

ラジエータ冷却モータファンの高効率化

Efficiency Improvement of Motor Fan for Cooling Radiator

石川 雅一*
Masakazu Ishikawa

大槻 優介**
Yusuke Otsuki

要 旨

ラジエータ冷却用モータファンのファン単体効率を向上させる翼形状の開発において、従来の設計手法に対して今回新たな取り組みを行なった。具体的には、軸対称の子午面粘性流れ解析過程を追加し、さらに三次元流れ解析を組み合わせて翼表面の風流れの剥離を可視化し、剥離部位を特定する。その部位の剥離領域の低減を行なうことにより、ファン単体効率の大幅な向上ができ、併せて開発期間の短縮も図ることが出来た。今回はその新しい設計手法の開発について紹介する。

Abstract

Regarding the development of the blade of the radiator-cooling motor fan, a new design approach was taken to improve the unit efficiency. A process of meridional flow analysis has been added to visualize air flow separation on the blade surface and localize the separation by combining three-dimension flow analysis. This can lead to a reduction in the separation area, thus improving the fan efficiency significantly as well as shortening the development period. This paper will describe the development of the new design approach.

Key Word: Meridional flow analysis, Air flow separation, Loading distribution

1. はじめに

昨今、ラジエータ冷却モータファン(以降、モータファン)に対する要求として、①大風量化 ②消費電力の低減がある。その背景としてエンジンのダウンサイジングやディーゼルエンジンの採用により放熱量が増大しており、ラジエータの冷却能力向上が必要となっていることから、モータファンの大風量化が要求されている。また、ハイブリッド車やEV等、電気を動力にしている車では、燃費性能向上を図る上で、部品の消費電力低減は重要な要素となっている。両者を実現するためには、ファンもしくはモータの効率向上が不可欠となる。今回は現在行っているファンの高効率化開発の状況について報告する。

2. モータファンの構成

図1に示すようにモータファンはモータ (Motor)、ファン (Fan)、シュラウド (Shroud) という三つの部品で構成されている。モータは入力された電気エネルギーを回転エネルギーに変換し出力する。ファンはモータから出力された回転エネルギーを変換し、風を送るエネルギーにして風の流れを作り出す。シュラウドはファンによって作られた風の流れが効率よくラジエータを通過するのを助けている。

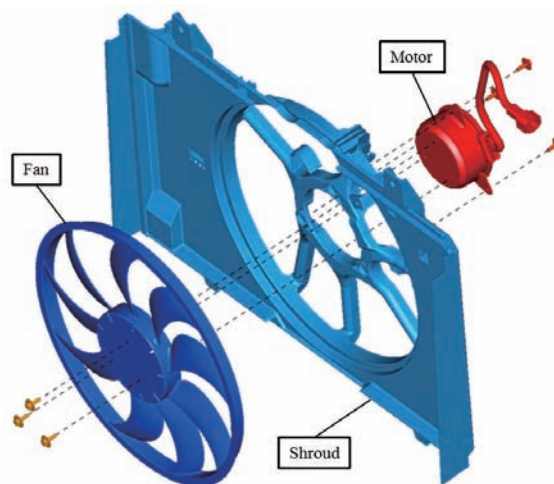


Fig. 1 Structure of the motor fan

3. 設計フロー

従来の設計では、図2に示すように、翼形状を径方向の三断面(最内径・中央・最外径)における翼角度 (Blade angle: θ) と翼弦長 (Blade chord: L) で規定しており、過去の実験結果からファン性能を予測し各断面の翼角度及び翼弦長の検討を行なっている。モデル作成後に三次元流体解析を実施し、目標値を満足するまで形状検討と

