

# 送風機技術の開発

## Development of Fan Technology for an Air-Conditioner Exterior Unit

大塚 雅生\*  
Masaki Ohtsuka

### 要 旨

航空工学および流体力学の各種理論（航空機翼理論，流線曲率法，作動円盤理論，2次流れ理論，等）を用い，エアコン室外機に用いられているプロペラファンの超効率化検討を行った結果，従来ファン比200%の高効率化および50%のコスト削減に成功した。本論文では，極めてコストパフォーマンスの高いプロペラファンの設計手法について報告する。

This paper introduces the design technology for a propeller fan used in an air-conditioner exterior unit. This technology incorporates various theories of aeronautical engineering and fluid dynamics, such as wing theory, streamline curvature method, actuator disk theory, secondary flow theory and so on.

With this technique, we successfully developed a propeller fan, which can double the efficiency and halve the production cost compared to a conventional one.

### まえがき

近年，省エネ・環境保護は社会的関心が高く，家電製品の消費電力の低減は急務である。また，業界トップの消費電力を基準とする『トップランナー方式』の施行から，エアコンの省エネ化は業界の淘汰にかかわる重要な課題である。

一方，エアコン事業としては，利益率向上のため，コストダウンが大命題となる。しかしながら一般に，コストとCOPはトレードオフの関係にあるため，COP向上とコストダウンを同時に達成するのは技術的に極めて困難であり，そのため，送風系の技術力アップに寄せられる期待は大きく，送風機の軽量低コスト化，超高効率化，熱交換器の必要面積を低減できるほどの大規模性能向上が切望される。

ところで，近年コンピュータの発達により3次元流

れ場解析が大きく進歩した。しかしながら室外機の実際の流れを解析するとなると，マシンパワー不足，境界条件の選定，誤差の判別等，極めて非現実的である。そこで本研究では，航空宇宙技術研究所が開発した準3次元設計手法の1つである流線曲率法に着目した。これをうまく活用すれば，3次元流れ場解析等の煩雑な作業を行わずとも，ファンの設計が極めて簡単に行なえる。さらに，米国航空宇宙局（NASA）が開発した航空機翼理論をベースにし，当社独自開発の2次流れ理論応用による翼最大厚み分布最適化法と作動円盤理論応用によるボス部近傍形状の最適化により，シンプルで，かつ超高効率軽量低コストファンの実現に成功した。本論文では，その研究成果を報告する。

### 1. プロペラファン設計手法

#### 1.1 流線曲率法の適用

流線曲率法とは，風量，回転数，流路形状から，半径平行方程式，全圧損失係数，圧力上昇寄与率の各式を用いて理想的流線を算出する大規模計算である。簡単に言えば，流量：Qの流体に対し回転数：Nの旋回を与える時のその流体の挙動が計算できる。ここでは本研究に用いた理論式に関して簡単に解説する。

先ず，本計算に用いられる方程式について述べる。式(1)は軸流ターボ機械における一般的な半径平衡方程式を積分し，数値計算に適した形式で表したものである<sup>1-3)</sup>。

$$V_z^2 = c^2 \exp \left\{ - \int_{r_h}^r X(r) dr \right\} + \exp \left\{ - \int_{r_h}^r X(r) dr \right\} \times \int_{r_h}^r \exp \left\{ \int_{r_h}^r X(r) dr \right\} Y(r) dr$$

$$X(r) = \frac{2}{r_c \cos^3} + \frac{1 + (dr/ds)^2}{c_p} \left( \frac{ds}{dr} \right)$$

\* 電化システム事業本部 電化商品開発センター 第2開発部

$$Y(r) = 2 \left\{ c_p \frac{dT_0}{dr} - \left( T_0 - \frac{V^2}{2c_p} \right) \frac{ds}{dr} \right\} - 2 \frac{V}{r} \frac{d(rV)}{dr}$$

(半径平衡式の積分形) (1)

但し、積分の下限は内壁半径  $r_h$  であり、また積分定数  $c$  は  $r = r_h$  (hub) における軸方向速度  $V_z$ 、ファンを流れる全体重量流量  $G$  として、

$$G = 2 \int_{r_h}^{r_i} gV_z r dr \quad (2)$$

を満たすように定める。

次に、本計算における具体的な計算方法を述べる。

図1は軸流ファンの一般的なモデルを考えたときの軸対称流れ  $\theta = \text{const.}$  での切断面を示している。

まず、翼のない部分について軸方向に  $n$  個、半径方向に  $m + 1$  個に分割する。ここで、 $m = 1, m + 1$  は内外壁面に相当する。各交点を結ぶ曲線は、流線を  $\theta = \text{const.}$  面へ投影して得られる。次に、各断面における  $m = 2, 3, \dots, m$  の位置を仮定し、これらを軸方向に  $n = 1$  から  $n$  まで滑らかに結び、各点における曲率半径  $r_0$  を求める。

