

(12) 特許協力条約に基づいて公開された国際出願

(19) 世界知的所有権機関  
国際事務局



(10) 国際公開番号

WO 2012/053602 A1

(43) 国際公開日  
2012年4月26日(26.04.2012)

- (51) 国際特許分類:  
F03D 11/00 (2006.01) F03D 9/00 (2006.01)  
F03D 1/06 (2006.01)
- (21) 国際出願番号: PCT/JP2011/074176
- (22) 国際出願日: 2011年10月20日(20.10.2011)
- (25) 国際出願の言語: 日本語
- (26) 国際公開の言語: 日本語
- (30) 優先権データ:  
特願 2010-238043 2010年10月22日(22.10.2010) JP  
特願 2010-238042 2010年10月22日(22.10.2010) JP  
特願 2010-238040 2010年10月22日(22.10.2010) JP  
特願 2010-238039 2010年10月22日(22.10.2010) JP  
特願 2010-238038 2010年10月22日(22.10.2010) JP
- (71) 出願人 (米国を除く全ての指定国について): 三菱重工業株式会社(MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD.) [JP/JP]; 〒1088215 東京都港区港南二丁目16番5号 Tokyo (JP).
- (72) 発明者: および
- (75) 発明者/出願人 (米国についてのみ): 深見 浩司 (FUKAMI, Koji) [JP/JP]; 〒1088215 東京都港区港

南二丁目16番5号 三菱重工業株式会社内  
Tokyo (JP).

(74) 代理人: 藤田 考晴, 外(FUJITA, Takaharu et al.);  
〒2208137 神奈川県横浜市西区みなとみらい2-2-1 横浜ランドマークタワー37F  
Kanagawa (JP).

(81) 指定国 (表示のない限り、全ての種類の国内保護が可能): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

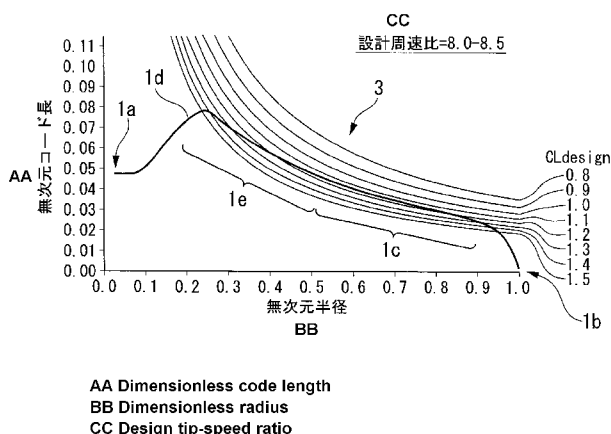
(84) 指定国 (表示のない限り、全ての種類の広域保護が可能): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), ユーラシア (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), ヨーロッパ (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV,

[続葉有]

(54) Title: WIND TURBINE, WIND POWER GENERATION DEVICE PROVIDED THEREWITH, AND WIND TURBINE DESIGN METHOD

(54) 発明の名称: 風車翼およびこれを備えた風力発電装置ならびに風車翼の設計方法

[図4]



(57) Abstract: Provided is a wind turbine capable of obtaining desired aerodynamic properties under conditions in which the upper value of the code length on the blade root side is restricted. The wind turbine is provided with a blade body section (3) in which the code length increases from the blade tip (1b) side to the blade root (1a) side. The blade body section (3) has: a blade tip region (1c) on the tip side thereof, where the code length gradually increases toward the blade root (1a) side in a state where a substantially consistent first design lift coefficient is set; a maximum code length position (1d) having a second design lift coefficient larger than the first design lift coefficient in a position where the code length on the blade root (1a) side is at the maximum length thereof; and a transition region (1e) positioned between the blade tip region (1c) and the maximum code length position (1d). The design lift coefficient in the transition region (1e) gradually increases from the first design lift coefficient to the second design lift coefficient in a direction from the blade tip (1b) side toward the blade root (1a) side.

(57) 要約:

[続葉有]



WO 2012/053602 A1

MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, 添付公開書類:  
SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, — 国際調査報告 (条約第 21 条(3))  
GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

---

翼根側のコード長の上限值が制限された条件下で、所望の空力特性を得ることができる風車翼を提供する。翼先端 (1 b) 側から翼根 (1 a) 側にかけてコード長が増大する翼本体部 (3) を備えている。翼本体部 (3) は、その先端側にて、略一定の第 1 設計揚力係数とされた状態で、翼根 (1 a) 側に向けてコード長が漸次増大する翼先端領域 (1 c) と、翼根 (1 a) 側の最大コード長となる位置にて、第 1 設計揚力係数よりも大きい第 2 設計揚力係数を有する最大コード長位置 (1 d) と、翼先端領域 (1 c) と最大コード長位置 (1 d) との間に位置する遷移領域 (1 e) とを有する。遷移領域 (1 e) の設計揚力係数は、翼先端 (1 b) 側から翼根 (1 a) 側に向かって、第 1 設計揚力係数から第 2 設計揚力係へと漸次増大させられている。

## 明 細 書

発明の名称：

風車翼およびこれを備えた風力発電装置ならびに風車翼の設計方法

### 技術分野

[0001] 本発明は、風車翼およびこれを備えた風力発電装置ならびに風車翼の設計方法に関する。

### 背景技術

[0002] 近年、発電時に温室効果ガスを排出しないクリーンエネルギーとして、風力発電装置が注目されている。風力発電装置は、風力によって風車翼を軸周りに回転させ、この回転力を電力に変換して発電出力を得る。

風力発電装置の発電出力は、軸端出力（翼が発生する出力）と、変換効率（軸受や発電機などの効率）との積で表される。また、軸端出力は次式で表され、翼効率が高く、翼直径が大きい翼であれば、発電量が向上する。

$$\text{軸端出力} = 1/2 \times \text{空気密度} \times \text{風速}^3 \times \text{翼効率} \times \pi \times (\text{翼直径}/2)^2$$

[0003] 翼効率は、理論上の上限値（ベッツ限界=0.593）が存在し、実際上は風車後流の影響と翼の空気抵抗の存在で上限値は0.5程度となる。したがって、翼効率のこれ以上の大幅な改善は難しい。

一方、翼直径はその自乗で出力に影響を持つため、発電量向上のためには翼直径の拡大が効果的である。しかし、翼直径の拡大は空力荷重（流入方向に作用するスラスト力および翼根に伝わるモーメント）の増大に繋がるため、ロータヘッド、ナセル、タワーなどの機器の大型化や重量増大、ひいてはコスト増に繋がる懸念・傾向がある。したがって、翼の空力荷重の増大を抑えながら長翼化する技術が必須とされる。荷重増大の問題を避けるため、空力的（翼形状的）に考えられる方法としては、コード長（翼弦長）をより短くして（即ち、アスペクト比をより大きくして、又はソリディティをより小さくして）、翼投影面積を減少させて空力荷重を低減させる手法が考えられる。

ここで、アスペクト比およびソリディティは、下式で表される。

$$\text{アスペクト比} = \text{翼長}^2 / \text{翼投影面積} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \text{ソリディティ} &= \text{全翼投影面積} / \text{翼掃過面積} \\ &= (\text{翼枚数} \times \text{平均コード長}) / (\pi \times (\text{翼直径}/2)^2) \end{aligned}$$

(2)

[0004] 一般に、風車翼は、所定の周速比に対して所定の最適コード長を持ち、次式の関係がある (Wind Energy Handbook, John Wiley & Sons, p378)。

$$C_{opt} / R \times \lambda^2 \times C_{Ldesign} \times r / R \cong 16 / 9 \times \pi / n \quad (3)$$

ここで、 $C_{opt}$ は最適コード長、 $R$  (翼半径) は翼直径の2分の1、 $\lambda$ は設計周速比、 $C_{Ldesign}$ は設計揚力係数、 $r$ は翼断面の半径位置、 $n$ は翼枚数である。

設計周速比は、翼端周速/無限上流風速である。設計揚力係数は、翼型 (翼断面) の揚抗比 (揚力/抗力) が最大となる迎角における揚力係数であり、翼型 (翼断面) の (空力) 形状と流入条件 (レイノルズ数) によって決まる。

図26には、本明細書にて用いるレイノルズ数の定義が示されている。同図に示されているように、風車におけるレイノルズ数は、所定の回転数で回転する翼の所定断面A-Aにおける相対風速度を考慮したものであり、下式にて表される。

レイノルズ数 = 空気密度 × 翼断面への相対風速度 × 翼断面のコード長 / 空気の粘性係数

[0005] 翼の空力効率を維持するには、翼型 (翼断面) は以下の特性を持つことが望ましい。

1. 設計揚力係数が高い
2. 設計揚力係数の「組合せ」が最適化されている

ここで、設計揚力係数の「組合せ」とは、一つの風車翼に適用される異なる翼厚比 (翼厚の最大値をコード長で除した値の百分率) からなる一連の翼型群 (Airfoil series/family/set) がそれぞれ持つ設計揚力係数の組合

せを言う。例えば、風車に適用される翼型の翼厚比としては、12, 15, 18, 21, 24, 30, 36, 42%の組合せが挙げられる。

[0006] 下記特許文献1には、風車出力向上のための翼型が開示されている。具体的には、翼厚比が14%から45%の範囲で設計揚力係数が1.10~1.25の範囲とされた翼型が開示されている（請求項1参照）。

[0007] また、下記特許文献2には、翼前縁のラフネス（翼前縁へのゴミ付着や傷、製造誤差等）による性能低下を抑制するために、翼前縁の形状を規定している。具体的には、翼前縁のコード長位置を0%および翼後縁のコード長位置を100%とした場合の2%位置における翼背側のコードからの距離をコード長で除した値の百分率を7%以上9%以下と規定している。

## 先行技術文献

### 特許文献

[0008] 特許文献1：欧州特許出願公開第1152148号明細書

特許文献2：国際公開第2007/010329号

### 発明の概要

#### 発明が解決しようとする課題

[0009] しかし、特許文献1のように所望の設計揚力係数を定めたとしても、それを実現する翼型をどのように規定するかということについては、現在のところ統一的に整理されているわけではない。

[0010] 一方、翼型を決定する際に、背側膨らみYSや腹側膨らみYPが用いられている。ここで、背側膨らみYSは、最大翼厚位置における翼背側のコードからの距離をコード長で除した値の百分率である。また、腹側膨らみYPは、最大翼厚位置における翼腹側のコードからの距離をコード長で除した値の百分率である。

しかし、背側膨らみYSや腹側膨らみYPと設計揚力係数との関係については何ら検討されていない。

[0011] また、上式(3)から明らかのように、所望の設計揚力係数を維持したま

ま翼根側（すなわち半径位置が小さい側）の形状を定めると、翼根側の最適コード長は半径位置に反比例させて大きくさせなければならない。ところが、実際には、風車翼の輸送上の問題から、翼根側として許容できるコード長の最大値が存在する。

これに対して、上記特許文献1には、風車出力の観点から適切な設計揚力係数の組み合わせについて開示されているが、翼厚比が30%を超える翼根側についても設計揚力係数が1.10~1.25の範囲とされており、これではコード長が過大となり風車翼の輸送が困難となる。

[0012] また、輸送上許容されるコード長を翼根側に与えるとしても、風車翼の空力性能を考慮した翼型（例えば設計揚力係数の組み合わせ）を決定する必要がある。しかし、従来では、翼先端側の領域で所望の設計揚力係数を与えている場合に、輸送上の理由等から異なる設計揚力係数を与えざるを得ない最大コード長位置との間の遷移領域で、どのような翼型を与えるべきかという観点で検討されていない。

[0013] すなわち、特許文献1のように各翼厚比における所望の設計揚力係数を得たとしても、風車翼を設計するに当たり、各翼厚比における翼型形状（翼断面形状）を風車翼の長手方向にわたってどのように与えるかという具体的な検討がなされていない。また、実際の製作をも考慮して各翼厚比における翼型形状（翼断面形状）を考慮する必要がある。尚、ここで、翼型形状（翼断面形状）とは三次元翼をある半径位置で切断したときの翼断面（図2）を、前縁を原点（0, 0）とし、後縁を点（1, 0）として正規化した翼型形状を指す（図3）。

したがって、翼先端領域よりも翼根側に位置する厚翼部（先端領域よりも厚翼となる部位；遷移領域から最大コード長位置にかけての領域）での空力性能の向上の余地がある。

[0014] なお、特許文献1のFIG. 3には、翼先端側（Station 4）から翼根側（Station 1）に向かって設計揚力係数を1.25から1.45へと変化させた翼型（baseline, 2b, 3a, 3b）が開示されている。すなわち、翼先端

よりも翼根側の揚力係数を大きくして、コード長を小さくすることが開示されている。しかし、薄翼部分である翼厚比21%から30%の間で設計揚力係数を増大させている。翼厚比21%~30%の位置は、大きな風力を受ける半径位置に相当するので、このような半径位置にて設計揚力係数を変化させることは空力特性の上で適切とは言えない。

[0015] 一方、特許文献2のように、翼前縁における翼背側のコードからの距離を規定することによって翼型を定義することは知られている。しかし、特許文献2では翼前縁のラフネスを考慮して翼背側の距離を規定したものであり、設計揚力係数との関係については何ら示されていない。

[0016] また、特許文献1のように所望の設計揚力係数を定めて風車出力の向上を図れ、さらに、特許文献2のようにラフネスによる性能低下を抑制できたとしても、以下のような問題がある。

[0017] 一般に、翼の性能評価として、最大揚抗比および最大揚力係数がある。特に風車翼の観点からは、最大揚抗比は、風車が可変速で運転している状態（設計点）での翼空力性能に影響を与えるパラメータである。また、最大揚力係数は、風車が最高回転数に達してから定格出力に達するまでの遷移状態で翼空力性能に影響を与えるパラメータである。したがって、これら最大揚抗比および最大揚力係数の両者を向上させることが風車翼にとって重要となる。

一方、風車翼が所望の空力性能を発揮したとしても、これと同時に風車翼の空力騒音についても考慮されなければ、風車を設置した周囲環境に悪影響を及ぼすことになる。

[0018] 本発明は、このような事情に鑑みてなされたものであって、所望の設計揚力係数を実現できる風車翼およびこれを備えた風力発電装置ならびに風車翼の設計方法を提供する。

[0019] また、本発明は、輸送上の理由等によって翼根側のコード長の上限値が制限された条件下で、所望の空力特性を得ることができる風車翼およびこれを備えた風力発電装置ならびに風車翼の設計方法を提供する。

[0020] また、本発明は、各翼厚比において所望の空力特性を得ることができる風車翼およびこれを備えた風力発電装置ならびに風車翼の設計方法を提供する。

[0021] また、本発明は、最大揚抗比および最大揚力係数が向上する適切な設計揚力係数により高性能を実現し、かつ低騒音とされた風車翼およびこれを備えた風力発電装置ならびに風車翼の設計方法を提供する。

### 課題を解決するための手段

[0022] 上記課題を解決するために、本発明の風車翼およびその設計方法は以下の手段を採用する。

本発明の第1の態様にかかる風車翼は、翼先端側から翼根側にかけてコード長が増大する翼本体部を備え、該翼本体部は、その先端側にて、略一定の第1設計揚力係数とされた状態で、翼根側に向けてコード長が漸次増大する翼先端領域と、翼根側の最大コード長となる位置にて、前記第1設計揚力係数よりも大きい第2設計揚力係数を有する最大コード長位置と、前記翼先端領域と前記最大コード長位置との間に位置する遷移領域と、を有し、該遷移領域の設計揚力係数は、翼先端側から翼根側に向かって、前記第1設計揚力係数から前記第2設計揚力係へと漸次増大させられていることを特徴とする。

[0023] 本発明の第1の態様にかかる風車翼は、翼先端側から翼根側にかけてコード長が増大する翼本体部を備えており、翼本体部は、翼根側に向けてコード長が増大する翼先端領域と、翼根側にて最大コード長となる最大コード長位置と、翼先端領域と最大コード長位置との間に位置する遷移領域とを有している。

風力を大きく受けて出力が期待できる翼先端領域では、略一定の第1設計揚力係数として、翼先端領域全体で所望の空力特性を発揮させることとした。第1設計揚力係数は、実現可能な実質的な上限値（例えば翼厚比18%程度の場合に1.15程度）として定められる。

一方、最大コード長位置では、第1設計揚力係数よりも大きい第2設計揚

力係数として、最大コード長の大きさを制限することとした（上式（3）参照）。この第2設計揚力係数を適宜定めることによって、輸送上の理由等によって制限される最大コード長位置のコード長の上限値が決定される。

そして、遷移領域では、翼先端側から翼根側に向かって、第1設計揚力係数から第2設計揚力係数へと漸次増大する設計揚力係数をもたせることとした。これにより、翼先端領域から最大コード長位置までコード長を増大させる場合であっても、設計揚力係数の変化幅を小さく止めることができるので、空力性能を大きく損なうことがない。特に、従来では考慮されていなかった厚翼部（翼先端領域に比べて厚翼となる部位；遷移領域から最大コード長位置にかけての領域）においても所望の空力特性を維持することができる。

このように、本発明の風車翼は、翼先端領域、遷移領域および最大コード長位置のそれぞれに対して所望の設計揚力係数を与え、翼本体部の全体にわたって設計揚力係数の組み合わせを適切に規定することとしたので、翼根側にコード長の上限値が制限された条件下であっても、所望の空力特性を発揮させることができる。特に、翼先端領域よりも翼根側に位置する厚翼部の空力性能を向上させることができる。

なお、好ましくは、設計周速比（翼端周速／流入風速）は6以上（より好ましくは8.0以上9.0以下）、レイノルズ数は300万以上1000万以下とされる。

[0024] 上記本発明の第1の態様にかかる風車翼において、前記翼先端領域は、半径位置を翼半径（翼直径の1/2）で除した無次元半径位置が0.5以上0.95以下とされた範囲に設けられ、前記第1設計揚力係数は、その中央値をXとした場合に、 $X \pm 0.10$ 、好ましくは $X \pm 0.05$ の範囲とされ、前記最大コード長位置に与えられる前記第2設計揚力係数は、 $X + 0.3 \pm 0.2$ 、好ましくは $X + 0.3 \pm 0.1$ とされ、前記遷移領域は、前記翼先端領域の翼根側端部と前記最大コード長位置との間の中央位置における設計揚力係数が、 $X + 0.15 \pm 0.15$ 、好ましくは $X + 0.15 \pm 0.075$ とされていることが好ましい。

- [0025] なお、最大コード長位置は、無次元半径が0.35よりも小さい位置とされる。例えば、最大コード長位置の無次元半径位置は(0.25±0.05)程度とされる。この場合、翼先端領域の翼根側端部の無次元半径位置が0.5とされると、遷移領域の中央位置の無次元半径位置は0.35となる。
- [0026] 上記本発明の第1の態様にかかる風車翼において、前記翼先端領域は、半径位置を翼半径(翼直径の1/2)で除した無次元半径位置が0.5以上0.95以下とされた範囲に設けられ、前記第1設計揚力係数は、1.15±0.05の範囲とされ、前記最大コード長位置に与えられる前記第2設計揚力係数は、1.45±0.1とされ、前記遷移領域は、前記翼先端領域の翼根側端部と前記最大コード長位置との間の中央位置における設計揚力係数が、1.30±0.075とされていることが好ましい。
- [0027] なお、最大コード長位置は、無次元半径が0.35よりも小さい位置とされる。例えば、最大コード長位置の無次元半径位置は(0.25±0.05)程度とされる。この場合、翼先端領域の翼根側端部の無次元半径位置が0.5とされると、遷移領域の中央位置の無次元半径位置は0.35となる。
- [0028] 上記本発明の第1の態様にかかる風車翼において、前記翼先端領域は、翼厚の最大値をコード長で除した値の百分率である翼厚比が12%以上30%以下とされた範囲に設けられ、前記第1揚力係数は、その中央値をXとした場合に、 $X \pm 0.10$ 、好ましくは $X \pm 0.05$ の範囲とされ、前記最大コード長位置に与えられる前記第2設計揚力係数は、 $X + 0.3 \pm 0.2$ 、好ましくは $X + 0.3 \pm 0.1$ とされ、前記遷移領域は、前記翼先端領域の翼根側端部と前記最大コード長位置との間の中央位置における設計揚力係数が、 $X + 0.15 \pm 0.15$ 、好ましくは $X + 0.15 \pm 0.075$ とされていることが好ましい。
- [0029] なお、最大コード長位置は、翼厚比が36%よりも大きい位置とされる。例えば、最大コード長位置の翼厚比は42%程度とされる。この場合、翼先端領域の翼根側端部の翼厚比が30%とされると、遷移領域の中央位置の翼厚比は36%となる。

[0030] 上記本発明の第1の態様にかかる風車翼において、前記翼先端領域は、翼厚の最大値をコード長で除した値の百分率である翼厚比が12%以上30%以下とされた範囲に設けられ、前記第1設計揚力係数は、 $1.15 \pm 0.05$ の範囲とされ、前記最大コード長位置に与えられる前記第2設計揚力係数は、 $1.45 \pm 0.1$ とされ、前記遷移領域は、前記翼先端領域の翼根側端部と前記最大コード長位置との間の中央位置における設計揚力係数が、 $1.30 \pm 0.075$ とされていることが好ましい。

[0031] なお、最大コード長位置は、翼厚比が36%よりも大きい位置とされる。例えば、最大コード長位置の翼厚比は42%程度とされる。この場合、翼先端領域の翼根側端部の翼厚比が30%とされると、遷移領域の中央位置の翼厚比は36%となる。

[0032] 本発明の第2の態様にかかる風車翼は、翼先端側から翼根側にかけてコード長が増大する翼本体部を備え、該翼本体部は、翼厚の最大値をコード長で除した値の百分率である翼厚比と、翼前縁のコード長位置を0%および翼後縁のコード長位置を100%とした場合の1.25%位置における翼背側のコードからの距離をコード長で除した値の百分率であるY125と、で表した場合、翼厚比21%位置で、Y125が $2.575 \pm 0.13\%$ 、翼厚比24%位置で、Y125が $2.6 \pm 0.15\%$ 、翼厚比30%位置で、Y125が $2.75 \pm 0.25\%$ 、好ましくは $2.75 \pm 0.20\%$ 、より好ましくは $2.75 \pm 0.15\%$ とされていることを特徴とする。

[0033] 本発明の第2の態様にかかる風車翼は、翼先端側から翼根側にかけてコード長が増大する翼本体部を備えており、この翼本体部の翼断面形状をY125によって与えることとした。これは、設計揚力係数とY125との相関が良いことに基づくものである。これにより、所望の設計揚力係数を充足する翼形状を得ることができる。

特に、本発明では、翼厚比とY125との組み合わせを上記のように規定することにより、翼厚比が21%から30%までの間の翼断面の設計揚力係数の変化を小さくでき、所望の空力特性を得ることができる。

また、Y 1 2 5を規定することにより高い設計揚力係数を実現した細翼を提供することができ、風車翼が受ける荷重を低減することができる。これにより、風車翼を長翼化することができ、結果的に発電量を向上させることができる。

なお、好ましくは、設計周速比（翼端周速／流入風速）は6以上（より好ましくは8.0以上9.0以下）、レイノルズ数は300万以上1000万以下とされる。

[0034] 上記本発明の第2の態様にかかる風車翼において、前記翼本体部は、翼厚比が21%以上35%以下の範囲で、前記翼厚比21%位置における前記Y 1 2 5の値、前記翼厚比24%位置における前記Y 1 2 5の値、及び、前記翼厚比30%位置における前記Y 1 2 5の値を通過する補間曲線によって得られるY 1 2 5を有することが好ましい。

[0035] 上記本発明の第2の態様にかかる風車翼において、本発明の風車翼は、前記翼本体部は、翼厚比18%位置で、Y 1 2 5が $2.55 \pm 0.1\%$ 、翼厚比36%位置で、Y 1 2 5が $3.0 \pm 0.4\%$ 、好ましくは $3.0 \pm 0.25\%$ 、より好ましくは $3.0 \pm 0.20\%$ 、翼厚比42%位置で、Y 1 2 5が $3.4 \pm 0.6\%$ 、好ましくは $3.4 \pm 0.4\%$ 、より好ましくは $3.4 \pm 0.2\%$ 、とされていてもよい。

[0036] 上記のように翼断面を規定することによって、翼先端側（翼厚比18%）から翼根側（翼厚比42%）までの領域にわたって設計揚力係数の変化を小さくした風車翼を提供することができる。

[0037] また、前記翼本体部は、翼厚比が18%以上42%以下の範囲で、前記翼厚比18%位置における前記Y 1 2 5の値、前記翼厚比21%位置における前記Y 1 2 5の値、前記翼厚比24%位置における前記Y 1 2 5の値、前記翼厚比30%位置における前記Y 1 2 5の値、前記翼厚比36%位置における前記Y 1 2 5の値、及び、前記翼厚比42%位置における前記Y 1 2 5の値を通過する補間曲線によって得られるY 1 2 5を有することが好ましい。

[0038] 本発明の第3の態様にかかる風車翼は、翼先端側から翼根側にかけてコー

ド長が増大する翼本体部を備え、該翼本体部は、翼厚の最大値をコード長で除した値の百分率である翼厚比と、最大翼厚位置における翼背側のコードからの距離をコード長で除した値の百分率である背側膨らみ $YS$ と、で表した場合、翼厚比21%位置で、背側膨らみ $YS$ が $12.0 \pm 0.6\%$ 、翼厚比24%位置で、背側膨らみ $YS$ が $12.3 \pm 0.7\%$ 、翼厚比30%位置で、背側膨らみ $YS$ が $13.3 \pm 1.2\%$ 、好ましくは $13.3 \pm 1.0\%$ 、より好ましくは $13.3 \pm 0.8\%$ とされていることを特徴とする。

[0039] 本発明の第3の態様にかかる風車翼は、翼先端側から翼根側にかけてコード長が増大する翼本体部を備えており、この翼本体部の翼断面形状を背側膨らみ $YS$ によって与えることとした。これは、設計揚力係数と背側膨らみ $YS$ との相関が良いことに基づくものである。これにより、所望の設計揚力係数を充足する翼形状を得ることができる。

特に、本発明では、翼厚比と背側膨らみとの組み合わせを上記のように規定することにより、翼厚比が21%から30%までの間の翼断面の設計揚力係数の変化を小さくでき、所望の空力特性を得ることができる。

また、背側膨らみを規定することにより高い設計揚力係数を実現した細翼を提供することができ、風車翼が受ける荷重を低減することができる。これにより、風車翼を長翼化することができ、結果的に発電量を向上させることができる。

なお、好ましくは、設計周速比（翼端周速／流入風速）は6以上（より好ましくは8.0以上9.0以下）、レイノルズ数は300万以上1000万以下とされる。

[0040] 上記本発明の第3の態様にかかる風車翼において、前記翼本体部は、翼厚比が21%以上35%以下の範囲で、前記翼厚比21%位置における前記 $YS$ の値、前記翼厚比24%位置における前記 $YS$ の値、及び、前記翼厚比30%位置における前記 $YS$ の値を通過する補間曲線によって得られる $YS$ を有することが好ましい。

