 아마가사끼시 쓰가구찌마찌 8-1-1 미쓰비시전기 주식회사 쥬오오
겐큐쇼나이
나카지마 구라오
일본국 아마가사끼시 쓰가구찌마찌 8-1-1 미쓰비시전기 주식회사 쥬오오
겐큐쇼나이
이와무라 요시미
일본국 아마가사끼시 쓰가구찌마찌 8-1-1 미쓰비시전기 주식회사 쥬오오
겐큐쇼나이
(74) 대리인 정우훈, 박태경

심사관 : 서정욱 (책자공보 제1384호)

(54) 축류(軸流)임펠러

요약

내용 없음.

대표도

도1

명세서

[발명의 명칭]

축류(軸流)임펠러

[도면의 간단한 설명]

제1도는 종래의 축류임펠러의 전면형상도.

제2도는 본 발명의 한 실시예에 의한 축류임펠러의 사시도.

제3도는 상기의 한 실시예에 있어서의 $\delta\theta$ 의 정의를 나타낸 전면형상도.

제4도는 δz 의 정의를 나타낸 회전축을 포함한 평면에 대한 회전투영도.

제5도는 임펠러의 날개단면을 나타낸 단면도.

제6도는 날개의 상호위치를 나타낸 전면형상도.

제7도는 날개의 대한 흐름의 상대 관계를 나타낸 날개단면도.

제8도는 δz 의 변화에 대한 비(比)소음레벨과, 개방점 소음레벨의 값을 나타낸 실험결과에 의한 특성도.

제9도는 $\delta\theta$ 의 변화에 대한 비소음레벨과 개방점 소음레벨의 값을 나타낸 실험결과에 의한 특성도.

제10도는 θt 의 변화에 대한 비소음레벨과 개방점 소음레벨의 값을 나타낸 실험결과에 의한 특성도.

제11도는 ξt 의 변화에 대한 비소음레벨 KS와 개방점 소음레벨의 값을 나타낸 특성도이다.

* 도면의 주요부분에 대한 부호의 설명

1 : 날개

1' : 전면투영도에 있어서의 날개

1a : 날개선단부	1a' : 전면투영도에 있어서의 날개선단부
1b : 날개전연(前緣)부	1b' : 전면투영도에 있어서의 날개전연부
1c : 날개후연부	1c' : 전면투영도에 있어서의 날개후연부
1d : 날개외주부	1d' : 전면투영도에 있어서의 날개외주부
2 : 보스(boss)	3 : 회전축
4 : 회전방향	5 : 캠버(camber)선
5a : 날개부압면(負壓面)	5b : 날개압력면
5c : 상대적 캠버선	6 : 회전축 평행선
7 : 날개면 유입벡터(Vector)	8 : 압력면측 박리역
9 : 날개사이의 흐름에 의한 원심력	
9a : 원심력의 날개부압면의 법선분력(法線分力)	
9b : 원심력의 날개부압면의 평행분력	
Rt : 날개외주부(外周部)의 반경	
Re : 날개 선단위치반경	Rb : 보스반경
R : 반경	P _R : 익현선(翼弦線)중심점
P' _R : 전면투영도에 있어서의 익현선 중심점	
Pt : 날개외주부의 익현선 중심점	
Pt' : 전면투영도에 있어서의 날개외주부의 익현선 중심점	
Pb : 보스외주의 익현선 중심점	
Pb' : 전면투영도에 있어서의 보스외주의 익현선 중심점	
0 : 전면투영도에 있어서의 보스의 원점	
X : X축	
$\delta \theta$: 반경 R에 있어서의 익현선 중심점의 X축에 대한 각도	
Sc : Pb를 지나 회전축과 직교하는 평면	
Ls : 반경 R의 익현선 중심점과 Sc 평면간의 거리	
δz : Sc평면과 선분 Pb, P _R 이 이루는 각도	
L : 익현의 길이	
θ : 캠버(camber)각	ξ : 날개 엇갈림각
RR : 원호날개의 기준반경	t : 날개의 주방향 취부피치(pitch)

[발명의 상세한 설명]

본 발명은 환기팬이나 에어컨 등에 쓰이는 축류팬에 관한 것이며, 특히 그 공기력소음을 극한까지 낮출수 있는 축류임펠러를 제공하는 것이다.

축류팬은 공조기나 환기팬 등에 널리 쓰이고 있으며, 그 팬에서 발생하는 소음을 가급적 낮추는 것은 사회적으로 매우 중대하다.

그러나, 팬에서 발생하는 소음을 극력 낮추고 또 팬의 공기력성능을 떨어뜨리지 않도록 하는 저소음 팬의 설계수법은 확립되어 있지 않고 있으며, 개개의 제품에 대응한 그때뿐의 시행착오적인 설계 수법이 적용되어 왔다.

이들의 종래기술중 일본국 특공소 50-39241호에서 볼수 있는 임펠러의 전면형상을 회전방향으로 돌출시킨것과 같은 형상으로 하는 것 등의 수법이 많이 쓰이고 있었다.

제1도는 그 특허에 의한 임펠러의 전면형상을 보인 것이며, 1은 임펠러의 날개, 2는 날개(1)를 붙이는 보스, 1a는 날개(1)의 선단부, Rt는 임펠러의 외경반경, Re는 날개선단부(1a)의 반경이다.

종래 이 형태의 임펠러의 경우 외주부의 위치의 결정방법 및 전연부의 결정방법에 관하여 명확한 판단기준은 없으며, 단순히 전면형상의 특이성만으로 형상을 규정하는 등의 방법이 적용되어 왔다.

제1도에 있어서 날개선단부(1a)은 반경비 $Re/Rt=0.88$ 인 곳에 있으며, 임펠러의 외주부 가까이 $Re/Rt \approx 1.0$ 의 곳에는 없으므로써 가장 일분량이 큰 날개외주부의 면적을 실질적으로 줄이게 되고, 공기력 성능의 저하를 초래케하여 소음이 증대한다.

축류팬에 있어서의 날개 선단부는 공기역학적으로 보아 매우 중요하며, 그 형상이 회전축방향에 대

하여 큰 R형상을 가진다고 하는 것은 유체에 대하여 큰 저항이 되고 날개 전연선단부에서의 전연박리의 유인(誘因)이 되고, 날개면에서 발생하는 소음을 증가시키게 된다.

또 종래의 임펠러에서는 날개의 대한 흐름을 단순한 2차원흐름으로 생각하여 형상을 결정하고 있으므로 개방점에 있어서의 소음특성의 개선은 가능하여도 실제의 팬의 사용형태인 정압발생시에 있어서의 소음특성을 대폭적으로 개선할수는 없다.

따라서 일본국 특공소 50-39241호와 같은 형상의 팬에서는 날개형상에 대한 3차원적인 취급이 도무지 되어있지 않으므로, 팬구성을 이같이 하더라도 소음특성을 비약적으로 향상시키고 초저소음의 축류팬을 구성할 수는 없다.