動翼の流入側  $n = 1, 2, \dots, i$  までは自由渦であり、

$V = 0, \quad s / r = 0, \quad T_0 = T_{01}$  (入口全温) として式(1),(2)を連立させる。

$n = j$  断面では動翼直後になるためターボ機械特有の手段や仮定が必要となる。流れが翼列を通過することにより、流れのエネルギーの一部が様々な原因で損失となる。翼型損失のほかに、2次流れ等による損失も加わる。動翼入口での相対全圧  $P_1'$  は出口で  $P_2'$  になる。損失の無い理想的な場合を  $P_{21}'$  と書くと、全圧損失係数は次のように表される。

$$\tilde{\eta} = \left( \frac{P_{21}'}{P_1'} \right) \frac{1 - \left( \frac{P_2}{P_1} \right) \left( \frac{T_{02}}{T_{01}} \right)^{\gamma - 1}}{1 - \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2 \right)^{\gamma - 1}} \quad (\text{全圧損失係数})$$

$$\frac{P_{21}'}{P_1'} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} \frac{U_2^2}{gRT_{02}} \left\{ 1 - \left( \frac{r_1}{r_2} \right)^2 \right\}^{\gamma - 1} \quad (3)$$

但し、空気の場合、 $R = 287.13$  (J/kgK),  $\gamma = 1.402$ , 翼列前後の流線半径位置を  $r_1, r_2$  とし、 $U = r_2 \omega$  とする。

上式で各半径位置における  $\tilde{\eta}$  を見積もり、かつ、所望の全圧力比  $P_2 / P_1$  を与えると全温上昇比  $T_{02} / T_{01}$  が得られるから、オイラーのタービン方程式によって周方向成分

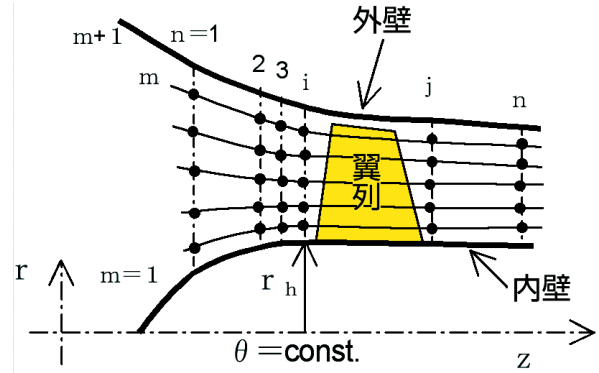


図1 流線と節点

Fig. 1 Streamline and node.

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

を計算する。エントロピの半径方向勾配は

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

によって求める。

$n = j + 1$  断面では翼の力が働かないから流線に沿って全エンタルピ、エントロピおよび中心軸回りのモーメント  $rV$  が変化しない条件をつけて半径平衡式を解く。 $n = n - 1$  までは同様の手法があてはまる。 $n$  番目は  $n - 1$  番目の状態をそのまま移行し、 $z = 0$  の境界条件を入れる。

最初に仮定する流線としては、各断面において  $m$  個の相等的な円環状面積に分けた流管上の点を結ぶものとし、繰返し計算中も第1番目 ( $n = 1$ ) の節点位置は変更しないものとする。よって各円管は全体の重量流量を  $G$  とすると  $G / m$  ずつの等しい流量をもっている。

$n - 1$  断面までの計算が終われば

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

によって新しい流管位置  $r_{i+1}$  を各節点で求めて、もう一度流線を作り直し新しい  $r_0$  を算出し再び半径平衡式を解き、各節点の位置変動が収束するまで繰返し計算を行う<sup>4)</sup>。

実際の計算では、 $m$  方向に 11 分割、 $n$  方向に 30 分割し、翼列内部においても計算を行った。

計算によると、所望の流量、圧力上昇、回転数の時の、或る  $\theta = \text{const.}$  面へ投影された流線は図2の様になる。この流線に沿って翼型を配置する。

