

(19)日本国特許庁(JP)

(12)特許公報(B2)

(11)特許番号  
特許第7674379号  
(P7674379)

(45)発行日 令和7年5月9日(2025.5.9)

(24)登録日 令和7年4月28日(2025.4.28)

(51)国際特許分類 F I  
 B 6 4 C 27/06 (2006.01) B 6 4 C 27/06  
 B 6 4 C 5/02 (2006.01) B 6 4 C 5/02

請求項の数 15 (全20頁)

(21)出願番号	特願2022-556213(P2022-556213)	(73)特許権者	518160436 レオナルド・エッセ・ピ・ア イタリア・00195・ローマ・ピアッ ツァ・モンテ・グラッパ・4
(86)(22)出願日	令和3年3月19日(2021.3.19)	(74)代理人	100108453 弁理士 村山 靖彦
(65)公表番号	特表2023-518770(P2023-518770 A)	(74)代理人	100110364 弁理士 実広 信哉
(43)公表日	令和5年5月8日(2023.5.8)	(74)代理人	100133400 弁理士 阿部 達彦
(86)国際出願番号	PCT/IB2021/052324	(72)発明者	ステファノ・メローネ イタリア・ヴァレーゼ・21017・サ マラーテ・フラツィオーネ・カーシナ・ コスタ・ヴィア・ジョヴァンニ・アグス タ・520・レオナルド・エッセ・ピ・ 最終頁に続く
(87)国際公開番号	WO2021/186411		
(87)国際公開日	令和3年9月23日(2021.9.23)		
審査請求日	令和6年2月20日(2024.2.20)		
(31)優先権主張番号	20164164.4		
(32)優先日	令和2年3月19日(2020.3.19)		
(33)優先権主張国・地域又は機関	欧州特許庁(EP)		

(54)【発明の名称】 ヘリコプタ、ヘリコプタキット及び関連する再構成方法

(57)【特許請求の範囲】

【請求項1】

ヘリコプタ(1)であって、  
 - 当該ヘリコプタ(1)の第1長手方向軸(X)に沿って細長かつ当該ヘリコプタ(1)の鼻部(6)と尾部ブーム(7)との間に延在し、前記尾部ブームからフィン(8)が突出する機体(2)と、  
 - 前記尾部ブーム(7)に配設され前記尾部ブーム(7)を横断方向にある水平尾翼(9)であって、当該水平尾翼(9)が、使用時に各別の第1空気力を発生しかつ前記第1軸(X)を横断する第2軸(Y)に沿って細長い一対の第1空気力学的表面(11)を画成し、前記第1及び第2軸(X、Y)が、第1平面(Q)を画成する、水平尾翼と、  
 - 前記水平尾翼(9)に接続され、各別の前記第1空気力学的表面(11)に対して横断方向にある一対の第1素子(20)と、  
 - 使用時に各別の第2空気力を発生する一対の第2空気力学的表面(21)であって、各別の前記第1素子(20)に接続され、各別の前記第1空気力学的表面(11)を向きかつ前記第1空気力学的表面から上方へ間隔をあけた、一対の第2空気力学的表面と、  
 を備え、  
 前記第2空気力学的表面(21)それぞれが、順に、  
 - 各別の一対の前記素子(20)に接続された第1基端部(80)と、  
 - 第1前縁部(55)と、  
 - 前記第1前縁部(55)とは反対側にある第1後縁部(56)と、

- 前記第 1 軸 ( X ) に平行に前記第 1 基端部 ( 8 0 ) において前記第 1 前縁部 ( 5 5 ) と前記第 1 後縁部 ( 5 6 ) とを繋ぐ第 1 翼弦 ( C 2 ) と、

- 前記第 1 軸 ( X ) に平行に第 2 自由端部 ( 8 1 ) において前記第 1 前縁部 ( 5 5 ) 及び前記第 1 後縁部 ( 5 6 ) を繋ぐ第 2 翼弦 ( C 1 ) と、

