

에어콘 실외기용 프로펠러 팬의 기술개발

原著 : 大塚雅生^{**} · 翻譯 : 양상호^{*}

1. 서 론

근년, 에너지 절약·환경 보호는 사회적 관심이 높고, 가전제품의 소비 전력의 저감은 급선무이다. 또, 업계 최고의 소비 전력을 기준으로 하는 「Top Runner 방식」의 시행으로, 에어컨의 省에너지화는 업계의 도태에도 영향을 미칠 만큼 중요한 과제이다.

한편, 에어컨 사업으로서의 이익을 향상을 위해, 코스트 다운이 대명제가 된다. 그렇지만 일반적으로, 코스트와 COP (cost of production)는 트레이드오프의 관계에 있기 때문에, COP향상과 코스트 다운을 동시에 달성하는 것은 기술적으로 지극히 곤란하고, 그 때문에, 송풍계의 기술력 향상에 대한 기대는 크고, 송풍기의 경량·저비용화, 초고효율화, 열교환기의 필요 면적을 저감할 수 있는 정도의 대규모 성능 향상이 절실한 실정이다.

그런데, 근년 컴퓨터의 발달에 의해 3차원 유동장해석이 크게 진보했다. 그렇지만 실외기의 실제 흐름을 해석하게 되면, 머신 파워 부족, 경계 조건의 선정, 오차의 판별 등에서 지극히 비현실적으로 나타난다.

그러므로 본 연구에서는, 항공우주기술연구소가 개발한 준 3 차원 설계 방법의 하나인 유선곡률법에 주안점을 두었다. 이것을 잘 활용하면, 3차원 유동장해석등의 번잡한 작업을 실시하지 않아도, 임펠러의 설계를 지극히 간단하게 행할 수 있다. 게다가 미국 항공우주국(NASA)이 개발한 항공기날개 이론을 기본으로 하고, 샤프사가 독자 개발한 2차유동이론 응용에 의한 날개 최대두께 분포 최적화법과 작동원반 이론 응용에 의한 허브(Hub)부 주변 형상의 최적화로 심플하고, 초고효율, 경량·저비용 팬의 실현에 성공했다.

2. 프로펠러 팬 설계 방법

2.1 유선곡률법의 적용

유선곡률법이란, 풍량, 회전수, 유로 형상으로부터, 반지름 평행 방정식, 전압 손실 계수, 압력 상승 기여율의 각 식을 이용해 이상적 유선을 산출하는 대규모 계산이다. 간단하게 말하면, 유량 : Q의 유체에 대해 회전수 : N의 선회를 주었을 때 그 유체의 거동을 계산할 수 있다. 여기서 본 연구에 이용한 이론식에 관해서 간단하게 설명한다.

먼저, 본 계산에 이용되는 방정식에 대해서 설명한다.

식 (1)은 축류 터보 기계에 있어서의 일반적인 반경 평행방정식을 적분, 수치계산에 적절한 형식으로 나타낸 것이다⁽¹⁾⁻⁽³⁾.

$$\begin{aligned}
 V_z^2 &= c^2 \exp\left\{-\int_{r_h}^r X(r) dr\right\} \\
 &+ \exp\left\{-\int_{r_h}^r X(r) dr\right\} \\
 &\times \int_{r_h}^r \exp\left\{-\int_{r_h}^r X(r) dr\right\} Y(r) dr \\
 X(r) &= \frac{2}{r_c \cos^3 \lambda} + \frac{1+(dr/ds)^2}{c_p} \left(\frac{ds}{dr}\right) \\
 Y(r) &= 2\left\{c_p \frac{dT_0}{dr} - \left(T_0 - \frac{V_\theta^2}{2c_p}\right) \frac{ds}{dr}\right\} - 2 \frac{V_\theta d}{r} \frac{(r V_\theta)}{dr}
 \end{aligned}
 \tag{1}$$

(반경 평행식의 적분형)

단, 적분의 하한은 내벽 반경 rh이고, 또 적분정수 c는 r = rh (hub)에 있어서의 축방향 속도 Vz, 팬을 흐르는 전체 중량 유량 G 로서

** シャープ電子 電化システム사업본부
* 삼원이엔비 기술연구소 이사
E-mail : turboh5@hanafos.com

$$G = 2\pi \int_{r_h}^{r_i} \rho g V_z r dr \quad (2)$$

을 충족하도록 정한다.

