

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号
特許第5433554号
(P5433554)

(45) 発行日 平成26年3月5日 (2014.3.5)

(24) 登録日 平成25年12月13日 (2013.12.13)

(51) Int.Cl.

F I

FO3D 1/06 (2006.01)

FO3D 11/00 (2006.01)

FO3D 1/06 A

FO3D 11/00 A

請求項の数 5 (全 13 頁)

(21) 出願番号	特願2010-238043 (P2010-238043)	(73) 特許権者	000006208
(22) 出願日	平成22年10月22日 (2010.10.22)		三菱重工業株式会社
(65) 公開番号	特開2012-92662 (P2012-92662A)		東京都港区港南二丁目16番5号
(43) 公開日	平成24年5月17日 (2012.5.17)	(74) 代理人	100112737
審査請求日	平成25年1月30日 (2013.1.30)		弁理士 藤田 考晴
		(74) 代理人	100118913
			弁理士 上田 邦生
		(72) 発明者	深見 浩司
			東京都港区港南二丁目16番5号 三菱重工業株式会社内
		審査官	吉田 昌弘

最終頁に続く

(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

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

翼先端側から翼根側にかけて翼厚比が増大する風車翼において、
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、
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風車翼。

【請求項 2】

翼先端側から翼根側にかけて翼厚比が増大する風車翼において、
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、
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風車翼。

【請求項 3】

請求項 1 又は 2 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 4】

翼先端側から翼根側にかけて翼厚比が増大する風車翼の設計方法において、
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、
前記キャンバの分布を、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することを特徴とする風車翼の設計方法。

10

【請求項 5】

翼先端側から翼根側にかけて翼厚比が増大する風車翼の設計方法において、
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、
前記最大翼厚を前記コード長で除した翼厚比が 1.2% 以上 2.1% 以下の範囲とされた風車翼端に、前記翼断面が設けられることを特徴とする風車翼の設計方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

20

【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ものである。

【背景技術】

【0002】

近年、クリーンエネルギーとして、風車による発電が進められている。風車は、風力によって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。

風車の発電出力は、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、翼効率が大きく、翼直径が大きい翼であれば、発電量が向上する。

30

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

【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。

40

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。

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

$$\text{ソリディティ} = \text{全翼投影面積} / \text{翼掃過面積}$$

$$= (\text{翼枚数} \times \text{平均コード長}) / (\text{（翼直径/2）}^2) \cdots (2)$$

【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）。

50

$$Copt / R \times \frac{1}{2} \times CL_{design} \times r / R \times \frac{1}{6} / 9 \times \frac{1}{n} \cdots (3)$$

ここで、 $Copt$ は最適コード長、 R （翼半径）は翼直径の2分の1、 $\frac{1}{6}$ は設計周速比、 CL_{design} 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11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て風車出力の向上が図れ、また、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。

【0010】

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。

【0011】

10

20

30

40

50

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、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ことを目的とする。

【課題を解決するための手段】

【0012】

上記課題を解決するために、本発明の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は以下の手段を採用する。

すなわち、本発明にかかる風車翼は、翼先端側から翼根側にかけて翼厚比が増大する風車翼において、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。

10

【0013】

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。

20

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。

30

【0014】

さらに、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。

【0015】

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。

【0016】

さらに、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。

40

【0017】

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。

【0018】

また、本発明の風力発電装置は、上記の風車翼と、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。

【0019】

また、本発明の風車翼の設計方法は、翼先端側から翼根側にかけて翼厚比が増大する風

50

車翼の設計方法において、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。

【0020】

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】

【0021】

本発明によれば、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】

【0022】

【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】風車翼を設計する際の説明図である。

【図5】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6】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7】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8】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9】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10】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11】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】

【0023】

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。

本実施形態にかかる風車翼は、発電用の風車に対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° 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 60 m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。また、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。風車翼は、可変ピッチとされていていても良いし、固定ピッチとされていていても良い。

【 0 0 2 4 】

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 1 a 側から翼先端 1 b 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。

10

【 0 0 2 5 】

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 $X = 1$ 、 $Y = 0$ とし、コード長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。