を備え、

前記第 1 及び第 2 翼弦 ( C 2 、 C 1 ) が、前記第 1 平面 ( Q ) に対して傾いた第 2 平面 ( R ) を画成し、

前記第 2 空気力学的表面それぞれが、前記尾部ブーム ( 7 ) から間隔をあけかつ前記第 1 基端部 ( 8 0 ) とは反対側の前記第 2 自由端部 ( 8 1 ) を備え、

前記第 2 翼弦 ( C 1 ) が、前記第 2 自由端部において画成されていることを特徴とするヘリコプタ。

10

【請求項 2】

前記第 1 及び第 2 平面 ( Q 、 R ) が、 $0^\circ$  と  $30^\circ$  との間の範囲にある非ゼロ角度 ( ) で互いに傾いていることを特徴とする請求項 1 に記載のヘリコプタ。

【請求項 3】

前記第 1 素子 ( 2 0 ) それぞれが、

- 各別の前記第 1 空気力学的表面 ( 1 1 ) に接続された第 3 端部 ( 3 0 ) と、

- 各別の前記第 2 空気力学的表面 ( 2 1 ) に接続されかつ前記第 3 端部 ( 3 0 ) とは反対側にある第 4 端部 ( 3 1 ) と、

- 第 2 前縁部 ( 5 5 ) と、

- 第 2 後縁部 ( 5 6 ) と、

- 前記第 1 軸 ( X ) に平行に前記第 3 端部 ( 3 0 ) において前記第 2 前縁部 ( 5 5 ) 及び前記第 2 後縁部 ( 5 6 ) を繋ぐ第 3 翼弦 ( D 1 ) と、

- 前記第 1 軸 ( X ) と平行に前記第 4 端部 ( 3 1 ) において前記第 2 前縁部 ( 5 5 ) と前記第 2 後縁部 ( 5 6 ) とを繋ぐ第 4 翼弦 ( D 2 ) と、

を備え、

前記第 3 及び第 4 翼弦 ( D 1 、 D 2 ) が、第 3 平面 ( S ) を画成し、

前記第 3 平面 ( S ) が、 $-15^\circ$  と  $15^\circ$  との間の範囲にある第 2 角度 ( ) で、前記第 1 軸 ( X ) に対して傾けられている、かつ/または、 $-30^\circ$  と  $30^\circ$  との間の範囲にある第 3 角度 ( ) で、前記第 1 平面 ( Q ) に直交する第 3 軸 ( Z ) に対して傾けられていることを特徴とする請求項 1 または 2 に記載のヘリコプタ。

20

30

【請求項 4】

前記第 2 空気力学的表面 ( 2 1 ) それぞれが、各別の前記第 1 素子 ( 2 0 ) から各別の前記自由端部 ( 8 1 ) に向けて前進するにしたがってかつ前記第 1 翼弦 ( C 2 ) から前記第 2 翼弦 ( C 1 ) に向けて前進するにしたがって長さが漸減する前記第 1 軸 ( X ) に平行な各別の第 5 翼弦 ( C ) を有することを特徴とする請求項 1 から 3 のいずれか 1 項に記載のヘリコプタ。

【請求項 5】

前記第 2 空気力学的表面 ( 2 1 ) が、各別の前記第 1 素子 ( 2 0 ) から開始して前記第 1 空気力学的表面 ( 1 1 ) よりも上側において互いに接近するように延在していることを特徴とする請求項 1 から 4 のいずれか 1 項に記載のヘリコプタ。

40

【請求項 6】

前記第 1 素子 ( 2 0 ) それぞれが、各別の前記第 1 空気力学的表面 ( 1 1 1 ) から間隔をあけて各別の前記第 2 空気力学的表面 ( 2 1 ) に接続された各別の部分 ( 9 1 ) を備えており、

前記部分 ( 9 1 ) それぞれが、各別の前記第 2 空気力学的表面 ( 2 1 ) に向けて前進するにしたがって漸減する前記第 1 軸 ( X ) に平行な各別の第 6 翼弦 ( D ) を有し、