[0041] 上記本発明の第3の態様にかかる風車翼において、前記翼本体部は、翼厚

比18%位置で、YSが11.7±0.5%、翼厚比36%位置で、YSが14.6±2.0%、好ましくは14.6±1.2%、より好ましくは14.6±1.0%、翼厚比42%位置で、YSが16.6±3.0%、好ましくは16.6±2.0%、より好ましくは16.6±1.5%、とされていることが好ましい。

[0042] 上記のように翼断面を規定することによって、翼先端側（翼厚比18%）から翼根側（翼厚比42%）までの領域にわたって設計揚力係数の変化を小さくした風車翼を提供することができる。

[0043] また、前記翼本体部は、翼厚比が18%以上42%以下の範囲で、前記翼厚比18%位置における前記YSの値、前記翼厚比21%位置における前記YSの値、前記翼厚比24%位置における前記YSの値、前記翼厚比30%位置における前記YSの値、前記翼厚比36%位置における前記YSの値、及び、前記翼厚比42%位置における前記YSの値を通過する補間曲線によって得られるYSを有することが好ましい。

[0044] また、本発明の第4の態様にかかる風車翼は、翼先端側から翼根側にかけてコード長が増大する翼本体部を備え、該翼本体部は、翼厚の最大値をコード長で除した値の百分率である翼厚比と、最大翼厚位置における翼腹側のコードからの距離をコード長で除した値の百分率である腹側膨らみYPと、で表した場合、翼厚比21%位置で、腹側膨らみYPが9.0±0.6%、翼厚比24%位置で、腹側膨らみYPが11.7±0.7%、翼厚比30%位置で、腹側膨らみYPが16.7±1.2%、好ましくは16.7±1.0%、より好ましくは16.7±0.8%とされていることを特徴とする。

[0045] 本発明の第4の態様にかかる風車翼は、翼先端側から翼根側にかけてコード長が増大する翼本体部を備えており、この翼本体部の翼断面形状を腹側膨らみYPによって与えることとした。これは、設計揚力係数と腹側膨らみYPとの相関が良いことに基づくものである。これにより、所望の設計揚力係数を充足する翼形状を得ることができる。

特に、本発明では、翼厚比と腹側膨らみとの組み合わせを上記のように規

定することにより、翼厚比が21%から30%までの間の翼断面の設計揚力係数の変化を小さくでき、所望の空力特性を得ることができる。

また、腹側膨らみを規定することにより高い設計揚力係数を実現した細翼を提供することができ、風車翼が受ける荷重を低減することができる。これにより、風車翼を長翼化することができ、結果的に発電量を向上させることができる。

なお、好ましくは、設計周速比（翼端周速／流入風速）は6以上（より好ましくは8.0以上9.0以下）、レイノルズ数は300万以上1000万以下とされる。

[0046] 上記本発明の第4の態様にかかる風車翼において、前記翼本体部は、翼厚比が21%以上35%以下の範囲で、前記翼厚比21%位置における前記Y Pの値、前記翼厚比24%位置における前記Y Pの値、及び、前記翼厚比30%位置における前記Y Pの値を通過する補間曲線によって得られるY Pを有することが好ましい。

[0047] 上記本発明の第4の態様にかかる風車翼において、本発明の風車翼は、前記翼本体部は、翼厚比18%位置で、Y Pが $6.3 \pm 0.5\%$ 、翼厚比36%位置で、Y Pが $21.4 \pm 2.0\%$ 、好ましくは $21.4 \pm 1.2\%$ 、より好ましくは $21.4 \pm 1.0\%$ 、翼厚比42%位置で、Y Pが $25.4 \pm 3.0\%$ 、好ましくは $25.4 \pm 2.0\%$ 、より好ましくは $25.4 \pm 1.5\%$ とされていてもよい。

[0048] 上記のように翼断面を規定することによって、翼先端側（翼厚比18%）から翼根側（翼厚比42%）までの領域にわたって設計揚力係数の変化を小さくした風車翼を提供することができる。

[0049] また、前記翼本体部は、翼厚比が18%以上42%以下の範囲で、前記翼厚比18%位置における前記Y Pの値、前記翼厚比21%位置における前記Y Pの値、前記翼厚比24%位置における前記Y Pの値、前記翼厚比30%位置における前記Y Pの値、前記翼厚比36%位置における前記Y Pの値、及び、前記翼厚比42%位置における前記Y Pの値を通過する補間曲線によ

って得られるYPを有することが好ましい。

[0050] 本発明の第5の態様にかかる風車翼は、翼根側から翼先端側にかけてコード長が半径方向に減少する翼本体部を備え、該翼本体部の各半径位置における翼型形状（翼断面形状）は、その背側形状が翼弦方向に直交するY方向に伸縮された形状で与えられていることを特徴とする。

[0051] 各半径位置における翼型形状（翼断面形状）の背側形状がY方向に伸縮された形状とされているので、各半径位置にて所望の空力性能を発揮する風車翼を実現することができる。

なお、本発明における「伸縮」とは、所望の空力特性が得られる範囲において実質的に伸縮されていれば良い。

[0052] 本発明の第6の態様にかかる風車翼は、翼根側から翼先端側にかけてコード長が半径方向に減少する翼本体部を備え、該翼本体部の各半径位置における翼型形状（翼断面形状）は、その翼弦方向の翼厚分布がY方向に伸縮された形状で与えられていることを特徴とする。

[0053] 各半径位置における翼型形状（翼断面形状）の翼厚分布がY方向に伸縮された形状とされているので、各半径位置にて所望の空力性能を発揮する風車翼を実現することができる。

なお、伸縮比としては、最大翼厚をコード長で除した翼厚比の比を用いることが好ましい。

[0054] 本発明の第7の態様にかかる風車翼は、翼根側から翼先端側にかけてコード長が半径方向に減少する翼本体部を備え、該翼本体部の各半径位置における翼型形状（翼断面形状）は、その背側形状がY方向に伸縮された形状とされ、かつ、その翼弦方向の翼厚分布がY方向に伸縮された形状で与えられていることを特徴とする。

[0055] 各半径位置における翼型形状（翼断面形状）の背側形状および翼厚分布がY方向に伸縮された形状で与えられているので、各半径位置にて所望の空力性能を発揮する風車翼を実現することができる。

なお、翼厚分布の伸縮比としては、最大翼厚をコード長で除した翼厚比の

比を用いることが好ましい。

[0056] 本発明の第8の態様にかかる風車翼は、翼根側から翼先端側にかけてコード長が半径方向に減少する翼本体部を備え、該翼本体部の各半径位置における翼型形状（翼断面形状）は、その背側形状がY方向に伸縮された形状で与えられ、該翼本体部の各半径位置における翼型形状（翼断面形状）の翼前縁から翼厚最大位置までの前縁部は、その翼弦方向の翼厚分布がY方向に伸縮された形状で与えられ、かつ、該翼厚分布および前記背側形状から腹側形状が定められていることを特徴とする。

[0057] 各半径位置における翼型形状（翼断面形状）の背側形状がY方向に伸縮された形状で与えられているので、各半径位置にて所望の空力性能を発揮する風車翼を実現することができる。

また、各半径位置における翼型形状（翼断面形状）の前縁部にて翼厚分布をY方向に伸縮された形状として腹側形状を定めているので、所望の空力性能を発揮する風車翼を実現することができる。なお、腹側形状を示す腹面座標（翼弦位置から腹側形状までの距離）は、背側形状の背面座標（翼弦位置から背側形状までの距離）から、翼厚分布から得られる対応する翼弦位置の翼厚を減じること（背面座標－翼厚）によって得ることができる。

さらに、最大翼厚位置よりも後縁側の後縁部では、任意に腹面形状を任意に設計できるようにして、設計揚力係数の最適化を図ることができる。

[0058] 本発明の第9の態様にかかる風車翼は、翼弦線に沿う前縁からの距離Xをコード長Cで除した翼弦方向位置 $X/C$ が0.28以上0.32以下の範囲内に、翼厚が最大となる最大翼厚位置が設けられ、前記翼弦方向位置 $X/C$ が0.45以上0.55以下の範囲内に、キャンバが最大となる最大キャンバ位置が設けられている翼断面を有することを特徴とする。

[0059] 本発明者は、風車翼の翼断面について種々の数値計算や風洞試験を検討した結果、以下の組み合わせによって高性能（すなわち最適範囲の設計揚力係数）および低い空力騒音（すなわち翼後縁における境界層厚さの低減）を実現できることを見出した。

翼弦方向位置 $X/C$ が0.28以上0.32以下（より好ましくは0.29以上0.31以下）の範囲内に最大翼厚位置を設け、最大翼厚位置を前方配置（前縁側配置）とすることにより、後方配置に比べて、設計揚力係数の向上、最大揚抗比の向上、及び、翼後縁における境界層厚さの低減の傾向となる。

また、最大キャンバ位置が翼弦中央よりも前縁側に位置する前方キャンバの場合、後方キャンバに比べて、最大揚抗比の向上、及び、翼後縁における境界層厚さの低減の傾向となるが、最大揚力係数の低下の傾向となる。一方、後方キャンバの場合、最大揚力係数の向上の傾向の傾向となるが、最大揚抗比の低下の傾向となる。このように、前方キャンバと後方キャンバではトレードオフの関係になるので、前方キャンバと後方キャンバの中間となるように最大キャンバ位置を翼弦方向位置 $X/C$ が0.45以上0.55以下となるように定めた。

以上の組み合わせにより、高性能かつ低騒音の風車翼を実現することができる。

なお、好ましくは、設計周速比（翼端周速／流入風速）は6以上（より好ましくは8.0以上9.0以下）、レイノルズ数は300万以上1000万以下とされる。

[0060] 上記本発明の第9の態様にかかる風車翼において、前記キャンバの分布が、前記最大キャンバ位置を中心として前記翼弦方向に略対称とされていてもよい。

[0061] キャンバの翼弦方向の分布を、最大キャンバ位置を中心として対称とすることにより、前方キャンバおよび後方キャンバの長所を取り込むことができ、最大揚抗比および最大揚力係数の向上が可能となる。

[0062] 上記本発明の第9の態様にかかる風車翼において、前記最大翼厚を前記コード長で除した翼厚比が12%以上21%以下の範囲とされた風車翼端に、前記翼断面が設けられていてもよい。

[0063] 風力を風車翼の回転に変換する主要部分として機能する翼厚比12%以上

21%以下の範囲に上記の翼断面を設けることにより、高性能かつ低騒音の風車翼を実現することができる。

[0064] また、本発明の第10の態様にかかる風力発電装置は、上述のいずれかに記載された風車翼と、該風車翼の翼根側に接続され、該風車翼によって回転させられるロータと、該ロータによって得られた回転力を電気出力に変換する発電機とを備えていることを特徴とする。

[0065] 上述の風車翼を備えた風力発電装置とされているので、長翼化によって出力増大を図ることができる。

[0066] 本発明の第11の態様にかかる風車翼の設計方法は、翼先端側から翼根側にかけてコード長が増大する翼本体部を備えた風車翼の設計方法において、前記翼本体部の先端側で翼根側に向けてコード長が漸次増大する翼先端領域を、略一定の第1設計揚力係数とし、前記翼本体部の翼根側の最大コード長となる最大コード長位置を、前記第1設計揚力係数よりも大きい第2設計揚力係数とし、前記翼先端領域と前記最大コード長位置との間に位置する遷移領域を、翼先端側から翼根側に向かって、前記第1設計揚力係数から前記第2設計揚力係へと漸次増大させた設計揚力係数とすることを特徴とする。

[0067] 風車翼は、翼先端側から翼根側にかけてコード長が増大する翼本体部を備えており、翼本体部は、翼根側に向けてコード長が増大する翼先端領域と、翼根側にて最大コード長となる最大コード長位置と、翼先端領域と最大コード長位置との間に位置する遷移領域とを有している。

風力を大きく受けて出力が期待できる翼先端領域では、略一定の第1設計揚力係数として、翼先端領域全体で所望の空力特性を発揮させることとした。第1設計揚力係数は、実現可能な実質的な上限値（例えば翼厚比18%程度の場合に1.15程度）として定められる。

一方、最大コード長位置では、第1設計揚力係数よりも大きい第2設計揚力係数として、最大コード長の大きさを制限することとした（上式（3）参照）。この第2設計揚力係数を適宜定めることによって、輸送上の理由等によって制限される最大コード長位置のコード長の上限値が決定される。

そして、遷移領域では、翼先端側から翼根側に向かって、第1設計揚力係数から第2設計揚力係数へと漸次増大する設計揚力係数をもたせることとした。これにより、翼先端領域から最大コード長位置までコード長を増大させる場合であっても、設計揚力係数の変化幅を小さく止めることができるので、空力性能を大きく損なうことがない。特に、従来では考慮されていなかった厚翼部（翼先端領域に比べて厚翼となる部位；遷移領域から最大コード長位置にかけての領域）においても所望の空力特性を維持することができる。

このように、本発明の風車翼の設計方法によれば、翼先端領域、遷移領域および最大コード長位置のそれぞれに対して所望の設計揚力係数を与え、翼本体部の全体にわたって設計揚力係数の組み合わせを適切に規定することとしたので、翼根側にコード長の上限値が制限された条件下であっても、所望の空力特性を発揮させることができる。特に、翼先端領域よりも翼根側に位置する厚翼部の空力性能を向上させることができる。

なお、好ましくは、設計周速比（翼端周速／流入風速）は6以上（より好ましくは8.0以上9.0以下）、レイノルズ数は300万以上1000万以下とされる。

[0068] 本発明の第12の態様にかかる風車翼の設計方法は、翼先端側から翼根側にかけてコード長が増大する翼本体部を備えた風車翼の設計方法において、前記翼本体部の各翼断面における所定の設計揚力係数を決定する設計揚力係数決定ステップと、該設計揚力係数決定ステップにて決定された設計揚力係数を満たすように、翼前縁のコード長位置を0%および翼後縁のコード長位置を100%とした場合の1.25%位置における翼背側のコードからの距離をコード長で除した値の百分率であるY125を決定するY125決定ステップとを有することを特徴とする。

[0069] 本発明者等が鋭意検討したところ、設計揚力係数とY125との相関が強いことを見出した。そこで、本発明では、所定の設計揚力係数を満たすようにY125を決定することとしたので、所望の空力特性を有する風車翼を実現することができる。

- [0070] 本発明の第13の態様にかかる風車翼の設計方法は、翼先端側から翼根側にかけてコード長が増大する翼本体部を備えた風車翼の設計方法において、前記翼本体部の各翼断面における所定の設計揚力係数を決定する設計揚力係数決定ステップと、該設計揚力係数決定ステップにて決定された設計揚力係数を満たすように、最大翼厚位置における翼背側のコードからの距離をコード長で除した値の百分率である背側膨らみYSを決定するYS決定ステップとを有することを特徴とする。
- [0071] 本発明者等が鋭意検討したところ、設計揚力係数と背側膨らみYSとの相関が強いことを見出した。そこで、本発明では、所定の設計揚力係数を満たすようにYSを決定することとしたので、所望の空力特性を有する風車翼を実現することができる。
- [0072] 本発明の第14の態様にかかる風車翼の設計方法は、翼先端側から翼根側にかけてコード長が増大する翼本体部を備えた風車翼の設計方法において、前記翼本体部の各翼断面における所定の設計揚力係数を決定する設計揚力係数決定ステップと、該設計揚力係数決定ステップにて決定された設計揚力係数を満たすように、最大翼厚位置における翼腹側のコードからの距離をコード長で除した値の百分率である腹側膨らみYPを決定するYP決定ステップとを有することを特徴とする。
- [0073] 本発明者等が鋭意検討したところ、設計揚力係数と腹側膨らみYPとの相関が強いことを見出した。そこで、本発明では、所定の設計揚力係数を満たすようにYPを決定することとしたので、所望の空力特性を有する風車翼を実現することができる。
- [0074] 本発明の第15の態様にかかる風車翼の設計方法は、翼根側から翼先端側にかけてコード長が半径方向に減少する翼本体部を備えた風車翼の設計方法であって、前記翼本体部の各半径位置における翼型形状（翼断面形状）を、その背側形状がY方向に伸縮された形状となるように規定することを特徴とする。
- [0075] 各半径位置における翼型形状（翼断面形状）の背側形状がY方向に伸縮さ

れた形状で与えられているので、各半径位置にて所望の空力性能を発揮する風車翼を実現することができる。

[0076] 本発明の第16の態様にかかる風車翼の設計方法は、翼根側から翼先端側にかけてコード長が半径方向に減少する翼本体部を備えた風車翼の設計方法であって、前記翼本体部の各半径位置における翼型形状（翼断面形状）を、その翼弦方向の翼厚分布がY方向に伸縮された形状となるように規定することを特徴とする。

[0077] 各半径位置における翼型形状（翼断面形状）の翼厚分布がY方向に伸縮された形状とされているので、各半径位置にて所望の空力性能を発揮する風車翼を実現することができる。

なお、伸縮比としては、最大翼厚をコード長で除した翼厚比の比を用いることが好ましい。

[0078] 本発明の第17の態様にかかる風車翼の設計方法は、翼根側から翼先端側にかけてコード長が半径方向に減少する翼本体部を備えた風車翼の設計方法であって、前記翼本体部の各半径位置における翼型形状（翼断面形状）を、その背側形状がY方向に伸縮された形状となり、かつ、その翼弦方向の翼厚分布がY方向に伸縮された形状となるように規定されていることを特徴とする。

[0079] 各半径位置における翼型形状（翼断面形状）の背側形状および翼厚分布がY方向に伸縮された形状とされているので、各半径位置にて所望の空力性能を発揮する風車翼を実現することができる。

なお、翼厚分布の伸縮比としては、最大翼厚をコード長で除した翼厚比の比を用いることが好ましい。

[0080] 本発明の第18の態様にかかる風車翼の設計方法は、翼根側から翼先端側にかけてコード長が半径方向に減少する翼本体部を備えた風車翼の設計方法であって、前記翼本体部の各半径位置における翼型形状（翼断面形状）を、その背側形状がY方向に伸縮された形状となるように規定し、前記翼本体部の各半径位置における翼型形状（翼断面形状）の翼前縁から翼厚最大位置ま

での前縁部を、その翼弦方向の翼厚分布がY方向に伸縮された形状となり、かつ、該翼厚分布および前記背側形状から腹側形状を規定することを特徴とする。

[0081] 各半径位置における翼型形状（翼断面形状）の背側形状がY方向に伸縮された形状とされているので、各半径位置にて所望の空力性能を発揮する風車翼を実現することができる。

また、各半径位置における翼型形状（翼断面形状）の前縁部にて翼厚分布をY方向に伸縮された形状として腹側形状を定めているので、所望の空力性能を発揮する風車翼を実現することができる。なお、腹側形状を示す腹面座標（翼弦位置から腹側形状までの距離）は、背側形状の背面座標（翼弦位置から背側形状までの距離）から、翼厚分布から得られる対応する翼弦位置の翼厚を減じること（背面座標－翼厚）によって得ることができる。

さらに、最大翼厚位置よりも後縁側の後縁部では、腹面形状を任意に設計できるようにして、設計揚力係数の最適化を図ることができる。

[0082] 上記本発明の第18の態様にかかる風車翼の設計方法において、前記最大翼厚位置から翼後縁までの後縁部は、前記背側形状および前記翼厚分布から定められる基準腹側形状に対して、所定の調整量をもって定められた腹側形状とされていてもよい。

[0083] 最大翼厚位置よりも後縁側の後縁部では、所定の調整量をもって腹面形状を任意に設計できるようにしたので、設計揚力係数の最適化を図ることができる。

[0084] また、前記調整量は、前記最大翼厚位置および前記翼後縁にて0とされ、かつ、腹側形状を与える腹面座標の翼弦方向における1次微分量が0とされた翼弦位置についての4次式にて規定された関数によって与えられてもよい。

[0085] 簡便に調整量を与えることができ、容易に所望の腹側形状を得ることができる。

[0086] 本発明の第19の態様にかかる風車翼の設計方法は、翼弦線に沿う前縁か

らの距離 $X$ をコード長 $C$ で除した翼弦方向位置 $X/C$ が $0.28$ 以上 $0.32$ 以下の範囲内に、翼厚が最大となる最大翼厚位置を設け、前記翼弦方向位置 $X/C$ が $0.45$ 以上 $0.55$ 以下の範囲内に、キャンバが最大となる最大キャンバ位置を設けることを特徴とする。

[0087] 本発明者は、風車翼の翼断面について種々の数値計算や風洞試験を検討した結果、以下の組み合わせによって高性能（すなわち最適範囲の設計揚力係数）および低い空力騒音（すなわち翼後縁における境界層厚さの低減）を実現できることを見出した。

翼弦方向位置 $X/C$ が $0.28$ 以上 $0.32$ 以下（より好ましくは $0.29$ 以上 $0.31$ 以下）の範囲内に最大翼厚位置を設け、最大翼厚位置を前方配置（前縁側配置）とすることにより、後方配置に比べて、設計揚力係数の向上、最大揚抗比の向上、及び、翼後縁における境界層厚さの低減の傾向となる。

また、最大キャンバ位置が翼弦中央よりも前縁側に位置する前方キャンバの場合、後方キャンバに比べて、最大揚抗比の向上、及び、翼後縁における境界層厚さの低減の傾向となるが、最大揚力係数の低下の傾向となる。一方、後方キャンバの場合、最大揚力係数の向上の傾向の傾向となるが、最大揚抗比の低下の傾向となる。このように、前方キャンバと後方キャンバではトレードオフの関係になるので、前方キャンバと後方キャンバの中間となるように最大キャンバ位置を翼弦方向位置 $X/C$ が $0.45$ 以上 $0.55$ 以下となるように定めた。

以上の組み合わせにより、高性能かつ低騒音の風車翼を実現することができる。

なお、好ましくは、設計周速比（翼端周速／流入風速）は $6$ 以上（より好ましくは $8.0$ 以上 $9.0$ 以下）、レイノルズ数は $300$ 万以上 $1000$ 万以下とされる。

## 発明の効果

[0088] 翼先端領域、遷移領域および最大コード長位置のそれぞれに対して所望の

設計揚力係数を与え、翼本体部の全体にわたって設計揚力係数の組み合わせを適切に規定することとしたので、翼根側にコード長の上限值が制限された条件下であっても、所望の空力特性を発揮させることができる。

[0089] 設計揚力係数と相関がある $Y_{125}$ を規定するようにしたので、所望の設計揚力係数を充足する翼形状を得ることができる。したがって、高い設計揚力係数を実現した細翼を提供することができ、風車翼が受ける荷重を低減することができる。これにより、風車翼を長翼化することができ、結果的に発電量を向上させることができる。

[0090] 設計揚力係数と相関がある背側膨らみ $Y_S$ や腹側膨らみ $Y_P$ を規定するようにしたので、所望の設計揚力係数を充足する翼形状を得ることができる。したがって、高い設計揚力係数を実現した細翼を提供することができ、風車翼が受ける荷重を低減することができる。これにより、風車翼を長翼化することができ、結果的に発電量を向上させることができる。

[0091] 背側形状や翼厚分布を各半径位置（各翼厚比）にて $Y$ 方向に伸縮された形状となるように規定したので、所望の空力性能を発揮して出力増大を図ることができる風車翼を実現することができる。

[0092] 最大翼厚位置および最大キャンバ位置を適切に定めることによって、高性能かつ低騒音とされた風車翼を提供することができる。

### 図面の簡単な説明

[0093] [図1]風車翼の代表的形状を示した斜視図である。

[図2]図1の各翼厚比における断面を示した図である。

[図3]図1の各翼厚比における翼型を示した図である。

[図4]本発明の一実施形態にかかる風車翼を設計する際の説明図である。

[図5]図4の風車翼の設計方法を示した説明図である。

[図6]図4の風車翼の設計方法を示した説明図である。

[図7A]設計揚力係数の分布を無次元半径に対して示した図である。

[図7B]設計揚力係数の分布を無次元半径に対して示した図である。

[図7C]設計揚力係数の分布を無次元半径に対して示した図である。

- [図8A]設計揚力係数の分布を翼厚比に対して示した図である。
- [図8B]設計揚力係数の分布を翼厚比に対して示した図である。
- [図8C]設計揚力係数の分布を翼厚比に対して示した図である。
- [図9]Y 1 2 5 を示した図である。
- [図10A]翼厚比に対するY 1 2 5 の分布を示した図である。
- [図10B]翼厚比に対するY 1 2 5 の分布を示した図である。
- [図10C]翼厚比に対するY 1 2 5 の分布を示した図である。
- [図11A]設計揚力係数とY 1 2 5 との相関を示した図である。
- [図11B]設計揚力係数とY 1 2 5 との相関を示した図である。
- [図11C]設計揚力係数とY 1 2 5 との相関を示した図である。
- [図11D]設計揚力係数とY 1 2 5 との相関を示した図である。
- [図11E]設計揚力係数とY 1 2 5 との相関を示した図である。
- [図12]本発明の一実施形態にかかる翼断面を示した図である。
- [図13A]風車翼の性能に関するパラメータについて説明した図である。
- [図13B]風車翼の性能に関するパラメータについて説明した図である。
- [図13C]風車翼の性能に関するパラメータについて説明した図である。
- [図13D]風車翼の性能に関するパラメータについて説明した図である。
- [図14A]最大翼厚位置に対する設計揚力係数および境界層厚さの変化を示したグラフである。
- [図14B]最大翼厚位置に対する設計揚力係数および境界層厚さの変化を示したグラフである。
- [図15A]最大キャンバ位置に対する最大揚力係数および最大揚抗比の変化を示したグラフである。
- [図15B]最大キャンバ位置に対する最大揚力係数および最大揚抗比の変化を示したグラフである。
- [図16]背側膨らみY S および腹側膨らみY P を示した翼断面図である。
- [図17A]翼厚比に対する背側の膨らみY S の分布を示した図である。
- [図17B]翼厚比に対する背側の膨らみY S の分布を示した図である。

- [図17C]翼厚比に対する背側の膨らみY Sの分布を示した図である。
- [図18A]設計揚力係数と背側膨らみY Sとの相関を示した図である。
- [図18B]設計揚力係数と背側膨らみY Sとの相関を示した図である。
- [図18C]設計揚力係数と背側膨らみY Sとの相関を示した図である。
- [図18D]設計揚力係数と背側膨らみY Sとの相関を示した図である。
- [図18E]設計揚力係数と背側膨らみY Sとの相関を示した図である。
- [図19A]翼厚比に対する腹側の膨らみY Pの分布を示した図である。
- [図19B]翼厚比に対する腹側の膨らみY Pの分布を示した図である。
- [図19C]翼厚比に対する腹側の膨らみY Pの分布を示した図である。
- [図20A]設計揚力係数と背側膨らみY Pとの相関を示した図である。
- [図20B]設計揚力係数と背側膨らみY Pとの相関を示した図である。
- [図20C]設計揚力係数と背側膨らみY Pとの相関を示した図である。
- [図20D]設計揚力係数と背側膨らみY Pとの相関を示した図である。
- [図20E]設計揚力係数と背側膨らみY Pとの相関を示した図である。
- [図21A]本発明のように設計揚力係数を適正化した場合の効果を示したグラフである。
- [図21B]本発明のように設計揚力係数を適正化した場合の効果を示したグラフである。
- [図21C]本発明のように設計揚力係数を適正化した場合の効果を示したグラフである。
- [図21D]本発明のように設計揚力係数を適正化した場合の効果を示したグラフである。
- [図22]背側形状の決定方法を示した図である。
- [図23]翼厚分布の決定方法を示した図である。
- [図24]腹側形状の決定方法を示した図である。
- [図25]翼後縁部の腹側形状の調整量の与え方を示した図である。
- [図26]レイノルズ数の定義を示した説明図である。