【 0 0 2 6 】

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。

20

【 0 0 2 7 】

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。

【 0 0 2 8 】

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。

30

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 と最大コード長位置 1 d との間に位置する遷移領域 1 e とを有している。

【 0 0 2 9 】

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、最大コード長位置 1 d の無次元半径は（ 0.25 ± 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。

40

【 0 0 3 0 】

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。

【 0 0 3 1 】

50

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 ± 0.05 ）から、1.45 と定められる。

【0032】

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。

【0033】

図 5 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。

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 ± 0.05 の範囲とされている。

無次元半径位置が（ 0.25 ± 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 ± 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 ± 0.075 とされている。

【0034】

図 6 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 5 では横軸を無次元半径として示したが、図 6 では横軸を翼厚比で示している。

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 ± 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 ± 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 ± 0.075 とされている。

【0035】

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。

【0036】

図 7 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、抗力係数を C D、揚力係数を C L 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

10

20

30

40

50

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。

【0037】

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。

【0038】

図 8 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 α に対して示されている。

図 8 (a) は、風流入角 α 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 α 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。

【0039】

図 8 (b) は、風流入角 α 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 α 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。

【0040】

図 8 (c) は、風流入角 α に対する遷移位置 XTR 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 α が小さいときは翼弦における略中央に遷移位置 XTR が位置し、風流入角 α 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。

【0041】

図 8 (d) は、風流入角 α 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 α 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。

【0042】

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。

10

20

30

40

【表 1】

	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)	—

10

【0043】

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。

20

【0044】

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/Dmax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CLdesign、最大揚力係数CLmax及び最大揚抗比L/Dmaxが向上する傾向が見られた。

30

【0045】

図9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CLdesignの範囲である 1.15 ± 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CLdesign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。

40

【0046】

図10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9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10(a)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CLmaxが増大することが示されている。すなわち、最大揚力係数CLmaxの観点からは、前方キャンバが好ましい。一方、図10(b)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

50

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、後方キャンパが好ましい。したがって、高い最大揚力係数 CL_{max} 及び最大揚抗比 L/D_{max} の両者を満足するためには、最大キャンパ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。

【0047】

以上の通り、本実施形態によれば、最大翼厚位置を前方配置するとともに、最大キャンパ位置を翼弦方向中央に配置し、最大キャンパ位置を中央として翼弦方向に対称としたキャンパ分布としたので、高性能かつ低騒音の風車翼を実現することができる。

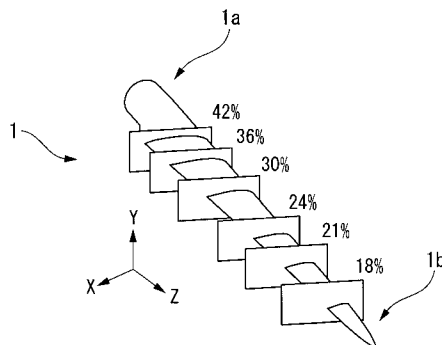
【符号の説明】

【0048】

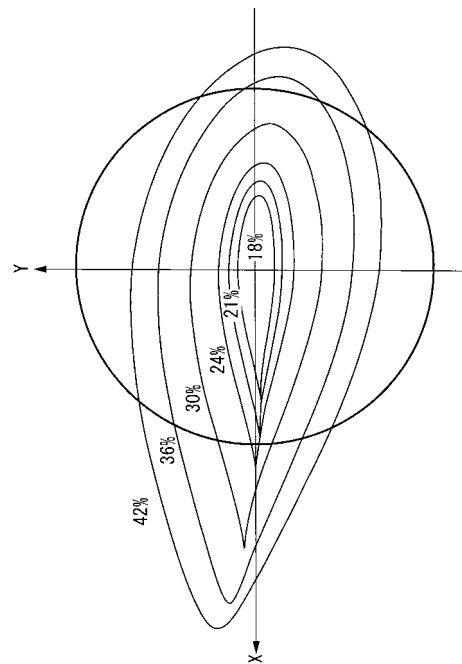
- 1 風車翼
- 1 a 翼根
- 1 b 翼先端
- 2 最大翼厚位置
- 3 翼本体部
- 4 後縁
- 6 前縁