본발명 및 본 발명의 다른 발명에서는 종래의 축류팬이 가진 결점을 개선하기 위하여 이루어진 것이며, 임펠러의 3차원적 형상을 명확화함으로써 현재까지 없었던 초저소음의 축류임펠러를 제공하는 것을 목적으로 하는 것이다.

본 발명의 한 실시예를 도면으로 설명한다.

제2도는 3개의 날개형상의 본 실시예에 의한 축류팬의 사시도이며, 1은 3차원형상을 가진 날개, 1a는 날개선단부, 1b는 날개전연부, 1c는 날개후연부, 1d는 날개외주부, 2는 날개(1)을 달기위한 보스, 3은 임펠러의 회전축, 4는 회전방향이다.

이 날개는 도면에서 아다시피 날개형상의 독특한 것이며, 지금까지 존재하지 않았던 형상이다.

그러면 구체적으로 본발명에 의한 축류팬을 구성하는 인자(因子)를 나타낸다.

이 임펠러는 팬을 구성하는 여러인자를 명확화함으로써 날개의 3차원 형상을 구체적으로 정의할 수 있도록 한 것이며, 방대한 시험결과에서 얻어진 최적형상이다.

축류팬의 3차원형상을 결정하기 위한 중요한 파라미터로서 본발명에서는 날개의 익현선 중심점(P_R)의 위치를 규정하고 있다.

제3도는 회전축(3)과 직교하는 평면에, 날개(1)를 투영한때의 투영도이며, 1'는 날개(1)의 투영면상의 날개형상, 2는 보스, 3은 회전축이며, 회전축(3)으로부터 반경 R인 원통면에서 날개(1)를 절단한때의 투영면에 있어서의 원호 $1_{br}'-P_R-1_{cr}'$ 는 날개단면형상이 된다.

여기에서 P_R '는 원호 $1_{br}'-1_{cr}'$ 의 중심점이며, 투영면에 있어서의 익현선 중심점이 된다.

투영면에 있어서의 P_R 의 위치를 명확화하기 위하여 보스반경(R_b)의 원통면에서 날개(1)를 절단한때의 투영면에서 있어서의 보스부익현선 중심점을 P_b 으로 하고 회전축(3)의 투영면에 있어서의 위치 0를 잇는 직선 $P_b'-0$ 을 X축, 0를 원점으로 한 좌표계를 투영면상에 형성한다.

$P\theta'$ 는 익현선 중심점(P_R)에서의 익현선중심점궤적($P_b'-P_R'-P_t'$)의 접선과 반경(R)과 이루는 각도를 표시한다.

또 대시(')기호가 붙은 부호는 투영면에 있어서의 각부분을 표시한다.

상기 좌표계에 있어서 직선 P_R-0 와 X축이 이루는 각도를 $\delta\theta$ 로 하고, 거리를 R로 하면, P_R 의 위치는 ($R, \delta\theta$)라고 하는 극좌표로 표현할 수 있다.

$$\delta\theta = \delta\theta_t \times \frac{R-R_b}{R_t-R_b} \quad (R_t : \text{날개끝 반경, } R_b : \text{보스반경})$$

이 발명에서는 직선 $P_t'-0$ 와 X축의 이루는 각도를 $\delta\theta_t$ 라 하면 날개끝 반경, R_b : 보스반경)로 부여하고 $\delta\theta_t=40^\circ-50^\circ$ 로 하고 있다.

이와같이 하여 익현선중심점(P_R)의 위치를 회전축(3)과 직교하는 평면상으로 정의할 수 있으므로 다음에 축방향위치를 정의한다.

제4도는 제3도에 있어서의 보스부 익현선 중심점 P_b' 에서 외주부 익현선 중심점 P_t' 까지의 반경방향의 궤적 $P_b'-P_R'-P_t'$ 에 관하여 임의의 반경 R에 있어서의 익현선 중심점 P_R 을 평면(OX)면에, 반경(R)로 회전 투영한 익현선 중심점 P_R 의 반경방향분포 및 날개(1)의 동일위치에서의 단면을 표시한다.

도면에서, 9는 임펠러회전시의 원심력, 9a, 9b는 원심력(9)의 각 부압면 법선분력 및 접선방향분력, 화살표 A는 기체의 유입방향을 표시한다.

여기서 보스(2)의 외주부에 있어서의 날개(1)의 익현선중심점 P_b 를 지나 회전축(3)과 직교하는 평면 Sc 면을 생각한다.

임의의 반경 R에 있어서의 익현선 중심점을 P_R 로 하였을때 상기 Sc 평면과 P_R 점과의 거리를 L_s , 보스

$$\frac{L_s}{R-R_b}$$

부 익현선중심점(P_b)와 Sc 평면이 이루는 각도를 δz 라고 하면 $\delta z = \tan^{-1} \frac{L_s}{R-R_b}$ 가 된다. 따라서 L_s 또는 δz 를 규정하여 반경 R을 부여하므로써 익현선 중심점 P_R 의 축방향위치를 정의할 수가 있다.

임펠러를 구성하기 위하여는 상기 익현선 중심점 P_R 를 상대적인 원점으로 하고, 여기에 캠버가 주어진 날개단면을 형성하고, 날개면 전체를 매끄러운 곡면으로 하면 된다.

제5도는 익현선 중심점 P_R 을 상대원점으로 하여 날개면을 형성하였을때 날개(1)를 반경 R 의 원통면에서 절단하고, 그 단면을 2차원 평면으로 전개한 때의 전개도를 보인다.

날개의 그 캠버선(5)은 본 실시예에서는 한 원호를 쓰고 있으므로 그 원호를 형성하기 위하여 중심각 θ , 원호를 형성하는 반경을(P_R), 날개의 전연을(1b), 후연을(1c)로 한다.

$$\theta = (\theta_t - \theta_b) \times \frac{R - Rb}{(Rt - Rb)} + \theta_b$$

이 한 실시예에서는 θ 의 반경방향분포를 로 하고, 이때 θ_t 는 날개끝에서의 캠버각, 즉 날개끝에서의 캠버선의 중심각, θ_b 는 날개 보스부에서의 캠버각, 즉 날개보스부에서의 캠버선의 중심각을 부여하고 $\theta_t = 20^\circ \sim 30^\circ$, $\theta_b = 27^\circ \sim 37^\circ$, $\theta_t < \theta_b$ 로 한다.

날개를 붙이는 위치는 익현선 1b-1c와 회전축(3)과 평행한 직선(6)간의 각도를 엇갈림각 ξ 로 하고, ξ 를 반경방향으로 분포되도록 결정한다.

$$\xi = (\xi_t - \xi_b) \times \frac{(R - Rb)}{(Rt - Rb)} + \xi_b$$

즉, ξ 의 반경방향분포를 로 하며, 이때 ξ_t 는 날개끝에서의 엇갈림각, ξ_b 는 날개보스부에서의 엇갈림각으로 하고, $\xi_t = 62^\circ \sim 72^\circ$, $\xi_b = 53^\circ \sim 63^\circ$, $\xi_t > \xi_b$ 로 하고 있다.

