

(51)Int.Cl. ⁷	識別記号	F I	テマコード [*] (参考)
B64C 27/467		B64C 27/467	
11/18		11/18	
27/04		27/04	

審査請求 有 請求項の数 6 O L (全10頁)

(21)出願番号	特願2001 - 116627(P 2001 - 116627)	(71)出願人	390014306 防衛庁技術研究本部長 東京都新宿区市谷本村町 5 番 1 号
(22)出願日	平成13年 4 月16日(2001.4.16)	(71)出願人	000005348 富士重工業株式会社 東京都新宿区西新宿一丁目 7 番 2 号
		(72)発明者	杉田 親美 東京都目黒区中目黒 2 - 2 - 30 - 2 - 141
		(72)発明者	森 重樹 東京都目黒区中目黒 2 - 2 - 30 - A 307
		(74)代理人	100100354 弁理士 江藤 聡明

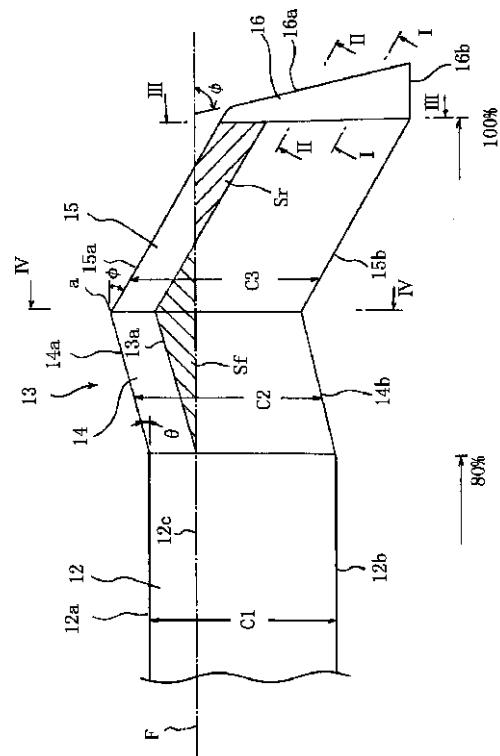
最終頁に続く

(54) 【発明の名称】回転翼航空機のロータ・ブレード

(57) 【要約】

【課題】 飛行速度性能向上のための失速回避としてダイナミックリフト特性に優れた回転翼航空機のロータ・ブレードを提供する。

【解決手段】 基端部 1 1 からフェザリング軸 F に沿って平行に直線状で延在する前縁 1 2 a 及び後縁 1 2 b を有する内翼部 1 2 と、内翼部 1 2 の前縁 1 2 a 及び後縁 1 2 b の外端から各々前方に変移する平行な直線状の前縁 1 4 a 及び後縁 1 4 b を有する前進部 1 4 と、前進部 1 4 の前縁 1 4 a 及び後縁 1 4 b の外端から各々後方に変移する平行な直線状の前縁 1 5 a 及び後縁 1 5 b を有する後退部 1 5 とを備え、内翼部の 1 / 4 翼弦線の延長線と前進部の 1 / 4 翼弦線と後退部の 1 / 4 翼弦線に囲まれた翼面積 S f と、内翼部の 1 / 4 翼弦線の延長線と後退部の 1 / 4 翼弦線に囲まれた翼面積 S r とを略等しく設定する。



【特許請求の範囲】

【請求項 1】 回転駆動部のロータヘッドに基端部が取り付けられ、基端部からフェザリング軸に沿って延在する回転翼航空機のロータ・ブレードにおいて、

上記ロータ・ブレードは、

基端部からフェザリング軸に沿って互いに平行な直線状で延在する前縁及び後縁を有する内翼部と、

該内翼部の外端に内端が連続形成され、内翼部の前縁及び後縁の外端から各々前方に変移する互いに平行な直線状の前縁及び後縁を有する前進部と、

該前進部の外端に内端が連続形成され、前進部の前縁及び後縁の外端から各々後方に変移する互いに平行な直線状の前縁及び後縁を有する後退部とを備えたことを特徴とする回転翼航空機のロータ・ブレード。

【請求項 2】 ロータ・ブレードの回転中心から上記ロータ・ブレード全長の約 80% 近傍に上記前進部の内端が位置し、前進部の前縁及び後縁が上記フェザリング軸に対して 10 ~ 25 度の前進角で延在し、後退部の前縁及び後縁がフェザリング軸に対して 20 ~ 50 度の後退角で延在することを特徴とする請求項 1 に記載の回転翼航空機のロータ・ブレード。

【請求項 3】 上記後退部の外端に連続形成され、後退部の前縁の外端に滑らかに連続して後退部の後退角より大なる後退角を有する翼端及び後退部の後縁に連続形成された後縁を有する翼端成形部を備えたことを特徴とする請求項 1 または 2 に記載の回転翼航空機のロータ・ブレード。

【請求項 4】 上記翼端成形部の翼端の後退角は、上記フェザリング軸に対して 50 ~ 85 度であることを特徴とする請求項 3 に記載の回転翼航空機のロータ・ブレード。

【請求項 5】 上記翼端成形部は、下反角を有することを特徴とする請求項 3 または 4 に記載の回転翼航空機のロータ・ブレード。

【請求項 6】 上記フェザリング軸上に上記内翼部の 1/4 翼弦線が位置し、かつ該内翼部の 1/4 翼弦線の延長線より前方において該内翼部の 1/4 翼弦線の延長線と前進部の 1/4 翼弦線と後退部の 1/4 翼弦線に囲まれた翼面積と、内翼部の 1/4 翼弦線の延長線より後方において該内翼部の 1/4 翼弦線の延長線と後退部の 1/4 翼弦線に囲まれた上記後退部の翼面積とが略等しいことを特徴とする請求項 1 ~ 5 に記載の回転翼航空機のロータ・ブレード。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】本発明は、回転翼航空機のロータ・ブレードに関する。