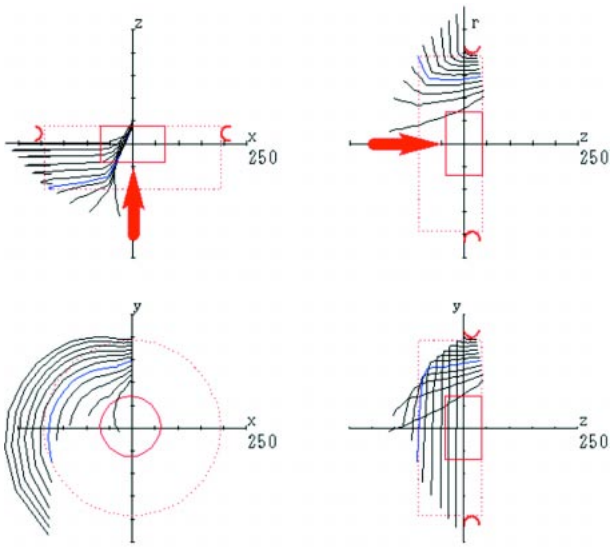


図2 流線曲率法計算結果  
Fig. 2 Result of calculation.

1・2 航空機翼理論の適用

本研究では低速でレイノルズ数の低い流れ等に対して比較的揚抗比特性が良いとされる米国航空宇宙局(NASA)開発のNACA 4字系列を基本翼型として採用した。まずは基礎となるNACA 4字系列の翼型を紹介する。いま、 $c$  : 翼弦長,  $x$  : 翼前縁からの距離,  $y_t$  : 厚み,  $t$  : 最大厚み,  $y_c$  : 反り,  $f$  : 最大反り,  $y_{c \max} / c = f / c$  とその最大位置  $x_f / c$ ,  $2 y_{t \max} / c = t / c$  とその最大位置  $x_t / c$  とすると, 翼形状は次式で表される<sup>5)6)</sup>。

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

$$a_0 = 0.29690, a_1 = -0.126, a_2 = -0.3516, a_3 = 0.2843, a_4 = -0.1015 \quad (7)$$

$$\frac{y_1(x)}{c} = \frac{f}{c} \cdot \left\{ 2 \frac{x_c}{c} \frac{x}{c} - \left(\frac{x}{c}\right)^2 \right\}, x < x_f \quad (8)$$

$$\frac{y_2(x)}{c} = \frac{f}{c} \cdot \left\{ \left(1 - 2 \frac{x_f}{c}\right) + 2 \frac{x_f}{c} \frac{x}{c} - \left(\frac{x}{c}\right)^2 \right\}, x > x_f$$

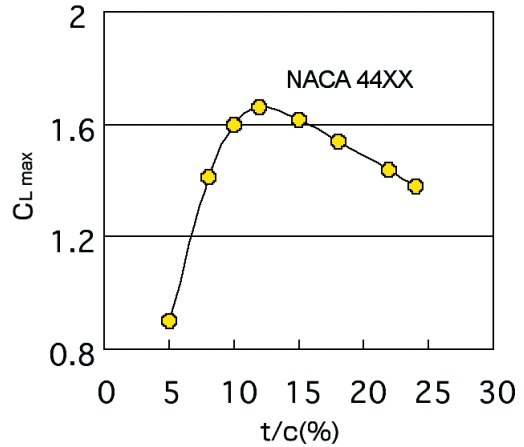


図3 最大揚力係数の翼厚みによる変化  
Fig. 3 Relation between wing thickness and the maximum lift coefficient.

NACA 4字系列の最大揚力係数の厚み比による変化を図3に示す。4字系列に限らずほとんどの翼型は, 最大揚力係数は厚み比が増すとともに急激に増加して, 厚み比が12~13%でほぼ最大となり, これを越すと緩やかに減少する。即ち厚み比13%以下の領域では, 揚力アップと軽量化(厚み減少)はトレードオフの関係となる。但し, 翼最大厚みが翼弦長の12~13%のプロペラファンともなると, その重量は極めて大きく, 材料費増大, 輸送費増大, 成形リードタイムの延長等, 著しいコストアップを余儀なくされる。

1・3 新概念翼理論の提案

上記のように 既存の翼理論を用いては極めてデメリットが大きい。本研究では, 既存の翼理論に対し, 当社独自の工夫を加えることにより, エアコン室外機用プロペラファンに最適な新概念の航空機翼理論の開発を行なった。その結果, 最大厚み分布および反り分布の独自開発により 揚力の大幅なる向上に成功した。揚力向上の分の厚み比を低減し, 軽量化と高効率化の同時達成に成功した。以下にその手法を示す。