L 은 익현의 길이이며, 제6도에 보인 날개사이의 원주방향거리 T 를 사용하여 T/L 라는 파라미터이며, 반경방향의 날개의 크기를 한정한다.

이와같이 5개의 파라미터를 독자적값으로 함으로써 초저소음의 축류임펠러가 얻어짐을 아래에 기술한다. 팬을 저소음화할 경우, 가장 간단한 방법은 회전수를 떨어뜨려서 팬의 기류음(氣流音)을 내리는 방법이다.

그러나, 이 방법을 쓰면 음은 내려가지만 팬으로서의 기본적인 기능이 대폭으로 저하한다.

즉, 풍량이 저하하여 정압상승을 얻지 못한다.

여기서 임펠러의 플로우패턴(Flow pattern)(기류의 선회방향속도 성분의 반경방향분포)을 자유와류($Cu \times R = \text{일정}$, Cu : 기류의 선회방향속도성분, R : 반경, 기류의 반경방향의 각운동량이 일정날개의 보스부에서 외주부까지 일정하게 일을 시킨다.

이경우는 유선(流線)의 반경방향분포는 입구에서 출구까지 대략 일정하다)에서 주속(周速)이 큰 날개의 외주부에서 큰일을 시키는 강제와류($Cu = R \times \text{정수}$, Cu : 기류의 선회방향속도성분, R : 반경, 기류의 각 운동량이 반경에 비례하여 증대한다)의 플로우패턴으로 하여, 풍량, 정압을 떨어뜨리지 않고 팬의 회전수를 내려서 소음을 낮추려고 하고 있었다.

그러나, 날개면으로 유입하는 공기는 외부에서 강제력을 주지않는한 스스로의 플로우패턴이 소용돌이가 없는 퍼텐셜(potential)의 흐름이 되어 있다.

따라서, 임펠러의 익간 흐름을 강제와류로 하더라도 날개의 유입하기전의 흐름은 자유와류(흐름의 축 유입 속도는 임펠러의 각 반경 위치에 있어서 일정)으로 흐르고 있으므로 강제와류로 설계한 임펠러로서는 임펠러의 보스 가까이에서는 제7도에 보이듯이 상대적 유입각도 ε 가 크게 된다.

날개(1)에 대한 무충돌 유입각은 γ 이므로 $\varepsilon > \gamma$ 의 경향이 강하므로 임펠러에 유입하는 흐름(7)은 날개의 압력면(5b)에서 전연 박리를 일으키고 박리역(8)이 증대함으로써 날개에서 발생하는 영속주파수 소음이 증대한다.

이 경향은 풍량이 많은 개방점 가까이에서 현저하게 된다. 즉 풍량이 증가함으로써 상대유입각 ε 가 점점 커지고 박리역(8)이 증가하기 때문이다.

따라서 개방점 가까이에서의 소음을 낮추려고 날개의 엇갈림 각 ξ 을 줄여가면, 정압이 발생된 경우 반대로 받음각(attack angel) α 가 지나치게 커져서 부압면(5a)에서의 박리가 생겨 날개는 실속(失速)한다.

여기에서 개방점 가까이에서의 소음도 낮게하고 정압이 발생한때의 소음도 낮게 하기위하여는 날개의 전연 형상을 최적화할 필요가 있다.

본 발명에서는 상기 특성을 얻기위하여 익현선 중심점의 3차원적인 분포상태를 규정하고, 임펠러의 전체형상을 결정하는 것이다.

여기서 본 발명에 있어서의 기본날개형상을 결정하는 파라미터의 값을 다음에 보인다.

$\delta z = 22.5^\circ$ (반경방향일정)

$$\times \left(\frac{R - Rb}{Rt - Rb} \right)$$

$\delta \theta = 45^\circ$

$$\theta = -7.5^\circ \times \left(\frac{R-Rb}{Rt-Rb} \right) + 32^\circ$$

$$\xi = 9^\circ \times \left(\frac{R-Rb}{Rt-Rb} \right) + 57^\circ$$

T/L=1.05(반경방향 일정)

(Rt : 날개끝반경, Rb : 날개보스반경)

기본날개에서는 $\delta\theta$ 의 반경방향분포를 반경 R에 대하여 선형으로하고 있으므로, 제3도에 있어서의 익현선중심점 PR'에 있어서의 익현선 중심점 궤적 Pb'-PR'-Pt'의 접선과 반경 R이 이루는 각도 P θ' 는 보스부에서 날개선단을 향함에따라 급격히 그 각도가 증대한다.

여기에 부가하여 익현선 중심점 PR을 $\delta z=22.5^\circ$ 가 되도록 배치함으로써 날개 전연부에서의 흐름에 대하여 날개의 실질적인 캠버선의 형상은(5c)처럼 캠버각 θ 가 적어진 상태가 된다.

즉 날개전연에 유입하는 흐름에 있어서는 실질적인 날개위의 유선형상은 날개가 회전함으로써 유체에 대하여 원심력이 작용하므로 반경방향으로 직교방향에서 유입하는 형태로서가 아니라 조금 외주 방향을 향한 제3도에 있어서의 (7)과 같은 형태로 유입하므로 상대적으로 날개전연과, 조금 날개면에 들어온 곳에서의 유선위치가 축방향에 대하여 지나치게 변화하는 일이 없는 상태가 된다.

이와같은 유선형태가 되면 날개에 유입하는 흐름(7)이 무충돌로 유입하는 상태, 즉 $\varepsilon \approx \gamma$ 이라는 상태를 달성할수가 있으며, 압력면측에서의 박리역(8)은 소멸하고 소음의 발생이 매우 작게된다.

δz 와 $\delta\theta$ 의 조합은 기본형의 것이 가장좋지만, 팬을 설계함에 있어서 축방향 치수의 제한등에 의하여 이 값을 변경하여 쓰지않으면 안되는 경우도 있다.

그래서 실험적으로 각파라미터를 가장 최적치로 정해놓고, 한편 값을 바꾼 날개를 몇가지 제작하여 실험한 결과, 제8도, 제9도와 같은 결과가 나왔다.

제8도에서 아다시피 δz 의 값은 $12.5^\circ \sim 32.5^\circ$ 사이에 있으면 최소 비소음레벨 Ks의 값은 충분히 적으며 매우 저소음이다.

여기서 비소음레벨 Ks(폰)은 다음식과 같이 정의한다.

$$Ks = SPL - 10 \times \log(Q Ps^{2.5})$$

SPL : 비소음레벨(폰) Q=유량(m^3/min) Ps=정압(mmAq)

또 개방점의 소음레벨만을 보면 δz 가 커지면 커질수록 소음레벨은 저하하고 있지만 $\delta z=32.5^\circ$ 이상에서의 그 저하도가 포화해 있으며 강도면에서 보아도 δz 의 최대치는 32.5° 이다.