**発明を実施するための形態**

[0094] 以下に、本発明にかかる実施形態について、図面を参照して説明する。

[第1実施形態]

本実施形態にかかる風車翼は、風力発電装置の翼として好適に用いられる。風車翼は、例えば3枚設けられ、それぞれが約 $120^\circ$ の間隔を有してロータに接続されている。好ましくは、風車翼の回転直径（翼直径）は60m以上とされ、ソリディティが0.2以上0.6以下の細長翼とされる。風車翼は、可変ピッチとされていても良いし、固定ピッチとされていても良い。

[0095] 図1に示すように、風車翼1は三次元翼とされており、回転中心側である翼根1a側から翼先端1b側に向かって延在している。

翼形状を定義する場合、同図に示されているように、各翼厚比（翼厚の最大値をコード長で除した値の百分率）の半径位置（翼の回転中心からの距離に相当する位置）においてZ（翼の長手軸方向）＝一定の断面で切断した翼素断面を用いて表される。図1では、翼厚比が18%、21%、24%、30%、36%、42%の各半径位置にて切断した翼素断面が風車翼の形状の定義として用いられることが示されている。なお、風車翼1の半径位置を示す場合に、翼厚比に代えて、翼の回転中心からの距離に相当する半径位置 $r$ （あるいは半径位置を翼半径で除した無次元半径位置 $r/R$ ）が用いられることもある。

[0096] 図2には、図1の翼素断面をXY平面（Z軸に直交する平面）へ投影したものである。同図のように風車翼1の長手方向先端から見た場合、右側が翼前縁、左側が翼後縁となる。

図3は、風車翼1の各翼厚比における翼素断面に対して、その前縁を $X=0$ 、 $Y=0$ 、後縁を $X=1$ 、 $Y=0$ で正規化したものである。同図のように表された形状を翼型という。

[0097] 図4には、本実施形態にかかる風車翼1を設計する際の説明図が示されている。

同図において、横軸は無次元半径、縦軸は無次元コード長を示す。無次元半径は、上述のように、回転中心からの翼断面の半径位置 $r$ を風車翼1の翼

半径  $R$  で除した値 ( $r/R$ ) である。ここで、翼半径とは、風車翼 1 が回転してその翼先端が描く軌跡円の直径 (翼直径) の 2 分の 1 である。無次元コード長は、翼断面のコード長  $c$  を翼半径  $R$  で除した値 ( $c/R$ ) である。

[0098] 図 4 には、上式 (3) から得られる設計揚力係数  $CL_{design}$  が一定とされた曲線 (細線) が複数示されている。設計揚力係数  $CL_{design}$  が一定の曲線は、上式 (3) を満たすので、空力特性の観点から、その設計周速比における最適コード長 (縦軸) を与える。

なお、図 4 では、設計周速比が 8.0 以上 8.5 以下、レイノルズ数が 300 万以上 1000 万以下とされている。

[0099] 本実施形態の風車翼 1 は、同図にて太線で示すように、翼先端 1 b 側から翼根 1 a 側にかけてコード長が増大する翼本体部 3 を備えている。本実施形態では、翼本体部 3 の無次元半径は、0.2 以上 0.95 以下とされている。

翼本体部 3 は、翼先端 1 b 側に位置するとともに、コード長が漸次増大する翼先端領域 1 c と、翼根 1 a 側に位置するとともに最大コード長となる最大コード位置 1 d と、翼先端領域 1 c と最大コード位置 1 d との間に位置する遷移領域 1 e とを有している。

[0100] 本実施形態では、翼先端領域 1 c の無次元半径は 0.5 以上 0.95 以下とされ、最大コード位置 1 d の無次元半径は  $(0.25 \pm 0.05)$  とされ、遷移領域 1 e の無次元半径は 0.2 以上 (0.2 を含まず) 0.5 未満とされている。

[0101] 図 4 に示されているように、翼先端領域 1 c は、略一定の第 1 設計揚力係数 (本実施形態では 1.15) とされている。翼先端領域 1 c の第 1 設計揚力係数は、薄翼となる翼先端領域 1 c の翼厚比 (例えば 18% 程度) から実現可能な実質的な上限値とされる。この設計揚力係数の上限値は、空力特性を考慮すれば設計揚力係数が大きければ良いので薄翼の場合であれば反りを大きくすることになるが、反りの増大の排反事象として流れの剥離が生じて損失が大きくなることから、所定の値に決定される。このように、翼先端領

域 1 c にて略一定の第 1 設計揚力係数を持たせることとしたので、風力を大きく受けて出力が期待できる翼先端領域 1 c で所望の空力特性を発揮させることができる。

[0102] また、最大コード長位置 1 d は、第 1 設計揚力係数よりも大きな値を有する第 2 設計揚力係数（本実施形態では 1.45）となっている。この第 2 設計揚力係数は、輸送上の理由等によって制限される最大コード長から決定される。例えば、図 4 に示されているように、風車翼 1 を輸送する道路の幅等から無次元最大コード長が 0.08 と制限されると、この無次元最大コード長をとる設計揚力係数は、最大コード長位置 1 d として与えられる無次元半径（ $0.25 \pm 0.05$ ）から、1.45 と定められる。

[0103] 遷移領域 1 e では、第 1 設計揚力係数（1.15）から第 2 設計揚力係数（1.45）へと漸次増大する設計揚力係数をもたせることとした。すなわち、第 1 設計揚力係数を有する翼先端領域 1 c の翼根側と、第 2 設計揚力係数を有する最大コード長位置 1 d とを滑らかに接続した。これにより、翼先端領域 1 c から最大コード長位置 1 d までコード長を増大させる場合であっても、設計揚力係数の変化幅を小さく止めることができるので、空力性能を大きく損なうことがない。特に、従来では考慮されていなかった厚翼部（翼先端領域 1 c に比べて厚翼となる部位；遷移領域 1 e から最大コード長位置 1 d にかけての領域）においても所望の空力特性を維持することができる。

[0104] 次に、上述した風車翼 1 の設計方法について、図 5 及び図 6 を用いて説明する。なお、図 5 及び図 6 は、図 4 に示した風車翼 1 を設計する際に用いられる説明図であり、したがって、図 4 と同様の縦軸および横軸を有し、同様の設計揚力係数  $CL_{design}$  の曲線が描かれている。

#### <ステップ 0>

所定の設計周速比（本実施形態では 8.0 以上 8.5 以下）の下で、所定の無次元半径では、上式（3）から、所望の設計揚力係数を満たす性能最適となる無次元コード長が与えられる。例えば、図 5 に示すように、無次元半径位置 0.6 について、所望の設計揚力係数 1.15 を与える無次元コード

長は0.04となる。

<ステップ1>

最大コード長位置（無次元半径位置が0.2～0.3程度；本実施形態では0.24）1dのコード長は、輸送上の理由等によって所定の最大値（無次元コード長が0.065～0.085程度；本実施形態では0.08）で規定する。これにより、最大コード長位置1dにおける設計揚力係数（第2設計揚力係数）が定められる（本実施形態では1.45）となる。

<ステップ2>

翼先端付近（無次元半径位置が0.85～0.95程度）のコード長は、設計揚力係数の実質的な上限値（本実施形態では、翼厚比18%程度の薄翼とされた場合、1.15程度；第1設計揚力係数）で規定する。

<ステップ3>

ステップ1及びステップ2で定められた点を滑らかにつないだ線を設計コード長とする。より具体的には、無次元半径位置が0.5～0.95とされた翼先端領域1cでは、ステップ2で規定した設計揚力係数を維持するように、 $CL_{design}=1.15$ の曲線に沿うように無次元コード長を定める。そして、無次元半径位置が0.2～0.5とされた遷移領域1eは、第1設計揚力係数（1.15）と第2設計揚力係数（1.45）との間で、翼先端側から翼根側に向かって設計揚力係数が漸次増大するように無次元コード長を定める。これにより、風車翼1の翼本体部3において、無次元半径位置と設計揚力係数の組合せが規定される。

なお、図6に示した太線は、設計コード長の中央値を示しているが、実際には所定範囲内で各無次元半径における無次元コード長が定められており、その領域は図6中の枠5内で規定される。

[0105] 図7A、図7Bおよび図7Cには、上述のように形状が定められた風車翼1について、各無次元半径位置に対する設計揚力係数の分布が示されている。

図7Aでは、無次元半径位置が0.5以上0.95以下とされた翼先端領

域 1 c は、第 1 設計揚力係数の中央値を  $X$  とした場合に、 $X \pm 0.10$  の範囲とされている。

無次元半径位置が  $(0.25 \pm 0.05)$  とされた最大コード長位置 1 d の第 2 設計揚力係数は、 $X + 0.3 \pm 0.2$  とされている。

無次元半径位置が 0.2 以上 (0.2 を含まず) 0.5 未満とされた遷移領域 1 e は、翼先端領域 1 c の翼根側端部 (無次元半径が 0.5 の位置) と最大コード長位置 1 d との間の中央位置 (同図では無次元半径が 0.35 の位置) における設計揚力係数が、 $X + 0.15 \pm 0.15$  とされている。

[0106] 図 7 B には、図 7 A よりも設計揚力係数の範囲を狭くした例が示されている。すなわち、無次元半径位置が 0.5 以上 0.95 以下とされた翼先端領域 1 c は、第 1 設計揚力係数の中央値を  $X$  とした場合に、 $X \pm 0.05$  の範囲とされている。

無次元半径位置が  $(0.25 \pm 0.05)$  とされた最大コード長位置 1 d の第 2 設計揚力係数は、 $X + 0.3 \pm 0.1$  とされている。

無次元半径位置が 0.2 以上 (0.2 を含まず) 0.5 未満とされた遷移領域 1 e は、翼先端領域 1 c の翼根側端部 (無次元半径が 0.5 の位置) と最大コード長位置 1 d との間の中央位置 (同図では無次元半径が 0.35 の位置) における設計揚力係数が、 $X + 0.15 \pm 0.075$  とされている。

[0107] 図 7 C には、具体的な設計揚力係数を与えた例が示されている。すなわち、無次元半径位置が 0.5 以上 0.95 以下とされた翼先端領域 1 c は、第 1 設計揚力係数が  $1.15 \pm 0.05$  の範囲とされている。

無次元半径位置が  $(0.25 \pm 0.05)$  とされた最大コード長位置 1 d の第 2 設計揚力係数は、 $1.45 \pm 0.1$  とされている。

無次元半径位置が 0.2 以上 (0.2 を含まず) 0.5 未満とされた遷移領域 1 e は、翼先端領域 1 c の翼根側端部 (無次元半径が 0.5 の位置) と最大コード長位置 1 d との間の中央位置 (同図では無次元半径が 0.35 の位置) における設計揚力係数が、 $1.30 \pm 0.075$  とされている。

[0108] 図 8 A、図 8 B 及び図 8 C には、図 4 乃至図 6 のように形状が定められた

風車翼 1 について、各翼厚比に対する設計揚力係数の分布が示されている。すなわち、図 7 A、図 7 B 及び図 7 C では横軸を無次元半径として示したが、図 8 A、図 8 B 及び図 8 C では横軸を翼厚比で示している。翼厚比は、翼厚の最大値をコード長で除した値を百分率で表示したものである。

図 8 A では、翼厚比が 12% 以上 30% 以下とされた翼先端領域 1 c は、第 1 設計揚力係数の中央値を X とした場合に、 $X \pm 0.10$  の範囲とされている。

翼厚比が 42% とされた最大コード長位置 1 d の第 2 設計揚力係数は、 $X + 0.3 \pm 0.2$  とされている。

翼厚比が 30% 以上（30% を含まず）42% 未満とされた遷移領域 1 e は、翼先端領域 1 c の翼根側端部（翼厚比が 30% の位置）と最大コード長位置 1 d との間の中央位置（同図では翼厚比が 36% の位置）における設計揚力係数が、 $X + 0.15 \pm 0.15$  とされている。

[0109] 図 8 B には、図 8 A よりも設計揚力係数の範囲を狭くした例が示されている。すなわち、翼厚比が 12% 以上 30% 以下とされた翼先端領域 1 c は、第 1 設計揚力係数の中央値を X とした場合に、 $X \pm 0.05$  の範囲とされている。

翼厚比が 42% とされた最大コード長位置 1 d の第 2 設計揚力係数は、 $X + 0.3 \pm 0.1$  とされている。

翼厚比が 30% 以上（30% を含まず）42% 未満とされた遷移領域 1 e は、翼先端領域 1 c の翼根側端部（翼厚比が 30% の位置）と最大コード長位置 1 d との間の中央位置（同図では翼厚比が 36% の位置）における設計揚力係数が、 $X + 0.15 \pm 0.075$  とされている。

[0110] 図 8 C には、具体的な設計揚力係数を与えた例が示されている。すなわち、翼厚比が 12% 以上 30% 以下とされた翼先端領域 1 c は、第 1 設計揚力係数が  $1.15 \pm 0.05$  の範囲とされている。

翼厚比が 42% とされた最大コード長位置 1 d の第 2 設計揚力係数は、 $1.45 \pm 0.1$  とされている。

翼厚比が30%以上（30%を含まず）42%未満とされた遷移領域1 eは、翼先端領域1 cの翼根側端部（翼厚比が30%の位置）と最大コード長位置1 dとの間の中央位置（同図では翼厚比が36%の位置）における設計揚力係数が、 $1.30 \pm 0.075$ とされている。

[0111] 次に、以上のように所望の設計揚力係数が各翼厚位置（または半径位置）で決定された（設計揚力係数決定ステップ）後に、この設計揚力係数を実現する風車翼1の形状の規定の方法について説明する。

具体的には、翼先端の背側のコード（翼弦）からの距離を示すY125を決定する（Y125決定ステップ）ことによって、各翼厚位置における翼型を定義する。Y125は、図9に示されているように、翼前縁のコード長位置を0%および翼後縁のコード長位置を100%とした場合の1.25%位置における翼背側のコードからの距離をコード長で除した値の百分率である。

[0112] 図10A、図10B及び図10Cには、翼厚比に対するY125の分布が示されている。

図10A、図10B及び図10CにおけるY125は、下表のように規定される。

[表1]

翼厚比	42%	36%	30%	24%	21%	18%
(a)	$3.4 \pm 0.6$	$3.0 \pm 0.40$	$27.5 \pm 0.25$	$2.6 \pm 0.15$	$2.575 \pm 0.13$	$2.55 \pm 0.1$
(b)	$3.4 \pm 0.4$	$3.0 \pm 0.25$	$27.5 \pm 0.20$	$2.6 \pm 0.15$	$2.575 \pm 0.13$	$2.55 \pm 0.1$
(c)	$3.4 \pm 0.2$	$3.0 \pm 0.20$	$27.5 \pm 0.15$	$2.6 \pm 0.15$	$2.575 \pm 0.13$	$2.55 \pm 0.1$

すなわち、Y125は、(a)の範囲で規定され、好ましくは(b)の範囲で規定され、さらに好ましくは(c)の範囲で規定される。

図10A、図10B及び図10Cに示すように、風車翼1は、各翼断面にて、上表に示した各翼厚比におけるY125を通過する補間曲線によって得られるY125を有する。

[0113] 図10A、図10B及び図10Cには、本実施形態に対する比較例として、従来のNACA翼を基本として得られた風車翼のY125の値が四角印にてプロットされている。このように、本実施形態にかかる風車翼は、従来の風車翼に対して異なるY125を有する。

このように、各翼厚比におけるY125が定まると、風車における翼型として翼前縁から最大翼厚位置まではほぼ一義的に決定される。

[0114] 図11Aから図11Eには、Y125によって所望の設計揚力係数が得られる根拠となるデータが示されている。

図11Aから図11Eは、それぞれ、翼厚比が21%、24%、30%、36%及び42%とされた際の結果である。これらの図は、数値シミュレーションによりY125を変化させた結果得られたものである。

各図に示されているように、設計揚力係数とY125の間には強い相関関係があることが分かる。

[0115] 次に、以上のように最適に決定された設計揚力係数を実現するとともに、最大揚力係数の向上、最大揚抗比の向上、及び、翼後縁における乱流境界層厚さの低減を実現する翼断面について検討する。

[0116] 図12には、本実施形態にかかる翼型が示されている。翼型は、風車翼1の各翼厚比における翼素断面に対して、前縁6から後縁4を通る翼弦線7上の長さであるコード長Cを用いて正規化されている。具体的には、前縁を $X/C=0$ 、 $Y/C=0$ 、後縁を $X/C=1$ 、 $Y/C=0$ として正規化している。

同図には、風流入角を $\theta$ 、抗力係数をCD、揚力係数をCLとして示している。

また、同図に示すように、背側の最大翼厚位置2から後縁4にかけて乱流境界層5が発達する。この乱流境界層5から吐出される境界層中の渦によって空力騒音が引き起こされる。したがって、後縁4における乱流境界層厚さDSTARを薄くすることによって空力騒音を低減することができる。

[0117] 本実施形態では、同図に示された翼型が、翼厚比が12%以上21%以下

とされた範囲に設けられている。この翼厚比の範囲は、風力を風車翼の回転に変換する主要部分として機能する範囲として定められている。

そして、翼弦方向位置 $X/C$ が $0.28$ 以上 $0.32$ 以下（より好ましくは $0.29$ 以上 $0.31$ 以下）の範囲内に、最大翼厚位置 $2$ が設けられている。

また、翼弦方向位置 $X/C$ が $0.45$ 以上 $0.55$ 以下の範囲内に、キャンバが最大となる最大キャンバ位置が設けられている。

さらに、キャンバの分布が、最大キャンバ位置を中心として翼弦方向に略対称とされている。

[0118] 図13Aから図13Dには、風車翼の性能を特徴付ける各パラメータが、風流入角 $\theta$ に対して示されている。

図13Aは、風流入角 $\theta$ に対する揚力係数 $C_L$ の変化が示されている。同図に示されているように、揚力係数 $C_L$ は、風流入角 $\theta$ が増大するに従って増大し、最大値である最大揚力係数 $C_{Lmax}$ を示した後に、低下する。この最大揚力係数 $C_{Lmax}$ は、高風速域での性能向上と流入風の変動や乱れ等によって発生する失速防止に関連し、大きいほど望ましい。また、最大揚力係数 $C_{Lmax}$ は、風車が最高回転数に達してから定格出力に達するまでの遷移状態で翼空力性能に影響を与えるパラメータである。また、同図に示されているように、設計揚力係数 $C_{Ldesign}$ は、大型風車の風車翼のような細長翼で高い性能を発揮させるために、大きな値を有することが望まれる。

[0119] 図13Bは、風流入角 $\theta$ に対する揚抗比の変化が示されている。同図に示されているように、揚抗比 $L/D$ は、風流入角 $\theta$ が増大するに従って増大し、最大揚抗比 $L/D_{max}$ を示した後に、低下する。この最大揚抗比 $L/D_{max}$ は、風車が可変速で運転している状態（設計点）での翼空力性能に影響を与えるパラメータであり、大きな値を有することが望まれる。

[0120] 図13Cは、風流入角 $\theta$ に対する遷移位置 $X_{TR}$ の位置変化を示している。同図に示されているように、風流入角 $\theta$ が小さいときは翼弦における略中央に遷移位置 $X_{TR}$ が位置し、風流入角 $\theta$ が所定値を超えると、翼前縁（L.E.）側へ

と移動する。すなわち、遷移位置XTRを前方（前縁側）に位置させれば、ラフネス特性および失速特性が向上することを意味する。

[0121] 図13Dは、風流入角 $\theta$ に対する翼後縁における境界層厚さ（排除厚さ）DSTARの変化を示している。境界層厚さDSTARは、風流入角 $\theta$ が増大にしたがい増大する。この境界層厚さDSTARは、空力騒音発生の主要因とされているので、小さくすることが望まれる。

[0122] 本発明者は、風車翼の翼断面について種々の数値計算や風洞試験を検討した結果、下表に示す傾向があることを見出した。なお、同表において、ハイキャンバとは、相対的にキャンバ量が大きいことを意味する。

[表2]

	最大翼厚位置	最大キャンバ位置	キャンバ量
CLdesign	◎ (前方配置で向上)	—	○ (ハイキャンバで向上)
CLmax	—	◎ (後方キャンバで向上)	○ (ハイキャンバで向上)
L/Dmax	◎ (前方配置で向上)	◎ (前方キャンバで向上)	◎ (ハイキャンバで向上)
DSTAR	◎ (前方配置で低減)	◎ (前方キャンバで低減)	—

[0123] 上表に示したように、最大翼厚位置は、前方配置（翼弦の中央位置よりも前縁側）に配置することにより、後方配置に比べて、設計揚力係数CLdesignの向上、最大揚抗比L/Dmaxの向上、及び、境界層厚さDSTARの低減の傾向となる。したがって、翼弦方向位置 $X/C$ が0.28以上0.32以下（より好ましくは0.29以上0.31以下）の範囲内に最大翼厚位置を設けることが好ましい。

[0124] また、最大キャンバ位置は、前方（翼弦の中央位置よりも前縁側）キャンバの場合、後方キャンバに比べて、最大揚抗比L/Dmaxの向上、及び、境界層厚さDSTARの低減の傾向となるが、最大揚力係数CLmaxの低下の傾向となる。一方、後方キャンバの場合、最大揚力係数CLmaxの向上の傾向の傾向となるが

、最大揚抗比 $L/D_{max}$ の低下の傾向となる。このように、前方キャンバと後方キャンバではトレードオフの関係になるので、前方キャンバと後方キャンバの中間となるように最大キャンバ位置を翼弦方向位置 $X/C$ が0.45以上0.55以下となるように定めることが好ましい。さらに、キャンバの分布が、最大キャンバ位置を中心として翼弦方向に略対称とされていることが好ましい。

キャンバ量については、ハイキャンバとした場合、設計揚力係数 $CL_{design}$ 、最大揚力係数 $CL_{max}$ 及び最大揚抗比 $L/D_{max}$ が向上する傾向が見られた。

[0125] 図14A及び図14Bには、最大翼厚位置の翼弦方向位置 $X/C$ を、0.28以上0.32以下（より好ましくは0.29以上0.31以下）とした根拠が示されている。同図には、複数の条件の数値シミュレーションによって得られた結果がプロットされている。図4に示したように、高い設計揚力係数 $CL_{design}$ の範囲である $1.15 \pm 0.05$ を満たすには、翼弦方向位置 $x/c$ が少なくとも32%（0.32）以下であることが必要となる。そして、境界層厚さ $DSTAR$ は、最大翼厚位置が前方に存在する方が薄くなる（騒音低減）傾向があるため、なるべく前方配置が好ましい。一方、最大翼厚位置が過剰に前方に配置されると、設計揚力係数 $CL_{design}$ が高くなりすぎて最適範囲から外れるおそれがあり、また失速特性が悪化するおそれがあり、さらにはエッジモーメントに対する後縁座屈強度が低下するおそれがあるので、翼弦方向位置 $X/C$ の下限は0.28であることが好ましい。

[0126] 図15A及び図15Bには、最大キャンバ位置の翼弦方向位置 $X/C$ を0.45以上0.55以下とし、かつ、キャンバの分布が、最大キャンバ位置を中心として翼弦方向に略対称とされていることが好ましい根拠が示されている。同図には、図14A及び図14Bと同様に、複数の条件の数値シミュレーションによって得られた結果がプロットされている。図15Aに示すように、最大キャンバ位置が後縁側から前縁側へと変化するに従い、最大揚力係数 $CL_{max}$ が増大することが示されている。すなわち、最大揚力係数 $CL_{max}$ の観点からは、前方キャンバが好ましい。一方、図15Bに示すように、最大

キャンバ位置が前縁側から後縁側へと変化するに従い、最大揚抗比 $L/D_{max}$ が増大することが示されている。すなわち、最大揚抗比 $L/D_{max}$ の観点からは、後方キャンバが好ましい。したがって、高い最大揚力係数 $C_{Lmax}$ 及び最大揚抗比 $L/D_{max}$ の両者を満足するためには、最大キャンバ位置の翼弦方向位置 $X/C$ を、中間である $0.45$ 以上 $0.55$ 以下（好ましくは $0.5$ ）とするのが好ましい。

[0127] 以上の通り、本実施形態によれば、以下の作用効果を奏する。

翼先端領域 $1c$ 、遷移領域 $1e$ および最大コード長位置 $1d$ のそれぞれに対して所望の設計揚力係数を与え、翼本体部 $3$ の全体にわたって設計揚力係数の組み合わせを適切に規定することとしたので、翼根側にコード長の上限値が制限された条件下であっても、所望の空力特性を発揮させることができる。特に、翼先端領域 $1c$ よりも翼根側に位置する厚翼部（遷移領域 $1e$ 及び最大コード長位置 $1d$ ）の空力性能を向上させることができる。

また、設計揚力係数と相関がある $Y125$ を規定するようにしたので、所望の設計揚力係数を充足する翼形状を得ることができる。したがって、高い設計揚力係数を実現した細翼を提供することができ、風車翼が受ける荷重を低減することができる。これにより、風車翼を長翼化することができ、結果的に発電量を向上させることができる。

また、最大翼厚位置を前方配置とするとともに、最大キャンバ位置を翼弦方向中央に配置し、最大キャンバ位置を中央として翼弦方向に対称としたキャンバ分布としたので、高性能かつ低騒音の風車翼を実現することができる。

[0128] [第2実施形態]

本実施形態は、第1実施形態では翼先端の背側のコード（翼弦）からの距離を示す $Y125$ を決定したのに対して、翼の背側膨らみ $YS$ を用いて翼形状を決定する点で異なる。その他の点は第1実施形態と同様なので、それらの説明は省略する。

図8Cのように所望の設計揚力係数が各翼厚位置（または半径位置）で決

定された（設計揚力係数決定ステップ）後に、この設計揚力係数を実現する風車翼 1 の形状の規定の方法について説明する。

具体的には、翼の背側膨らみ Y S を決定する（Y S 決定ステップ）ことによって、各翼厚位置における翼型を定義する。Y S は、図 16 に示されているように、最大翼厚位置における翼背側のコード（翼弦）からの距離をコード長で除した値の百分率である。