* 熱交事業本部 熱交システム開発グループ
**シーケーエンジニアリング(株) 熱交実験チーム

解析を繰り返す。しかしながら、新たな形状を検討する場合は過去の実験データとの乖離が大きくなり、検討と解析のループを幾度も繰り返す必要があった。

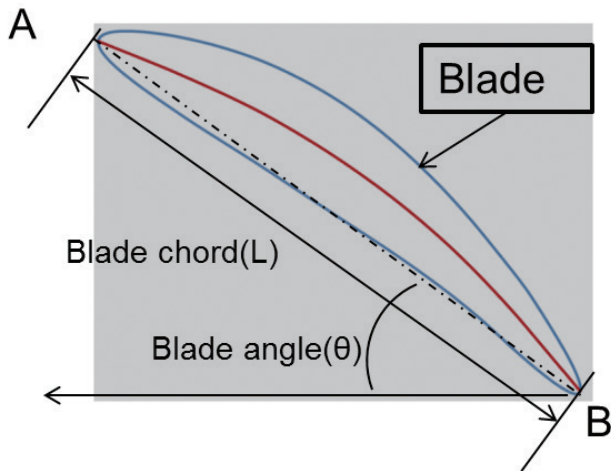


Fig. 2 Blade chord and angle

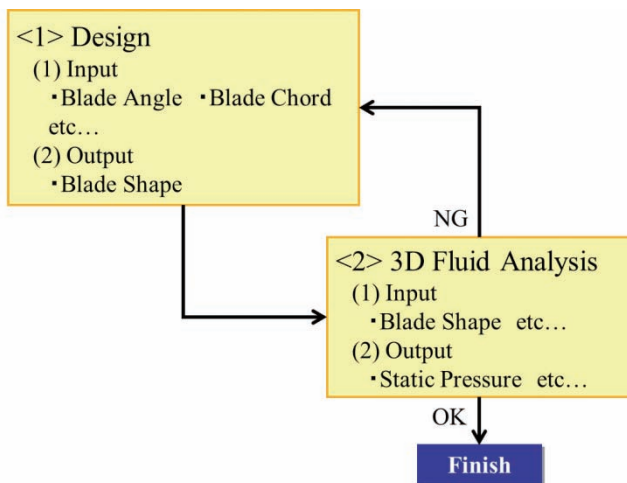


Fig. 3 Current fan blade design flow chart

一度のループには数週間かかり、平均すると一つの翼を設計するのに数か月の時間を有する。図3に従来の設計フローチャートを示す。

新たに開発した設計フローを図4に示す。従来の設計フローに、軸対称の子午面粘性流れ解析過程 (Meridional Viscosity Flow Analysis; 以下 MVFA) を追加する。それに加えてさらに三次元流体解析においても、より詳細な解析によって翼表面近傍の剥離に対して可視化を行なう。

MVFA は周方向の流れを一様と仮定し平均化する事で、三次元流れを径方向と軸方向の面で形成される子午面(図5に示すような12時-6時でカットした時の断面)流れへと二次元化して解析を行なう方法である。この過程で性能予測ができるため、三次元流れ解析後の再検討回数を従来よりも少なくすることができる。MVFAで

は設計入力条件としての翼負荷分布を考慮して子午面流れを解くことにより流入速度分布を算出する。その結果をもとに翼形状を作成し、それをさらにMVFAにフィードバックする工程を繰り返し、最終的に収束した翼形状を得る。収束判定には、MVFA過程により算出される流入速度分布を用いる。