다음에, 본 계산에 있어서의 구체적인 계산방법을 설명한다. Fig. 1은, 축류 팬의 일반적인 모델을 생각했을 때의 축대칭 흐름 $\theta = \text{const.}$ 에서의 절단면을 나타내고 있다.

먼저, 날개가 없는 부분에 대해 축방향으로 n 개, 반경방향으로 $m + 1$ 개를 분할한다. 여기서, $m = 1, m + 1$ 은 내외의 벽면에 상당한다. 각 교점을 맺는 곡선은, 유선을 $\theta = \text{const.}$ 면에 투영해 얻을 수 있다. 다음에, 각 단면에 있어서 $m = 2, 3, \dots, m$ 의 위치를 가정해, 이것들을 축방향으로 $n=1$ 로부터 n 까지 매끄럽게 연결해, 각 점에 있어서의 곡률반경 r_0 를 구한다.

동익의 유입측 $n = 1, 2, \dots, i$ 까지는 자유소용돌이이고, $V\theta = 0, \partial s / \partial r = 0, T_0 = T_{01}$ (入口全濶)로 해서 식 (1), (2)를 연립시킨다.

$n = j$ 단면에서는 동익 직후가 되기 때문에 터보 기계 특유의 수단이나 가정이 필요하다. 흐름이 익렬을 통과하는 것에 의해, 흐름의 에너지의 일부가 여러 가지 원인으로 손실이 된다. 익형손실 외에, 2차 흐름 등에 의한 손실도 더해진다. 동익 입구에서의 상대 전압 P_1 는 출구에서 P_2 가 된다.

손실이 없는 이상적인 경우를 P_2 라고 쓰면, 전압 손실계수는 다음과 같이 나타내진다.

$$\tilde{\omega} = \left(\frac{P_{2i}}{P_1} \right) \frac{1 - \left(\frac{P_2}{P_1} \right) \left(\frac{T_{02}}{T_{01}} \right)^{-\gamma/\gamma-1}}{1 - \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right)^{-\gamma/\gamma-1}} \quad (\text{전압손실계수})$$

$$\frac{P_{2i}}{P_1} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} \frac{U_2^2}{\gamma g R T_{02}} \left\{ 1 - \left(\frac{r_1}{r_2} \right)^2 \right\}^{\gamma/\gamma-1} \quad (3)$$

단, 공기의 경우, $R = 287.13(\text{J/kgK}), \gamma = 1.402$, 익렬 전후의 유선 반경 위치를 r_1, r_2 로 해서 $U = r_2 \Omega$ 로 한다.

위 식에서 각 반경 위치에 있어서의 $\tilde{\omega}$ 을 예측하는 한편 원하는 전압력비 P_2 / P_1 를 부여하면 전온상승비 T_{02} / T_{01} 를 얻을 수 있기 때문에, 오일러의 터빈 방정식에 의해 원주방향 성분

$$V_\theta = \frac{C_p}{U_2} (T_{02} - T_{01}) \quad (4)$$

을 계산한다.

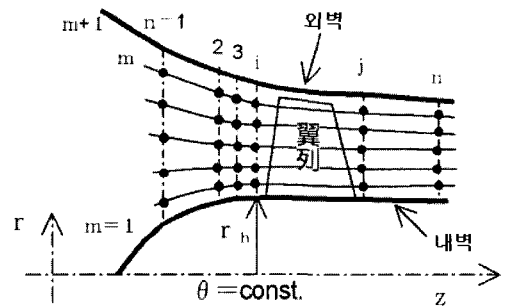


Fig. 1 Streamline and node.

엔트로피의 반경 방향 구배는

$$\frac{1}{gR} \frac{\partial s}{\partial r} = \frac{\partial}{\partial r} \ln \left\{ \frac{(T_{02}/T_{01})^{\gamma/\gamma-1}}{P_2/P_1} \right\} \quad (5)$$

에 의해 구해진다.