10

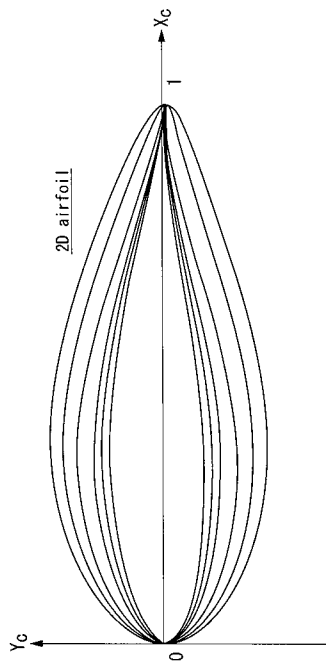
【図1】



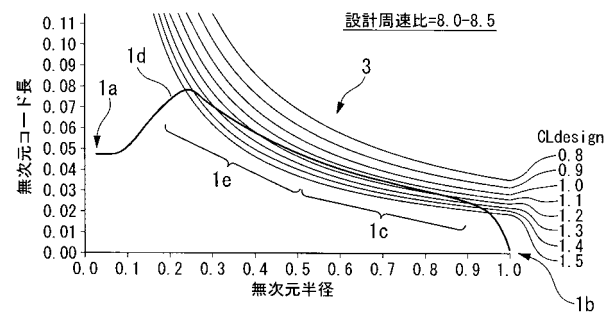
【図2】



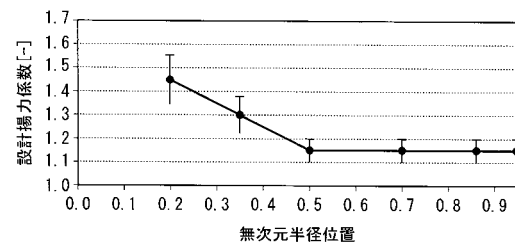
【図 3】



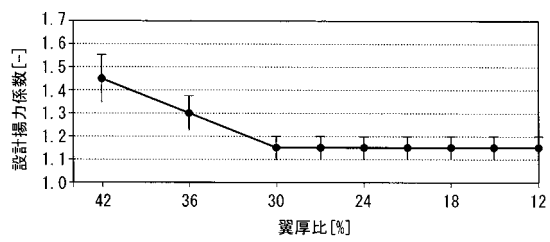
【図 4】



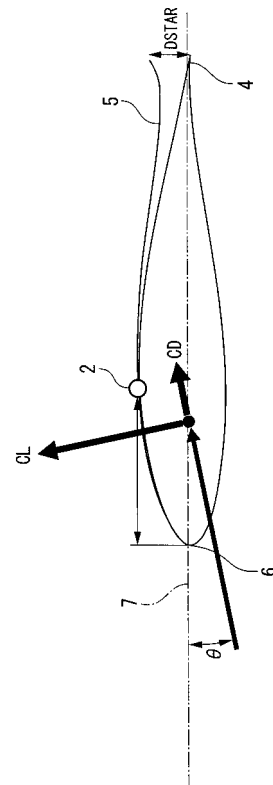
【図 5】



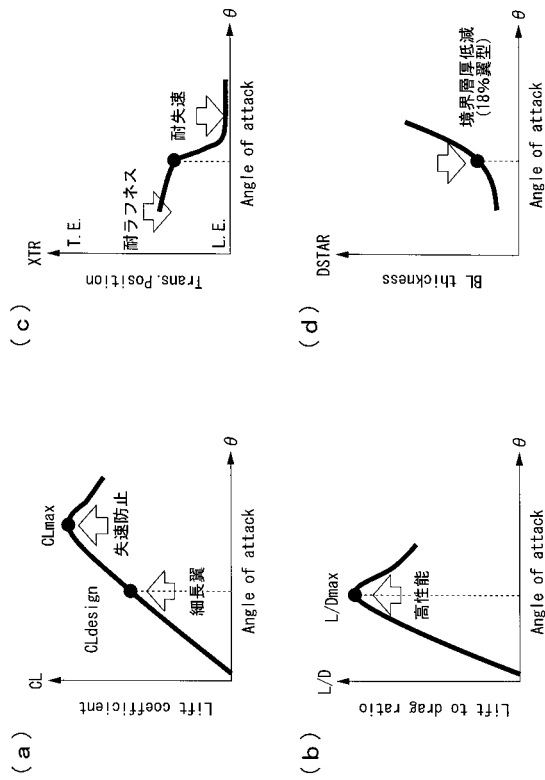
【図 6】



【図 7】

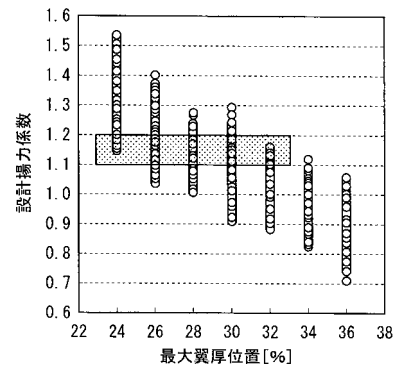


【図 8】

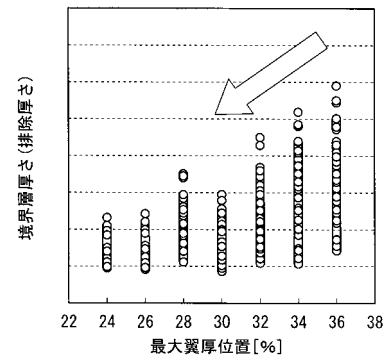