翼形状 ( $r, z$ ) において, 式(9)に示すように最大厚み分布  $t(s)$ , 厚み分布  $y_1(x)$ , 翼弦線分布  $y_2(x)$ , 反り分布  $y_3(x)$  に分割する。

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

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

$$y_2(x) = 0 + 1x \quad (11)$$

$$y_3(x) = 1x + 2x^2 + 3x^3 + 4x^4 + 5x^5 \quad (12)$$

$$t(s) = t_1 s^6 + t_2 s^5 + t_3 s^4 + t_4 s^3 + t_5 s^2 + t_6 s + t_7$$

(翼の最大厚み分布) (13)

ここで  $s$  とは、全ての翼面の最大厚み分布位置  $x_i / c = 0.3$  のポイントを順次滑らかに結んだ時の、翼端からの長さである。また翼形状  $(r, z)$  において、 $r$  および  $z$  は流線曲率法により求められるものである。式(11)の  $t_0 \sim t_1$ 、式(12)の  $t_1 \sim t_5$ 、式(13)の  $t_1 \sim t_7$  をそれぞれ決定することで、極めて簡単に高効率かつ軽量のプロペラファンが設計できる。

## 2. 新概念翼理論を用いた設計事例

### 2.1 第1世代ファンの開発(翼の航空機翼型化)

当社 '99冷エアコン最上位機種に採用されたプロペラファンは、流線曲率法により求めた翼基本キャンパー形状  $(r, z)$  に対し、NACA 4字系列の厚み分布式(13)を、 $t/c = 7 \sim 13\%$  の範囲で適用した。このときの最大厚み分布  $t(s)$  の各係数は

$$\begin{aligned} t_1 &= 74899, & t_2 &= -56183, & t_3 &= 7518.8, \\ t_4 &= 3912.2, & t_5 &= -1688.3, & t_6 &= 284.25, \\ t_7 &= 0.4 \end{aligned}$$

である。このときの形状を図4および図5に、効率、騒音、コスト等の成果を図6に示す。従来ファンに比べ、効率140%、騒音エネルギー50%カット、即ち3dBの低騒音化に成功した。但し、重量およびコストは大幅に増大する結果となった。なお、本プロペラファンの設計に用いられた時間は約1週間である。

### 2.2 第2世代ファンの開発(翼の軽量化)

当社 2000冷エアコン最上位機種に採用されたプロペラファンは、'99冷ファンの問題点であった重量およびコストの大幅低減を目標に開発したものである。翼の反り分布を考慮することにより、翼厚みが  $t/c = 3 \sim 5\%$  にもかかわらず、翼厚みが  $t/c = 7 \sim 13\%$  である '99冷ファンの揚力を大幅に凌駕する疑似厚肉翼の開発に成功し、本来トレードオフの関係にある高効率低騒音化と軽量低コスト化を同時に実現した。このときの最大厚み分布  $t(s)$  の各係数は

$$\begin{aligned} t_1 &= 43513, & t_2 &= -40072, & t_3 &= 11860, \\ t_4 &= 595.99, & t_5 &= -414.14, & t_6 &= 99.657, \\ t_7 &= 0.4 \end{aligned}$$

である。形状を図4、図5に、効率、騒音、コスト等の成果を図6に示す。従来ファンに比べ、効率170%、騒音エネルギー75%カット、即ち6dBの低騒音化を、従来ファンと同等レベルの重量およびコストで実