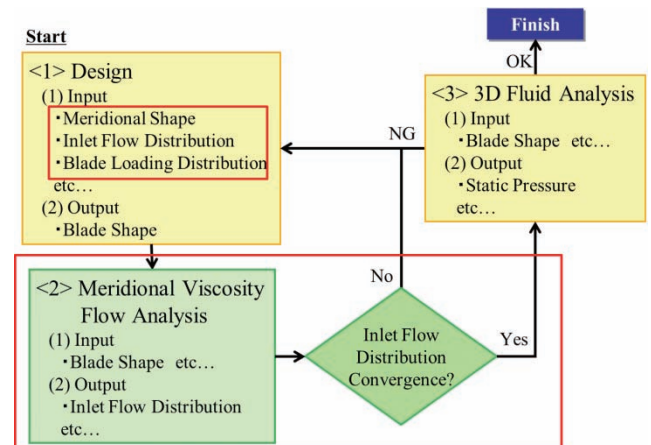


Fig. 4 New fan blade design flow chart

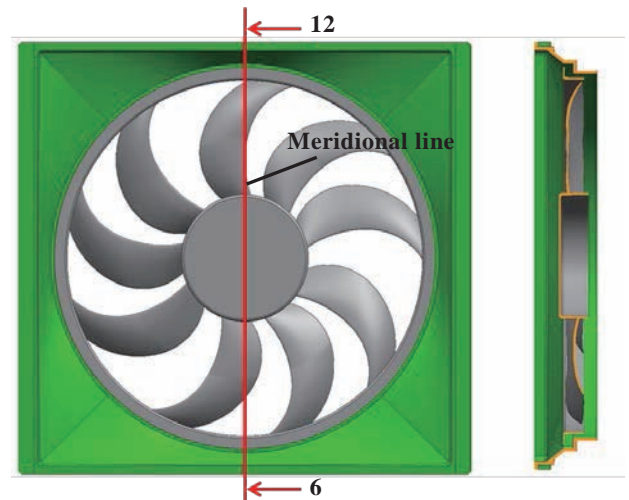


Fig. 5 Meridional section

3.1. 軸対称の子午面粘性流れ解析過程

翼力を考慮したMVFAを実施することにより、子午面流線の曲率および端面境界層の影響を考慮した流入速度分布を算出する。

MVFAは、Wilcoxのk- ω 乱流モデル⁽¹⁾を用いた圧縮性Reynolds平均Navier-Stokes方程式(RANS)を基礎方程式とし、数値計算手法として、有限体積法による緩和形陰の高解像度風上スキーム⁽²⁾を用いた。

翼力は翼力理論⁽³⁾に基づき、図6に示すような翼断面のキャンバーラインに垂直に働く体積力としてモデル化した。周方向(F_θ)、径方向(F_r)、軸方向(F_z)それぞれの翼力は下記の式となる。

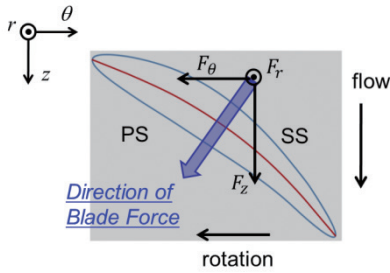


Fig 6. Direction of blade force

$$\text{周方向の翼力} : \tilde{F}_\theta = \rho \frac{\tilde{c}_m}{r} \frac{\partial(r\tilde{c}_\theta)}{\partial m} \dots \dots \dots (1)$$

$$\text{径方向の翼力} : \tilde{F}_r = \frac{n_r}{n_\theta} \tilde{F}_\theta \dots \dots \dots (2)$$

$$\text{軸方向の翼力} : \tilde{F}_z = \frac{n_z}{n_\theta} \tilde{F}_\theta \dots \dots \dots (3)$$

F : 翼力, ρ : 密度, r : 半径, c : 絶対速度,
 n_r, n_θ, n_z : 翼面の単位法線ベクトル,
 m : 子午面流線の距離

本解析は二次元の流れ解析であることから三次元解析に比べ非常に計算負荷が軽いという特徴を有している。

ここでMVFAにおける解析格子を図7に示す。解析格子は翼領域 (Blade Area), 流入部 (Inlet Area), 流出領域1 (Outlet Area 1) および流出領域2 (Outlet Area 2) の4つのブロックより構成されており, 流出領域における解放された外部領域は図7(b)に示すように半球状の領域としてモデル化している。計算総セル数は約38,000セルである。今回, 翼形状はTURBO-design-1 (Advanced Design Technology Ltd.) を用いて作成した。