[0129] 図 17 A、図 17 B 及び図 17 C には、翼厚比に対する背側膨らみ Y S の分布が示されている。

図 17 A、図 17 B 及び図 17 C における Y S は、下表のように規定される。

[表3]

翼厚比	42%	36%	30%	24%	21%	18%
(a)	16.6±3.0	14.6±2.0	13.3±1.2	12.3±0.7	12.0±0.6	11.7±0.5
(b)	16.6±2.0	14.6±1.2	13.3±1.0	12.3±0.7	12.0±0.6	11.7±0.5
(c)	16.6±1.5	14.6±1.0	13.3±0.8	12.3±0.7	12.0±0.6	11.7±0.5

すなわち、背側膨らみ Y S は、(a) の範囲で規定され、好ましくは (b) の範囲で規定され、さらに好ましくは (c) の範囲で規定される。

図 17 A、図 17 B 及び図 17 C に示すように、風車翼 1 は、各翼断面にて、上表に示した各翼厚比における背側膨らみ Y S を通過する補間曲線によって得られる背側膨らみ Y S を有する。

[0130] 図 17 A、図 17 B 及び図 17 C には、本実施形態に対する比較例として、従来の NACA 翼を基本として得られた風車翼の背側膨らみ Y S が四角印にて示されている。このように、本実施形態にかかる風車翼は、従来の風車翼に対して異なる背側膨らみ Y S を有する。

[0131] 図 18 A から図 18 E には、背側膨らみ Y S によって所望の設計揚力係数が得られる根拠となるデータが示されている。

図 18 A から図 18 E は、それぞれ、翼厚比が 21%、24%、30%、

36%及び42%とされた際の結果である。これらの図は、数値シミュレーションにより背側膨らみYSを変化させた結果得られたものである。

各図に示されているように、設計揚力係数と背側膨らみYSとの間には強い相関関係があることが分かる。

[0132] 以上の通り、本実施形態によれば、以下の作用効果を奏する。

設計揚力係数と相関がある背側膨らみYSを規定するようにしたので、所望の設計揚力係数を充足する翼形状を得ることができる。したがって、高い設計揚力係数を実現した細翼を提供することができ、風車翼が受ける荷重を低減することができる。これにより、風車翼を長翼化することができ、結果的に発電量を向上させることができる。

[0133] [第3実施形態]

本実施形態は、第2実施形態では背側膨らみYSを用いて翼形状を決定したのに対して、腹側膨らみYPを用いて翼形状を決定する点で異なる。その他の点は第1実施形態と同様なので、それらの説明は省略する。

[0134] 図8Cのように所望の設計揚力係数が各翼厚位置（または半径位置）で決定された（設計揚力係数決定ステップ）後に、この設計揚力係数を実現する風車翼1の形状の規定の方法について説明する。

具体的には、翼の腹側膨らみYPを決定する（YP決定ステップ）ことによって、各翼厚位置における翼型を定義する。YPは、図16に示されているように、最大翼厚位置における翼腹側のコード（翼弦）からの距離をコード長で除した値の百分率である。

[0135] 図19A、図19B及び図19Cには、翼厚比に対する腹側膨らみYPの分布が示されている。

図19A、図19B及び図19CにおけるYPは、下表のように規定される。

[表4]

翼厚比	42%	36%	30%	24%	21%	18%
(a)	25.4±3.0	21.4±2.0	16.7±1.2	11.7±0.7	9.0±0.6	6.3±0.5
(b)	25.4±2.0	21.4±1.2	16.7±1.0	11.7±0.7	9.0±0.6	6.3±0.5
(c)	25.4±1.5	21.4±1.0	16.7±0.8	11.7±0.7	9.0±0.6	6.3±0.5

すなわち、腹側膨らみYPは、(a)の範囲で規定され、好ましくは(b)の範囲で規定され、さらに好ましくは(c)の範囲で規定される。

図19A、図19B及び図19Cに示すように、風車翼1は、各翼断面にて、上表に示した各翼厚比における腹側膨らみYPを通過する補間曲線によって得られる腹側膨らみYPを有する。

[0136] 図19A、図19B及び図19Cには、本実施形態に対する比較例として、従来のNACA翼を基本として得られた風車翼の背側膨らみYSが四角印にて示されている。このように、本実施形態にかかる風車翼は、従来の風車翼に対して異なる背側膨らみYSを有する。

[0137] 図20Aから図20Eには、腹側膨らみYPによって所望の設計揚力係数が得られる根拠となるデータが示されている。

図20Aから図20Eは、それぞれ、翼厚比が21%、24%、30%、36%及び42%とされた際の結果である。これらの図は、数値シミュレーションにより腹側膨らみYPを変化させた結果得られたものである。

各図に示されているように、設計揚力係数と腹側膨らみYPとの間には強い相関関係があることが分かる。

[0138] 以上の通り、本実施形態によれば、以下の作用効果を奏する。

設計揚力係数と相関がある背側膨らみYSを規定するようにしたので、所望の設計揚力係数を充足する翼形状を得ることができる。したがって、高い設計揚力係数を実現した細翼を提供することができ、風車翼が受ける荷重を低減することができる。これにより、風車翼を長翼化することができ、結果的に発電量を向上させることができる。

[0139] 図21Aから図21Dには、上述の実施形態1から3による効果が示されている。

図21Aに示すように、A翼は比較対象となる基準翼であり、翼先端における設計揚力係数を0.8程度とし、翼長（半径）方向に設計揚力係数を最適化していないものであり、B翼は、A翼に対して設計揚力係数を40%高めたものであり、C翼は、本実施形態に相当し、B翼に対してさらに設計揚力係数を翼長（半径）方向に最適化したものである。

B翼のように設計揚力係数を高めると、図21Bのように最適コード長を30%低減することができ、これにより、図21Cのように翼直径を7%延伸することができ（回転数一定を仮定）、結果として図21Dのように発電量が6.5%増大される。そして、C翼は、設計揚力係数を翼長方向に最適化しているので、B翼よりもさら翼効率が2%改善し、図21Dのように発電量がB翼よりもさらに1%（A翼に対して7.5%）増大される。

[0140] なお、上述したY125並びに各本実施形態の背側膨らみYS及び腹側膨らみYPは、表1から表3に示したY125並びに各句翼厚比における背側膨らみYS及び腹側膨らみYPを通過する補間曲線によって規定したが、本発明の風車翼はこれに限定されず、翼厚比が21%以上35%以下で表1や表2の各背側膨らみYS及び各腹側膨らみYPの値を通過する補間曲線となっていればよい。この翼厚比の範囲にて風車の特性が主として決定されるからである。

また、上述の各実施形態では、設計周速比を8.0以上8.5以下としたが、本発明はこれに限定されず、例えば設計周速比が6.0以上9.0以下であっても適用することができる。

また、翼先端領域1c、遷移領域1eおよび最大コード長位置は、本実施形態に示された無次元半径位置や翼厚比の範囲に限定されるものではなく、本発明の効果を奏する範囲において適宜変更することができる。

[0141] [第4実施形態]

本実施形態は、背側形状や翼厚分布を各半径位置（各翼厚比）にてY方向

に伸縮された形状となるように決定した点で、上述の実施形態と異なる。その他の点は第1実施形態と同様なので、それらの説明は省略する。

図8Cのように所望の設計揚力係数が各翼厚位置（または半径位置）で決定された後に、この設計揚力係数を実現する風車翼1の形状の規定の方法について説明する。本実施形態では、特に、略同一の設計揚力係数を有するように各翼厚位置の翼型形状（翼断面形状）を定義する際に有効である。

[0142] [背側形状の決定方法]

翼本体部3の各翼厚位置（半径位置）における翼型形状（翼断面形状）を、その背側形状がY方向に伸縮された形状となるように規定する。この背側形状の決定方法が図22に示されている。図22において、横軸は、前縁からの距離をコード長Cで除して正規化した翼弦方向位置 $X/C$ であり、縦軸は、翼弦線（横軸）からの距離をコード長Cで除して正規化した座標 $Y_u$ である。なお、後述する図23乃至図25についても、図22と同様に、コード長Cで除して正規化された座標系とされている。

図22に示すように、背面座標（翼弦位置から背側形状までの距離） $Y_{u1}$ によって規定される背側形状を基準背側形状とした場合、異なる翼厚位置における第2背面形状は背面座標 $Y_{u2}$ を用いて下式のように表される。

$$Y_{u2} = r \times Y_{u1} \quad (4)$$

上式において、 $r$ は伸縮比であり、任意に与えることができる。

このように、各翼厚位置における翼型形状（翼断面形状）の背側形状がY方向に伸縮された形状とされているので、各翼厚位置にて基準背面形状と同等の空力性能を発揮する翼形状を定義することができる。

[0143] [翼厚分布の決定方法]

図23には、翼厚分布の決定方法が示されている。

具体的には、翼本体部3の各翼厚位置（半径位置）における翼型形状（翼断面形状）を、その翼厚分布がY方向に伸縮された形状となるように規定する。すなわち、図23に示すように、翼弦位置（ $X/C$ ）に対応する翼厚 $Y_{r1}$ によって規定される翼厚分布を基準翼厚分布とした場合、異なる翼厚位置

における第2翼厚分布は翼厚 $Y_{T2}$ を用いて下式のように表される。

$$Y_{T2} = Y_{T1} \times (xx2/xx1) \quad (5)$$

上式において、 $(xx2/xx1)$ は伸縮比であり、基準翼厚分布の翼厚比 $xx1$ に対する第2翼厚分布の翼厚比 $xx2$ の比が好意的に用いられる。

このように、各翼厚位置における翼型形状（翼断面形状）の翼厚分布が $Y$ 方向に伸縮された形状とされているので、各翼厚位置にて基準翼厚分布と同等の空力性能を発揮する翼形状を定義することができる。

[0144] [腹側形状の決定方法]

図24には、翼型形状（翼断面形状）の腹側形状の決定方法が示されている。

翼前縁から最大翼厚位置（Max thick）までの前縁部は、上述した式（4）及び式（5）によって決定された背面形状 $Y_u$ および翼厚分布 $Y_T$ から、腹側形状を決定する。具体的には、腹側形状の腹面座標を $Y_L$ とした場合、腹面形状は下式によって表される。

$$Y_L = Y_u - Y_T \quad (6)$$

このように、背面形状が $Y$ 方向に伸縮された形状とされるとともに、前縁部では背面形状だけでなく翼厚分布も $Y$ 方向に伸縮された形状とされるので、各翼厚位置にて基準背面形状と同等の空力性能を発揮する翼形状を定義することができる。

さらに、翼厚最大位置から翼後縁にかけての後縁部における腹側形状は、上式（6）によって得られる腹側形状を用いてもよい。

[0145] あるいは、後縁部の腹側形状は、図25に示すように、上式（6）によって得られる腹側形状を基準腹側形状として、この基準腹側形状に対して、所定の調整量をもって腹側形状を定めても良い。後縁部の腹側形状は、翼型形状（翼断面形状）の連続性に対して大きな影響を与えないからである。したがって、後縁部の腹側形状には比較的設計の自由度がある。

具体的には、調整後の腹側形状の腹面座標を $Y_{L3}$ 、基準腹側形状の腹面座標を $Y_{L2}$ 、調整量を $Y_s$ とすると、下式のように表される。

$$Y_{L3} = Y_{L2} + Y_s \quad (7)$$

このように、翼後縁部の腹面形状を任意に設定できるようにしておくことで、設計揚力係数の最適化を図ることができる。

- [0146] 調整量  $Y_s$  としては、最大翼厚位置および前記翼後縁にて 0 とされ、かつ、腹側形状を与える腹面座標の翼弦方向における 1 次微分量が 0 とされた翼弦位置  $x$  についての 4 次式にて規定された関数によって与えることができる。例えば、最大翼厚を  $xx$ 、最大翼厚位置 ( $X/C$ ) を 0.4、 $s$  を任意に与える倍率とした場合、下式のように表される。

$$Y_s = (xx/100) \times s \times (x-1.0)^2 (x-0.4)^2 / (0.3^2) \quad (8)$$

上式のように調整量を与えることとすれば、簡便に調整量  $Y_s$  を得ることができるので、容易に所望の腹側形状を得ることができる。

- [0147] 以上の通り、本実施形態によれば、各翼厚位置（半径位置）における翼型形状（翼断面形状）の背側形状や翼厚分布を  $Y$  方向に伸縮された形状とすることとしたので、所望の設計揚力係数を有する翼型形状（翼断面形状）を風車翼の半径方向に与えることができ、結果として風車翼の性能向上を図ることができる。

また、翼型形状（翼断面形状）が  $Y$  方向に伸縮された形状とされた風車翼を与えることができるので、翼形状の連続性が向上し、翼製作時の歩留まりを向上させることができる。

## 符号の説明

- [0148] 1 風車翼  
 1 a 翼根  
 1 b 翼先端  
 1 c 翼先端領域  
 1 d 最大コード長位置  
 1 e 遷移領域  
 2 最大翼厚位置  
 3 翼本体部

4 後縁

6 前縁

## 請求の範囲

- [請求項1] 翼先端側から翼根側にかけてコード長が増大する翼本体部を備え、  
該翼本体部は、その先端側にて、略一定の第1設計揚力係数とされた状態で、翼根側に向けてコード長が漸次増大する翼先端領域と、  
翼根側の最大コード長となる位置にて、前記第1設計揚力係数よりも大きい第2設計揚力係数を有する最大コード長位置と、  
前記翼先端領域と前記最大コード長位置との間に位置する遷移領域と、を有し、  
該遷移領域の設計揚力係数は、翼先端側から翼根側に向かって、前記第1設計揚力係数から前記第2設計揚力係へと漸次増大させられていることを特徴とする風車翼。
- [請求項2] 前記翼先端領域は、半径位置を翼半径（翼直径の $1/2$ ）で除した無次元半径位置が $0.5$ 以上 $0.95$ 以下とされた範囲に設けられ、  
前記第1設計揚力係数は、その中央値を $X$ とした場合に、 $X \pm 0.10$ 、好ましくは $X \pm 0.05$ の範囲とされ、  
前記最大コード長位置に与えられる前記第2設計揚力係数は、 $X + 0.3 \pm 0.2$ 、好ましくは $X + 0.3 \pm 0.1$ とされ、  
前記遷移領域は、前記翼先端領域の翼根側端部と前記最大コード長位置との間の中央位置における設計揚力係数が、 $X + 0.15 \pm 0.15$ 、好ましくは $X + 0.15 \pm 0.075$ とされていることを特徴とする請求項1に記載の風車翼。
- [請求項3] 前記翼先端領域は、半径位置を翼半径（翼直径の $1/2$ ）で除した無次元半径位置が $0.5$ 以上 $0.95$ 以下とされた範囲に設けられ、  
前記第1設計揚力係数は、 $1.15 \pm 0.05$ の範囲とされ、  
前記最大コード長位置に与えられる前記第2設計揚力係数は、 $1.45 \pm 0.1$ とされ、  
前記遷移領域は、前記翼先端領域の翼根側端部と前記最大コード長位置との間の中央位置における設計揚力係数が、 $1.30 \pm 0.07$

5とされていることを特徴とする請求項1に記載の風車翼。

[請求項4]

前記翼先端領域は、翼厚の最大値をコード長で除した値の百分率である翼厚比が12%以上30%以下とされた範囲に設けられ、

前記第1揚力係数は、その中央値をXとした場合に、 $X \pm 0.10$ 、好ましくは $X \pm 0.05$ の範囲とされ、

前記最大コード長位置に与えられる前記第2設計揚力係数は、 $X + 0.3 \pm 0.2$ 、好ましくは $X + 0.3 \pm 0.1$ とされ、

前記遷移領域は、前記翼先端領域の翼根側端部と前記最大コード長位置との間の中央位置における設計揚力係数が、 $X + 0.15 \pm 0.15$ 、好ましくは $X + 0.15 \pm 0.075$ とされていることを特徴とする請求項1に記載の風車翼。

[請求項5]

前記翼先端領域は、翼厚の最大値をコード長で除した値の百分率である翼厚比が12%以上30%以下とされた範囲に設けられ、

前記第1設計揚力係数は、 $1.15 \pm 0.05$ の範囲とされ、

前記最大コード長位置に与えられる前記第2設計揚力係数は、 $1.45 \pm 0.1$ とされ、

前記遷移領域は、前記翼先端領域の翼根側端部と前記最大コード長位置との間の中央位置における設計揚力係数が、 $1.30 \pm 0.075$ とされていることを特徴とする請求項1に記載の風車翼。

[請求項6]

翼先端側から翼根側にかけてコード長が増大する翼本体部を備え、該翼本体部は、

翼厚の最大値をコード長で除した値の百分率である翼厚比と、

翼前縁のコード長位置を0%および翼後縁のコード長位置を100%とした場合の1.25%位置における翼背側のコードからの距離をコード長で除した値の百分率である $Y_{1.25}$ と、で表した場合、

翼厚比21%位置で、 $Y_{1.25}$ が $2.575 \pm 0.13\%$ 、

翼厚比24%位置で、 $Y_{1.25}$ が $2.6 \pm 0.15\%$ 、

翼厚比30%位置で、 $Y_{1.25}$ が $2.75 \pm 0.25\%$ 、好ましく

は $2.75 \pm 0.20\%$ 、より好ましくは $2.75 \pm 0.15\%$ 、とされていることを特徴とする風車翼。

[請求項7] 前記翼本体部は、  
翼厚比が $21\%$ 以上 $35\%$ 以下の範囲で、  
前記翼厚比 $21\%$ 位置における前記Y125の値、  
前記翼厚比 $24\%$ 位置における前記Y125の値、及び、  
前記翼厚比 $30\%$ 位置における前記Y125の値、  
を通過する補間曲線によって得られるY125を有することを特徴とする請求項6に記載の風車翼。

[請求項8] 前記翼本体部は、  
翼厚比 $18\%$ 位置で、Y125が $2.55 \pm 0.1\%$ 、  
翼厚比 $36\%$ 位置で、Y125が $3.0 \pm 0.4\%$ 、好ましくは $3.0 \pm 0.25\%$ 、より好ましくは $3.0 \pm 0.20\%$ 、  
翼厚比 $42\%$ 位置で、Y125が $3.4 \pm 0.6\%$ 、好ましくは $3.4 \pm 0.4\%$ 、より好ましくは $3.4 \pm 0.2\%$ 、  
とされていることを特徴とする請求項6又は7に記載の風車翼。

[請求項9] 前記翼本体部は、  
翼厚比が $18\%$ 以上 $42\%$ 以下の範囲で、  
前記翼厚比 $18\%$ 位置における前記Y125の値、  
前記翼厚比 $21\%$ 位置における前記Y125の値、  
前記翼厚比 $24\%$ 位置における前記Y125の値、  
前記翼厚比 $30\%$ 位置における前記Y125の値、  
前記翼厚比 $36\%$ 位置における前記Y125の値、及び、  
前記翼厚比 $42\%$ 位置における前記Y125の値、  
を通過する補間曲線によって得られるY125を有することを特徴とする請求項8に記載の風車翼。

[請求項10] 翼先端側から翼根側にかけてコード長が増大する翼本体部を備え、  
該翼本体部は、

翼厚の最大値をコード長で除した値の百分率である翼厚比と、  
最大翼厚位置における翼背側のコードからの距離をコード長で除した値の百分率である背側膨らみYSと、で表した場合、  
翼厚比21%位置で、背側膨らみYSが $12.0 \pm 0.6\%$ 、  
翼厚比24%位置で、背側膨らみYSが $12.3 \pm 0.7\%$ 、  
翼厚比30%位置で、背側膨らみYSが $13.3 \pm 1.2\%$ 、好ましくは $13.3 \pm 1.0\%$ 、より好ましくは $13.3 \pm 0.8\%$ 、とされていることを特徴とする風車翼。

[請求項11]

前記翼本体部は、  
翼厚比が21%以上35%以下の範囲で、  
前記翼厚比21%位置における前記YSの値、  
前記翼厚比24%位置における前記YSの値、及び、  
前記翼厚比30%位置における前記YSの値、  
を通過する補間曲線によって得られるYSを有することを特徴とする請求項10に記載の風車翼。

[請求項12]

前記翼本体部は、  
翼厚比18%位置で、YSが $11.7 \pm 0.5\%$ 、  
翼厚比36%位置で、YSが $14.6 \pm 2.0\%$ 、好ましくは $14.6 \pm 1.2\%$ 、より好ましくは $14.6 \pm 1.0\%$ 、  
翼厚比42%位置で、YSが $16.6 \pm 3.0\%$ 、好ましくは $16.6 \pm 2.0\%$ 、より好ましくは $16.6 \pm 1.5\%$ 、  
とされていることを特徴とする請求項10又は11に記載の風車翼。

[請求項13]

前記翼本体部は、  
翼厚比が18%以上42%以下の範囲で、  
前記翼厚比18%位置における前記YSの値、  
前記翼厚比21%位置における前記YSの値、  
前記翼厚比24%位置における前記YSの値、  
前記翼厚比30%位置における前記YSの値、

前記翼厚比 36%位置における前記 Y S の値、及び、  
前記翼厚比 42%位置における前記 Y S の値、  
を通過する補間曲線によって得られる Y S を有することを特徴とする  
請求項 12 に記載の風車翼。

[請求項14] 翼先端側から翼根側にかけてコード長が増大する翼本体部を備え、  
該翼本体部は、  
翼厚の最大値をコード長で除した値の百分率である翼厚比と、  
最大翼厚位置における翼腹側のコードからの距離をコード長で除した  
値の百分率である腹側膨らみ Y P と、で表した場合、  
翼厚比 21%位置で、腹側膨らみ Y P が  $9.0 \pm 0.6\%$ 、  
翼厚比 24%位置で、腹側膨らみ Y P が  $11.7 \pm 0.7\%$ 、  
翼厚比 30%位置で、腹側膨らみ Y P が  $16.7 \pm 1.2\%$ 、好ま  
しくは  $16.7 \pm 1.0\%$ 、より好ましくは  $16.7 \pm 0.8\%$ 、  
とされていることを特徴とする風車翼。

[請求項15] 前記翼本体部は、  
翼厚比が 21%以上 35%以下の範囲で、  
前記翼厚比 21%位置における前記 Y P の値、  
前記翼厚比 24%位置における前記 Y P の値、及び、  
前記翼厚比 30%位置における前記 Y P の値、  
を通過する補間曲線によって得られる Y P を有することを特徴とする  
請求項 14 に記載の風車翼。

[請求項16] 前記翼本体部は、  
翼厚比 18%位置で、Y P が  $6.3 \pm 0.5\%$ 、  
翼厚比 36%位置で、Y P が  $21.4 \pm 2.0\%$ 、好ましくは  $21.4 \pm 1.2\%$ 、  
より好ましくは  $21.4 \pm 1.0\%$ 、  
翼厚比 42%位置で、Y P が  $25.4 \pm 3.0\%$ 、好ましくは  $25.4 \pm 2.0\%$ 、  
より好ましくは  $25.4 \pm 1.5\%$ 、  
とされていることを特徴とする請求項 14 又は 15 に記載の風車翼。

- [請求項17] 前記翼本体部は、  
翼厚比が18%以上42%以下の範囲で、  
前記翼厚比18%位置における前記Y Pの値、  
前記翼厚比21%位置における前記Y Pの値、  
前記翼厚比24%位置における前記Y Pの値、  
前記翼厚比30%位置における前記Y Pの値、  
前記翼厚比36%位置における前記Y Pの値、及び、  
前記翼厚比42%位置における前記Y Pの値、  
を通過する補間曲線によって得られるY Pを有することを特徴とする  
請求項16に記載の風車翼。
- [請求項18] 翼根側から翼先端側にかけてコード長が半径方向に減少する翼本体部を備え、  
該翼本体部の各半径位置における翼型形状は、その背側形状が翼弦方向に直交するY方向に伸縮された形状とされていることを特徴とする風車翼。
- [請求項19] 翼根側から翼先端側にかけてコード長が半径方向に減少する翼本体部を備え、  
該翼本体部の各半径位置における翼型形状は、その翼弦方向の翼厚分布が該翼弦方向に直交するY方向に伸縮された形状とされていることを特徴とする風車翼。
- [請求項20] 翼根側から翼先端側にかけてコード長が半径方向に減少する翼本体部を備え、  
該翼本体部の各半径位置における翼型形状は、その背側形状が翼弦方向に直交するY方向に伸縮された形状とされ、かつ、その翼弦方向の翼厚分布が前記Y方向に伸縮された形状とされていることを特徴とする風車翼。
- [請求項21] 翼根側から翼先端側にかけてコード長が半径方向に減少する翼本体部を備え、

該翼本体部の各半径位置における翼型形状は、その背側形状が翼弦方向に直交するY方向に伸縮された形状とされ、

該翼本体部の各半径位置における翼型形状の翼前縁から翼厚最大位置までの前縁部は、その翼弦方向の翼厚分布が前記Y方向に伸縮された形状とされ、かつ、該翼厚分布および前記背側形状から腹側形状が定められていることを特徴とする風車翼。

[請求項22] 翼弦線に沿う前縁からの距離Xをコード長Cで除した翼弦方向位置 $X/C$ が0.28以上0.32以下の範囲内に、翼厚が最大となる最大翼厚位置が設けられ、

前記翼弦方向位置 $X/C$ が0.45以上0.55以下の範囲内に、キャンバが最大となる最大キャンバ位置が設けられている翼断面を有することを特徴とする風車翼。

[請求項23] 前記キャンバの分布が、前記最大キャンバ位置を中心として前記翼弦方向に略対称とされていることを特徴とする請求項22に記載の風車翼。

[請求項24] 前記最大翼厚を前記コード長で除した翼厚比が12%以上21%以下の範囲とされた風車翼端に、前記翼断面が設けられていることを特徴とする請求項22又は23に記載の風車翼。

[請求項25] 請求項1から24のいずれかに記載された風車翼と、  
該風車翼の翼根側に接続され、該風車翼によって回転させられるロータと、

該ロータによって得られた回転力を電気出力に変換する発電機と、  
を備えていることを特徴とする風力発電装置。

[請求項26] 翼先端側から翼根側にかけてコード長が増大する翼本体部を備えた風車翼の設計方法において、

前記翼本体部の先端側で翼根側に向けてコード長が漸次増大する翼先端領域を、略一定の第1設計揚力係数とし、

前記翼本体部の翼根側の最大コード長となる最大コード長位置を、

前記第1設計揚力係数よりも大きい第2設計揚力係数とし、

前記翼先端領域と前記最大コード長位置との間に位置する遷移領域を、翼先端側から翼根側に向かって、前記第1設計揚力係数から前記第2設計揚力係へと漸次増大させた設計揚力係数とすることを特徴とする風車翼の設計方法。

[請求項27]

翼先端側から翼根側にかけてコード長が増大する翼本体部を備えた風車翼の設計方法において、

前記翼本体部の各翼断面における所定の設計揚力係数を決定する設計揚力係数決定ステップと、

該設計揚力係数決定ステップにて決定された設計揚力係数を満たすように、翼前縁のコード長位置を0%および翼後縁のコード長位置を100%とした場合の1.25%位置における翼背側のコードからの距離をコード長で除した値の百分率であるY125を決定するY125決定ステップと、