【0002】

【従来の技術】ヘリコプター等の回転翼航空機のロータ・ブレードの平面形状は、回転翼航空機の空中停止飛行

及び前進飛行中の空力作用に大きく影響する。

【0003】図 12 は、回転翼航空機が高速前進飛行するときのロータ・ブレードの空力環境を示す図である。

【0004】図 12 に示すように、ロータ半径 R のロータ・ブレード W が角速度 ω で回転する回転翼航空機が飛行速度 V で前進する場合には、前進側ブレード W a ではロータ・ブレードの速度 ωR に対して飛行速度 V が加算された状態になる一方、後退側ブレード W b ではロータ・ブレードの速度 ωR に対して飛行速度 V が減算された状態になり、前進側ブレード W a と後退側ブレード W b では対気速度が大きく相違し、前進側ブレード W a 側では高マッハ数、低迎角のため遷音速領域では抵抗が少ないことが要求される一方、後退側ブレード W b では低マッハ数、高迎角のため亜音速領域では失速しにくいことが要求される。特に、低騒音化の要求からロータ回転速度が比較的強く抑えられるため、後退側ブレード W b での失速の回避が重要な課題になってきている。加えて、操縦系統に及ぼす荷重を低減するため空力モーメントが少ないことも重要な課題となっている。

【0005】例えば、図 13 (a) に示すような矩形翼端のロータ・ブレード W を備えた回転翼航空機が高速で飛行する場合、前進側ブレードの翼端では、対気速度が遷音速となり、強い衝撃波が発生する。この強い衝撃波によって大きな騒音が発生する。この対策として図 13 (b) に示すようにロータ・ブレード W の翼端部に後退角をつけることによって対気速度を低減させて衝撃波を弱めて衝撃騒音を低減する方策がある。

【0006】しかし、図 13 (a) に示す矩形翼端の場合には、風圧合力中心、換言すると翼端部の揚力 L の中心がロータ・ブレード W のフェザリング軸 F と一致することから空力モーメント M の発生が極力抑えられるものの、図 13 (b) に示すように翼端部に単純な後退角をつけた場合には、翼端部に発生する揚力 L の中心とフェザリング軸 F とが寸法 a だけずれることから、 $L \times a$ の空力モーメント M 即ち、フェザリング軸 F まわりに強い頭下げモーメント M が発生し、特に、対気速度が大きく低下する後退側ブレードにおいて、頭下げモーメント M の発生によりブレードの迎角が減少して揚力の低下が誘発される。

【0007】更に、頭下げモーメント M の発生に伴い、操縦系統に作用する荷重が増大し、機体重量の増加を招くと共に、疲労により使用耐久時間、即ち廃棄時間が制限されることがある。

【0008】この対策としてロータ・ブレード翼端の平面形状の高性能設計において種々の研究がなされている。

【0009】例えば、特開昭 56 - 167599 号公報に開示されるロータ・ブレード W は、図 14 (a) にロータ・ブレード W の翼端部の平面図を示すように、後退角及びテーパを備え、かつ同図 (b) にその側面図を示

すように下反角 を設けることによって、空中停止飛行中の性能を改善すると共に、後退角を有する先端部分が翼前縁に対して垂直な方向のマッハ数を減じることにより前進飛行中の性能向上を図っている。

【0010】また、特公平3-66198号公報に開示されるロータ・ブレードWは、図15にロータ・ブレードWの翼端部平面図を示すように、前縁の後退開始位置に対して後縁の後退開始位置をロータ・ブレードWの外方にずらして、前進飛行中の衝撃波を除去或いは減衰させることによって騒音の減少を可能にしている。

【0011】更に、特開平2-60898号公報に開示されるロータ・ブレードWは、図16にロータ・ブレードWの翼端部の平面図を示すように、後退した翼端部の前縁に前方に湾曲して突出したブレード・ドループWaを設けることによって、空力モーメントを減じようとしている。

【0012】

【発明が解決しようとする課題】回転翼航空機の飛行速度性能の向上には、後退側ブレードに沿う流れの剥離を抑えて失速を回避することが重要であり、特に失速回避のためには、飛行に伴い遭遇するピッチ角が刻一刻と変化する非定常状態におけるダイナミックリフト特性の確保が重要である。

【0013】しかし、上記特開昭56-16759号公報や特公平3-66198号公報に開示されるロータ・ブレードWにあつては、後退角によりある程度ダイナミックリフト特性に寄与することが考えられるが、翼端部に発生する揚力の中心がフェザリング軸に対してずれることから、フェザリング軸まわりのモーメントMが発生し、十分なダイナミックリフト特性が得られないことが懸念される。また、特開平2-60898号公報にあつては、後退した翼端縁を有するロータ・ブレードにおいて、前方に突出したブレード・ドループを設けることによって、空力モーメントの低減が得られるスタティックな失速限界の増加は、ある程度、ダイナミックリフト特性に寄与することは考えられるが、その複雑な形状を有するロータ・ブレードの製造は極めて困難であり、空力モーメントの調整が難しい。

【0014】従つて、かかる点に鑑みなされた本発明の目的は、飛行速度性能向上のための失速回避としてのダイナミックリフト特性に優れた回転翼航空機のロータ・ブレードを提供することにある。

【0015】

【課題を解決するための手段】上記目的を達成する請求項1に記載の回転翼航空機のロータ・ブレードの発明は、回転駆動部のロータヘッドに基端部が取り付けられ、基端部からフェザリング軸に沿って延在する回転翼航空機のロータ・ブレードにおいて、上記ロータ・ブレードは、基端部からフェザリング軸に沿って互いに平行に直線状で延在する前縁及び後縁を有する内翼部と、該

内翼部の外端に内端が連続形成され、内翼部の前縁及び後縁の外端から各々前方に変移する互いに平行な直線状の前縁及び後縁を有する前進部と、該前進部の外端に内端が連続形成され、前進部の前縁及び後縁の外端から各々後方に変移する互いに平行な直線状の前縁及び後縁を有する後退部とを備えたことを特徴とする。