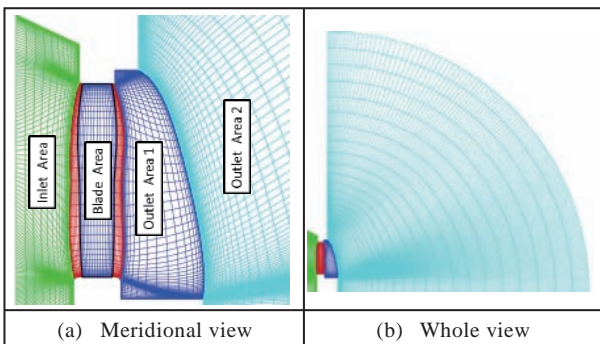


Fig. 7 Computational grid system

4. 結果

実際に設計した翼とその解析結果について述べる。設計要求条件は表1の通りである。

Table 1 Design specifications

Fan speed [rpm]	2400
Air Flow Rate [m ³ /min]	28.5
Torque [N · m]	0.52
Target Efficiency [%]	52

まず, 前述した翼の径方向及び周方向の負荷分布の影響を確認した。ここで述べる負荷とは, 翼の作用によって起こる圧力差を指し, 翼全体で発生させる圧力差を翼の各部位にどのような分布で振り分けるか示したのが負荷分布となる。

径方向の翼負荷分布について, 解析した中で最も効率が良かった分布 (BEST) と翼先端側に負荷を大きく振ったもの (Tip_Loading), 及び翼根元側に負荷を大きく振ったもの (Hub_Loading) の3パターンの分布を図8に示す。

縦軸は径方向 (Spanwise) の位置を表しており, 0が翼の根元 (Hub), 1が端部 (Tip) となる。横軸は翼負荷全体 (Overall loading) に対する各径における翼負荷 (Local loading) の割合を表している。

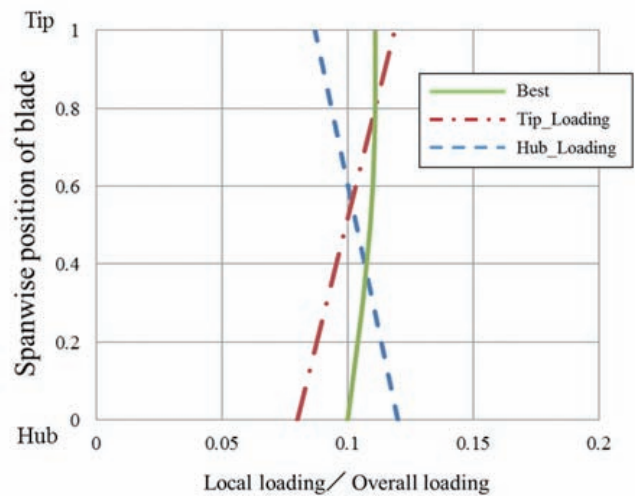


Fig. 8 Spanwise blade loading distribution

それぞれの解析結果を表2に, その際の翼表面の流線についての結果を図9~図11に示す。

根元側に負荷を大きく振ったもの (Hub) は他と比較

して大きく効率が低下しており，図 10 に示す翼表面の流線を見ても，翼面積に対して剥離領域が大きいことが分かる．これは翼根元の負荷を上げる為に翼断面形状の曲率が大きくなり，それにより剥離領域が大きくなったと考えられる．

Table 2 Analysis result (Spanwise blade loading)

	BEST	Tip	Hub
Torque [N·m]	0.612	0.603	0.582
Static Pressure [Pa]	149	146	126
Efficiency [%]	46.0	45.8	40.8