제9도에서는 $\delta\theta$ 의 값에 의한 비소음레벨의 변화개방점에서의 소음레벨의 변화를 나타내고 있다.

도면에서도 아다시피 $\delta\theta > 40^\circ$ 의 조건을 충족시키면 소음레벨은 매우 저하한다.

실질적으로는 $\delta\theta$ 은 큰쪽이 소음은 저하하는 경향에 있지만, 굴곡강도의 점에서 보아 최대 50° 정도가 한계이다.

따라서 $\delta\theta=40^\circ \sim 50^\circ$ 사이에 값이 존재하면 소음은 충분히 낮출수가 있다.

또 전연형상을 최적화하기 위하여 상기와 같이 $\delta\theta$ 과 δz 에 반경방향으로 분포를 되도록 하였으므로 날개면이 전체적으로 흡입축에 기우는 부분이 많아지고, 그 때문에 날개면 위를 원호위의 궤적을 그리면서 통과해가는 익간의 흐름에 의하여 원심력이 날개 부압면에 크게 작용한다.

즉 제4도에 있어서 원심력(9)의 부압면측 법선분력(9a)이 부압면(5a)위에 발달하는 속도경계층에 대하여 큰 압축력이 되고, 경계층을 매우 얇게 만들수 있다.

부압면(5a)측에서 발생하는 공기력 소음은 경계층 두께에 선형으로 비례하기 때문에 경계층을 얇게 만들 수가 있다는 것을 발생소음을 저하시키는 것이된다.

여기에 더하여 경계층에 부압면측 법선분력(9a)과 같은 압출력이 작용하므로 저풍량역에 있어서의 날개의 받음각 증대에 의한 부압면(5a)상의 경계층 박리에 대하여 강한 억제작용이 생겨 날개가 실속(失速)하지 않게되고 보다 넓은 동작영역을 얻을 수가 있다.

다음에 날개의 기능요소의 하나인 캠버각 θ 및 엇갈림각 ξ 의 분포에 관하여 풀이한다.

캠버각 θ 은 원호의 형상의 임펄서의 경우 날개 엘레멘트가 행하는 일량을 결정하는 중요한 양이다.

일반적으로 θ 가 크면 클수록 날개는 동일회전시에 보다 많이 일을 하지만, θ 가 커지면 소음도 증대하는 경향에 있다. 그래서 다른 파라미터는 모두 기본형의 것을 쓰고, θ 의 분포방법을 바꾼 몇가지의 날개에 관하여 소음을 측정한 결과, 제1도를 얻었다.

$$\theta = (\theta_t - \theta_b) \times \frac{R - R_b}{R_t - R_b} + \theta_b$$

즉, 라는 분포식에 있어서, $\theta_b = 32^\circ$ 로 하여 실험을 하면, 비소음레벨은 $\theta_t = 20^\circ \sim 30^\circ$ 의 곳에서 충분히 적어지고, 매우 저소음의 날개가 됨을 알수가 있다.

또 도시는 하고 있지 않지만 θ_b 의 값을 $27^\circ \sim 37^\circ$ 로 까지 변화시켜도 이 경향은 변하지 않은 것을 부기하여 둔다.

날개의 엇갈림각 ξ 의 분포에 관하여도 상기한 바와같이 $\delta\theta$ 와 δz 를 최적화하고, 날개 전연부에서의 플로우패턴을 자유와류에 가까운 것으로 하고 있으므로, 상대적 유입각 ε 에 관하여 날개의 엇갈림각 ξ 도 강한 영향을 준다.

여기서 날개의 엇갈림각 ξ 의 분포시키는 방법을

$$\xi = (\xi_t - \xi_b) \times \frac{R - R_b}{R_t - R_b} + \xi_b$$

로

하고, 다른 파라미터를 모두 기본형상으로 하여 몇가지 날개에 대하여 소음을 측정해보면, 제11도에 서 같은 결과를 얻을수 있었다.

도면에서 아다시피 $\xi_t = 62^\circ \sim 72^\circ$ 또한 $\xi_b = \xi_t - 9$, 즉, $\xi_b = 53^\circ \sim 63^\circ$ 로 하면 매우 저소음의 팬을 얻을수 있음이 명확하다.

또 본발명에서는 피치변비 $T/L = 1.05$ 로 하고 있다. 즉 동일 일량에 대하여 익현의 길이 L 가 길면 길수록 캠버각 θ 를 작게할수 있으므로 소음이 저하하는 것은 제10도에서 보아도 분명하다.

그러나 한장의 판에서 프레스등을 써서 날개를 형성할때 $T/L = 1.0$ 이 한계이며, 플라스틱 성형을 할경우도 저렴한 날개의 경우 형의 관계에서 이 값이 한계가 된다.

한편 T/L 을 크게하는 것은 상기와 같이 소음을 증대시키는 원인이 된다.

따라서 T/L 의 최대치로는 소음이 2폰(phon)정도 증대되는 $T/L = 1.2$ 가 한계치가된다.

또 반경방향의 T/L 의 분포에 관하여는 날개면 전연을 전기한대로 특수형상으로 하기위하여 반경방향으로 거의 일정하게 하는 것이 좋고, 특히 외주부에서 T/L 을 극단적으로 크게하는 것은 소음의 증대를 초래한다.

강도면에서 본 발명에 의한 축류임펠러를 보면 기본적으로 익현선 중심점을 원추대 면상에 배열한 구조이며, 캠버각 θ 의 분포시키는 방법을 외주부에 24.5° , 보수부에서 32° 로 하였으므로, 날개의 전체형상은 반경방향에 대하여 만곡시킨 곡면형상이 되고 종래의 평면형상의 날개에 비해서 매우 굴곡 강도가 증가하고 있다.

그 때문에 종래에는 3mm 두께이상의 판을 쓰지않으면 안되었던 날개에 대하여도 2mm 정도의 판으로 날개를 구성하면 되므로, 재료비를 매우저감시킬수 있다.

또 날개두께를 얇게 할수 있으므로, 팬의 중량의 경감화가 되고 이 때문에 모터의 부하가 저감되어 보다 적은 출력의 모터로 구동할수가 있고, 에너지 절약이 가능하다.

또 날개부압면의 경계층을 강하게 압축할수 있는 구조로 하였으므로 날개면상에 생기는 2차흐름도 억제되므로 효율증가 등의 잇점도 있다.

또 본 실시예는 날개매수가 3장의 것에 관하여 말하였지만, 필수파라미터를 상기와 같이 하면 날개장수에 상관없이 동일한 효과를 얻게된다.