を有することを特徴とする風車翼の設計方法。

[請求項28]

翼先端側から翼根側にかけてコード長が増大する翼本体部を備えた風車翼の設計方法において、

前記翼本体部の各翼断面における所定の設計揚力係数を決定する設計揚力係数決定ステップと、

該設計揚力係数決定ステップにて決定された設計揚力係数を満たすように、最大翼厚位置における翼背側のコードからの距離をコード長で除した値の百分率である背側膨らみYSを決定するYS決定ステップと、

を有することを特徴とする風車翼の設計方法。

[請求項29]

翼先端側から翼根側にかけてコード長が増大する翼本体部を備えた風車翼の設計方法において、

前記翼本体部の各翼断面における所定の設計揚力係数を決定する設計揚力係数決定ステップと、

該設計揚力係数決定ステップにて決定された設計揚力係数を満たすように、最大翼厚位置における翼腹側のコードからの距離をコード長で除した値の百分率である腹側膨らみYPを決定するYP決定ステップと、  
を有することを特徴とする風車翼の設計方法。

[請求項30] 翼根側から翼先端側にかけてコード長が半径方向に減少する翼本体部を備えた風車翼の設計方法であって、

前記翼本体部の各半径位置における翼型形状を、その背側形状が翼弦方向に直交するY方向に伸縮された形状となるように規定することを特徴とする風車翼の設計方法。

[請求項31] 翼根側から翼先端側にかけてコード長が半径方向に減少する翼本体部を備えた風車翼の設計方法であって、

前記翼本体部の各半径位置における翼型形状を、その翼弦方向の翼厚分布が翼弦方向に直交するY方向に伸縮された形状となるように規定することを特徴とする風車翼の設計方法。

[請求項32] 翼根側から翼先端側にかけてコード長が半径方向に減少する翼本体部を備えた風車翼の設計方法であって、

前記翼本体部の各半径位置における翼型形状を、その背側形状が翼弦方向に直交するY方向に伸縮された形状となり、かつ、その翼弦方向の翼厚分布が前記Y方向に伸縮された形状となるように規定されていることを特徴とする風車翼の設計方法。

[請求項33] 翼根側から翼先端側にかけてコード長が半径方向に減少する翼本体部を備えた風車翼の設計方法であって、

前記翼本体部の各半径位置における翼型形状を、その背側形状が翼弦方向に直交するY方向に伸縮された形状となるように規定し、

前記翼本体部の各半径位置における翼型形状の翼前縁から翼厚最大位置までの前縁部を、その翼弦方向の翼厚分布が前記Y方向に伸縮された形状となり、かつ、該翼厚分布および前記背側形状から腹側形状

を規定することを特徴とする風車翼の設計方法。

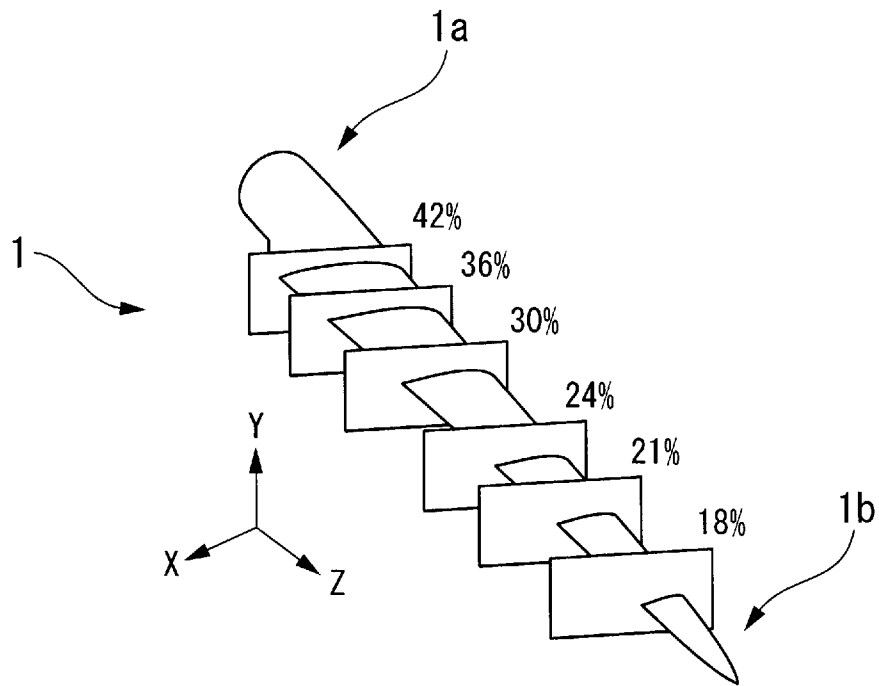
[請求項34] 前記最大翼厚位置から翼後縁までの後縁部は、前記背側形状および前記翼厚分布から定められる基準腹側形状に対して、所定の調整量をもって定められた腹側形状とされていることを特徴とする請求項33に記載の風車翼の設計方法。

[請求項35] 前記調整量は、前記最大翼厚位置および前記翼後縁にて0とされ、かつ、腹側形状を与える腹面座標の翼弦方向における1次微分量が0とされた翼弦位置についての4次式にて規定された関数によって与えられることを特徴とする請求項34に記載の風車翼の設計方法。

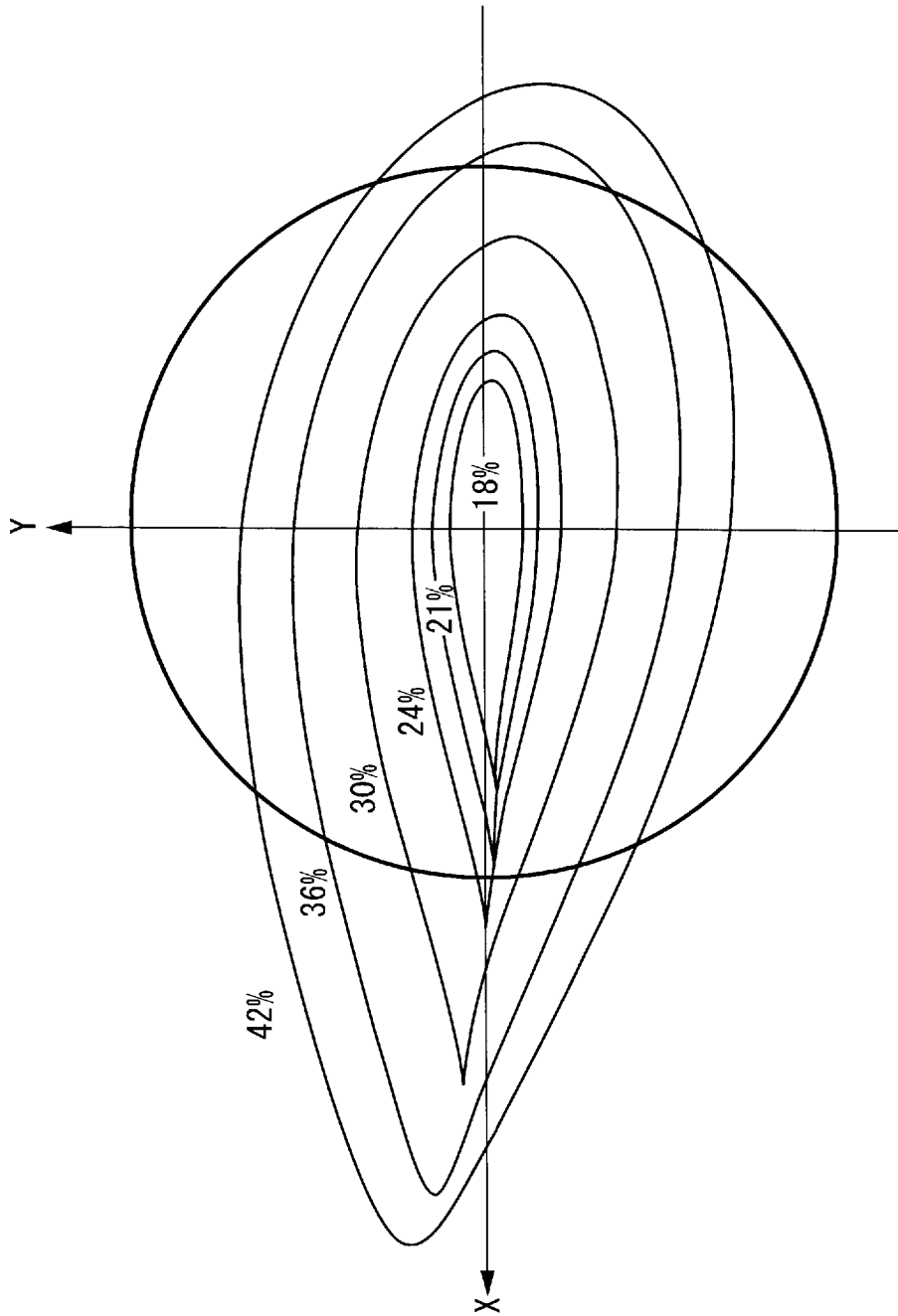
[請求項36] 翼弦線に沿う前縁からの距離 $X$ をコード長 $C$ で除した翼弦方向位置 $X/C$ が0.28以上0.32以下の範囲内に、翼厚が最大となる最大翼厚位置を設け、

前記翼弦方向位置 $X/C$ が0.45以上0.55以下の範囲内に、キャンバが最大となる最大キャンバ位置を設けることを特徴とする風車翼の設計方法。

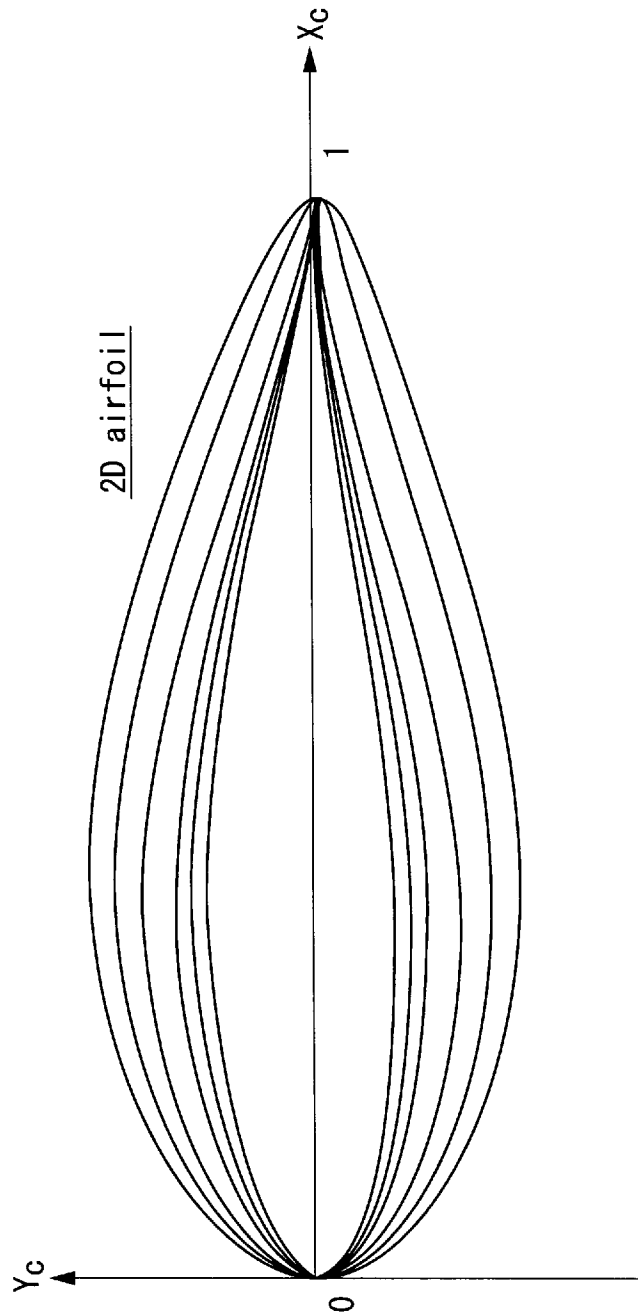
[図1]



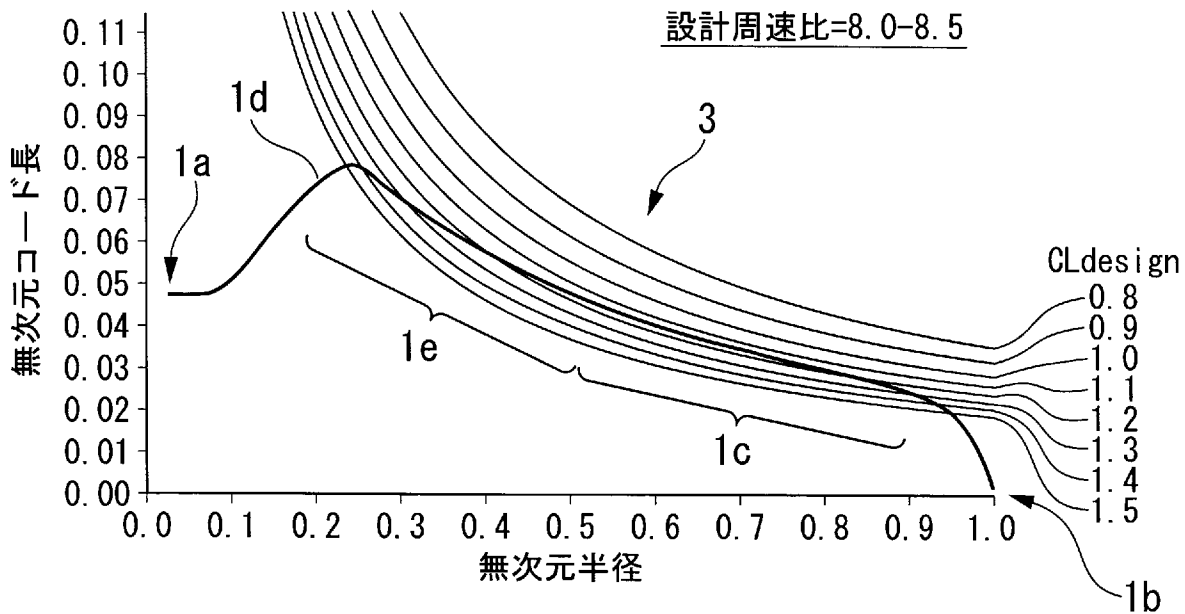
[図2]



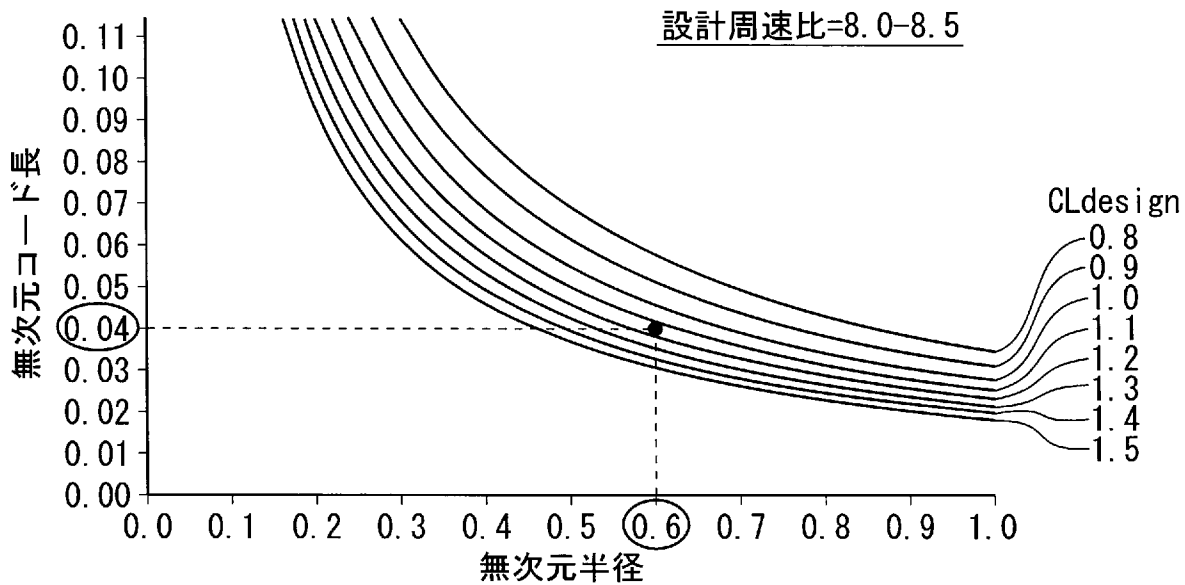
[図3]



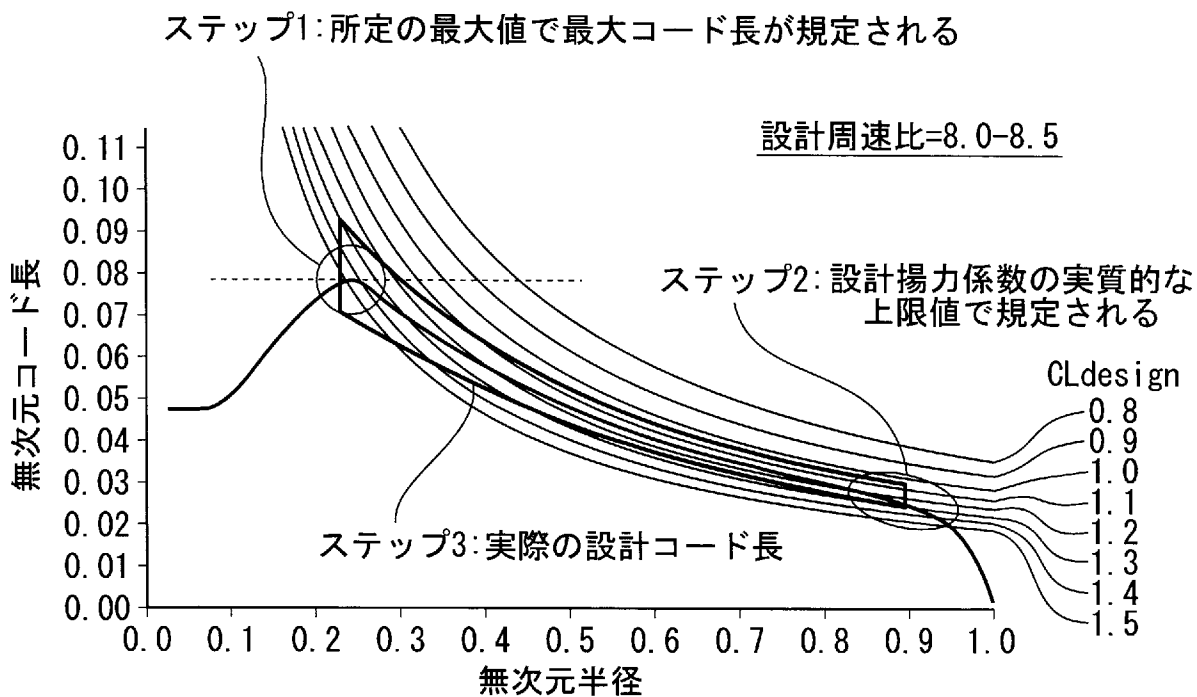
[図4]



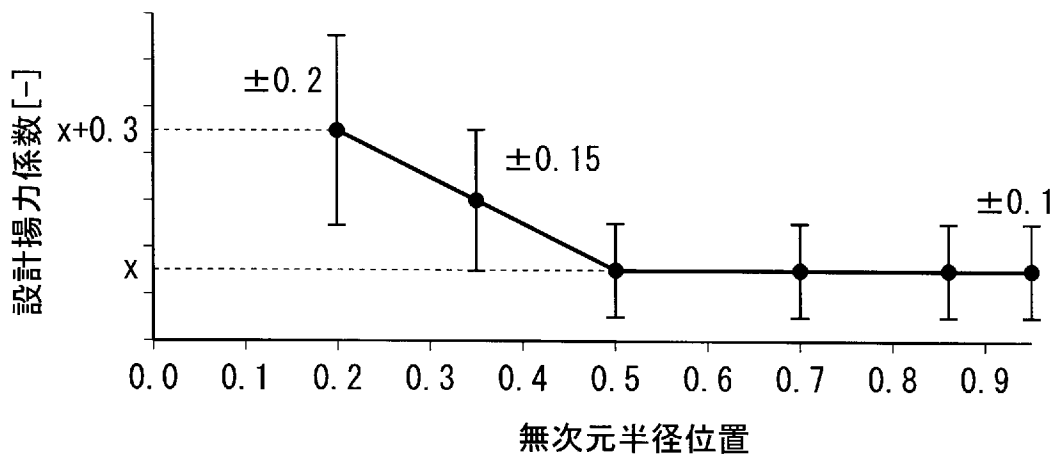
[図5]



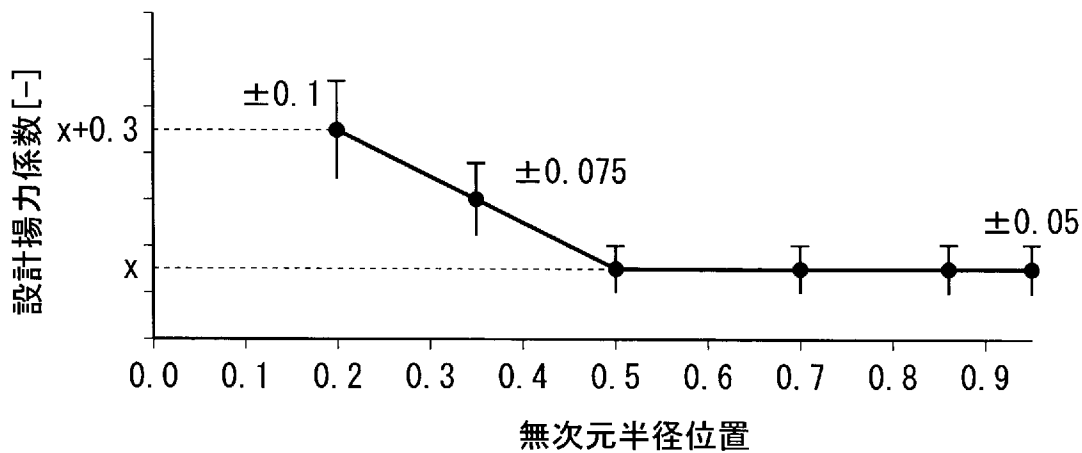
[図6]



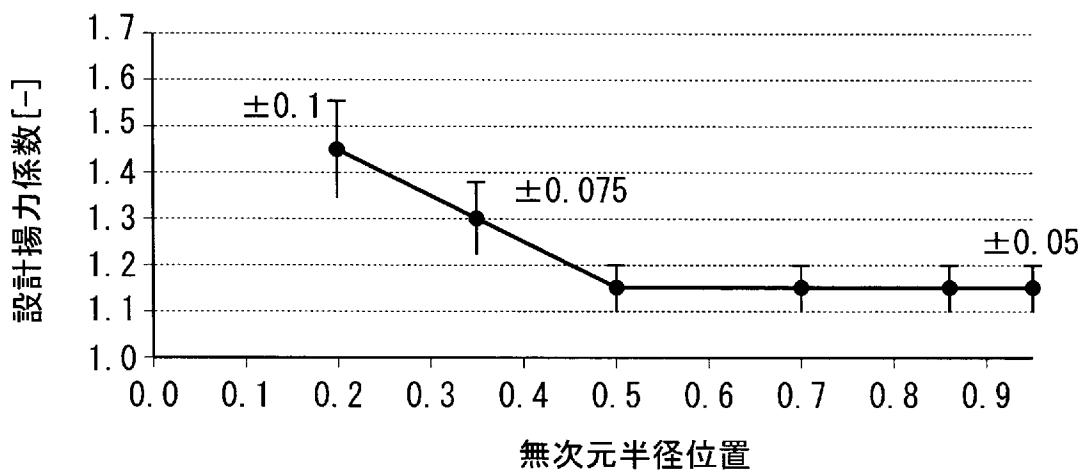
[図7A]



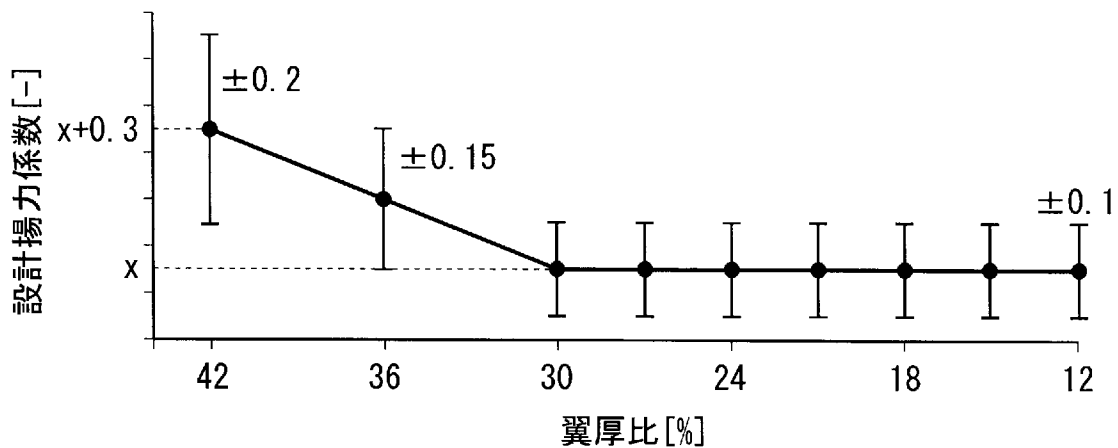
[図7B]



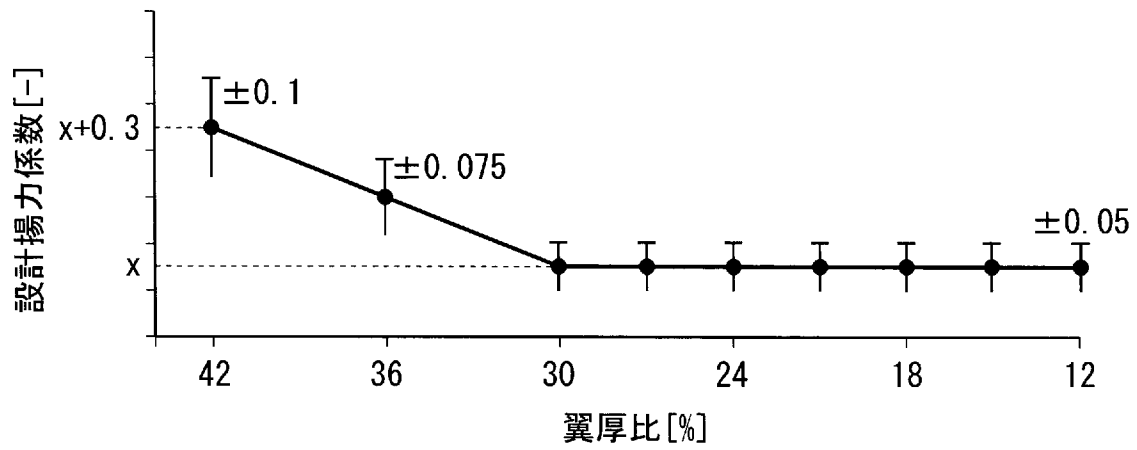
[図7C]