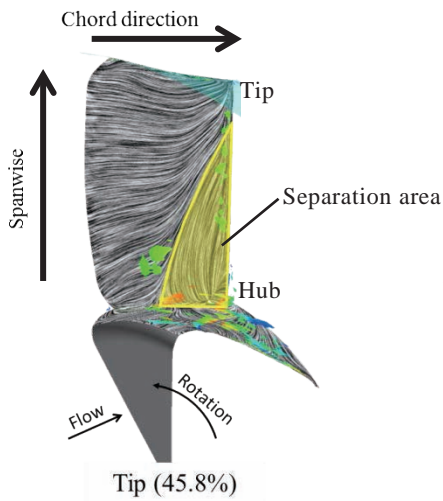


Fig. 9 Analysis result (Flow line of blade surface)

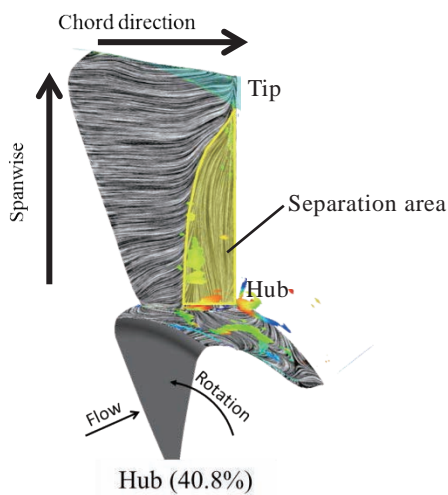


Fig. 10 Analysis result (Flow line of blade surface)

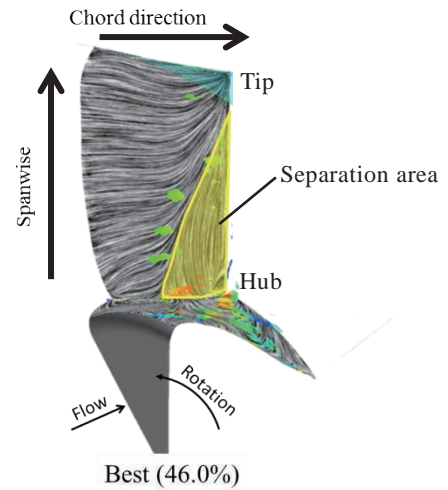


Fig. 11 Analysis result (Flow line of blade surface)

次に周方向（Chord direction）の翼負荷分布の影響を確認する為，負荷のピーク位置を翼前縁から 10%の位置，30%の位置，50%の位置に振った．それぞれの負荷分布を図 12～14 に示す．縦軸は各位置における翼負荷の割合を表している．横軸は周方向の位置を表しており，0 が翼の前縁（LE：Leading edge），1 が翼の後縁（TE：Trailing edge）となる．

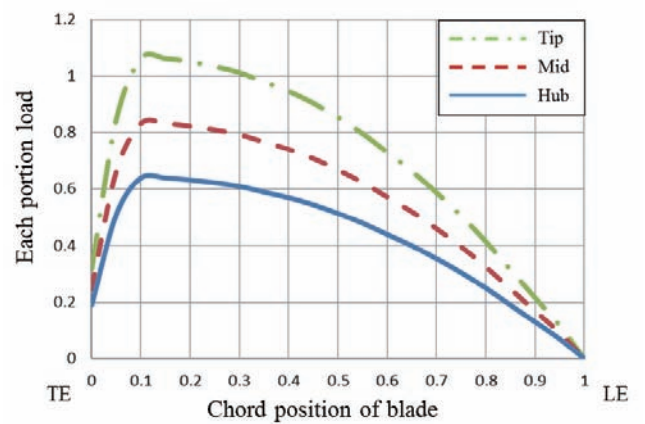


Fig. 12 Chord direction blade loading (Peak position 10%)