$n = j+1$ 단면에서는 날개의 힘이 걸리지 않기 때문에 유선에 따르는 전엔탈피, 엔트로피 및 중심축 회전모멘트 rV_θ 가 변화하지 않는 조건을 붙여 반경 평형식을 풀어보면, $n = n-1$ 까지는 동일모양으로 방법이 들어 맞는다. n 번째는 $n-1$ 번째의 상태를 그대로 이행해, $\partial / \partial z = 0$ 의 경계 조건을 넣는다.

최초로 가정하는 유선으로서는, 각 단면에 있어 m 개의 서로 같은 환상 모양 면적으로 나눈 관로상의 흐름에 점을 맺는 것으로 해, 반복 계산중이라도 첫 번째 ($n = 1$)에서 점 위치는 변경하지 않는 것으로 한다. 따라서 각 원형관은 전체의 중량유량을 G 로 하면 G / m 만큼의 동일한 유량을 가진다.

$n-1$ 단면까지의 계산이 끝나면

$$1(G/m) = 2\pi \int_{r_h}^{r_{i+1}} \rho g V_z r dr, \quad 1=1, 2, \dots, m \quad (6)$$

에 의해 새로운 관로위치 r_{i+1} 을 각 절점으로 구하여, 유선을 다시 한번 고쳐 만들어 새로운 r_0 를 산출해 다시 반경 평형식을 풀어, 각 절점의 위치 변동이 모아서 묶여질 때 까지 반복 계산을 실시한다.⁽⁴⁾

실제 계산에서는, m 방향으로 11 분할, n 방향으로 30 분할하여, 익렬 내부에 있어서도 계산을 실시했다.

계산에 의하면, 예상 유량, 압력 상승, 회전수 일 때, 혹은 $\theta = \text{const.}$ 면에 투영된 유선은 Fig. 2와 같이 된다. 이 유선을 따라 익형을 배치한다.

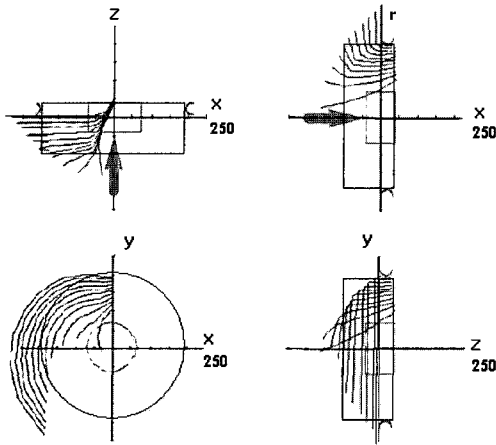


Fig. 2 Result of calculation

2.2 항공기날개 이론의 적용

본 연구에서는 저속으로 레이놀드수의 낮은 흐름 등에 대해 비교적 揚抗比 특성이 좋다고 여겨지는 미국 항공우주국 (NASA)에서 개발한 NACA 4시리즈 계열을 기본익형으로 채용 했다. 우선적으로 기초가 되는 NACA 4 시리즈 계열의 익형을 소개한다. 여기서, c : 익현장, x : 익전 가장자리로부터의 거리, yt : 두께, t : 최대두께, yc : 익호, f : 최대 익호

$yc \max / c = f / c$ 와 그 최대 위치 xf / c

$2 yt \max / c = t / c$ 와 그 최대 위치 xt / c 로 하면, 날개 형상은 다음 식으로 나타내진다^{(5),(6)}.

$$\frac{yt(x)}{c} = 5 \frac{t}{c} \left\{ a_0 \sqrt{\frac{x}{c}} + a_1 \frac{x}{c} + a_2 \left(\frac{x}{c}\right)^2 + a_3 \left(\frac{x}{c}\right)^3 + a_4 \left(\frac{x}{c}\right)^4 \right\}$$

$$a_0 = 0.29690, \quad a_1 = -0.126, \quad a_2 = -0.3516,$$

$$a_3 = 0.2843, \quad a_4 = -0.1015 \quad (7)$$

$$\frac{y_c(x)}{c} = \frac{f}{c} \cdot \left\{ 2 \frac{x_c}{c} \frac{x}{c} - \left(\frac{x}{c}\right)^2 \right\}, \quad x < x_f \quad (8)$$