【0016】請求項1の発明によると、前進部と後退部の各前縁の連続部分が前方に突出し、かつこの突出部から後退部の前縁が後退せしめられ、この後退角によって後退側ブレードの衝撃波が弱められて騒音の低減が得られ、かつ剥離による失速が回避されると共に、後退角を設けることによって発生する頭下げ方向のモーメントは、前進部と後退部の連続部分付近が前進方向に突出することによって発生する頭上げ方向のモーメントによって相殺され、或いは極めて抑制される。

【0017】この結果、特に、対気速度が大きく低下する後退側ブレードにおいても、頭下げモーメントの発生が回避乃至極めて抑制されてブレードの迎角が減少することなく前進側ブレードに釣り合う揚力が確保できる。

【0018】また、頭下げモーメントの発生回避乃至極めて発生が抑制されることから、ロータ強度の向上及び振動の低減がもたらされ、操縦系統に作用する荷重が減少して安定した使用が可能になり、使用耐久性が確保される。更に、ロータ・ブレードを形成する内翼部、前進部、後退部の各前縁及び後縁が略直線状に形成されることから、ロータ・ブレード全体の形状が比較的単純な形状であり、製造の簡素化及び製造コストの低減がもたらされる。

【0019】請求項2に記載の発明は、請求項1の回転翼航空機のロータ・ブレードにおいて、ロータ・ブレードの回転中心から上記ロータ・ブレード全長の約80%近傍に上記前進部の内端が位置し、前進部の前縁及び後縁が上記フェザリング軸に対して10~25度の前進角で延在し、後退部の前縁及び後縁がフェザリング軸に対して20~50度の後退角で延在することを特徴とする。

【0020】請求項2の発明は、請求項1のロータ・ブレードにおいて、ロータ・ブレードの回転中心からロータ・ブレード全長の約80%近傍に前進部の内端を位置せしめ、前進部をフェザリング軸に対して10~25度の前進角で、また後退部をフェザリング軸に対して20~50度の後退角に設定することによって、ダイナミックリフト効果が効率的にもたらされ、請求項1の効果がより効果的に達成できる。

【0021】請求項3に記載の発明は、請求項1または2の回転翼航空機のロータ・ブレードにおいて、上記後退部の外端に連続形成され、後退部の前縁の外端に滑らかに連続して後退部の後退角より大なる後退角を有する翼端及び後退部の後縁に連続形成された後縁を有する翼端成形部を備えたことを特徴とする。

【 0 0 2 2 】請求項 3 の発明によると、翼端成形部を備えることによって、定常状態及び非定常状態においてより効率的に最大揚力係数の増大が得られる。

【 0 0 2 3 】請求項 4 に記載の発明は、請求項 3 の回転翼航空機のロータ・ブレードにおいて、上記翼端成形部の翼端の後退角は、上記フェザリング軸に対して 5 0 ~ 8 5 度であることを特徴とする。

【 0 0 2 4 】請求項 4 の発明は、請求項 3 のロータ・ブレードにおいて、翼端成形部の翼端の後退角を 5 0 ~ 8 5 度に設定することで、より効率的に最大揚力係数の増大が得られる。

【 0 0 2 5 】請求項 5 に記載の発明は、請求項 3 または 4 の回転翼航空機のロータ・ブレードにおいて、上記翼端成形部は、下反角を有することを特徴とする。

【 0 0 2 6 】請求項 5 の発明によると、翼端整形部が下反角を有することから、空中停止飛行中において、ロータ・ブレードにより発生する翼端渦が積極的に下方に放出され、先行するロータ・ブレードによって発生した翼端渦と後続のロータ・ブレードとの干渉が回避され、翼端渦とロータ・ブレードの干渉により発生する B V I (Blade Vortex Interaction) 騒音の発生が減少すると共に、空中停止飛行の安定性が向上する。

【 0 0 2 7 】請求項 6 に記載の発明は、請求項 1 ~ 5 の回転翼航空機のロータ・ブレードにおいて、上記フェザリング軸上に上記内翼部の 1 / 4 翼弦線が位置し、かつ該内翼部の 1 / 4 翼弦線の延長線より前方において該内翼部の 1 / 4 翼弦線の延長線と前進部の 1 / 4 翼弦線と後退部の 1 / 4 翼弦線に囲まれた翼面積と、内翼部の 1 / 4 翼弦線の延長線より後方において該内翼部の 1 / 4 翼弦線の延長線と後退部の 1 / 4 翼弦線に囲まれた後退部の翼面積とが略等しいことを特徴とする。

【 0 0 2 8 】請求項 6 の発明によると、フェザリング軸上に内翼部の 1 / 4 翼弦線を位置せしめ、内翼部の 1 / 4 翼弦線の延長線より前方において該内翼部の 1 / 4 翼弦線の延長線と前進部の 1 / 4 翼弦線と後退部の 1 / 4 翼弦線に囲まれた翼面積と、内翼部の 1 / 4 翼弦線の延長線より後方において内翼部の 1 / 4 翼弦線の延長線と後退部の 1 / 4 翼弦線に囲まれた後退部の翼面積とを略等しく設定することから、対気速度が大きく低下する後退側ブレードにおいても、頭下げ方向のモーメントの発生が効率的に回避乃至極めて抑制されて、より揚力が確実に確保できる。