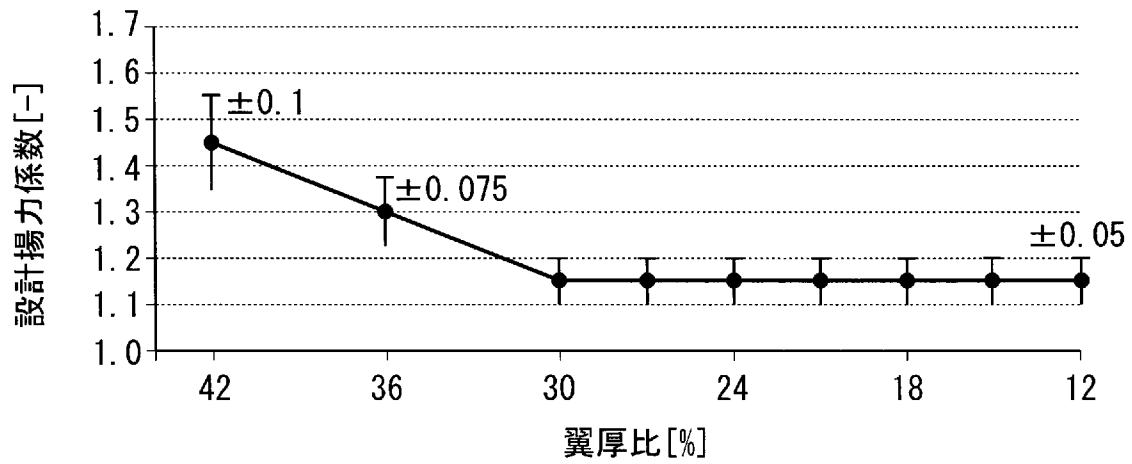
[図8A]



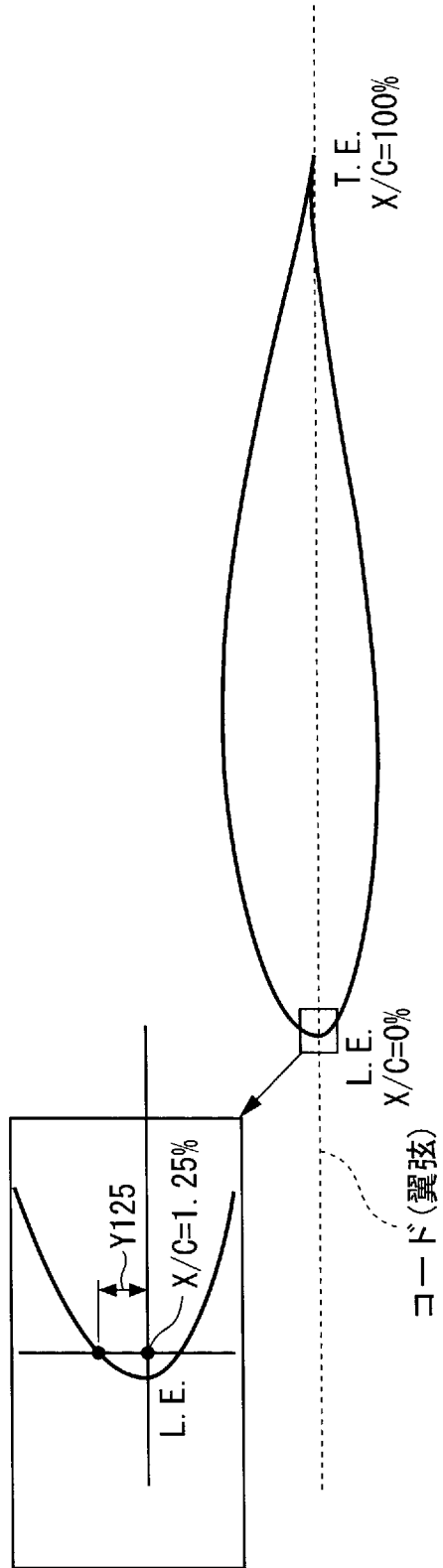
[図8B]



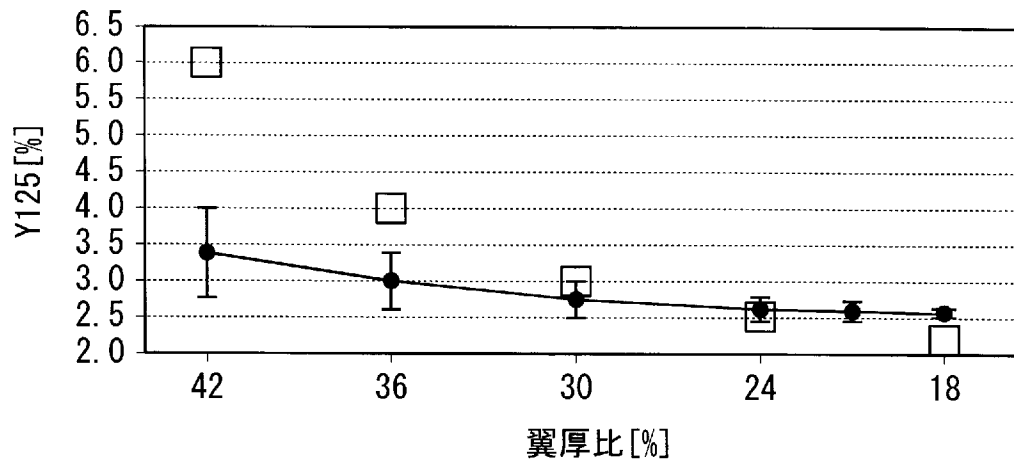
[図8C]



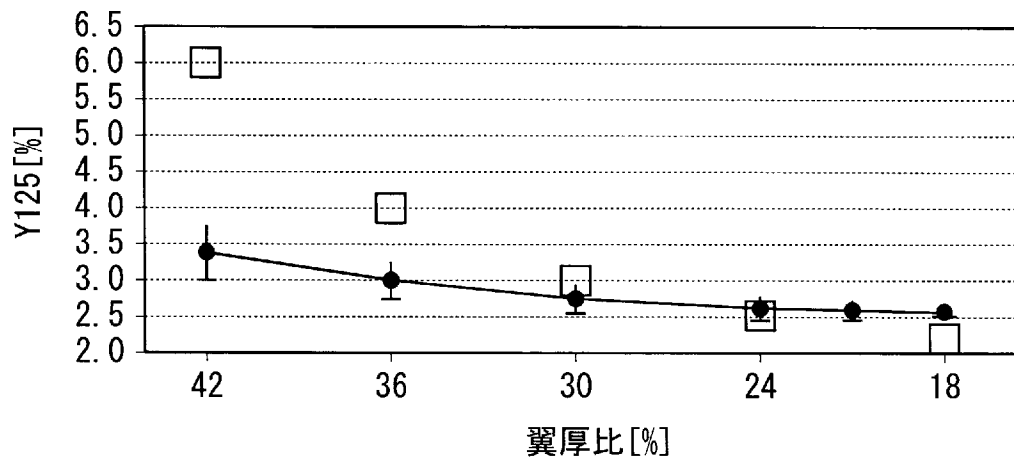
[図9]



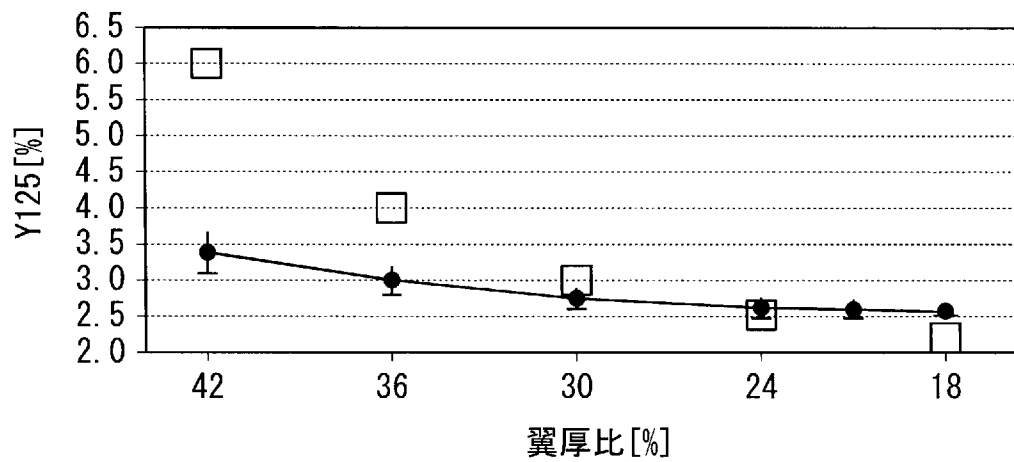
[図10A]



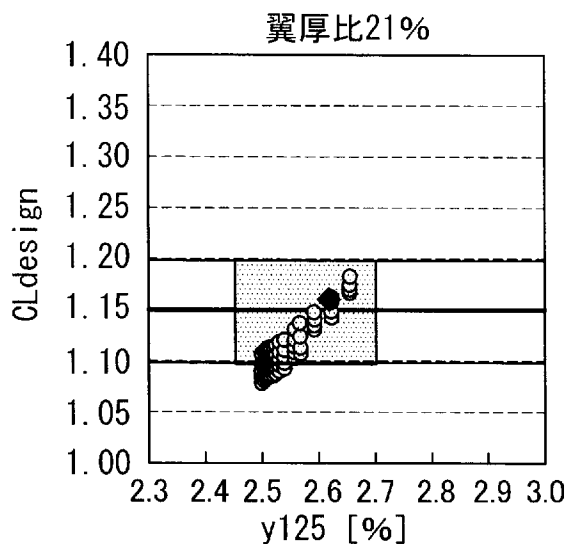
[図10B]



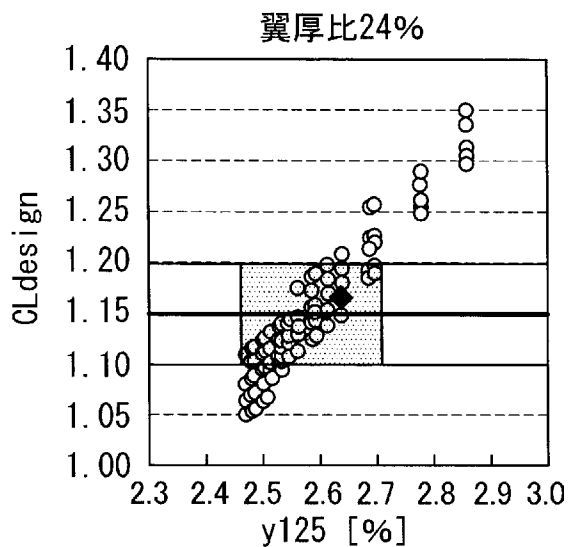
[図10C]



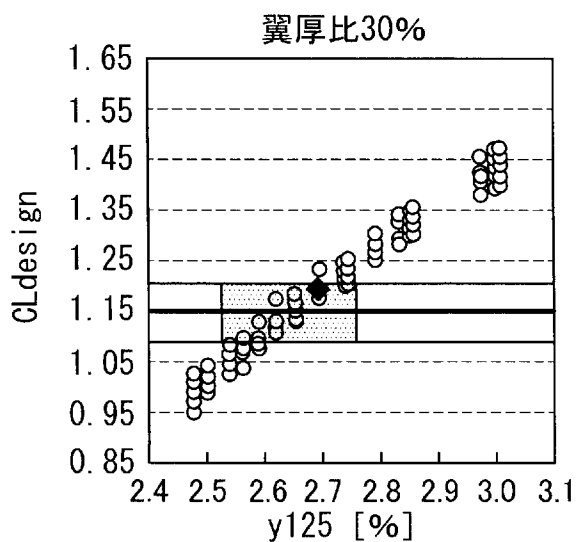
[図11A]



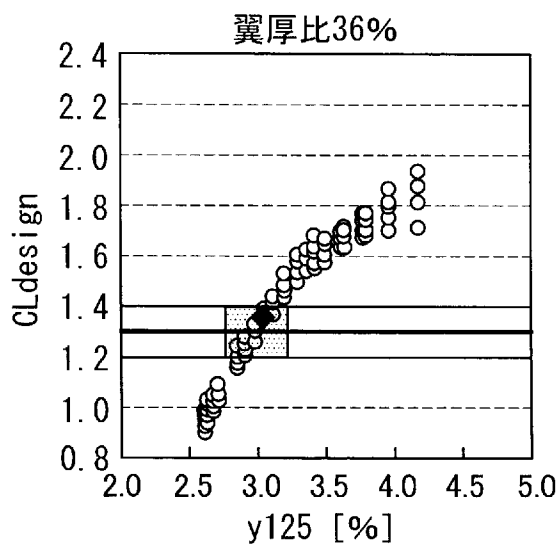
[図11B]



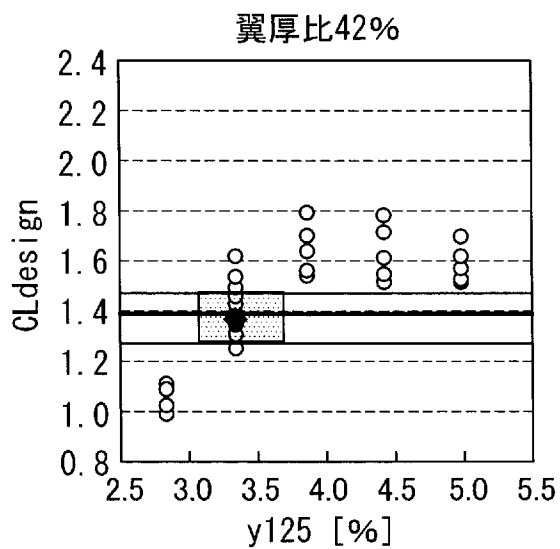
[図11C]



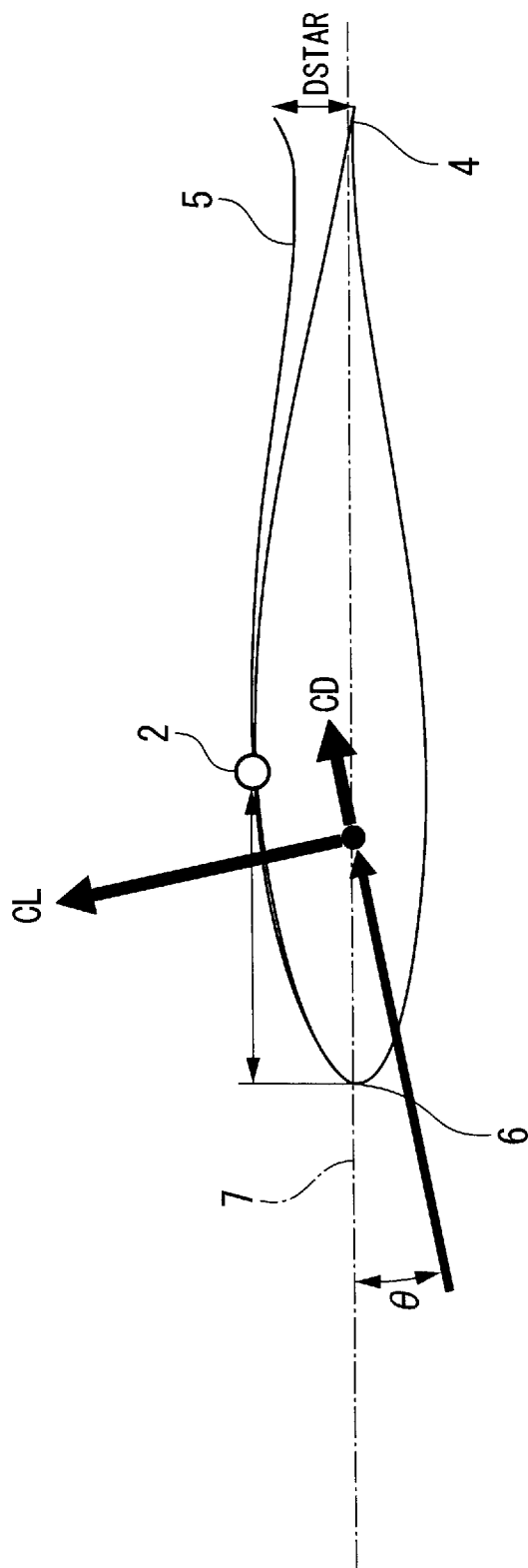
[図11D]



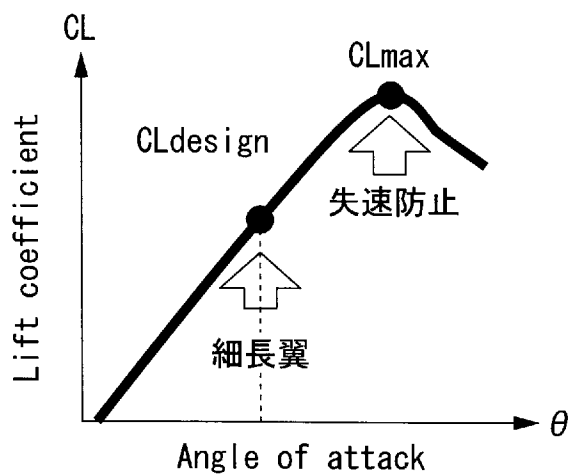
[図11E]



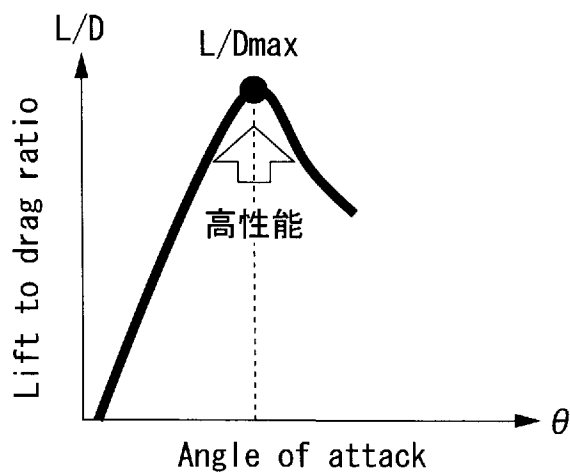
[図12]



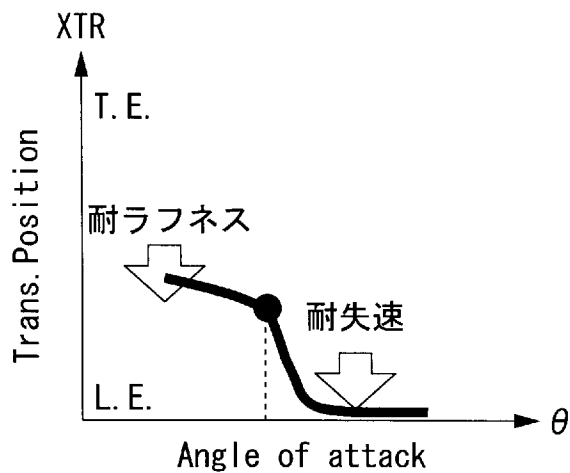
[図13A]



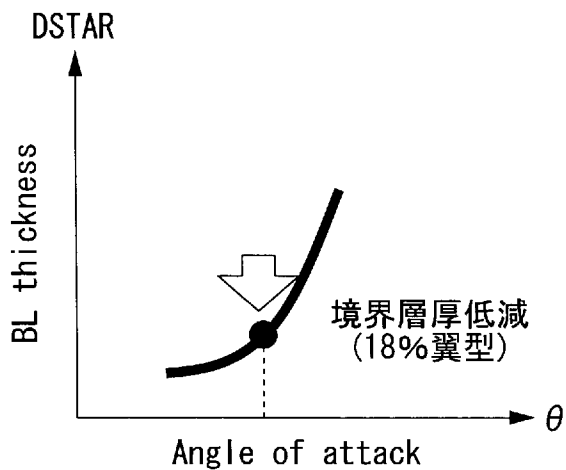
[図13B]



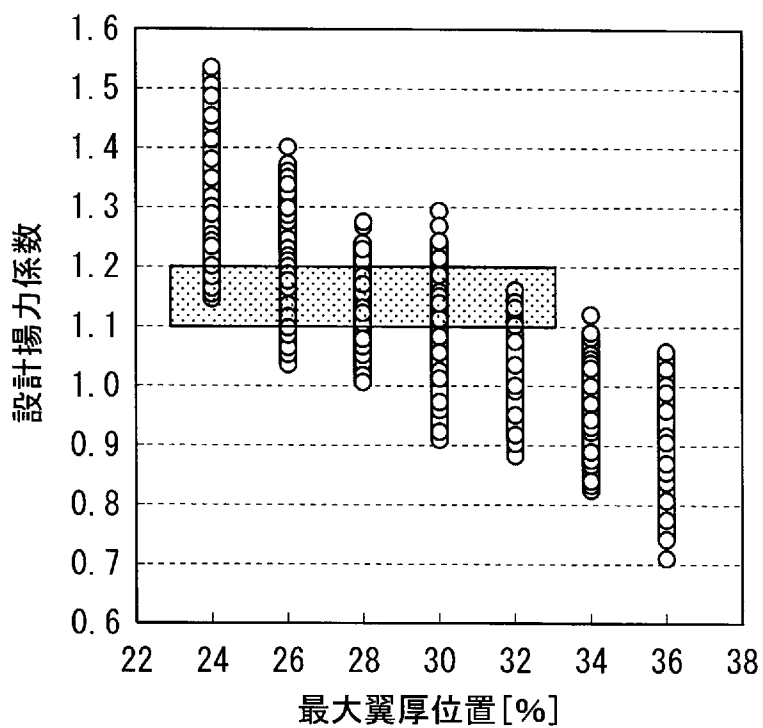
[図13C]



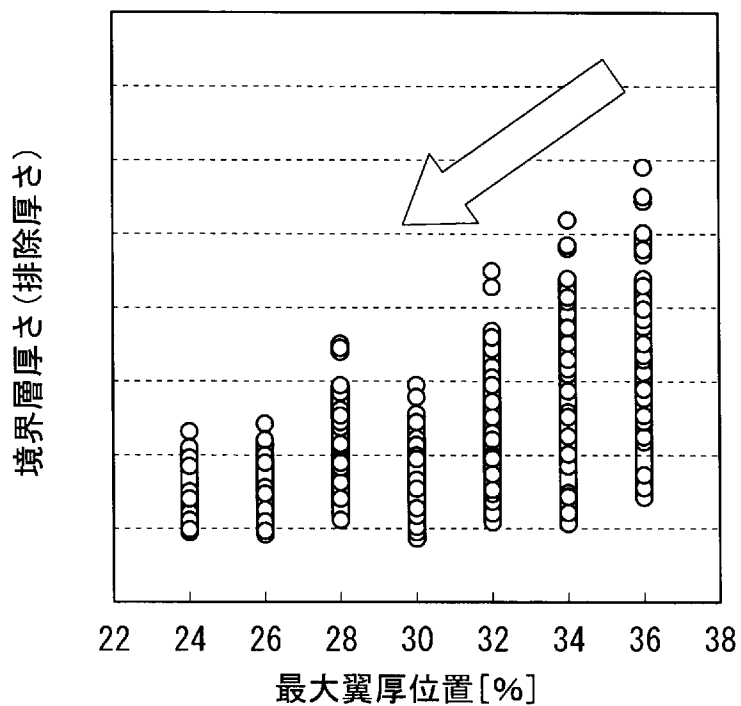
[圖13D]



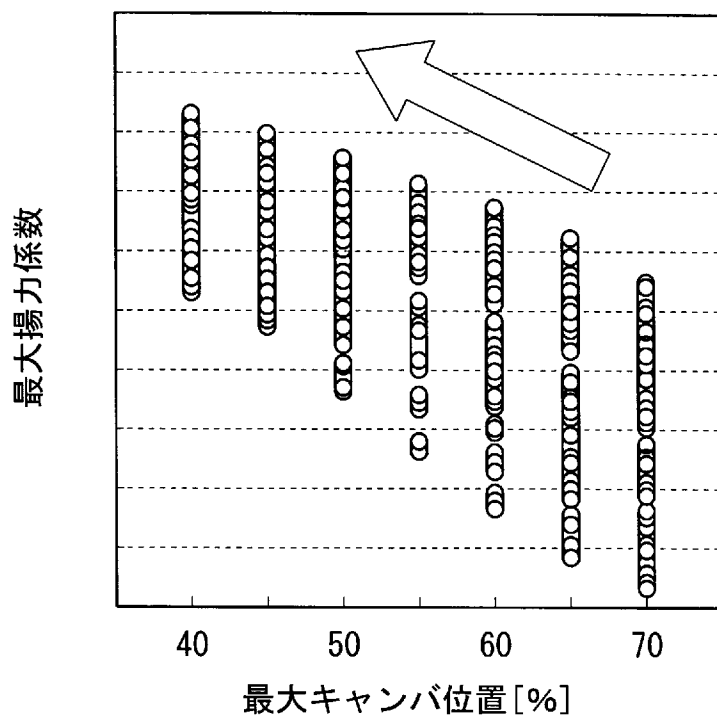
[圖14A]



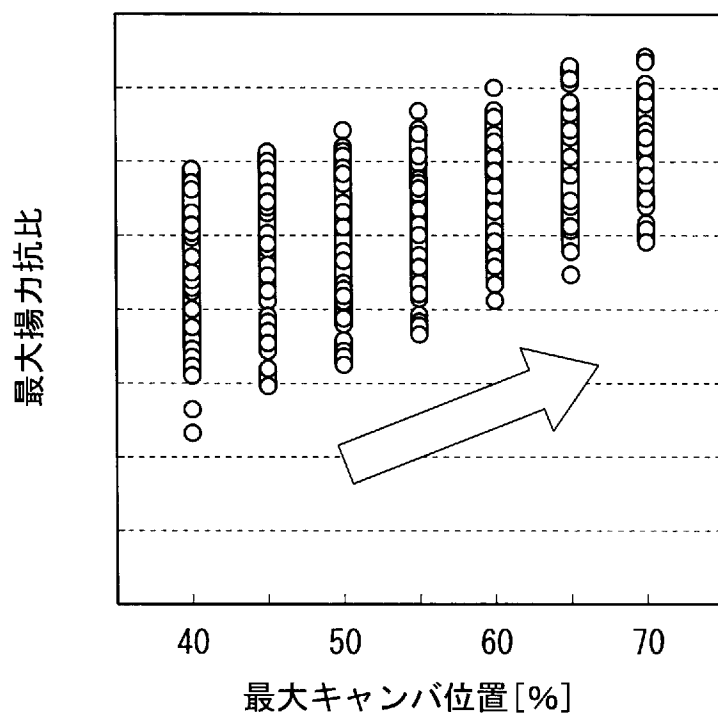
[図14B]