前記第 6 翼弦 ( D ) が、各別の前記第 2 空気力学的表面 ( 2 1 ) に向けて前進するにしたがって前記第 2 翼弦 ( C 1 ) 以上の長さを有することを特徴とする請求項 1 から 5 のいずれか 1 項に記載のヘリコプタ。

50

## 【請求項 7】

前記第 2 空気力学的表面 ( 2 1 ) それぞれが、各別の前記第 1 素子 ( 2 0 ) から開始して当該ヘリコプタ ( 1 ) の前記鼻部 ( 6 ) に向けて延在し、当該ヘリコプタの上面視で前記第 1 空気力学的表面 ( 1 1 ) の前縁部 ( 1 5 ) から突出することを特徴とする請求項 1 から 6 のいずれか 1 項に記載のヘリコプタ。

## 【請求項 8】

前記第 2 空気力学的表面 ( 2 1 ) それぞれが、前記第 1 基端部 ( 8 0 ) から前記第 2 自由端部 ( 8 1 ) に向けて前進するにしたがってテーパ状であることを特徴とする請求項 1 から 7 のいずれか 1 項に記載のヘリコプタ。

## 【請求項 9】

前記第 3 平面 ( S ) が、各別の前記第 1 空気力学的表面 ( 1 1 ) から開始して、前記第 1 軸 ( X ) 及び前記第 2 軸 ( Y ) に対して直交する第 3 軸 ( Z ) に関して互いの間隔が広がるように延在することを特徴とする請求項 3 から 8 のいずれか 1 項に記載のヘリコプタ。

## 【請求項 10】

前記第 3 平面 ( S ) が、当該ヘリコプタ ( 1 ) の前記尾部ブーム ( 7 ) から前記鼻部 ( 6 ) に向けて前進するにしたがって、前記第 1 軸 ( X ) に関して互いに接近するように延在することを特徴とする請求項 3 から 9 のいずれか 1 項に記載のヘリコプタ。

## 【請求項 11】

一対の第 2 素子 ( 1 0 0 ) を備え、

前記第 2 素子 ( 1 0 0 ) それぞれが、各別の第 3 基端部 ( 1 0 1 ) において、各別の前記第 1 空気力学的表面 ( 1 1 ) に及び各別の前記第 1 素子 ( 2 0 ) に接続され、各別の前記第 1 空気力学的表面 ( 1 1 ) に対して各別の前記第 1 素子 ( 2 0 ) の反対側において延在し、

前記第 2 素子 ( 1 0 0 ) それぞれが、

- 各別の前記第 3 基端部 ( 1 0 1 ) とは反対側にある第 4 自由端部 ( 1 0 2 ) と、
- 第 3 前縁部 ( 1 1 1 ) と、

- 前記第 3 前縁部とは反対側にある第 3 後縁部 ( 1 1 2 ) と、

- 前記第 3 基端部 ( 1 0 1 ) において前記第 1 軸 ( X ) と平行に前記第 3 前縁部 ( 1 1 1 ) と前記第 3 後縁部 ( 1 1 2 ) とを繋ぐ第 7 翼弦 ( E 1 ) と、

- 前記第 4 自由端部 ( 1 0 2 ) において前記第 1 軸 ( X ) と平行に前記第 3 前縁部 ( 1 1 1 ) と前記第 3 後縁部 ( 1 1 2 ) とを繋ぐ第 8 翼弦 ( E 2 ) と、

を備え、

前記第 7 及び第 8 翼弦 ( E 1、E 2 ) が、前記第 3 平面 ( S ) に関して傾きかつ前記第 1 平面 ( Q ) とは直交する第 4 平面 ( T ) を画成することを特徴とする請求項 3 から 10 のいずれか 1 項に記載のヘリコプタ。

## 【請求項 12】

ヘリコプタ ( 1 ) のための性能改善キット ( 8 5 ) であって、

- 前記ヘリコプタ ( 1 ) の水平尾翼 ( 9 ) によって画成される第 1 空気力学的表面 ( 1 1 ) に固定可能な領域 ( 5 3 ) であって、それにより、第 1 軸 ( Y ) に沿って前記第 1 空気力学的表面の延長部を画成する、領域と、