【 0 0 2 9 】

【発明の実施の形態】次に、本発明による回転翼航空機のロータ・ブレードの実施の形態を図によって説明する。

【 0 0 3 0 】(第 1 実施の形態) 本発明による回転翼航空機のロータ・ブレードの第 1 実施の形態を図 1 乃至図 9 によって説明する。

【 0 0 3 1 】図 1 は、本実施の形態によるロータ・ブレード

ード 1 0 の概要を示す平面図であり、ロータ・ブレード 1 0 は、基端部 1 1 と内翼部 1 2 と翼端部 1 3 を備え、基端部 1 1 はロータ・ブレード 1 0 を回転駆動するロータヘッド (図示せず) に取り付けられる部材であり、内翼部 1 2 は基端部 1 1 から直線状に延在し、かつ互いに平行な前縁 1 2 a 及び後縁 1 2 b を有する。内翼部 1 2 の翼弦長 C 1 は前縁 1 2 a と後縁 1 2 b との距離によって定義され、翼弦長 C 1 の前縁 1 1 a から 1 / 4、即ち 1 / 4 翼弦線 1 2 c の位置にフェザリング軸 F が設定されている。

【 0 0 3 2 】翼端部 1 3 は、内翼部 1 2 に順次連続形成された前進部 1 4、後退部 1 5、翼端整形部 1 6 を有し、ロータ・ブレード 1 0 の回転中心 0 から後退部 1 5 の外端までの距離の約 8 0 ~ 1 0 0 % の間に前進部 1 4 及び後退部 1 5 が形成される。

【 0 0 3 3 】翼端部 1 3 は、図 2 に図 1 の A 部拡大図を示すようにロータ・ブレード 1 0 の回転中心 0 から後退部 1 5 の外端までの距離の約 8 0 % 付近において内翼部 1 2 の外端に内端が連続形成されると共に、フェザリング軸 F に対して約 1 0 ~ 2 5 度の前進角 で前方に向かうように設けられた前進部 1 4 と、前進部 1 4 の外端に内端が連続形成され、かつフェザリング軸 F に対して 2 0 ~ 5 0 度の後退角 で後方に向かうように延設された後退部 1 5 及び翼端整形部 1 6 によって平面視略中間部が前方に突出する略 L 字状に形成されている。

【 0 0 3 4 】換言すると、前進部 1 4 の前縁 1 4 a 及び後縁 1 4 b は、回転中心 0 から翼長の約 8 0 % の位置において内翼部 1 2 の前縁 1 2 a、後縁 1 2 b の端部から各々 1 0 ~ 2 5 度の前進角 で互いに平行に直線状に延在され、翼弦長 C 2 は内翼部 1 2 の翼弦長 C 1 と略等しく設定されている。

【 0 0 3 5 】後退部 1 5 の前縁 1 5 a 及び後縁 1 5 b は、フェザリング軸 F に対して 2 0 ~ 5 0 度の後退角 で後方に向くように前進部 1 4 の前縁 1 4 a 及び後縁 1 4 b の外端に連続して平行に延在され、翼弦長 C 3 は前進部 1 4 の翼弦長 C 2 と略等しく設定されている。

【 0 0 3 6 】翼端部 1 3 の 1 / 4 翼弦線 1 3 a は、回転中心 0 から翼長の 8 0 % の位置から前進部 1 4 の前縁 1 4 a と平行にフェザリング軸 F に対して 1 0 ~ 2 5 度の前進角 で前方に延在し、かつ後退部 1 5 の前縁 1 5 a と平行にフェザリング軸 F に対して 2 0 ~ 5 0 度の後退角 で後方に向くように折曲して延在すると共に、フェザリング軸 F より前側におけるフェザリング軸 F と 1 / 4 翼弦線 1 3 a によって囲まれた前方領域の翼面積 S f と、フェザリング軸 F より後側におけるフェザリング軸 F と 1 / 4 翼弦線 1 3 a によって囲まれた後退部 1 5 の翼面積 S r とは、略同一面積に設定されている。

【 0 0 3 7 】翼端整形部 1 6 は、後退部 1 5 の前縁 1 5 a に滑らかに連続すると共にフェザリング軸 F に対して 5 0 ~ 8 5 度の後退角 で後方に向かうように延設され

る翼端 16 a を有する一方、後縁 16 b は後退部 15 の後縁 15 b に連続してフェザリング軸 F と平行配置されて上記翼弦長 C 1 の 10 ~ 50% の翼弦長を有している。

【0038】翼端整形部 16 の断面形状は、図 2 の I - I 線断面及び I I - I I 線断面を各々図 3 (a) 及び (b) に示すように、後退部 15 の外端と、翼端 16 a を結んだ円錐曲線で形成され、後縁 16 b の近傍は翼弦方向において後退部 15 と同様の断面形状に設定されている。

【0039】この様に形成されたロータ・ブレード 10 によると、翼端部 13 において前進部 14 と後退部 15 の各前縁 14 a と 15 a の連続部分 13 b が前方に突出して、その突出部 a から後退部 15 の前縁 15 a が 20 ~ 50 度の後退角 で後退せしめられ、この傾斜角によって後退側ブレードの衝撃波が弱められて騒音の低減が得られると共に、剥離による失速が回避され、更に後退角 が 50 ~ 85 度の急角度で形成された翼端整形部 16 で衝撃波に起因する後退側ブレードの剥離による失速が回避される。

【0040】しかし、後退角を設けることによって、例えば図 2 の I I I - I I I 線断面を図 4 (a) に示すように、翼端部 13 の端部付近に発生する揚力 L 1 の中心がフェザリング軸 F の後方にずれることから、空力モーメント M 1 即ち、フェザリング軸 F まわりに頭下げ方向のモーメント M 1 が発生する。

【0041】一方、10 ~ 25 度の前進角 で前方に前進部 14 が突出することによって、前進部 14 と後退部 15 の連続部分付近が前進方向に突出することによって、図 2 の I V - I V 線断面を図 4 (b) に示すように、この連続部分 13 b の付近に発生する揚力 L 2 の中心とフェザリング軸 F の前方にずれることから、空力モーメント M 2 即ち、フェザリング軸 F まわりに頭上げ方向のモーメント M 2 が発生する。