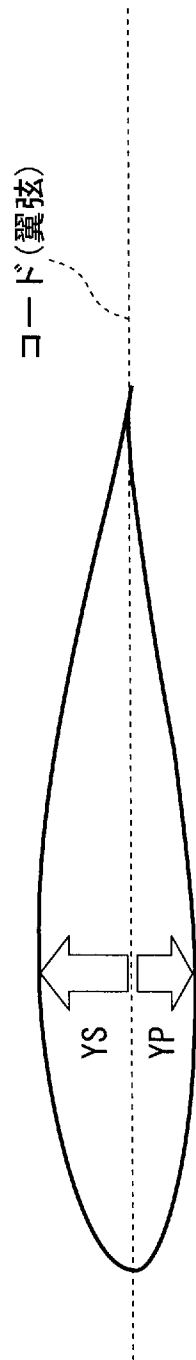
[図15A]



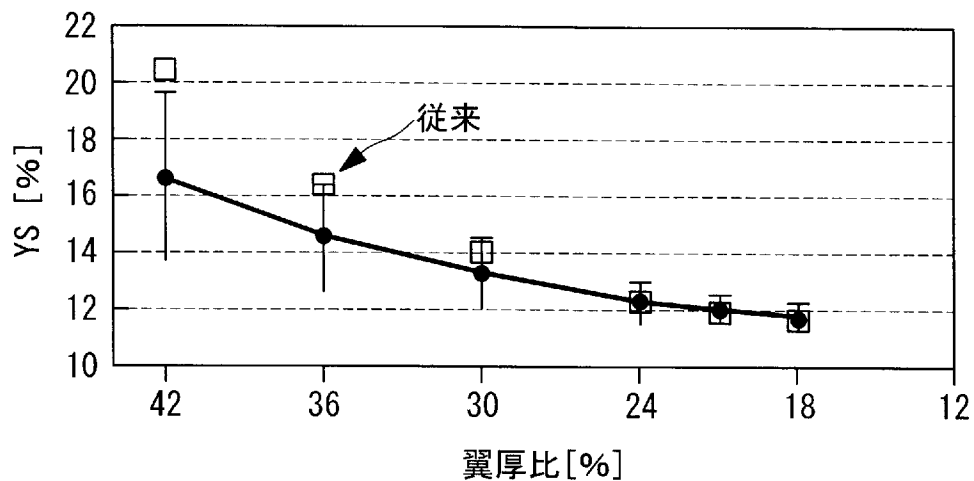
[図15B]



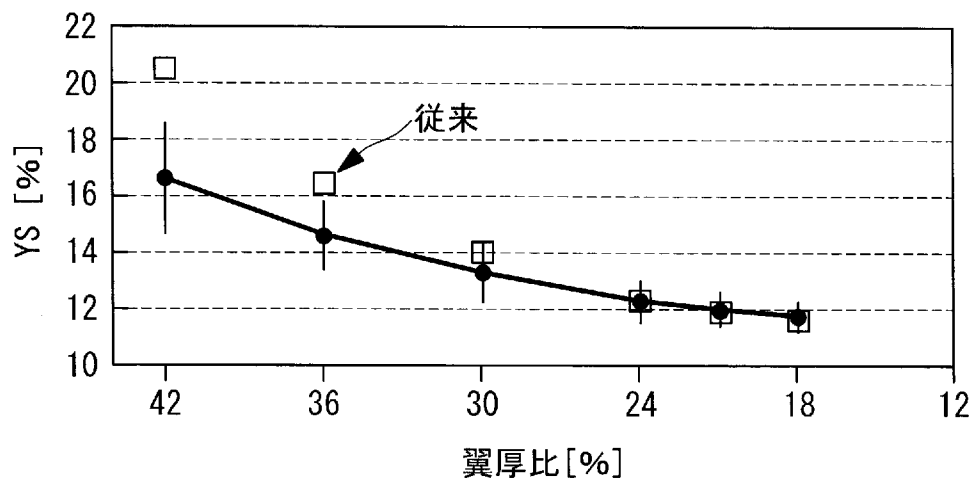
[図16]



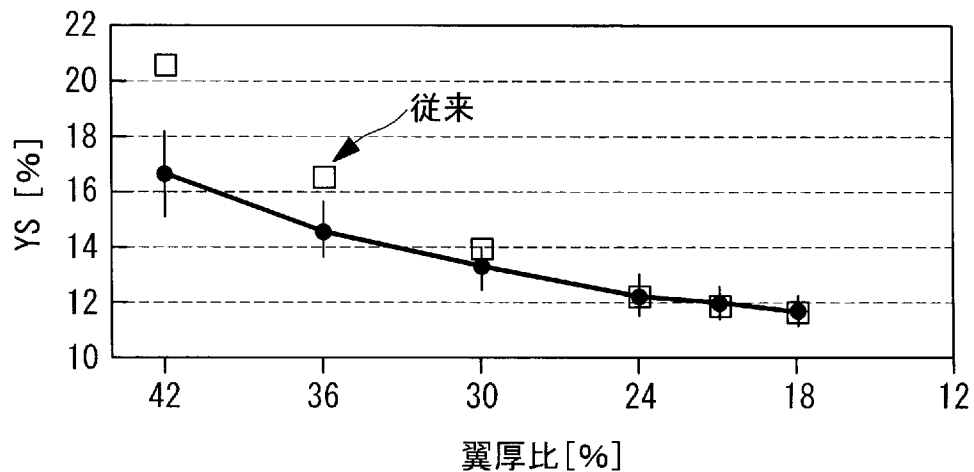
[図17A]



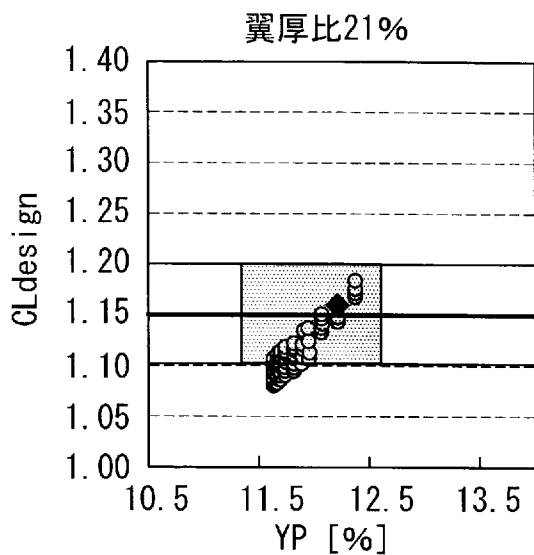
[図17B]



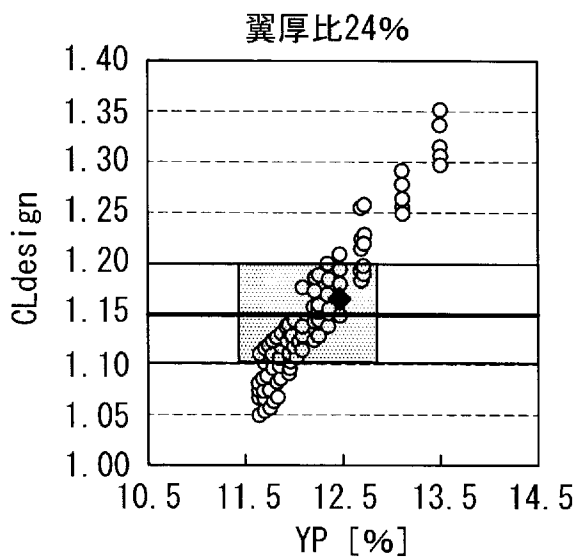
[図17C]



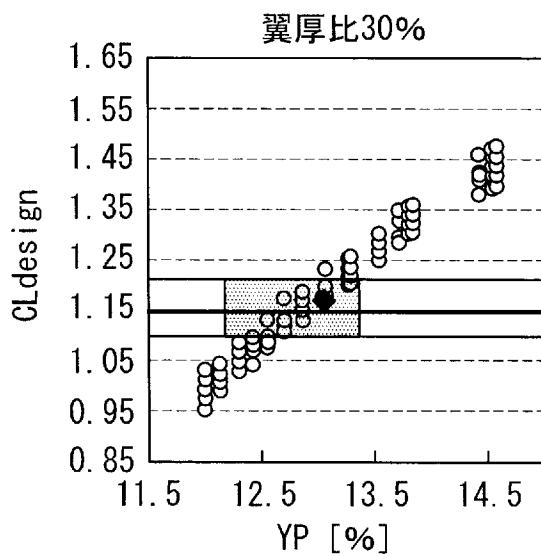
[図18A]



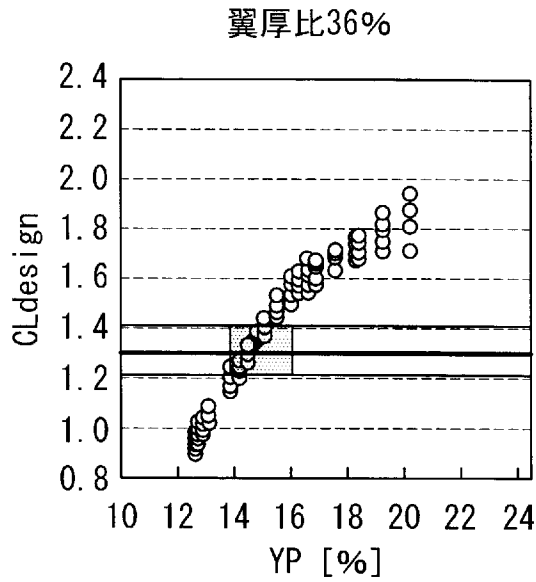
[図18B]



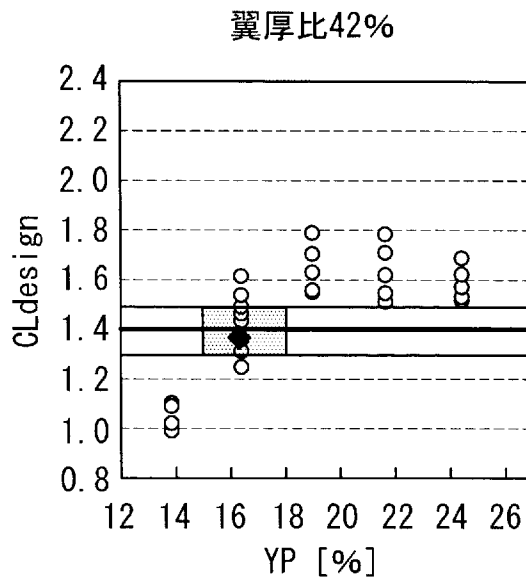
[図18C]



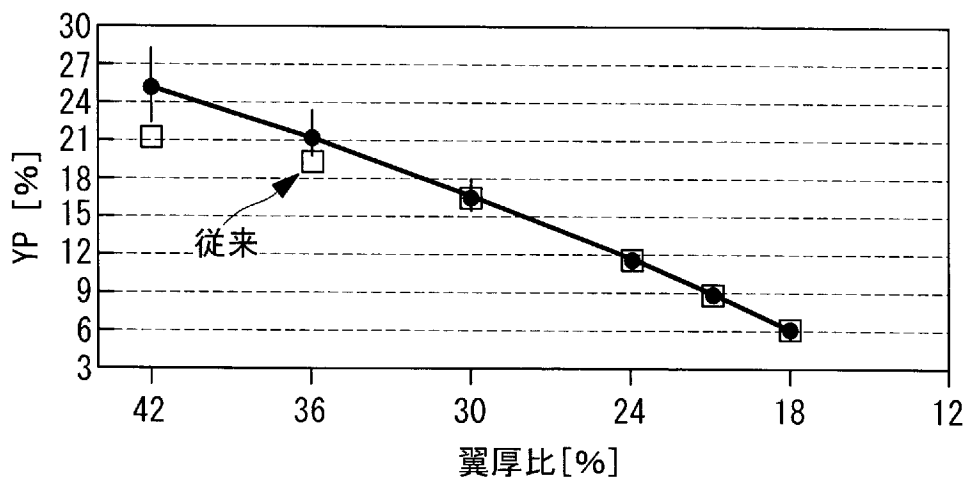
[図18D]



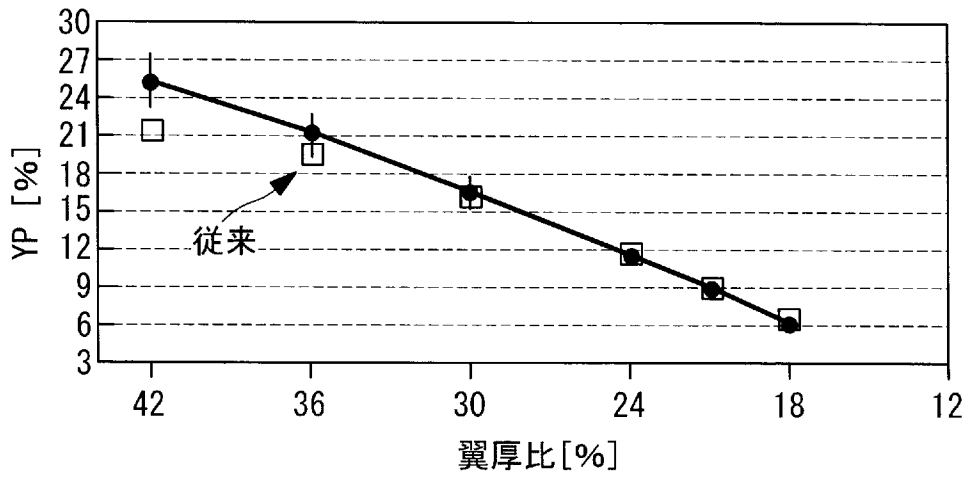
[図18E]



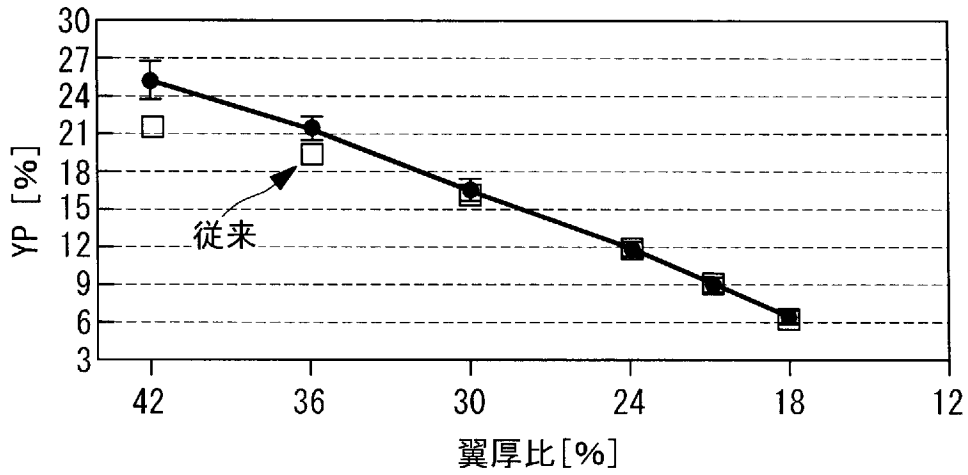
[図19A]



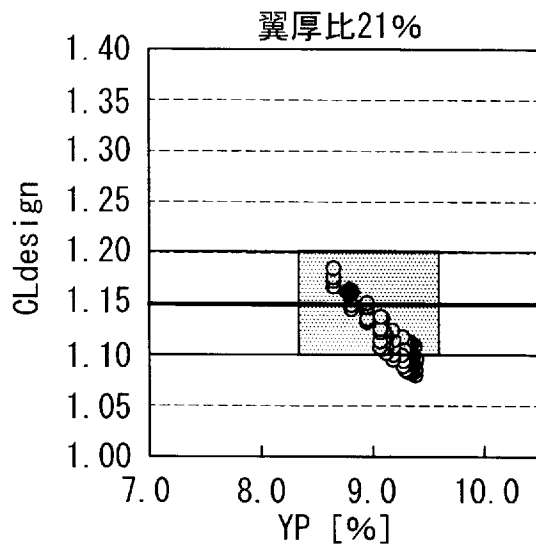
[図19B]



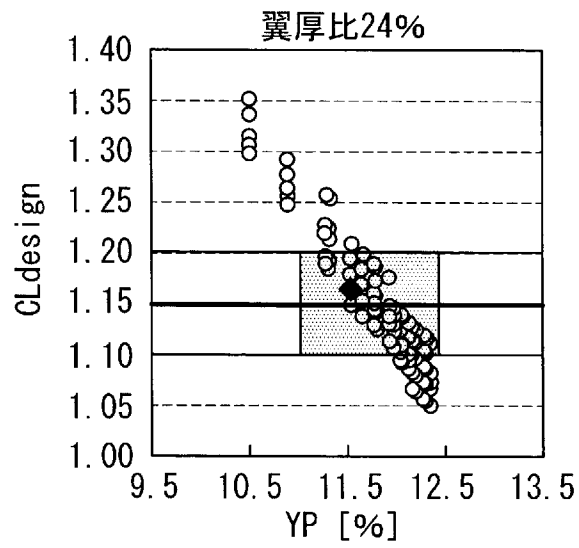
[図19C]



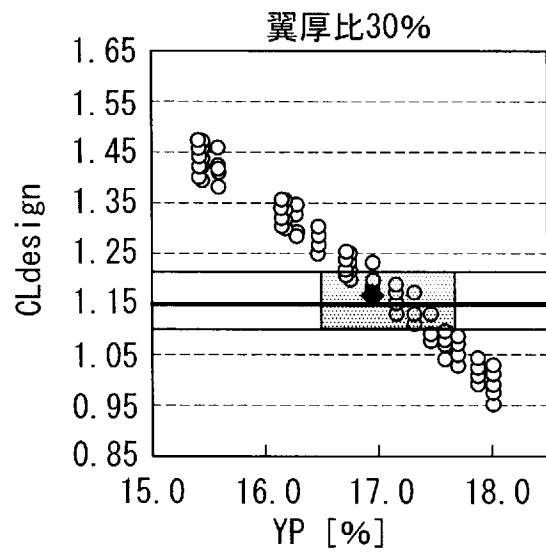
[図20A]



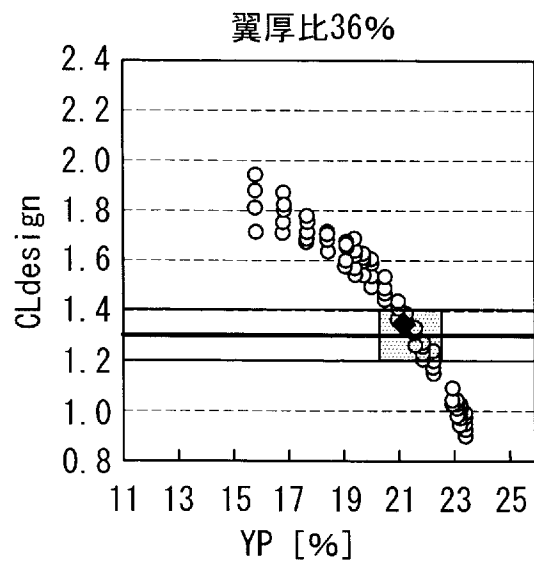
[図20B]



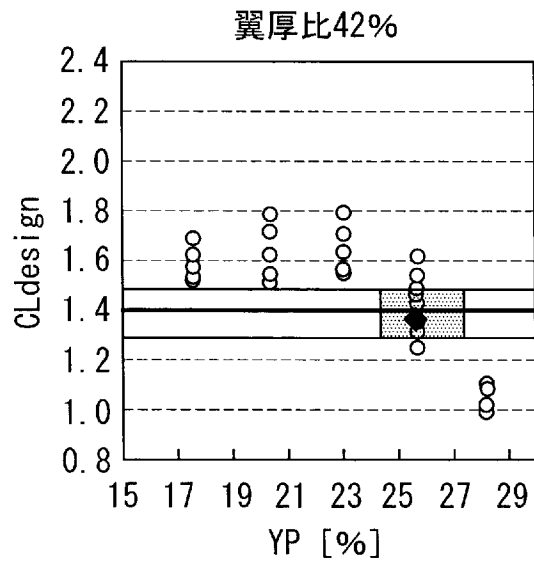
[図20C]



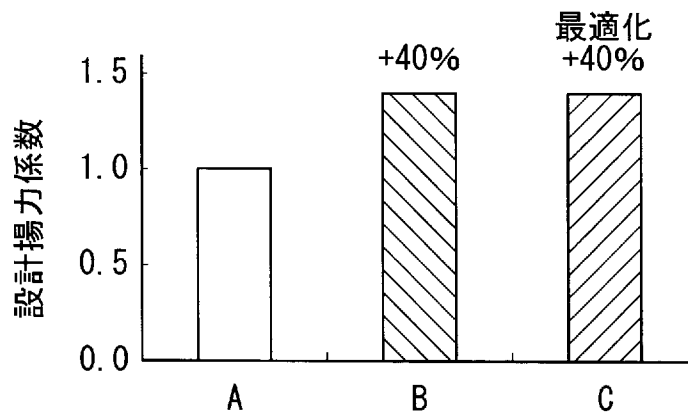
[図20D]



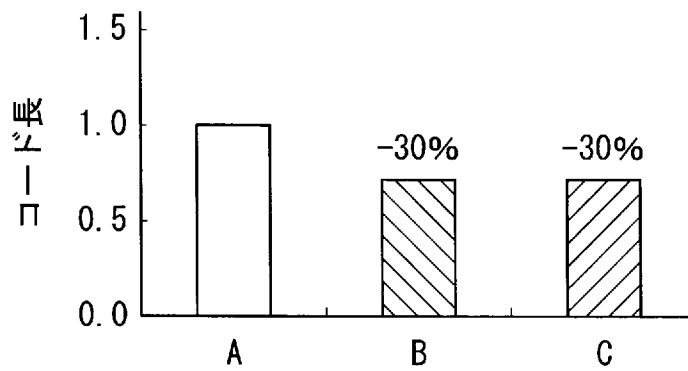
[図20E]



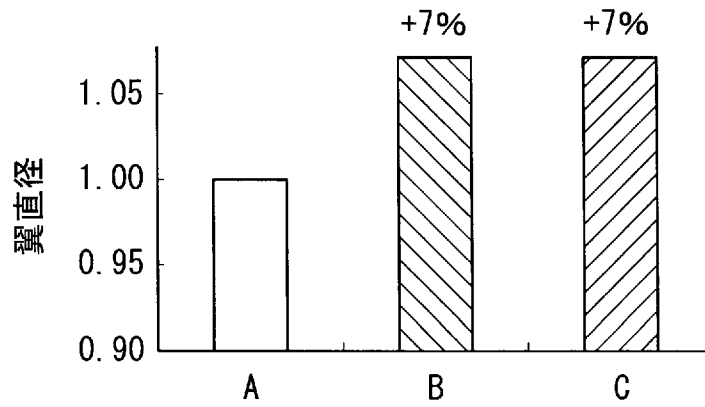
[図21A]



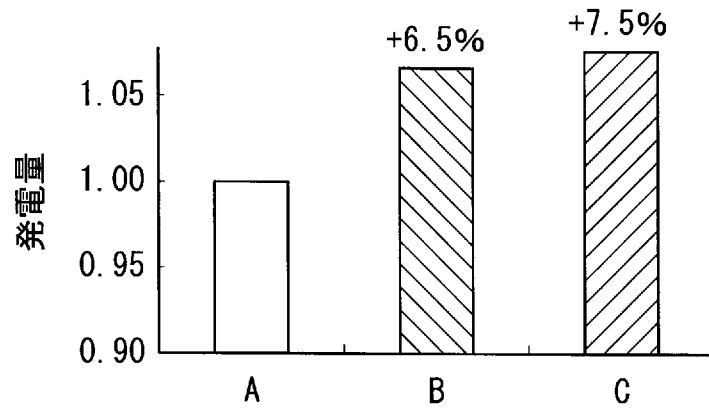
[図21B]



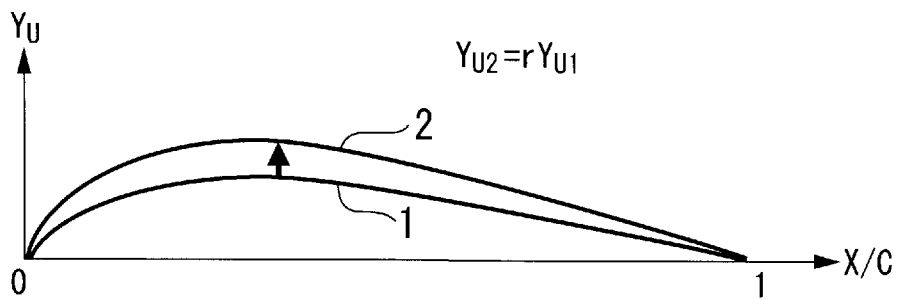
[図21C]



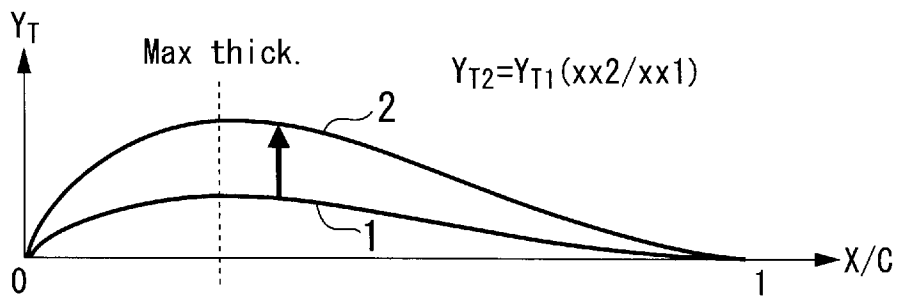
[図21D]



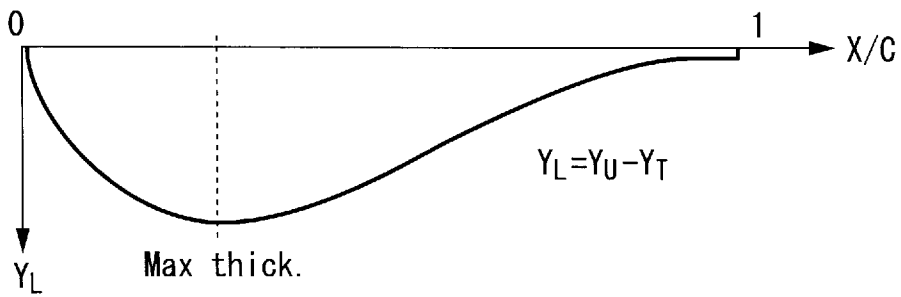
[図22]