$$\frac{y_t(x)}{c} = \frac{f}{c} \cdot \left\{ \left(1 - 2 \frac{x_f}{c}\right) + 2 \frac{x_f}{c} \frac{x}{c} - \left(\frac{x}{c}\right)^2 \right\},$$

$$x > x_f$$

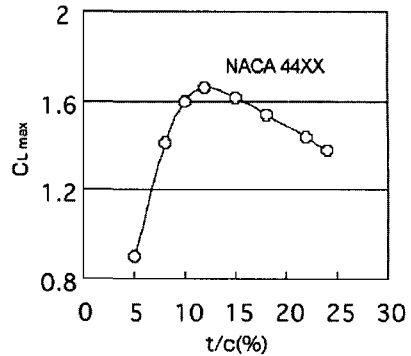


Fig. 3 Relation between wing thickness and the maximum lift coefficient.

NACA 4 시리즈계열에서 최대 양력 계수의 두께 비에 대한 변화를 Fig. 3에 나타낸다. 4시리즈 계열에만 국한되지 않고 대부분 익형의 최대 양력 계수는 두께비가 늘어나는 것과 동시에 급격하게 증가해, 두께비가 12~13%로 거의 최대가 되고, 이것을 넘으면 완만하게 감소한다. 즉 두께비 13%이하의 영역에서는, 양력증가와 경량화(두께감소)는 트레이드오프 관계가 된다. 단, 날개 최대두께가 익현장의 12~13%의 프로펠러 휠이 되면, 그 중량은 매우 크고, 재료비 및 수송비의 증대, 성형 리드 타임의 연장 등, 어쩔 수 없이 현저한 비용증가가 뒤따르게 된다.

2.3 신개념 翼理論의 제안

위와 같이 기존의 날개 이론을 이용하는 것은 매우 비경제적이다. 본 연구에서는, 기존의 翼이론에 독자적인 노하우를 가미한 것으로, 에어컨 실외기용 프로펠러 임펠러에 가장 적합한 신개념의 항공기날개 이론을 적용하여 개발하였다. 그 결과, 최대 두께 분포비 및 캠버 분포를 독자 개발하여, 양력의 대폭적인 향상에 성공했다. 양력 향상분의 두께비를 낮추어, 경량화와 고유효를 동시에 달성하는데 성공했다. 아래에 그 방법을 나타낸다.

날개 형상 (r, θ, z)에 있어서, 식 (9)에 나타낸 바와 같이 최대두께분포 $t(s)$, 두께분포 $y_1(x)$, 캠버선 분포 $y_2(x)$, 캠버선 분포 $y_3(x)$ 로 나눈다.

$$Z = t(s) \cdot y_1(x) + y_2(x) + y_3(x) \quad (9)$$

$$y_1(x) = 5 \left\{ 0.2969 \sqrt{x} - 0.126 x - 0.3516 x^2 + 0.2843 x^3 - 0.1015 x^4 \right\} \quad (10)$$

$$y_2(x) = \alpha_0 + \alpha_1 x \quad (11)$$

$$y_3(x) = \beta_1 x + \beta_2 x^2 + \beta_3 x^3 + \beta_4 x^4 + \beta_5 x^5 \quad (12)$$

$$t(s) = y_1 s^6 + y_2 s^5 + y_3 s^4 + y_4 s^3 + y_5 s^2 + y_6 s + y_7 \quad (13)$$

(날개의 최대두께 분포)

여기서 s 는, 모든 익면의 최대두께분포 위치 $xt/c = 0.3$ 의 포인트를 차례차례 매끄럽게 연결했을 때의 익단으로부터의 길이이다. 또 날개 형상 (r, θ, z)에 있어서, r 및 θ 는 유선곡률법에 의해 구해진다. 식 (11)의 $\alpha_0 \sim \alpha_1$, 식(12)의 $\beta_1 \sim \beta_5$, 식(13)의 $\gamma_1 \sim \gamma_7$ 을 각각 결정하는 것으로, 지극히 간단하게 고효율하면서도 경량의 프로펠러 팬을 설계할 수 있다.