이상과 같이 이 발명에 의하면, (1) 회전축을 중심으로 하는 반경 R 의 원통면에서 임펠러를 절단시의 단면에서의 익현선 중심점 PR 와, 날개의 보수부를 반경 R_b 의 원통면에서 절단시의 단면에서의 익현선 중심점 Pb 를 지나 회전축과 직교하는 평면 Sc 간의 거리를 L_s 로 하였을때 기류의 흡입축을 정방향으로한 좌표계에서 익현선 중심점 PR 를 Sc 평면에 대하여 항상 정방향으로 위치시켜 $\delta z = \tan^{-1} \frac{L_s}{R - R_b}$

로 표현되는 δz 의 값을 $\delta z = 12.5^\circ \sim 32.5^\circ$ 로 하고 또한 회전축과 직교하는 평면에 임펠러를 투영한때의 투영면에 있어서 날개의 보수부를 반경 R_b 의 원통면에서 절단시의 단면에서의 익현선 중심점을 Pb' , 회전축을 원점 0로 하고, 0점과 Pb' 점을 잇는 직선을 X 축으로한 좌표계에서 날개를 반경 R 의 원통면에서 절단시의 익현선 중심점을 Pb' 로 하여 직선 $Pb'-0$ 와 X 축과 이루는 각도를 $\delta\theta$ 로 하였을때 $\delta\theta$ 의 반경방향분포를

$$\delta\theta = \delta\theta_t \times \frac{R - R_b}{R_t - R_b}$$

(R_t : 날개끝반경, R_b : 날개보수반경, $\delta\theta_t$: 직선 $Pt'-0$ 와 X 축이 이루는 각도)로 부여하여 $\delta\theta_t = 40^\circ \sim 50^\circ$ 로 하고 또한 날개를 반경 R 의 원통면에서 절단하고 그단면을 2차원 평면에 전개하여 얻은 전개도에 있어서, 그 날개 단면에서의 캠버선의 형상을 원호형상으로 하고 그 원호를 형성하기위한 중심각을 θ 로 하였을때 θ 의 반경방향분포를

$$\theta = (\theta_t - \theta_b) \times \frac{R - R_b}{(R_t - R_b)} + \theta_b$$

(θ_t : 날개끝에서의 캠버각, θ_b : 날개보스부에서의 캠버각)을 부여하고 $\theta_t = 20^\circ \sim 30^\circ$, $\theta_b = 27^\circ \sim 37^\circ$, $\theta_t < \theta_b$ 로 하여 날개의 익현선 중심점 PR의 공간분포를 규정하는 필수파라미터인 흡입측으로의 앞기울음각 δz , 회전방향의 전진각 $\delta \theta$ 및 캠버각 θ 를 최적화하여 축류임페러를 구성하였으므로 대풍량, 고정압으로 그러면서도 소음을 대폭저감 할 수 있는 축류임페러를 얻은 효과가 있다.

(2) 또한 상기(1)항의 전개도에 있어서 날개의 익현선과 상기 회전축과 평행으로 상기 날개의 전연부를 지나는 직선과 이루는 각도를 ξ 으로 할때 ξ 의 반경방향 분포를

$$\xi = (\xi_t - \xi_b) \times \frac{(R - R_b)}{(R_t - R_b)} + \xi_b$$

(ξ_t : 날개끝에서의 엇갈림각, ξ_b : 날개보스부에서의 엇갈림각)으로 부여하고 $\xi_t = 62^\circ \sim 72^\circ$, $\xi_b = 53^\circ \sim 63^\circ$, $\xi_t < \xi_b$ 로 하여 날개의 익현선 중심점 PR의 공간분포를 규정하는 필수파라미터인 흡입측으로의 앞기울음각 δz , 회전방향의 전진각 $\delta \theta$ 및 엇갈림각 ξ 을 최적화하여 축류임페러를 구성하고 또는 이조건에 상기(1)의 캠버각 θ 를 부여하고 날개의 익현의 길이 L, 날개의 동일반경점에서의 피치를 T로 하였을때 각반경점에서의 피치현비를 $T/L = 0.1 \sim 1.2$ 로 하여 날개피치를 최적화한 축류임페러를 구성하였으므로 대풍량, 고정압(高靜壓)이면서 소음이 대폭 저감되는 축류임페러를 얻는 효과를 보다 조장하게 되는 것이다.

(57) 청구의 범위

청구항 1

회전축을 중심으로 하는 반경 R의 원통면에서의 임펠러를 절단시의 단면에서의 익현선 중심점 PR와, 날개의 보스(boss)부를 반경 Rb의 원통면에서 절단시의 단면에서의 익현선 중심점 Pb를 지나 상기 회전축과 직교하는 평면 Sc 간의 거리를 Ls로 할때 기류의 흡입측을 정방향으로한 좌표계에 있어서 상기 익현선 중심점 PR을 상기 Sc 평면에 대하여 항상 정방향으로 위치시켜

$$\delta z = \tan^{-1} \frac{L_s}{R - R_b}$$

로 표현되는 δz 의 값을 $\delta z = 12.5^\circ \sim 32.5^\circ$ 로 하고, 상기 회전축과 직교하는 평면에 임펠러를 투영시의 투영면에 있어서, 상기 날개의 보스부를 반경 Rb의 원통면에서 절단시의 단면에서의 익현선 중심점을 PR로 하고 상기 회전축을 원점 0로 하여 상기 0점과 Pb' 점을 잇는 직선을 X축으로한 좌표계에서 상기날개를 반경 R의 원통면에서 절단시의 익현선 중심점을 PR'로 하고 직선 PR'-0와 상기 X축이 이루는 각도를 $\delta \theta$ 로 할때 $\delta \theta$ 의 반경방향분포를

$$\delta \theta = \delta \theta_t \times \frac{R - R_b}{R_t - R_b}$$

(R_t : 날개끝반경, R_b : 날개보스반경, $\delta \theta_t$: 직선 Pt'-0와 X축이 이루는 각도)로 부여하여 $\delta \theta_t = 40^\circ \sim 50^\circ$ 로 하고, 날개를 반경 R의 원통면에서 절단하여 그단면을 2차원 평면에 전개한 전개도에 있어서, 그 날개단면에서의 캠버선의 형상을 원호형상으로 하고, 그 원호를 형상하기위한 중심각을 θ 로 하였을때 θ 의 반경방향분포를

$$\theta = (\theta_t - \theta_b) \times \frac{R - R_b}{(R_t - R_b)} + \theta_b$$

(θ_t : 날개끝에서의 캠버각, θ_b : 날개보스부에서의 캠버각)로 부여하고 $\theta_t : 20^\circ \sim 30^\circ$, $\theta_b = 27^\circ \sim 37^\circ$, $\theta_t < \theta_b$ 로 한것을 특징으로 하는 축류임페러.