【0042】ここで、フェザリング軸 F より前側におけるフェザリング軸 F と 1/4 翼弦線 13 a によって囲まれた翼面積 S f と、フェザリング軸 F より後側におけるフェザリング軸 F と 1/4 翼弦線 13 a によって囲まれた後退部の翼面積 S r が略同一面積に設定されることから、フェザリング軸 F まわりの頭下げ方向のモーメント M 1 と頭上げ方向のモーメント M 2 とが互いに相殺されてフェザリング軸 F まわりのモーメントの発生が回避乃至頭下げ方向のモーメント M 1 の発生が極めて抑制される。

【0043】この結果、特に、対気速度が大きく低下する後退側ブレードにおいても、頭下げ方向のモーメント M 1 の発生が回避乃至極めて抑制されてブレードの迎角が減少することなく、前進側ブレードと同等或いは略同等の揚力が確保できる。

【0044】また、頭下げ方向のモーメント M 1 の発生

回避乃至極めて発生が抑制されることから、ロータ荷重の低減及び振動の低減がもたらされて安定した使用が可能になり、かつ操縦系統に作用する荷重が減少し、機体重量の増加を回避することが可能になると共に、使用耐久時間、即ち廃棄時間の長期化が得られる。

【0045】更に、ロータ・ブレード 10 を形成する内翼部 12 の前縁 12 a、後縁 12 b、翼端部 13 を形成する前進部 14 の前縁 14 a、14 b、後退部 15 の前縁 15 a、後縁 15 b が略直線状に形成され、かつ急激な形状変化がなくロータ・ブレード 10 全体の形状が比較的単純形状であり、製造の簡素化及び製造コストの低減がもたらされる。

【0046】次に、図 5 乃至図 9 によって、従来のロータ・ブレードと本実施の形態によるロータ・ブレードとを、風洞試験結果によるダイナミックリフト特性によって比較する。

【0047】図 5 は、風洞試験に使用されたロータ・ブレードの概要を示す平面図であり、(a) は矩形翼端を有するロータ・ブレード 21 の平面図、(b) は、内翼部 22 a に 30 度の後退角 の翼端部 22 b を有するロータ・ブレード 22 の平面図、(c) は、本実施の形態のロータ・ブレード 10 において、翼端整形部 16 を省略したロータ・ブレード 23 の平面図であって、前進部 14 の前進角 が 15 度、後退部 15 の後退角 が 30 度である。同図 (d) は本実施の形態のロータ・ブレード 10 の平面図であって、前進部 14 の前進角 が 15 度、後退部 15 の後退角 が 30 度、翼端整形部 16 の後退角 が 60 度である。

【0048】図 6 は、図 5 (a) に示すような矩形の翼端を有するロータ・ブレード 21 の翼端におけるダイナミックリフト効果の風洞試験結果を示す「迎角 - 揚力係数 C_L 関係図 ($C_L = L / (q \cdot s)$ 、L : 揚力、q : 動圧、s : 基準面積)」であり、図 7 は図 5 (b) に示す 30 度の後退角を有するロータ・ブレード 22 の翼端におけるダイナミックリフト効果の風洞試験結果を示す「迎角 - 揚力係数 C_L 関係図」であり、各々点線が風速 40 m/s 下の定常状態におかれた場合の特性、実線が風速 40 m/s でかつ、1/4 翼弦長位置でフェザリング軸回りに加振振動数 1 Hz で加振している非定常状態におかれた場合の特性を示している。

【0049】図 5 (a) に示す矩形翼端のロータ・ブレード 21 及び図 5 (b) に示す後退角を有するロータ・ブレード 22 において、各々ダイナミックリフト効果により定常状態に比べ非定常状態の方が失速が遅れ、かつ矩形翼端のロータ・ブレード 21 に比べ後退角を有するロータ・ブレード 22 がより大なる最大揚力係数を得ていることがわかる。

【0050】図 8 は、図 5 (c) に示すロータ・ブレード 10 において翼端整形部 16 を省略した形状のロータ・ブレード 23 の翼端におけるダイナミックリフト効果

の風洞試験結果を示す「迎角 - 揚力係数 C_L 関係図」であり、図 9 は図 5 (d) に示す翼端整形部を備えた回転翼 10 におけるダイナミック効果の風洞試験結果を示す「迎角 - 揚力係数 C_L 関係図」であり、各々点線が風速 40 m / s 下の定常状態におかれた場合の特性、実線が風速 40 m / s でかつ、1 / 4 翼弦長位置でフェザリング軸まわりに加振振動数 1 Hz で加振している非定常状態におかれた場合の特性を示している。

【0051】図 5 (c) に示すロータ・ブレード 23 及び図 5 (d) に示すロータ・ブレード 10 において、各々ダイナミックリフト効果により定常状態に比べ非定常状態の方が失速が遅れ、図 5 (b) に示すロータ・ブレード 22 と同様に、図 5 (a) に示すロータ・ブレード 21 に比べ図 5 (c) に示すロータ・ブレード 23 がより大なる最大揚力係数を得ると共に、図 5 (c) に示すロータ・ブレード 23 に比べ図 5 (d) に示すロータ・ブレード 10 がより大なる最大揚力係数を得ている。

【0052】ここで、図 5 (c) に示すロータ・ブレード 23 と図 5 (d) に示すロータ・ブレード 10 の基準面積は、内翼部 12、前進部 14、後退部 15 により形成される同一の基準面積を有しているため、翼端整形部 16 を備えた図 5 (d) に示すロータ・ブレード 10 の翼面積が約 6 % 大きくその分揚力係数が大きくなるが、図 8 及び図 9 に示すように翼端整形部 16 を備えた図 5 (d) に示すロータ・ブレード 10 が図 5 (c) に示すロータ・ブレード 23 に対し、定常状態及び非定常状態において各々 12 % 以上の更なる大きな最大揚力係数が得られ、翼端整形部 16 を備えることによりより効率的に最大揚力係数の増大が得られることがわかる。