現した。なお、本プロペラファンの設計に用いられた時間は約1日である。

### 2.3 第3世代ファンの開発(翼の更なる軽量化)

当社 2001冷エアコン最上位機種に採用されたプロペラファンは、2000冷ファンの効率を保ちながら、重量およびコストの更なる低減を目標に開発したものである。軽量化を行うには、翼をさらに薄肉化する必要があるが、それは翼から発生する揚力の減少を意味する(図3)。効率を保ちながら軽量化を計るには、翼の揚抗比(=揚力/抗力)を飛躍的に上昇させる、つまり、揚力の減少率以上に抗力を減少させる必要がある。そこで、主流方向の翼形状を最適化するだけでなく、2次流れ理論を用い、2次流れ方向(図5のB-B断面)の翼断面にも翼理論を適用した翼最大厚み分布を適用し、2次流れ損失を低減した。さらに、作動円盤理論を用い、ファンのセンターボス部近傍に発生する循環流れを抑え、循環損失を低減するとともに、ファン下流部の随伴渦損失を低減した。すなわち、ファンの翼配置を3次元的に考えるだけでなく、ファン上流部から下流部に向かう流れの経時的移動を考慮し、どの翼面位置においても通風損失が最小となるように4次元的に翼断面配置を設計した。以上の改善により、翼厚みが  $t/c = 1 \sim 2\%$  にもかかわらず、翼厚みが  $t/c = 3 \sim 5\%$  である 2000冷ファンと同等の効率を確保しつつ更なる大幅な軽量低コスト化に成功した。このときの最大厚み分布  $t(s)$  の各係数は

$$\begin{aligned} t_1 &= 97636, & t_2 &= -115151, & t_3 &= 48207, \\ t_4 &= -8276.7, & t_5 &= 462.22, & t_6 &= 15.505, \\ t_7 &= 0.36 \end{aligned}$$

である。形状を図4、図5に、効率、騒音、コスト等の成果を図6に示す。従来ファンに比べ、効率170%、騒音エネルギー80%カット、即ち7dBの低騒音化、および更なる軽量低コスト化を実現した。航空機翼型ファン第3世代の開発の成功により、当社のエアコン室外機用プロペラファンは性能に対するコストパフォーマンスにおいて業界最高水準に達した。なお、本プロペラファンの設計に用いられた時間は約2時間である。

### 2.4 第4世代ファンの開発(翼の2枚化)

一般に、3枚翼ファンは理論的に最も安定した流れを生ずる。仮に大きな乱れが生じたとしてもその影響はすぐに減衰し、再び安定な状態を回復する。しかしながら、2枚翼は極めて不安定となる(この現象は、例えば机の脚の本数に見られる物理現象とほぼ等価なものである)。即ち、ファンを単純に2枚翼にするだ

	正面図	A-A断面	B-B断面	全体形状	革新のポイント
従来 (98冷)					<ul style="list-style-type: none"> <li>98冷以前に用いていた薄肉ファン (性能は業界並み)</li> </ul>
第1世代 (99冷)		<p>流線方向断面に対して翼型を形成</p>	$t/c = 7 \sim 13\%$ 		<ul style="list-style-type: none"> <li>流線曲率法 + 翼理論による翼配置最適化 高揚力化</li> </ul>
第2世代 (00冷)		<p>反り分布を考慮し 高揚力化</p>	$t/c = 3 \sim 5\%$ 		<ul style="list-style-type: none"> <li>翼反り分布の考慮による疑似厚肉化 高揚力化</li> </ul>
第3世代 (01冷)	<p>ボス部近傍翼面上での循環を防止</p> <p>循環流れ <math>\Gamma = 0</math></p>	<p>→ 随伴渦損失の低減</p>	$t/c = 1 \sim 3\%$ <p>2次流れ方向断面に対しても翼型を形成</p>		<ul style="list-style-type: none"> <li>翼最大厚み分布最適化</li> <li>2次流れ損失の低減 高揚抗比化</li> <li>作動円盤理論応用 随伴渦損失低減 循環損失低減</li> </ul>
第4世代	<p>n=4のモードが発生</p>				<ul style="list-style-type: none"> <li>線形安定性理論応用による不安定縦渦の抑制 究極2枚翼の実現</li> <li>ソリディティ最適化 高効率化</li> </ul>

図4 当社プロペラファンの進化  
Fig. 4 Evolution of the propeller fan.

けでは 随伴渦と循環渦の合成時と翼面剥離時に生ずる微小攪乱の非線形発達および自己相互作用により、翼間に不安定縦渦が励起され、騒音の大きな原因となる。2枚翼の成立は、不安定な流れを自立的に制御できる翼が不可欠となる。

ところで、前述の2001冷ファンに用いられている翼は、剥離がほとんど生じない、即ち圧力変動が極めて少ない翼となっている。それは、翼間に生ずる不安定縦渦の成長を抑制するに十分な程度である。