청구항 2

회전축을 중심으로 하는 반경 R의 원통면에서 임펠러를 절단시의 단면에서의 익현선 중심점 PR와 날개의 보스부를 반경 Rb의 원통면에서 절단시의 단면에서의 익현선 중심점 Pb를 지나 상기 회전축과 직교하는 평면 Sc 간의 거리를 Ls로 할때 기류의 흡입측을 정방향으로한 좌표계에 있어서 상기 익현

$$\frac{L_s}{R - R_b}$$

선 중심점 PR을 상기 Sc 평면에 대하여 항상 정방향으로 위치시켜 $\delta z = \tan^{-1} \frac{L_s}{R - R_b}$ 로 표현되는 δz 의 값을 $\delta z = 12.5^\circ \sim 32.5^\circ$ 로 하고, 상기 회전축과 직교하는 평면에 임펠러를 투영시의 투영면에 있어서, 상기 날개의 보스부를 반경 Rb의 원통면에서 절단시의 단면에서의 익현선 중심점을 Pb'로 하고, 상기 회전축을 원점 0로 하여 상기 0점과 Pb' 점을 잇는 직선을 X축으로한 좌표계에서 상기날개를 반경 R의 원통면에서 절단시의 익현선 중심점을 PR'로 하며 직선 PR'-0와 상기 X축이 이루는 각도를 $\delta \theta$ 로 할때 $\delta \theta$ 의 반경방향 분포를

$$\delta\theta = \delta\theta t \times \frac{R-Rb}{Rt-Rb}$$

(R_t : 날개끝반경, R_b : 날개보스반경, $\delta\theta t$: 직선 $Pt'-O$ 와 X 축이 이루는 각도)로 부여하고 $\delta\theta = 40^\circ \sim 50^\circ$ 로 하고, 날개를 반경 R 의 원통면에서 절단하여 그 단면을 2차원 평면에 전개한 전개도에 있어서, 날개의 익현선과, 상기 회전축에 평행으로 상기 날개의 전연부를 지나는 직선이 이루는 각도를 ξ 으로 할때, ξ 의 반경방향분포를

$$\xi = (\xi t - \xi b) \times \frac{(R-Rb)}{(Rt-Rb)} + \xi b$$

(ξt : 날개끝에서의 엇갈림각, ξb : 날개보스부에서의 엇갈림각)으로 부여하여, $\xi t = 62^\circ \sim 72^\circ$, $\xi b = 53^\circ \sim 63^\circ$, $\xi t > \xi b$ 로 한 것을 특징으로하는 축류임펠러.

청구항 3

회전축을 중심으로한 반경 R 의 원통면에서 임펠러를 절단시의 단면에서의 익현선 중심점 PR 과, 날개의 보스부를 반경 R_b 의 원통면에서 절단시의 단면에서의 익현선 중심점 Pb 를 지나, 상기 회전축과 직교하는 평면 Sc 간의 거리를 Ls 로 할때, 기류의 흡입축을 정방향으로한 좌표계에 있어서 상기 익

$$Ls$$

$$\frac{Ls}{R-Rb}$$

현선 중심점 PR 을 상기 Sc 평면에 대하여 항상 정방향으로 위치시켜 $\delta z = \tan^{-1} \frac{Ls}{R-Rb}$ 로 표현되는 δz 의 값을 $\delta z = 12.5^\circ \sim 32.5^\circ$ 로 하고, 상기 회전축과 직교하는 평면에 임펠러를 투영시의 투영면에 있어서, 상기 날개의 보스부를 반경 R_b 의 원통면에서 절단시의 단면에서의 익현선 중심점을 Pb' 로 하고, 상기 회전축을 원점 O 로 하여 상기 O 점과 Pb' 점을 잇는 직선을 X 축으로한 좌표계에서 상기날개를 반경 R 의 원통면에서 절단시의 익현선 중심점을 PR' 로 하며 직선 $PR'-O$ 와 상기 X 축이 이루는 각도를 $\delta\theta$ 로 할때 $\delta\theta$ 의 반경방향 분포를

$$\delta\theta = \delta\theta t \times \frac{R-Rb}{Rt-Rb}$$

(R_t : 날개끝반경, R_b : 날개보스반경, $\delta\theta t$: 직선 $Pt'-O$ 와 X 축이 이루는 각도)로 부여하여 $\delta\theta = 40^\circ \sim 50^\circ$ 로 하고, 날개를 반경 R 의 원통면에서 절단하여 그 단면을 2차원 평면에 전개한 전개도에 있어서 그 날개단면에서의 캠버선의 형상을 원호형상으로 하고 그 원호를 형성하기위한 중심각을 θ 로 할때 θ 의 반경방향분포를

$$\theta = (\theta t - \theta b) \times \frac{R-Rb}{(Rt-Rb)} + \theta b$$

(θt : 날개끝에서의 캠버각, θb : 날개보스부에서의 캠버각)로 부여하여, $\theta t = 20^\circ \sim 30^\circ$, $\theta b = 27^\circ \sim 37^\circ$, $\theta t < \theta b$ 로 하며 상기 전개도에 있어서, 날개의 익현선과, 상기 회전축에 평행으로 상기 날개의 전연부를 지나는 직선이 이루는 각도를 ξ 으로 할때 ξ 의 반경방향분포를

$$\xi = (\xi t - \xi b) \times \frac{(R-Rb)}{(Rt-Rb)} + \xi b$$

(ξt : 날개끝에서의 엇갈림각, ξb : 날개보스부에서의 엇갈림각)으로 부여하여, $\xi t = 62^\circ \sim 72^\circ$, $\xi b = 53^\circ \sim 63^\circ$, $\xi t > \xi b$ 로 한것을 특징으로하는 축류임펠러.

청구항 4

회전축을 중심으로 하는 반경 R 의 원통면에서 임펠러를 절단시의 단면에서의 익현선 중심점 PR 과, 날개의 보스부를 반경 R_b 의 원통면에서 절단시의 단면에서의 익현선 중심점 Pb 를 지나 상기 회전축과 직교하는 평면 Sc 간의 거리를 Ls 로 할때 기류의 흡입축을 정방향으로한 좌표계에 있어서, 상기

$$Ls$$

$$\frac{Ls}{R-Rb}$$

익현선 중심점 PR 을 상기 Sc 평면에 대하여 항상 정방향으로 위치시켜 $\delta z = \tan^{-1} \frac{Ls}{R-Rb}$ 로 표현되는 δz 의 값을 $\delta z = 12.5^\circ \sim 32.5^\circ$ 로 하고, 상기 회전축과 직교하는 평면에 임펠러를 투영시의 투영면에 있어서, 상기 날개의 보스부를 반경 R_b 의 원통면에서 절단시의 단면에서의 익현선 중심점을 Pb' 로 하고, 상기 회전축을 원점 O 로 하여, 상기 O 점과 Pb' 점을 잇는 직선을 X 축으로한 좌표계에서 상기 날개를 반경 R 의 원통면에서 절단시의 익현선 중심점을 PR' 로 하며 직선 $PR'-O$ 와 상기 X 축이 이루는 각도를 $\delta\theta$ 로 할때, $\delta\theta$ 의 반경방향분포를