【0053】(第 2 実施の形態) 本発明による回転翼航空機のロータ・ブレードの第 2 実施の形態を図 10 及び図 11 によって説明する。なお、図 10 及び図 11 に上記図 1 乃至図 3 と対応する部分に同一符号を付することによって該部の詳細を省略して異なる部分を主に説明する。

【0054】図 10 は、上記第 1 実施の形態の図 2 に対応するロータ・ブレード 10 の翼端部 13 を示す平面図であり、図 11 は図 10 の B 矢視図である。

【0055】このロータ・ブレード 10 は、内翼部 12 と翼端部 12 を有し、翼端部 13 はフェザリング軸 F に対して約 10 ~ 25 度の前進角 α をもって延在する前進部 14 と、前進部 14 の外端からフェザリング軸 F に対して 20 ~ 50 度の後退角 β で延設された後退部 15 及び翼端整形部 16 をによって形成されて、第 1 実施の形態と同様な平面形状を有している。

【0056】翼端整形部 16 は、図 11 に示すように約 20 度の下反角 γ をもって後退部 15 の外端に連続形成されている。

【0057】従って、本実施の形態によるロータ・ブレード 10 は、第 1 実施の形態に加え、翼端整形部 16 が下反角 γ を有することから、空中停止飛行中において、

ロータ・ブレードにより発生する翼端渦が翼端成形部 16 によって積極的に下方に放出され、先行するロータ・ブレードによって発生した翼端渦と後続のロータ・ブレードとの干渉が回避されて BVI 騒音の発生が減少すると共に、空中停止飛行の安定性が向上する。

【0058】

【発明の効果】以上説明した本発明の回転翼航空機のロータ・ブレードによると、前進部と後退部の各前縁の連続部分が前方に突出し、後退部の前縁が後退せしめられ、この後退角によって後退側ブレードの衝撃波が弱められて騒音の低減が得られ、剥離による失速が回避されると共に、後退角を設けることによって発生する頭下げ方向のモーメントが、前進方向に突出する前進部と後退部の連続部分付近によって発生する頭上げ方向のモーメントによって相殺され、或いは極めて抑制される。従って対気速度が大きく低下する後退側ブレードにおいても、頭下げモーメントの発生が回避乃至極めて抑制されてブレードの迎角が減少することなく前進側ブレードと釣り合う揚力が確保できる。

【0059】また、ロータ荷重の低減及び振動の低減がもたらされ、操縦系統に作用する荷重が減少して安定した使用が可能になり、使用耐久性が確保されると共に、ロータ・ブレードを形成する内翼部、前進部、後退部の各前縁、後縁が略直線状に形成されることから、ロータ・ブレード全体の形状が比較的単純形状で構成され製造の簡素化及び製造コストの低減がもたらされる。

【0060】特に、フェザリング軸上に上記内翼部の 1 / 4 翼弦線が位置し、かつ内翼部の 1 / 4 翼弦線の延長線より前方において該内翼部の 1 / 4 翼弦線の延長線と前進部の 1 / 4 翼弦線と後退部の 1 / 4 翼弦線に囲まれた翼面積と、内翼部の 1 / 4 翼弦線の延長線より後方において該内翼部の 1 / 4 翼弦線の延長線と後退部の 1 / 4 翼弦線に囲まれた後退部の翼面積とが略等しく設定することによって、頭下げ方向のモーメントの発生が効率的に回避乃至極めて抑制されて、より揚力が確保できる。

【図面の簡単な説明】

【図 1】本発明による回転翼航空機のロータ・ブレードの第 1 実施の形態の概要を示す回転翼羽根の平面図である。

【図 2】図 1 の A 部拡大図である。

【図 3】翼端整形部の断面形状を示す説明図であり、(a) は、図 2 の I-I 線断面図、(b) は図 2 の I-I-I 線断面図である。

【図 4】ロータ・ブレードに作用する空力モーメントの説明図であり、(a) は図 2 の I-I-I-I-I 線断面部に作用する空力モーメントの説明図、(b) は、図 2 の I-V-I-V 線断面部に作用する空力モーメントの説明図である。

【図 5】風洞試験に使用されたロータ・ブレードの概要

を示す平面図であり、(a) は、矩形翼端を有するロータ・ブレードの平面図、(b) は、後退角を有するロータ・ブレードの平面図、(c) は、本実施の形態のロータ・ブレードにおいて、翼端整形部を省略したロータ・ブレードの平面図で、(d) は本実施の形態の翼端整形部を有するロータ・ブレードの平面図である。