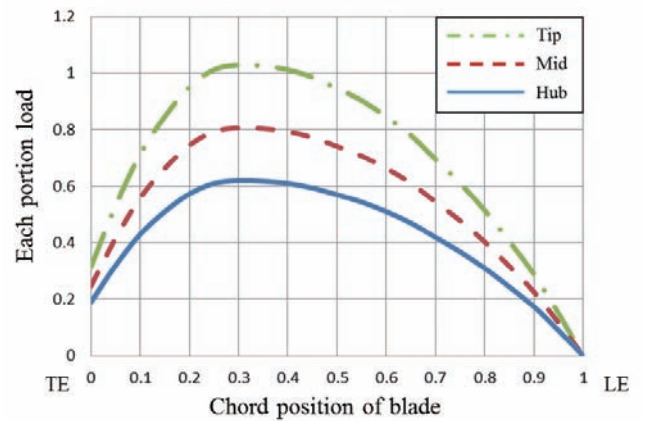


Fig. 13 Chord direction blade loading (Peak position 30%)

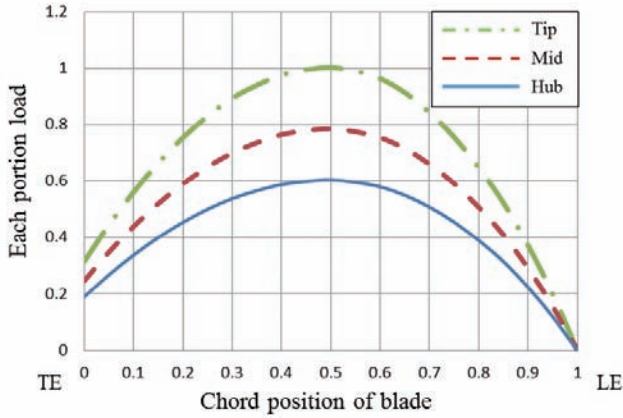


Fig. 14 Chord direction blade loading (Peak position 50%)

それぞれの解析結果を表3に、その際の翼表面の流線についての結果を図15～図17に示す。負荷のピークを翼の中央部（50%）に設定した方が、効率が良くなっていることが分かる。これは翼負荷分布が緩やかになることで圧力分布の勾配も緩和され、剥離線が後縁側に移動したことによるものと考えられる。

Table 3 Analysis Result (Chord direction blade loading)

	Peak Position		
	10%	30%	50%
Torque [N·m]	0.612	0.598	0.626
Static Pressure [Pa]	149	154	165
Efficiency [%]	46.0	48.6	49.7

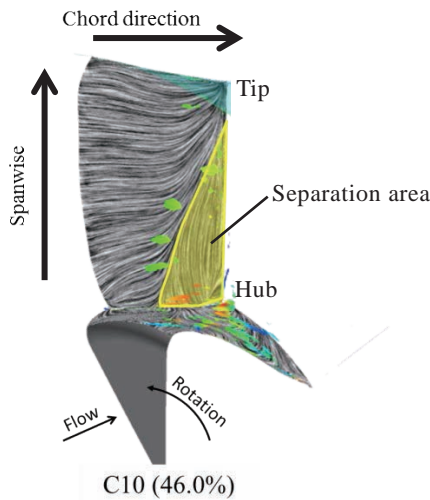


Fig. 15 Analysis result (Flow line of blade surface)

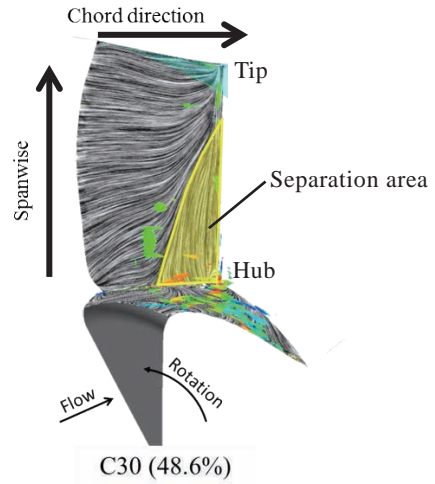


Fig. 16 Analysis result (Flow line of blade surface)