3. 신개념 翼理論을 이용한 설계사례

3.1. 제1 세대 팬의 개발(날개의 항공기 翼型化)

1999년도 에어컨 최상위 기종에 채용된 프로펠러 팬은, 유선곡률법에 의해 얻어진 날개 기본 캠버형상(r, θ, z)에 대해, NACA 4시리즈 계열의 두께 분포식 (13)을, $t/c = 7 \sim 13\%$ 의 범위에서 적용했다. 이 때 최대두께분포 $t(s)$ 의 각 계수는 $\gamma_1 = 74899, \gamma_2 = -56183, \gamma_3 = 75188,$

$$\gamma_4 = 3912.2, \gamma_5 = -1688.3, \gamma_6 = 284.25, \gamma_7 = 0.4 \text{이다.}$$

Figure 4에 날개형상 변천과정을, Fig. 5에 날개의 단면을, Fig. 6에 효율, 소음, 코스트 등의 결과를 나타내었다. 종래 팬에 비하여, 효율은 140%증가, 소음 에너지는 50% 감소, 즉 ▲ 3 dB의 저소음화에 성공했다. 단, 중량 및 코스트는 큰 폭으로 증가하는 결과가 되었고, 본 프로펠러 팬의 설계에 소요된 시간은 약 1주일이다.

3.2. 제2 세대 팬의 개발(날개의 경량화)

2000년도 에어컨 최상위기종에 채용된 프로펠러 팬은, 1999년도 모델에서의 문제점이었던 중량 및 코스트의 대폭 저감을 목표로 개발한 것이기 때문에, 날개의 캠버상태 분포를 최적화 시켜 날개 두께가 $t/c = 3 \sim 5\%$ 정도 임에도 불구하고, $t/c = 7 \sim 13\%$ 정도였던 1999년도 모델의 팬 보다 양력이 큰 폭으로 증가된 翼두께의 개발에 성공함으로써, 본래 트레이드오프 관계에 있는 고효율 저소음화와 경량·저비용화가 동시에 실현되었

다. 이 때 최대두께 분포 $t(s)$ 의 각 계수는

$$\begin{aligned} \gamma_1 &= 43513, \gamma_2 = -40072, \gamma_3 = 11860, \\ \gamma_4 &= 595.99, \gamma_5 = -414.14, \gamma_6 = 99.657, \\ \gamma_7 &= 0.4 \text{이다.} \end{aligned}$$

Figure 4에 날개형상 변천과정을, Fig. 5에 날개의 단면을, Fig. 6에 효율, 소음, 코스트 등의 결과를 나타내었다. 종래 팬에 비해, 효율은 170%증가, 소음 에너지는 75%감소되었다. 즉, 종래 팬과 유사한 정도의 중량 및 코스트로 ▲ 6dB의 저소음화를 실현하는데 성공하였다. 그리고 본 프로펠러 팬의 설계에 소요된 시간은 약 1일이다.

3.3. 제3 세대 팬의 개발(날개의 경량화)

2001년도 에어컨 최상위기종에 채용된 프로펠러 팬은, 2000년도 모델의 효율을 유지하면서, 중량 및 코스트 다운을 목표로 개발한 것이다. 경량화를 실현시키기 위해, 날개를 한층 더 얇게 할 필요가 있지만, 그것은 날개로부터 발생하는 양력의 감소를 의미 (Fig. 3)하는 것이다. 효율을 유지하면서 경량화를 피하려면, 날개의 揚抗比 (=양력/항력)를 비약적으로 상승시키고, 즉, 양력의 감소를 이상으로 항력을 감소시킬 필요가 있다. 여기서, 주류 방향의 날개 형상을 최적화하는 것 뿐만이 아니라, 2차 흐름 이론을 이용해 2차 흐름 방향 (Fig. 5의 B-B단면)의 날개 단면에도 翼이론을 적용한 날개 최대두께 분포를 적용하여, 2차 흐름 손실을 저감시켰다. 또한 작동 원반 이론을 이용하여 팬의 중심 보스 부 주위에서 발생하는 순환 흐름을 억제하여 순환 손실을 저감시킴과 동시에, 팬 하류부에서 수반되는 와류손실을 저감시켰다. 즉, 팬의 날개 배치를 3 차원적으로 생각할 뿐만 아니라, 팬의 상류부에서 하류부로 향하는 흐름의 경시적 이동을 고려하여, 어느 익면위치에 있어도 통풍 손실이 최소가 되도록 4 차원적으로 날개 단면 배치를 설계했다. 위와 같은 개선에 의해, 날개 두께가 $t/c = 1 \sim 2\%$ 정도 임에도 불구하고, 날개 두께 $t/c = 3 \sim 5\%$ 정도인 2000년식 모델과 동등한 효율을 확보하면서 대폭적으로 경량화 및 저비용화 실현에 성공했다. 이 때 최대두께 분포 $t(s)$ 의 각 계수는,