【図 9】

(a)

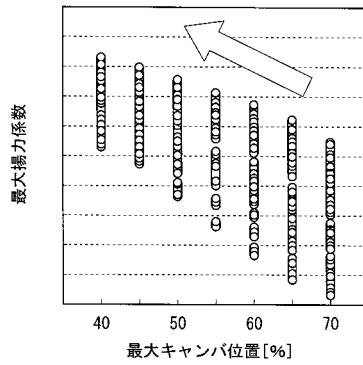


(b)

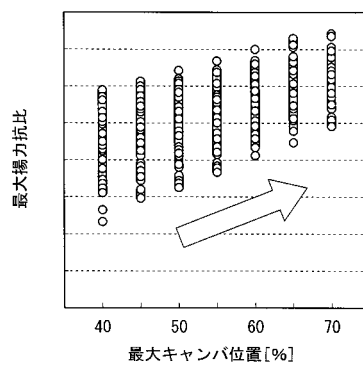


【図 10】

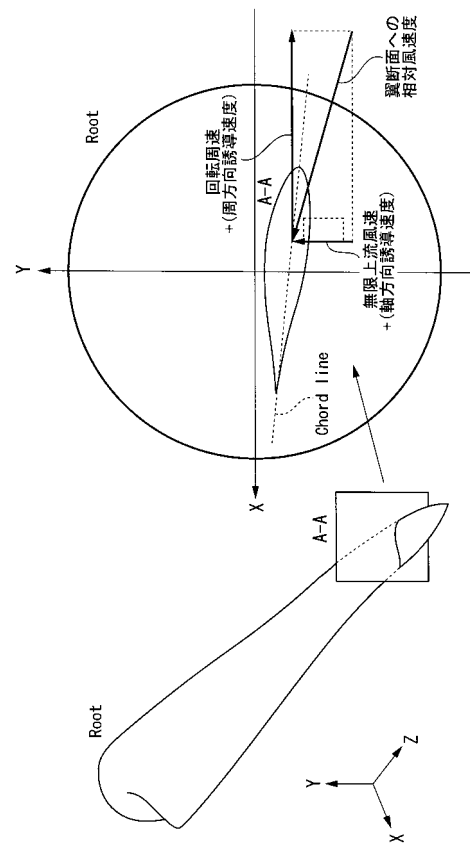
(a)



(b)



【図 11】



フロントページの続き

- (56)参考文献 実開平06-027499(JP,U)
特開昭58-026699(JP,A)
米国特許第5474425(US,A)
欧州特許出願公開第0113466(EP,A1)
英国特許出願公告第647159(GB,A)

- (58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
F03D 1/06
F03D 11/00