$$\delta\theta = \delta\theta_t \times \frac{R-Rb}{Rt-Rb}$$

(R_t : 날개끝반경, R_b : 날개보스반경, $\delta\theta_t$: 직선 $Pt'-O$ 와 X 축이 이루는 각도)로 부여하여 $\delta\theta$: $40^\circ \sim 50^\circ$ 로 하고 날개를 반경 R 의 원통면에서 그단면을 2차원평면으로 전개한 전개도에 있어서, 그 날개단면에서의 캠버선의 형상을 원호 형상으로하고 그원호를 형성하기위한 중심각을 θ 로 할때 θ 의 반경방향분포를

$$\theta = (\theta_t - \theta_b) \times \frac{R-Rb}{(Rt-Rb)} + \theta_b$$

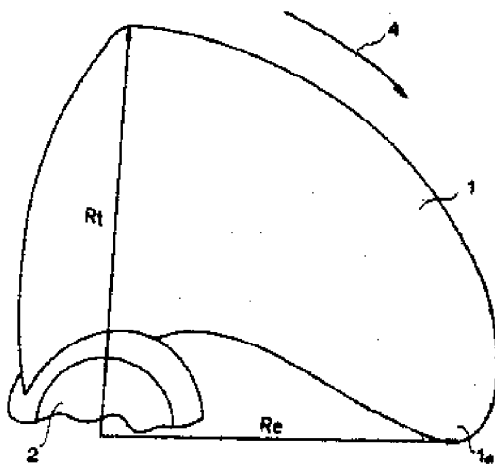
(θ_t : 날개끝에서의 캠버각, θ_b : 날개보스부에서의 캠버각)으로 부여하여 $\theta_t = 20^\circ \sim 30^\circ$, $\theta_b = 27^\circ \sim 37^\circ$, $\theta_t < \theta_b$ 로 하고 상기 전개도에 있어서 날개의 익현선과 상기 회전축에 평행으로 상기 날개의 전연부를 지나는 직선이 이루는 각도를 ξ 으로할때 ξ 의 반경방향분포를

$$\xi = (\xi_t - \xi_b) \times \frac{(R-Rb)}{(Rt-Rb)} + \xi_b$$

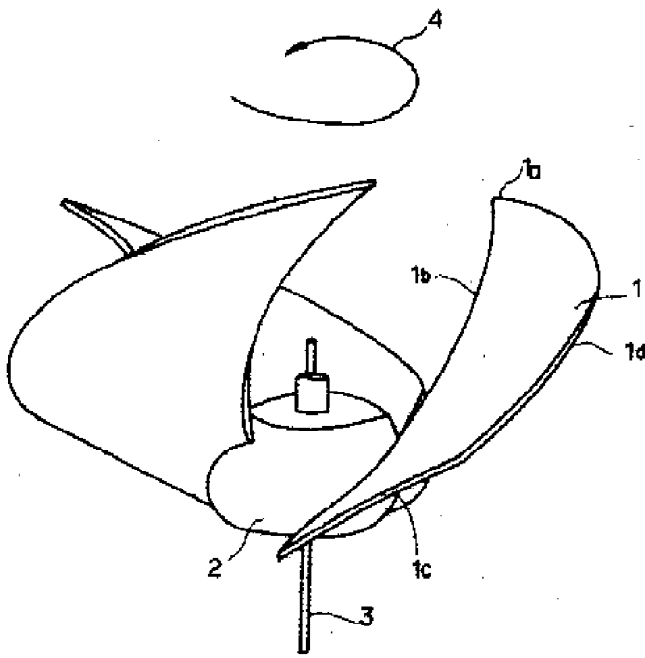
(ξ_t : 날개끝에서의 엇갈림각, ξ_b : 날개보스부에서의 엇갈림각)으로 부여하여 $\xi_t = 62^\circ \sim 72^\circ$, $\xi_b = 53^\circ \sim 63^\circ$, $\xi_t > \xi_b$ 로 하고, 상기 전개도에 있어서, 상기 전개의 익현의 길이를 L , 날개와 날개의 동일반경점에 있어서의 피치를 T 로할때 각 반경점에서의 T 와 L 의 비를 $T/L = 1.0 \sim 1.2$ 로 한 것을 특징으로 하는 축류임펠러.