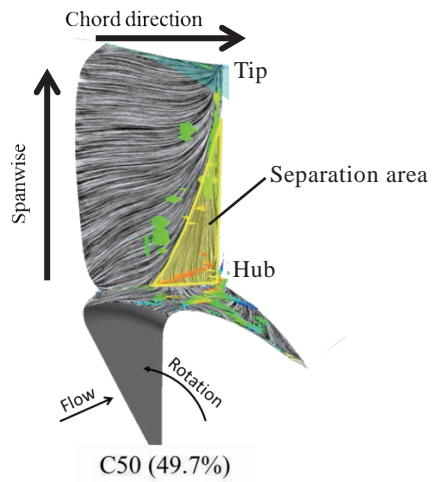


Fig. 17 Analysis result (Flow line of blade surface)

最後に、図18に示す翼のスイープ角（前進角）:aの影響を確認した。図19に示す子午面解析結果（前述の径方向翼負荷 BEST の形状の周方向流れを平均化した流速解析結果。）において、ファンの後方に流れる流線が外側に流れており、さらに流線が密となっていることから速度勾配が急になっていることが分かる（赤枠部）。

さらにこれまでの解析結果でも内径側（Hub）の剥離が大きいことから、スイープ角を付けることにより内側への翼力を与え、流線が外側に行くことを抑制することで、速度勾配を緩やかにして剥離を抑えることを狙っている。

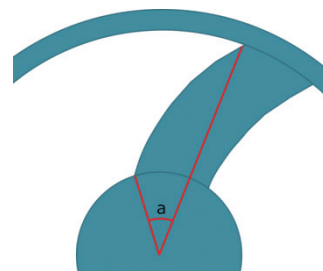


Fig. 18 Sweep angle

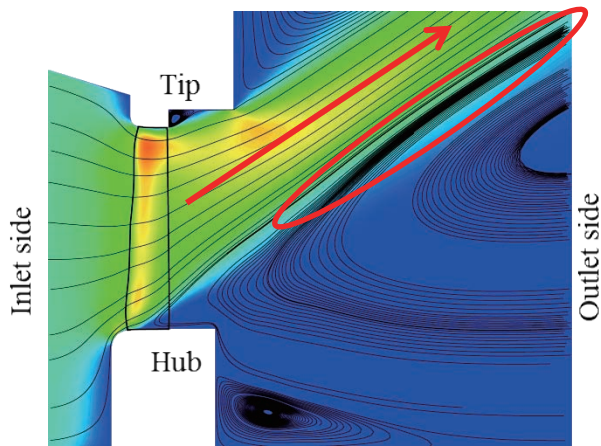


Fig. 19 Meridional flow analysis result

前述の BEST を基準として、スイープ角 0° (S00), さらにスイープ角を 10° (S10), 20° (S20), 30° (S30), 30° (S40) に振って比較を行なった。