【図6】図5 (a) に示すロータ・ブレードの翼端部におけるダイナミックリフト効果の風洞試験結果を示す迎角-揚力係数関係図である。

【図7】図5 (b) に示すロータ・ブレードの翼端部におけるダイナミックリフト効果の風洞試験結果を示す迎角-揚力係数関係図である。

【図8】図5 (c) に示すロータ・ブレードの翼端部におけるダイナミックリフト効果の風洞試験結果を示す迎角-揚力係数関係図である。

【図9】図5 (d) に示すロータ・ブレードの翼端部におけるダイナミックリフト効果の風洞試験結果を示す迎角-揚力係数関係図である。

【図10】本発明による回転翼航空機のロータ・ブレードの第2実施の形態を示す翼端部の平面図である。

【図11】図10のB矢視図である。

【図12】回転翼航空機の高速前進飛行するときのロータ・ブレードの空力環境を示す図である。

【図13】従来のロータ・ブレードの説明図であり、(a) は矩形翼端のロータ・ブレードの平面図、(b) は後退角を有するロータ・ブレードの平面図である。

【図14】従来のロータ・ブレードの説明図であり、(a) は翼端部の平面図、(b) はその側面図である。

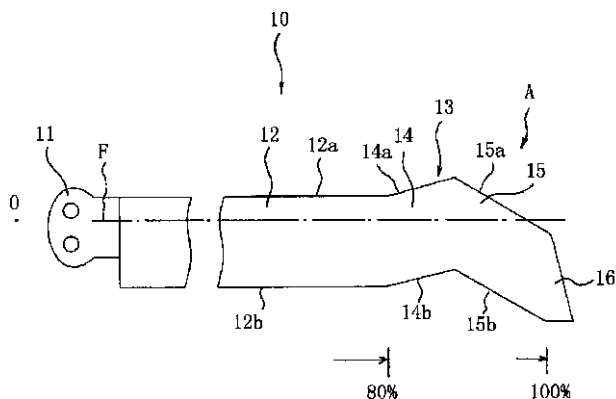
【図15】従来のロータ・ブレードの平面図である。

【図16】従来のロータ・ブレードの平面図である。

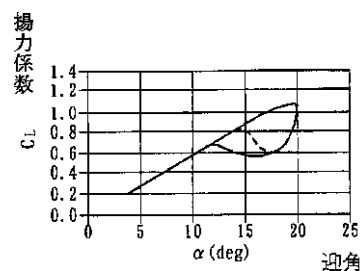
【符号の説明】

- 10 ロータ・ブレード
- 11 基端部
- 12 内翼部
- 12 a 前縁
- 12 b 後縁
- 12 c 1 / 4 翼弦線
- 13 翼端部
- 13 a 1 / 4 翼弦線
- 14 前進部
- 14 a 前縁
- 14 b 後縁
- 15 後退部
- 15 a 前縁
- 15 b 後縁
- 16 翼端整形部
- 16 a 翼端
- 16 b 後縁
- F フェザリング軸
- 0 回転中心
- 20 前進角
- 後退角
- 後退角
- 下反角
- S f フェザリング軸と翼端部の1 / 4 翼弦線とによって囲まれた翼面積
- S r フェザリング軸と翼端部の1 / 4 翼弦線とによって囲まれた翼面積
- L 1 翼端部の端部付近に発生する揚力
- M 1 空力モーメント
- L 2 連続部分の付近に発生する揚力
- M 2 空力モーメント

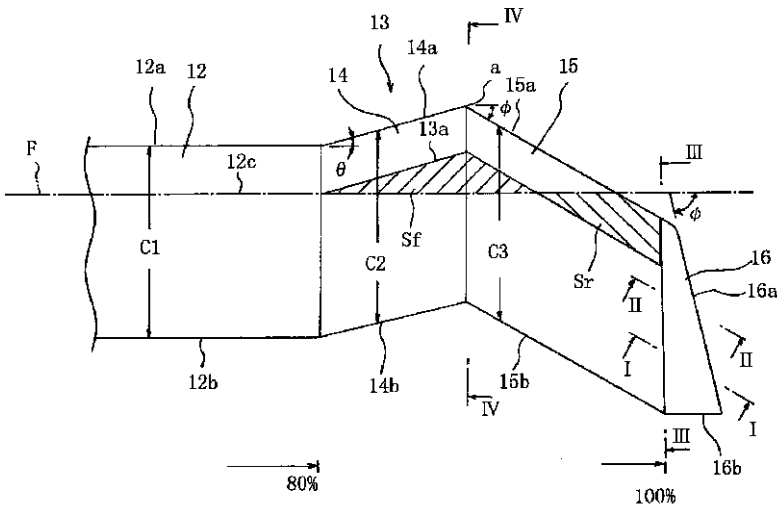
【図1】



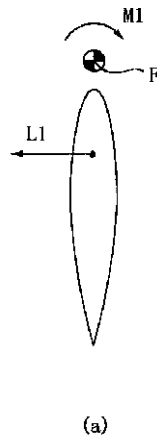
【図6】



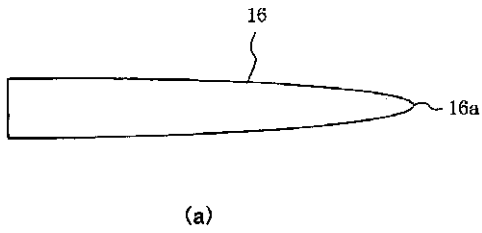
【 図 2 】



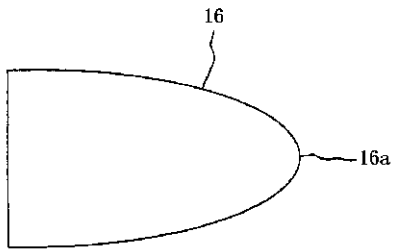
【 図 4 】



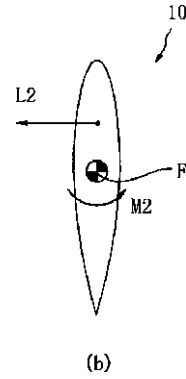
【 図 3 】



(a)

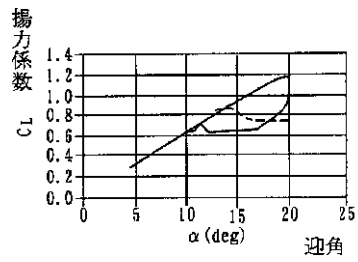


(b)

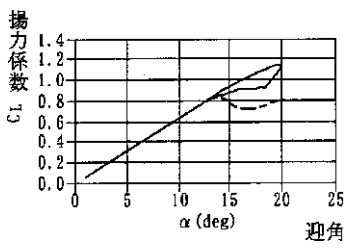


(b)