$$\begin{aligned} \gamma_1 &= 97636, \gamma_2 = -115151, \gamma_3 = 48207 \\ \gamma_4 &= 8276.7, \gamma_5 = -462.22, \gamma_6 = 15.505, \\ \gamma_7 &= 0.36 \text{이다.} \end{aligned}$$

Figure 4에 날개형상 변천과정을, Fig. 5에 날개의 단면을, Fig. 6에 효율, 소음, 코스트 등의 결과를 나타내

	정면도	A-A단면	B-B단면	전체형상	혁신포인트
종래 ('98)					<ul style="list-style-type: none"> •'98년도 이전에 채용된 발판 블레이드 성형은 보통
제 1세대 ('99)					<ul style="list-style-type: none"> •유선 곡률법 + 익이론에 따른 블레이드 배치 최적화 → 고양력화
제 2세대 ('00)					<ul style="list-style-type: none"> •블레이드 캠버분포를 고려하여 블레이드 두께를 증가함 → 고양력화
제 3세대 ('01)					<ul style="list-style-type: none"> •익 두께분포 최적화 •2차 흐름손실의 저감 → 高揚抗比化 •작동원반이론 응용 → 와류손실저감 → 순환손실저감
제 4세대					<ul style="list-style-type: none"> •선형안정성이론 응용으로 불안정 종방향 와류억제 → 2매 블레이드 실현 •솔리디티 최적화 → 고효율화 실현

Fig. 4 Evolution of the propeller fan

었다. 종래의 팬에 비해, 효율 170% 증가, 소음 에너지 80% 저감, 즉 ▲ 7dB의 저소음화 및 새로운 경량·저비용화를 실현했다. 항공기익형 팬 제3세대 모델 개발의 성공에 의해, 샤프사의 에어컨 실외기용 프로펠러 팬은 성능에 대한 코스트 퍼포먼스에 있어서는 업계 최고 수준에 이르렀다. 또 본 프로펠러 팬의 설계에 소요된 시간은 약 2시간이다.

3.4. 제4세대 팬의 개발 (날개의 2매화)

일반적으로, 3매 날개 팬은 이론적으로 가장 안정된 흐름을 일으킨다. 만일 큰 난류가 생기더라도 그 영향은 곧바로 감소해, 다시 안정인 상태를 회복한다. 그러나 2매 날개는 지극히 불안정한 상태가 된다 (이 현상은, 예를 들면 책상다리의 갯수에서 보여 지는 것처럼 물리적 현상과 거의 같은 것이다.) 즉, 팬의 날개를 단순히 2매로 하는 것 만 으로는, 수반되는 와류와 순환와류가 합성 될 때 익면의 유동 박리시에 발생하는 微小攪亂 때문에 비선형의 발달 및 자기 상호작용에 의해, 익면에

불안정 縱渦流가 생겨나 소음발생의 큰 원인이 된다. 2매 익의 성립은 불안정한 흐름을 자립적으로 제어 할 수 있는 날개가 필요불가결한 요소이다. 그런데 앞서 기술한 바와 같이 2001년도 모델의 에어컨 팬에 채택된 날개는 유동박리가 거의 생기지 않았으며, 압력변동도 극히 적은 날개로 되어있다. 이것은 날개와 날개 사이에 발생하는 불안정 縱渦流의 성장을 억제하기에 충분한 형상을 갖고 있다.