도면

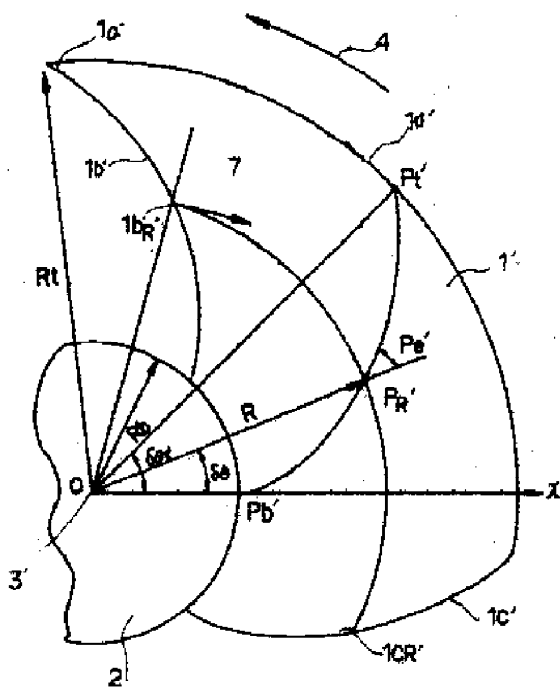
도면1



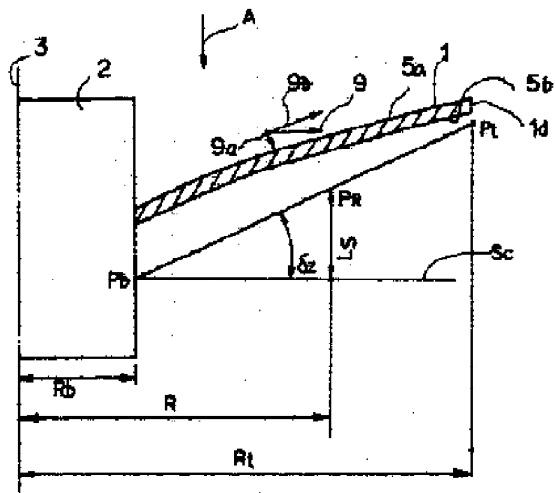
도면2



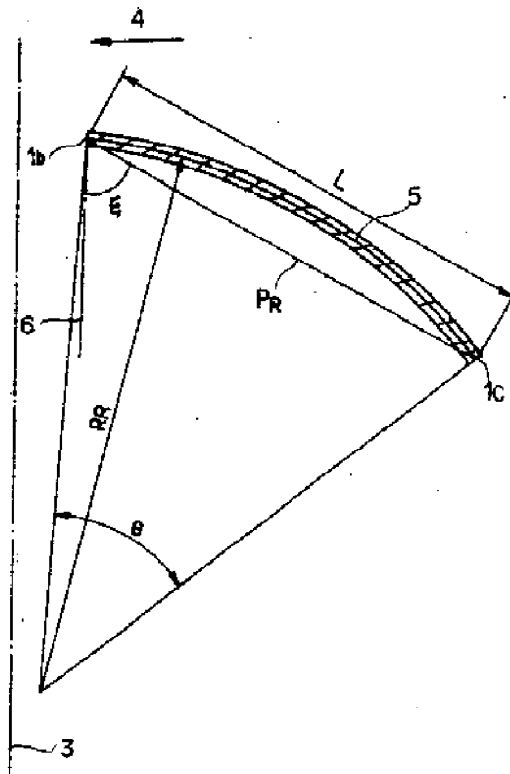
도면3



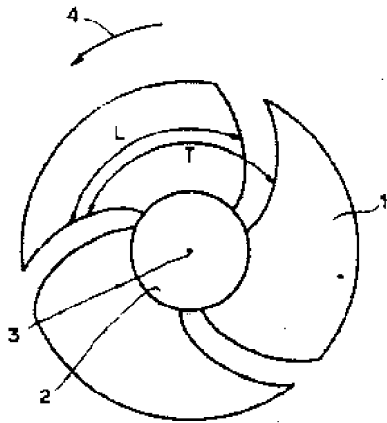
도면4



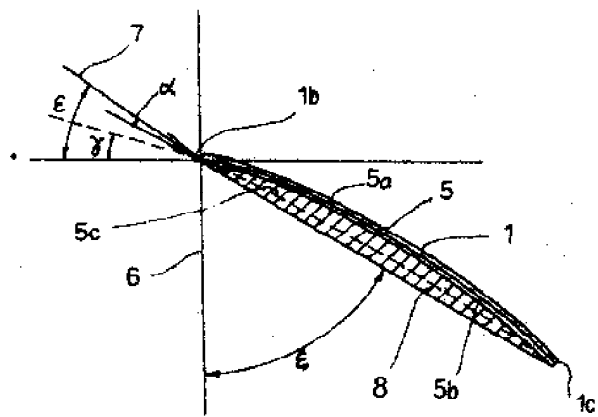
도면5



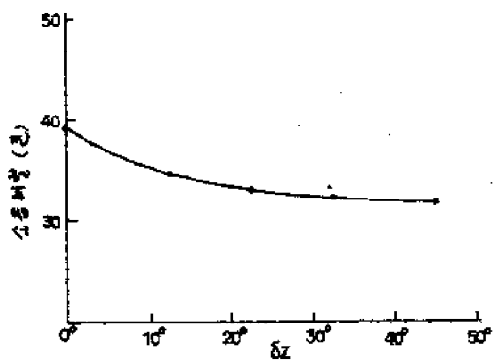
도면6



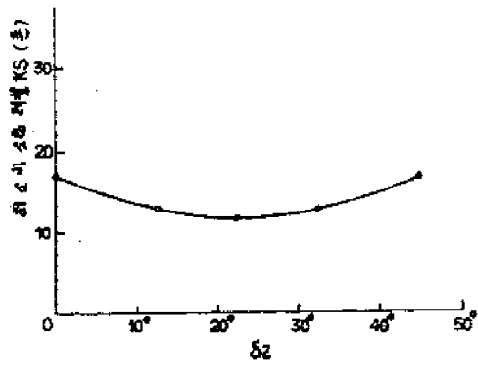
도면7



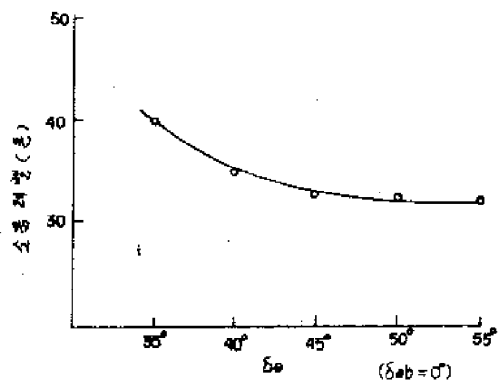
도면8-a



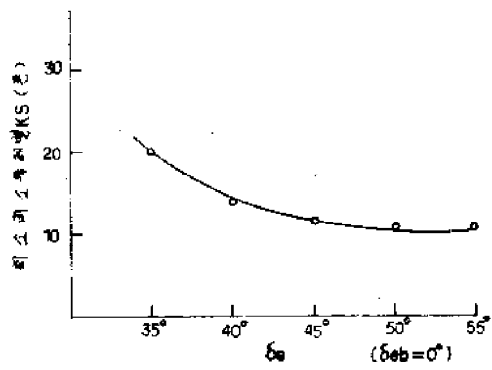
도면8-b



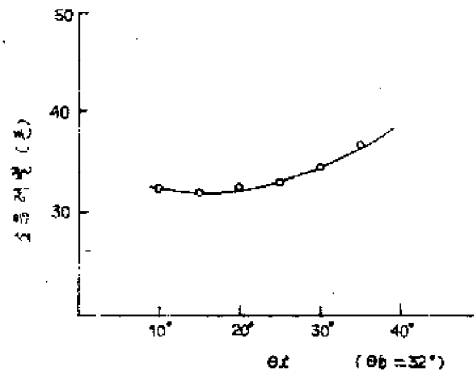
도면9-a



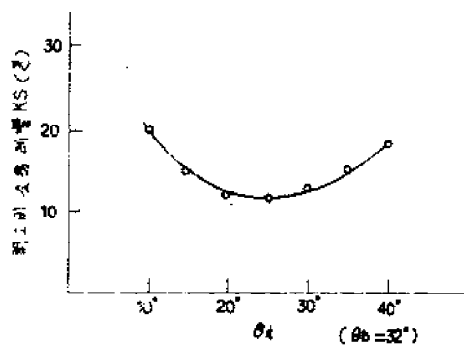
도면9-b



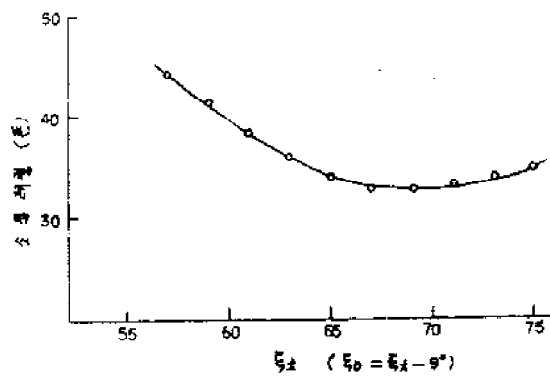
도면 10-a



도면 10-b



도면 11-a



도면 11-b