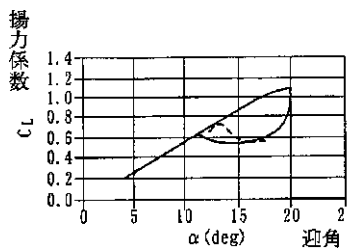
【 図 9 】



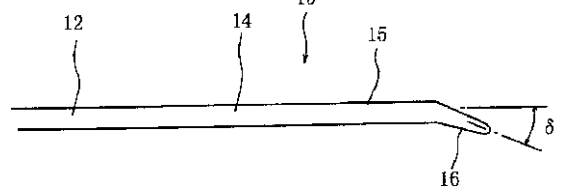
【 図 7 】



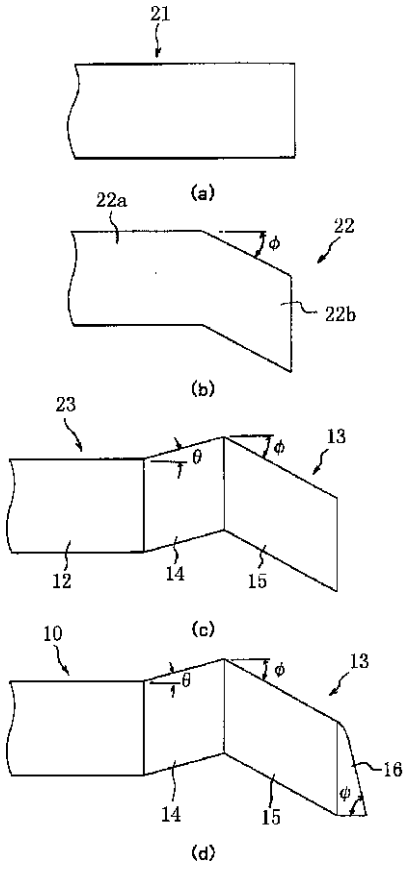
【 図 8 】



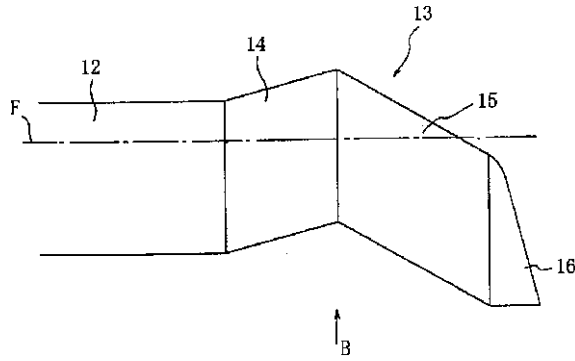
【 図 11 】



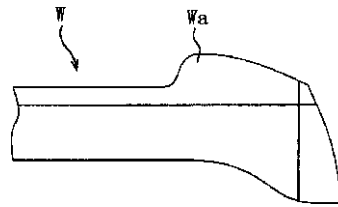
【図 5】



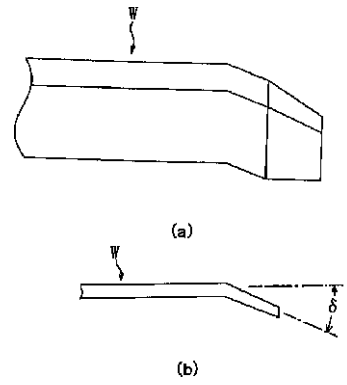
【図 10】



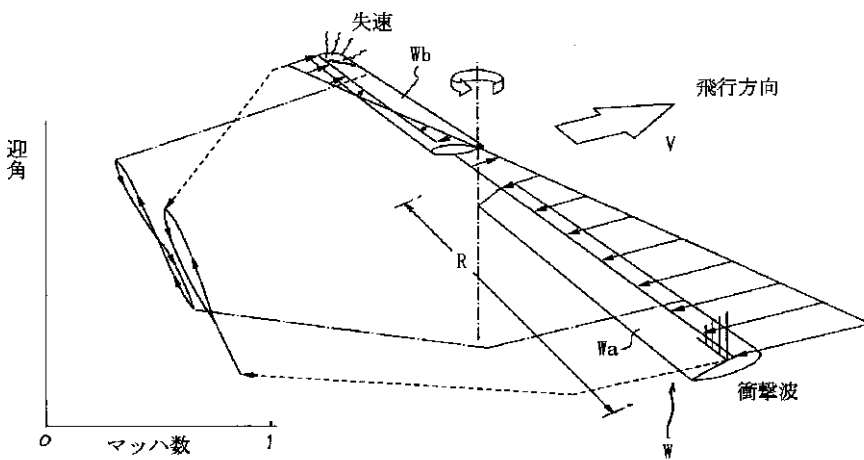
【図 16】



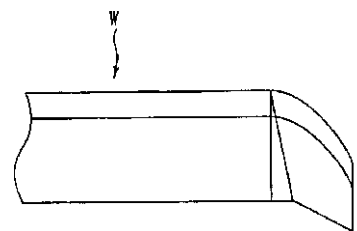
【図 14】



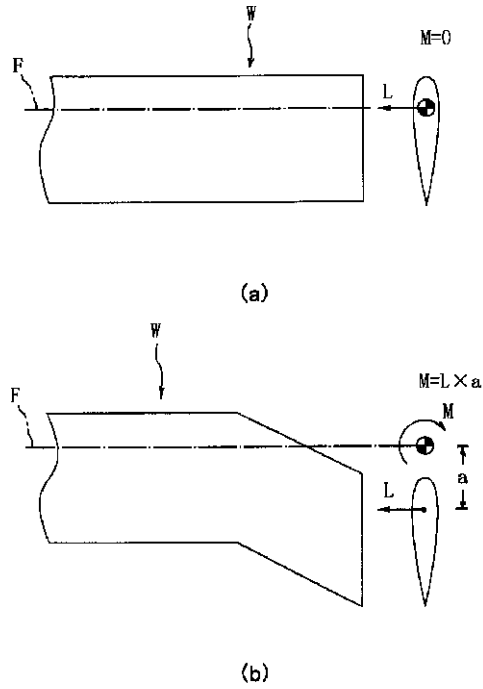
【図 12】



【図 15】



【図 13】



フロントページの続き

(72)発明者 才上 隆
東京都東大和市向原 1 - 6 - 8 - 205

(72)発明者 永吉 力
東京都新宿区西新宿 1 丁目 7 番 2 号 富士
重工業株式会社内

(72)発明者 小生方 正裕
東京都新宿区西新宿 1 丁目 7 番 2 号 富士
重工業株式会社内