解析結果は図 20 に示したように、スイープ角を 30° にした場合に効率がもっとも良くなる結果となった。

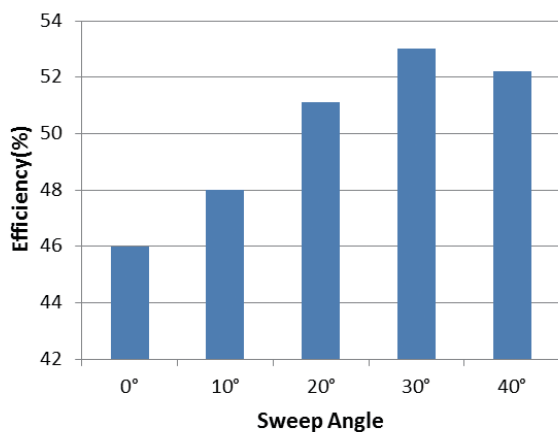


Fig. 20 Analysis result

図 21 にスイープ角 0° , 図 22 にスイープ角 30° の翼表面流れの解析結果を示す。

スイープ角 30° の方が翼表面積に占める剥離領域が小さくなっており、これにより効率が向上したと考えられる。

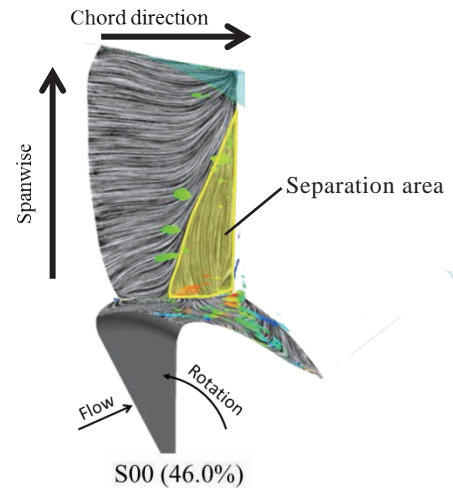


Fig. 21 Analysis result (Flow line of blade surface)

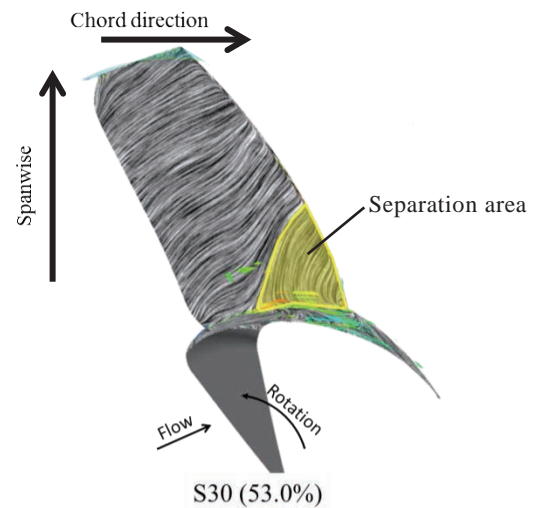


Fig. 22 Analysis result (Flow line of blade surface)

以上の検討結果を元に試作したファンの評価結果を表 4 に示す。解析結果と実験結果は良い相関が得られた。差異は、試作品の寸法バラつきによる解析モデルとの差異や、実験の測定バラつきなどによるものと考えられる。

Table 4 Analysis result

	Analysis	Test
Torque [N·m]	0.535	0.532
Static Pressure [Pa]	154	152
Air Flow [m ³ /min]	28.5	26.6
Efficiency [%]	54.3	50.5

5. ま と め

風流れの剥離を可視化する新しい設計手法によって、ファン効率50%を超える高効率の設計を行なうことが出来た。また、設計に掛る時間も従来の半分以下と大幅な短縮を図ることが可能となった。今後も改良を進め、さらなる高効率冷却ファンの開発につなげていく。

最後に設計手法の開発にご協力を頂いた九州大学古川教授および、研究室の皆様方に深く感謝します。

参 考 文 献

- (1) Wilcox, D. C., "Reassessment of the Scale-Determining Equation for Advanced Turbulence Models," AIAA Journal, Vol. 26, No. 11, pp. 1299-1310, 1988.
- (2) Furukawa, M., Nakano, T., and Inoue, M., "Unsteady Navier-Stokes Simulation of Transonic Cascade Flow Using an Unfactored Implicit Upwind Relaxation Scheme With Inner Iterations," Trans. ASME, Journal of Turbomachinery, Vol. 114, No. 3, pp. 599-606, 1992.
- (3) Tabata, S., Hiratani, F., Furukawa, M., "Axisymmetric Viscous Flow Modeling for Meridional Flow Calculation in Aerodynamic Design", Memories of the Faculty of Engineering Kyushu University, Vol.67, No.4, December 2007



石川 雅一



大槻 優介