본 연구에 있어서, 선형 안정성 이론을 이용하여, 익간의 불안정 세로소용돌이(縱渦流)의 거동과악에 성공, 팬의 중심 보스부 주위 형상을 미세조정 함으로써 순환 흐름을 최적화하는 것으로서, 익간의 불안정 세로소용돌이 거동을 강제적으로 안정화 시키는데 성공했다. 이에 따라, 궁극적으로 최고효율의 2매 날개 프로펠러 팬이 실현되었다. 날개를 2매로 줄이는 것이 가능하기 때문에, 날개의 솔리디티를 최적화하여 고효율화로 설계함으로써, 대폭적인 경량·저비용화의 실현이 가능해졌다. Fig. 4에 날개형상 변천과정, Fig. 5에 날개의 단면을, Fig. 6에 효율, 소음, 코스트 등의 결과를 나타내었다.

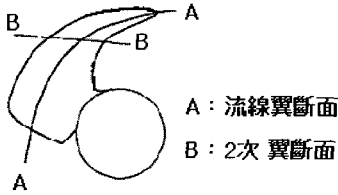


Fig. 5 A-A section and B-B section of blade

종래 팬에 비하여 효율은 200% 상승, 소음 에너지는 85% 감소, 즉 ▲ 8dB의 저소음화, 및 새로운 경량·저비용화를 실현 했다.

금형 투자비용효과의 관계에서는 2002년식 모델 에어컨에 채용은 보류되었지만, 업계 동향은 에어컨 날개의 2매화 조짐을 보이기 시작하고 있기 때문에, 본연구의 의의는 지극히 크다고 할 수 있다.

4. 결론

프로펠러 팬의 신개념 설계 방법의 구축 및 이것을 이용한 프로펠러 팬의 고효율화, 저소음화, 경량·저비용화를 실현하였으며 그 결과를 Fig.6에 나타내었다.

- (1) 아주 간단하고 취급하기 쉬운 프로펠러 팬의 설계방법의 확립에 성공했으며 설계 시간을 1/10 정도로 단축할 수 있다.
- (2) 본 설계 방법을 이용해 종래효율 대비 200% 상승, 소음 에너지 85% 저감, 코스트 50%절감으로 초고효율과 초경량·저비용화가 동시에 실현된 프로펠러 팬 개발에 성공했다.
- (3) 본 설계 방법은 에어컨에서 뉴트랜드의 고 COP (cost of production)화에 아주 유용하다고 생각된다.

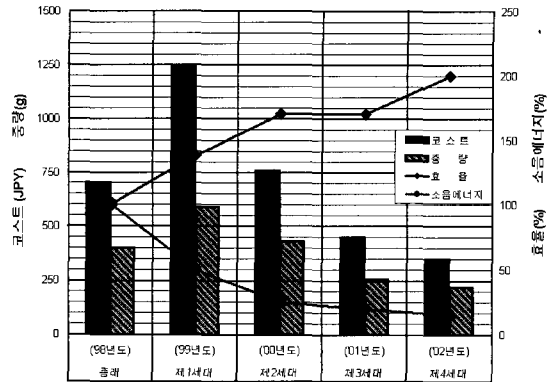


Fig. 6 The result of this study

후 기

본 내용은 샤프전자의 『シャープ技補 제82호』 기사를 번역 및 편집하여 소개하는 것 입니다.

참고문헌

- (1) シャープ技補 제82호 (2002. 04)
- (2) T.Wright, "Gas Turbine and Aeroengine Congress," 88-GT-15, ASME, 1988.
- (3) T.Katsanis, NASA TN D-2546, 1964.
- (4) S.Abdallah, C.F.Smith and M.W.McBride, "Jour. Fluid Eng.," ASME, vol. 110, 1988.
- (5) 藤井昭一, "エンジン・システム", 共立出版, 1992.
- (6) 西山哲男, "翼型學", 日刊工業新聞社, 1992
- (7) Robert T.Jones, "Wing Theory (翼理論)," 日刊工業新聞社, 1993.