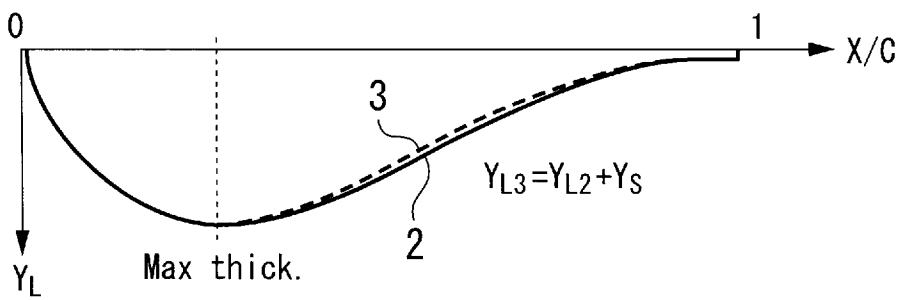
[図23]



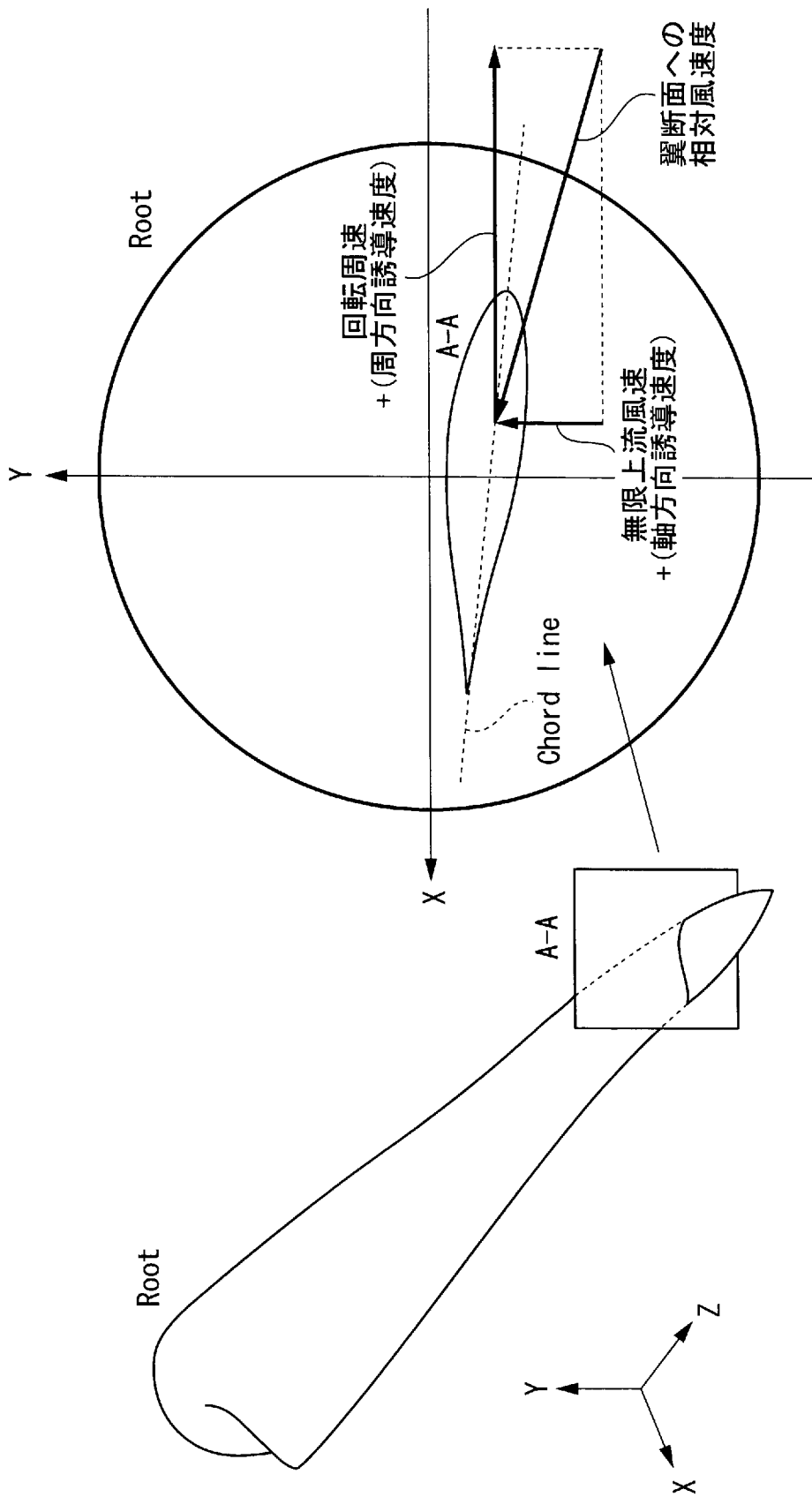
[図24]



[図25]



[図26]



## INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2011/074176

## A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

F03D11/00(2006.01)i, F03D1/06(2006.01)i, F03D9/00(2006.01)i

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

## B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

F03D11/00, F03D1/06, F03D9/00

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Jitsuyo Shinan Koho	1922-1996	Jitsuyo Shinan Toroku Koho	1996-2012
Kokai Jitsuyo Shinan Koho	1971-2012	Toroku Jitsuyo Shinan Koho	1994-2012

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

## C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	US 5474425 A (ADVANCED WIND TURBINES, INC.), 12 December 1995 (12.12.1995), column 7, line 36 to column 11, line 22; fig. 4 to 13 (Family: none)	18-21, 25, 30-32
A		1-17, 23-24, 26-29, 33-35
Y	CD-ROM of the specification and drawings annexed to the request of Japanese Utility Model Application No. 71652/1992 (Laid-open No. 27499/1994) (Office National d'Etudes et de Recherches Aerospaciales), 12 April 1994 (12.04.1994), paragraphs [0001] to [0005] & US 4773825 A & EP 227524 A1	22, 36
A		1-17, 23-24, 26-29, 33-35

 Further documents are listed in the continuation of Box C. See patent family annex.

\* Special categories of cited documents:

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&amp;" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search  
18 January, 2012 (18.01.12)Date of mailing of the international search report  
31 January, 2012 (31.01.12)Name and mailing address of the ISA/  
Japanese Patent Office

Authorized officer

Facsimile No.

Telephone No.

## INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2011/074176

## C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y A	JP 58-26699 A (Carl Rohrbach), 17 February 1983 (17.02.1983), page 3, lower right column, line 4 to page 6, upper right column, line 3 & US 4519746 A	22, 36 1-17, 23-24, 26-29, 33-35
A	EP 0113466 A1 (THE BOEING CO.), 18 July 1984 (18.07.1984), page 8, line 23 to page 9, line 31; fig. 6 to 7 & US 4611773 A	22-24, 36
A	GB 647159 A (MAURICE ADOLPH GARBELL), 06 December 1950 (06.12.1950), entire text; all drawings (Family: none)	1-5, 26

**INTERNATIONAL SEARCH REPORT**

International application No.

PCT/JP2011/074176

**Box No. II Observations where certain claims were found unsearchable (Continuation of item 2 of first sheet)**

This international search report has not been established in respect of certain claims under Article 17(2)(a) for the following reasons:

1.  Claims Nos.:  
because they relate to subject matter not required to be searched by this Authority, namely:
  
2.  Claims Nos.:  
because they relate to parts of the international application that do not comply with the prescribed requirements to such an extent that no meaningful international search can be carried out, specifically:
  
3.  Claims Nos.:  
because they are dependent claims and are not drafted in accordance with the second and third sentences of Rule 6.4(a).

**Box No. III Observations where unity of invention is lacking (Continuation of item 3 of first sheet)**

This International Searching Authority found multiple inventions in this international application, as follows:  
See extra sheet.

1.  As all required additional search fees were timely paid by the applicant, this international search report covers all searchable claims.
2.  As all searchable claims could be searched without effort justifying additional fees, this Authority did not invite payment of additional fees.
3.  As only some of the required additional search fees were timely paid by the applicant, this international search report covers only those claims for which fees were paid, specifically claims Nos.:
  
4.  No required additional search fees were timely paid by the applicant. Consequently, this international search report is restricted to the invention first mentioned in the claims; it is covered by claims Nos.:

**Remark on Protest**

- The additional search fees were accompanied by the applicant's protest and, where applicable, the payment of a protest fee.
- The additional search fees were accompanied by the applicant's protest but the applicable protest fee was not paid within the time limit specified in the invitation.
- No protest accompanied the payment of additional search fees.

Continuation of Box No.III of continuation of first sheet (2)

The invention of claim 1 and the invention of claims 6 - 25 and 27 - 36 share a common technical feature of "a windmill blade comprising a blade body section having a chord length increasing from a blade tip end side to a blade root side". However, said technical feature does not make a contribution over the prior art in the light of the contents disclosed in US 5474425 A (ADVANCED WIND TURBINES, INC.), 12 December 1995 (12.12.1995), column 7, line 36 to column 11, line 22; fig. 4 to 13, and therefore is not considered to be a special technical feature. Further, there is no other same or corresponding special technical feature between the invention of claim 1 and the inventions of claims 6-25 and 27-36.

Therefore, the invention of claim 1 and the inventions of claims 6-25 and 27-36 have no same or corresponding special technical feature.

The following nine inventions are involved in claims.

(Invention 1) Invention of claims 1 - 5 and 26

A windmill blade comprising a blade body section having a chord length increasing from a blade tip end side to a blade root side, wherein said blade body section includes: a blade tip end region located on the leading end side thereof and having a chord length increasing gradually toward a blade root side in a substantially constant first designed lift coefficient; a maximum chord length position located at a position of the maximum chord length on the blade root side and having a second designed lift coefficient larger than said first designed lift coefficient; and a transition region positioned between said blade tip end region and said maximum chord length position, and wherein the designed lift coefficient of said transition region is gradually increased from said first designed lift coefficient to said second designed lift coefficient toward the blade root side from the blade tip end side; and a method for designing said windmill blade.

(Invention 2) Invention of claims 6 - 9 and 27, and invention of claim 25 dependent on claim 6

A windmill blade comprising a blade body section having a chord length increasing from a blade tip end side to a blade root side, wherein said blade body section is so constituted, if expressed by both a blade thickness ratio or a percentage of the value of the maximum of a blade thickness divided by the chord length, and  $Y_{125}$  or a percentage of the value which is obtained by dividing the distance from the chord of a blade back side at a position of 1.25 % of the case, in which the chord length position of a leading blade edge is 0 % and in which the chord length position of a trailing blade edge is 100 %, that the  $Y_{125}$  is set to  $2.575 \pm 0.13$  % at a position of the blade thickness ratio of 21 %, that the  $Y_{125}$  is set to  $2.6 \pm 0.15$  % at a position of the blade thickness ratio of 24 %, and that the  $Y_{125}$  is set to  $2.75 \pm 0.20$  %, preferably to  $2.75 \pm 0.20$  %, or more preferably to  $2.75 \pm 0.15$  % at a position of the blade thickness ratio of 30 %; and a method for designing said windmill blade.

(continued to next extra sheet)

(Invention 3) Invention of claims 10 - 13 and 28, and invention of claim 25 dependent on claim 10

A windmill blade comprising a blade body section having a chord length increasing from a blade tip end side to a blade root side, wherein said blade body section is so constituted, if expressed by both a blade thickness ratio or a percentage of the value of the maximum of a blade thickness divided by the chord length, and a back side bulge YS or a percentage of the value which is obtained by dividing the distance from the chord of a blade back side at the maximum blade thickness position by the chord length, that the back side bulge YS is set to  $12.0 \pm 0.6 \%$  at a position of the blade thickness ratio of 21 %, that the back side bulge YS is set to  $12.3 \pm 0.7 \%$  at a position of the blade thickness ratio of 24 %, and that the back side bulge YS is set to  $13.3 \pm 1.2 \%$ , preferably to  $13.3 \pm 1.0 \%$ , or more preferably to  $13.3 \pm 0.8 \%$  at a position of the blade thickness ratio of 30 %; and a method for designing said windmill blade.

(Invention 4) Invention of claims 14 - 17 and 29, and invention of claim 25 dependent on claim 14

A windmill blade comprising a blade body section having a chord length increasing from a blade tip end side to a blade root side, wherein said blade body section is so constituted, if expressed by both a blade thickness ratio or a percentage of the value of the maximum of a blade thickness divided by the chord length, and a belly side bulge YP or a percentage of the value which is obtained by dividing the distance from the chord of a blade belly side at the maximum blade thickness position by the chord length, that the belly side bulge YP is set to  $9.0 \pm 0.6 \%$  at a position of the blade thickness ratio of 21 %, that the belly side bulge YP is set to  $11.7 \pm 0.7 \%$  at a position of the blade thickness ratio of 24 %, and that the belly side bulge YP is set to  $16.7 \pm 1.2 \%$ , preferably to  $16.7 \pm 1.0 \%$ , or more preferably to  $16.7 \pm 0.8 \%$  at a position of the blade thickness ratio of 30 %; and a method for designing said windmill blade.

(Invention 5) Invention of claims 18 and 30, and invention of claim 25 dependent on claim 18

A windmill blade comprising a blade body section having a chord length decreasing radially from a blade root side to a blade tip end side, wherein a blade mold shape at each radial position of said blade body section is made to have a back side shape thereof extended or contracted in a Y-direction perpendicular to a blade chord direction; and a method for designing said windmill blade.

(Invention 6) Invention of claims 19 and 31, and invention of claim 25 dependent on claim 19

A windmill blade comprising a blade body section having a chord length decreasing radially from a blade root side to a blade tip end side, wherein a blade mold shape at each radial position of said blade body section is made to have a blade thickness distribution of a blade chord direction thereof extended or contracted in a Y-direction perpendicular to said blade chord direction; and a method for designing said windmill blade.  
(continued to next extra sheet)

(Invention 7) Invention of claims 20 and 32, and invention of claim 25 dependent on claim 20

A windmill blade comprising a blade body section having a chord length decreasing radially from a blade root side to a blade tip end side, wherein a blade mold shape at each radial position of said blade body section is made to have a back side shape thereof extended or contracted in a Y-direction perpendicular to a blade chord direction, and wherein the blade thickness distribution of the blade chord direction is shaped to be extended or contracted in said y-direction; and a method for designing said windmill blade.

(Invention 8) Invention of claims 21 and 33 - 35, and invention of claim 25 dependent on claim 21

A windmill blade comprising a blade body section having a chord length decreasing radially from a blade root side to a blade tip end side, wherein a blade mold shape at each radial position of said blade body section is made to have a back side shape thereof extended or contracted in a Y-direction perpendicular to a blade chord direction, wherein the front edge section at each radial position of said blade body section from the leading blade edge to the largest blade thickness position of the blade mold shape is so shaped that the blade thickness distributions of the blade chord direction thereof is extended or contracted in said Y-direction, and wherein the belly side shape is determined from said blade thickness distribution and said back side shape; and a method for designing said windmill blade.

(Invention 9) Invention of claims 22 - 25 and 36, and invention of claim 25 dependent on claim 22

A windmill blade having a blade section, wherein the maximum blade thickness position having the maximum blade thickness is located within a range, in which a blade chord direction position  $X/C$  calculated by dividing a distance  $X$  from the front edge along the blade chord line by a chord length  $C$  is 0.28 to 0.32, and wherein a maximum camber position for the maximum camber is located within a range, in which said blade chord direction position  $X/C$  is 0.45 to 0.55; and a method for designing said windmill blade.

A. 発明の属する分野の分類 (国際特許分類 (IPC))  
 Int.Cl. F03D11/00(2006.01)i, F03D1/06(2006.01)i, F03D9/00(2006.01)i

B. 調査を行った分野  
 調査を行った最小限資料 (国際特許分類 (IPC))  
 Int.Cl. F03D11/00, F03D1/06, F03D9/00

最小限資料以外の資料で調査を行った分野に含まれるもの  
 日本国実用新案公報 1922-1996年  
 日本国公開実用新案公報 1971-2012年  
 日本国実用新案登録公報 1996-2012年  
 日本国登録実用新案公報 1994-2012年

国際調査で使用した電子データベース (データベースの名称、調査に使用した用語)

C. 関連すると認められる文献

引用文献の カテゴリー*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求項の番号
X  A	US 5474425 A (ADVANCED WIND TURBINES, INC.) 1995.12.12, 第7欄第36行-第11欄第22行, FIG.4-13 (ファミリーなし)	18-21, 25, 30-32  1-17, 23-24, 26-29, 33-35

C欄の続きにも文献が列挙されている。  パテントファミリーに関する別紙を参照。

\* 引用文献のカテゴリー  
 「A」特に関連のある文献ではなく、一般的技術水準を示すもの  
 「E」国際出願日前の出願または特許であるが、国際出願日以後に公表されたもの  
 「L」優先権主張に疑義を提起する文献又は他の文献の発行日若しくは他の特別な理由を確立するために引用する文献 (理由を付す)  
 「O」口頭による開示、使用、展示等に言及する文献  
 「P」国際出願日前で、かつ優先権の主張の基礎となる出願日の後に公表された文献  
 「T」国際出願日又は優先日後に公表された文献であって出願と矛盾するものではなく、発明の原理又は理論の理解のために引用するもの  
 「X」特に関連のある文献であって、当該文献のみで発明の新規性又は進歩性がないと考えられるもの  
 「Y」特に関連のある文献であって、当該文献と他の1以上の文献との、当業者にとって自明である組合せによって進歩性がないと考えられるもの  
 「&」同一パテントファミリー文献

国際調査を完了した日 18.01.2012	国際調査報告の発送日 31.01.2012
国際調査機関の名称及びあて先 日本国特許庁 (ISA/J P) 郵便番号100-8915 東京都千代田区霞が関三丁目4番3号	特許庁審査官 (権限のある職員) 柏原 郁昭 電話番号 03-3581-1101 内線 3358

C (続き) . 関連すると認められる文献

引用文献の カテゴリー*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求項の番号
Y A	日本国実用新案登録出願 4-71652 号(日本国実用新案登録出願公開 6-27499 号)の願書に添付した明細書及び図面の内容を記録した CD-ROM (オフィス ナショナル デトウデ エ ド リシエルシュ エアロスパシヤル) 1994. 04. 12, 段落【0001】-【0005】 & US 4773825 A & EP 227524 A1	22, 36 1-17, 23-24, 26-29, 33-35
Y A	JP 58-26699 A (カール・ローバツク) 1983. 02. 17, 第 3 頁右下欄第 4 行-第 6 頁右上欄第 3 行 & US 4519746 A	22, 36 1-17, 23-24, 26-29, 33-35
A	EP 0113466 A1 (THE BOEING COMPANY) 1984. 07. 18, 第 8 頁第 23 行-第 9 頁第 31 行, FIG. 6-7 & US 4611773 A	22-24, 36
A	GB 647159 A (MAURICE ADOLPH GARBELL) 1950. 12. 06, 全文, 全図 (ファミリーなし)	1-5, 26

## 第II欄 請求の範囲の一部の調査ができないときの意見（第1ページの2の続き）

法第8条第3項（PCT17条(2)(a)）の規定により、この国際調査報告は次の理由により請求の範囲の一部について作成しなかった。

1.  請求項 \_\_\_\_\_ は、この国際調査機関が調査をすることを要しない対象に係るものである。つまり、
  
2.  請求項 \_\_\_\_\_ は、有意義な国際調査をすることができる程度まで所定の要件を満たしていない国際出願の部分に係るものである。つまり、
  
3.  請求項 \_\_\_\_\_ は、従属請求の範囲であってPCT規則6.4(a)の第2文及び第3文の規定に従って記載されていない。

## 第III欄 発明の単一性が欠如しているときの意見（第1ページの3の続き）

次に述べるようにこの国際出願に二以上の発明があるところの国際調査機関は認めた。  
特別ページを参照。

1.  出願人が必要な追加調査手数料をすべて期間内に納付したので、この国際調査報告は、すべての調査可能な請求項について作成した。
2.  追加調査手数料を要求するまでもなく、すべての調査可能な請求項について調査することができたので、追加調査手数料の納付を求めなかった。
3.  出願人が必要な追加調査手数料を一部のみしか期間内に納付しなかったため、この国際調査報告は、手数料の納付のあった次の請求項のみについて作成した。
4.  出願人が必要な追加調査手数料を期間内に納付しなかったため、この国際調査報告は、請求の範囲の最初に記載されている発明に係る次の請求項について作成した。

## 追加調査手数料の異議の申立てに関する注意

- 追加調査手数料及び、該当する場合には、異議申立手数料の納付と共に、出願人から異議申立てがあった。
- 追加調査手数料の納付と共に出願人から異議申立てがあったが、異議申立手数料が納付命令書に示した期間内に支払われなかった。
- 追加調査手数料の納付はあったが、異議申立てはなかった。

請求項 1 に係る発明と、請求項 6-25, 27-36 に係る発明とは、「翼先端側から翼根側にかけてコード長が増大する翼本体部を備えた風車翼」という共通の技術的特徴を有している。しかしながら、当該技術的特徴は、US 5474425 A (ADVANCED WIND TURBINES, INC.) 1995. 12. 12, 第 7 欄第 36 行-第 11 欄第 22 行, FIG. 4-13 の開示内容に照らして、先行技術に対する貢献をもたらすものではないから、当該技術的特徴は、特別な技術的特徴であるとはいえない。また、請求項 1 に係る発明と、請求項 6-25, 27-36 に係る発明との間に、ほかに同一の又は対応する特別な技術的特徴は存在しない。

したがって、請求項 1 に係る発明と、請求項 6-25, 27-36 に係る発明とは、同一の又は対応する特別な技術的特徴を有しない。

そして、請求の範囲には以下に示す 9 の発明が含まれる。

(発明 1) 請求項 1-5, 26 に係る発明

翼先端側から翼根側にかけてコード長が増大する翼本体部を備え、該翼本体部は、その先端側にて、略一定の第 1 設計揚力係数とされた状態で、翼根側に向けてコード長が漸次増大する翼先端領域と、翼根側の最大コード長となる位置にて、前記第 1 設計揚力係数よりも大きい第 2 設計揚力係数を有する最大コード長位置と、前記翼先端領域と前記最大コード長位置との間に位置する遷移領域と、を有し、該遷移領域の設計揚力係数は、翼先端側から翼根側に向かって、前記第 1 設計揚力係数から前記第 2 設計揚力係へと漸次増大させられている風車翼、及び、該風車翼の設計方法。

(発明 2) 請求項 6-9, 27 に係る発明、請求項 6 を引用する請求項 25 に係る発明

翼先端側から翼根側にかけてコード長が増大する翼本体部を備え、該翼本体部は、翼厚の最大値をコード長で除した値の百分率である翼厚比と、翼前縁のコード長位置を 0% および翼後縁のコード長位置を 100% とした場合の 1.25% 位置における翼背側のコードからの距離をコード長で除した値の百分率である Y125 と、で表した場合、翼厚比 21% 位置で、Y125 が  $2.575 \pm 0.13\%$ 、翼厚比 24% 位置で、Y125 が  $2.6 \pm 0.15\%$ 、翼厚比 30% 位置で、Y125 が  $2.75 \pm 0.25\%$ 、好ましくは  $2.75 \pm 0.20\%$ 、より好ましくは  $2.75 \pm 0.15\%$ 、とされている風車翼、及び、該風車翼の設計方法。

(発明 3) 請求項 10-13, 28 に係る発明、請求項 10 を引用する請求項 25 に係る発明

翼先端側から翼根側にかけてコード長が増大する翼本体部を備え、該翼本体部は、翼厚の最大値をコード長で除した値の百分率である翼厚比と、最大翼厚位置における翼背側のコードからの距離をコード長で除した値の百分率である背側膨らみ Y S と、で表した場合、翼厚比 21% 位置で、背側膨らみ Y S が  $12.0 \pm 0.6\%$ 、翼厚比 24% 位置で、背側膨らみ Y S が  $12.3 \pm 0.7\%$ 、翼厚比 30% 位置で、背側膨らみ Y S が  $13.3 \pm 1.2\%$ 、好ましくは  $13.3 \pm 1.0\%$ 、より好ましくは  $13.3 \pm 0.8\%$ 、とされている風車翼、及び、該風車翼の設計方法。

(次ページへつづく。)

(発明4) 請求項14-17, 29に係る発明、請求項14を引用する請求項25に係る発明  
翼先端側から翼根側にかけてコード長が増大する翼本体部を備え、該翼本体部は、翼厚の最大値をコード長で除した値の百分率である翼厚比と、最大翼厚位置における翼腹側のコードからの距離をコード長で除した値の百分率である腹側膨らみYPと、で表した場合、翼厚比21%位置で、腹側膨らみYPが $9.0 \pm 0.6\%$ 、翼厚比24%位置で、腹側膨らみYPが $11.7 \pm 0.7\%$ 、翼厚比30%位置で、腹側膨らみYPが $16.7 \pm 1.2\%$ 、好ましくは $16.7 \pm 1.0\%$ 、より好ましくは $16.7 \pm 0.8\%$ 、とされている風車翼、及び、該風車翼の設計方法。

(発明5) 請求項18, 30に係る発明、請求項18を引用する請求項25に係る発明  
翼根側から翼先端側にかけてコード長が半径方向に減少する翼本体部を備え、該翼本体部の各半径位置における翼型形状は、その背側形状が翼弦方向に直交するY方向に伸縮された形状とされている風車翼、及び、該風車翼の設計方法。

(発明6) 請求項19, 31に係る発明、請求項19を引用する請求項25に係る発明  
翼根側から翼先端側にかけてコード長が半径方向に減少する翼本体部を備え、該翼本体部の各半径位置における翼型形状は、その翼弦方向の翼厚分布が該翼弦方向に直交するY方向に伸縮された形状とされている風車翼、及び、該風車翼の設計方法。

(発明7) 請求項20, 32に係る発明、請求項20を引用する請求項25に係る発明  
翼根側から翼先端側にかけてコード長が半径方向に減少する翼本体部を備え、該翼本体部の各半径位置における翼型形状は、その背側形状が翼弦方向に直交するY方向に伸縮された形状とされ、かつ、その翼弦方向の翼厚分布が前記Y方向に伸縮された形状とされている風車翼、及び、該風車翼の設計方法。

(発明8) 請求項21, 33-35に係る発明、請求項21を引用する請求項25に係る発明  
翼根側から翼先端側にかけてコード長が半径方向に減少する翼本体部を備え、該翼本体部の各半径位置における翼型形状は、その背側形状が翼弦方向に直交するY方向に伸縮された形状とされ、該翼本体部の各半径位置における翼型形状の翼前縁から翼厚最大位置までの前縁部は、その翼弦方向の翼厚分布が前記Y方向に伸縮された形状とされ、かつ、該翼厚分布および前記背側形状から腹側形状が定められている風車翼、及び、該風車翼の設計方法。

(発明9) 請求項22-25, 36に係る発明、請求項22を引用する請求項25に係る発明  
翼弦線に沿う前縁からの距離Xをコード長Cで除した翼弦方向位置 $X/C$ が $0.28$ 以上 $0.32$ 以下の範囲内に、翼厚が最大となる最大翼厚位置が設けられ、前記翼弦方向位置 $X/C$ が $0.45$ 以上 $0.55$ 以下の範囲内に、キャンバが最大となる最大キャンバ位置が設けられている翼断面を有する風車翼、及び、該風車翼の設計方法。