本研究において、線形安定性理論を用いて翼間の不安定縦渦挙動の把握に成功、ファンのセンターボス部近傍形状の微調整により循環流れを最適化することで、翼間の不安定縦渦挙動を強制的に安定化することに成功した。これにより、究極の超高効率2枚翼プロペラファンが実現した。翼を2枚に減らすことができたので、翼のソリディティを最適化し、更なる高効率化が可能となった。言うまでも無く、大幅な軽量低コスト化が可能となった。形状を図4、図5に、効率、騒音、コスト等の成果を図6に示す。従来ファンに比べ、効率200%、騒音エネルギー85%カット、即ち8dBの低騒音化、および更なる軽量低コスト化を実現した。金型投資費用対効果の関係で2002冷エアコン

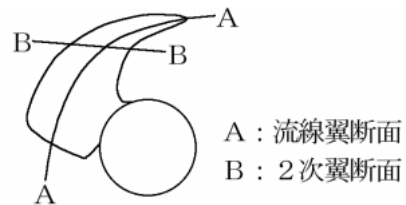


図5 A-A断面およびB-B断面  
Fig. 5 A-A section and B-B section.

への採用は見送られたが、業界動向は2枚翼化の兆しを見せ始めているため、本研究の意義は極めて大きい。

むすび

プロペラファンの新概念設計手法の構築、および、それを用いたプロペラファンの高効率化、低騒音化、軽量低コスト化の検討を行った。得たる成果を以下に示す。

(1) 極めて簡単で扱いやすいプロペラファンの設

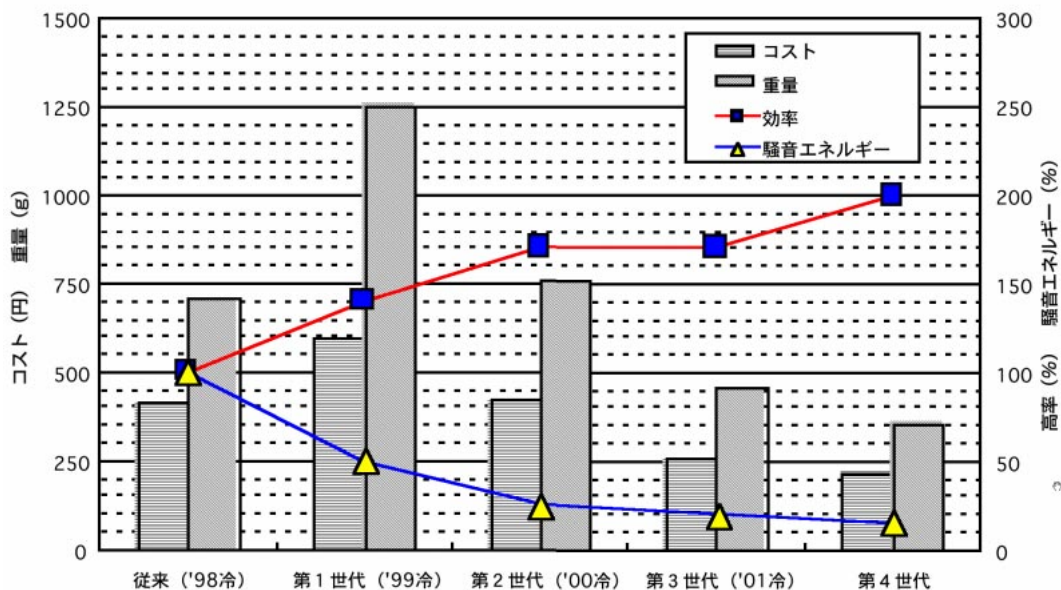


図6 本研究の成果

Fig. 6 The result of this study.

計手法の確立に成功した。プロペラファンの設計時間を1/10程度に短縮できる。

(2) 本設計手法を用いて、従来比効率200%、騒音エネルギー85%カット、コスト50%カットの、超高効率と超軽量低コストを同時に実現したプロペラファンの開発に成功した。

(3) 本設計手法は、エアコンの更なる高COP化に極めて有用であると考えられる。

#### 謝辞

本研究を行うにあたり有益なご助言を賜りました電化商品開発センター笹田所長、谷川副所長、野島チーフ、白市担当、空調システム事業部岡崎部長、信夫副参事、高橋副参事、山田副参事、飯田係長、山崎係長、橋本主事、事業戦略推進室川嶋チーフ、IT推進室大埴

主事、東京支社渉外部松實副参事、Shanghai Sharp Electronics Co.,Ltd. 空調事業部森事業部長、ならびに日本高分子株式会社の関係各位に深く感謝致します。

#### 参考文献

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

( 2002年1月22日受理 )