- 前記領域 ( 5 3 ) に対する横断方向にある少なくとも 1 つの素子 ( 2 0 ) と、

- 前記第 1 素子 ( 2 0 ) に対する横断方向にある第 2 空気力学的表面 ( 2 1 ) であって、使用時に空気力を発生させるように構成されかつ前記第 1 空気力学的表面 ( 1 1 ) に関して前記領域 ( 5 3 ) それぞれの上側に配設された、第 2 空気力学的表面と、

を備え、

前記領域 ( 5 3 ) それぞれが、前記第 1 軸 ( Y ) から横断方向において、互いに反対側にある第 1 前縁部 ( 1 0 6 ) 及び第 2 後縁部 ( 1 0 7 ) を画成し、

前記第 1 軸 ( Y ) 及び第 2 軸 ( X ) が、第 1 平面 ( Q ) を画成し、

前記第 2 空気力学的表面 ( 2 1 ) それぞれが、

- 各別の前記素子 ( 2 0 ) に接続された第 1 基端部 ( 8 0 ) と、

10

20

30

40

50

- 第 2 前縁部 ( 5 5 ) と、  
 - 前記第 2 前縁部 ( 5 5 ) とは反対側にある第 2 後縁部 ( 5 6 ) と、  
 - 第 2 自由端部 ( 8 1 ) において前記第 2 軸 ( X ) に平行に前記第 2 前縁部 ( 5 5 ) と前記第 2 後縁部 ( 5 6 ) とを繋ぐ第 1 翼弦 ( C 1 ) と、  
 - 前記第 1 基端部 ( 8 0 ) において前記第 1 軸 ( X ) に平行に前記第 2 前縁部 ( 5 5 ) と前記第 2 後縁部 ( 5 6 ) とを繋ぐ第 2 翼弦 ( C 2 ) と、  
 を備え、

前記第 1 及び第 2 翼弦 ( C 1 、 C 2 ) が、前記第 1 平面 ( Q ) に関して傾けられた第 2 平面 ( S ) を画成し、

当該性能改善キットが、前記第 1 基端部 ( 8 0 ) とは反対側にある前記第 2 自由端部 ( 8 1 ) を備え、

前記第 2 翼弦 ( C 2 ) が、前記第 2 自由端部 ( 8 1 ) において画成されていることを特徴とする性能改善キット。

【請求項 1 3】

前記第 1 及び第 2 平面 ( S 、 Q ) が、 $0^{\circ}$  と  $30^{\circ}$  との間の範囲にある角度で互いに傾いていることを特徴とする請求項 1 2 に記載の性能改善キット。

【請求項 1 4】

前記素子 ( 2 0 ) それぞれが、前記領域 ( 5 3 ) に接続された第 1 縁部 ( 3 0 ) と、前記第 1 縁部 ( 3 0 ) とは反対側にありかつ前記第 2 空気力学的表面 ( 2 1 ) に接続された第 2 縁部 ( 3 1 ) と、を備え、

前記第 2 空気力学的表面 ( 2 1 ) それぞれが、各別の前記素子 ( 2 0 ) の前記第 1 縁部 ( 3 0 ) から先端に向かうにしたがって、前記第 1 平面 ( Q ) に直交する第 3 軸 ( Z ) に沿う前記領域 ( 5 3 ) から距離が漸増するように延在することを特徴とする請求項 1 2 または 1 3 に記載の性能改善キット。

【請求項 1 5】

ヘリコプタ ( 1 ) のための性能改善方法であって、

前記ヘリコプタ ( 1 ) が、

- 当該ヘリコプタ ( 1 ) の第 1 長手方向軸 ( X ) に沿って細長く当該ヘリコプタ ( 1 ) の鼻部 ( 6 ) と尾部ブーム ( 7 ) との間で延在する機体 ( 2 ) と、

- 前記尾部ブーム ( 7 ) に配設され、前記尾部ブーム ( 7 ) に対する横断方向にある水平尾翼 ( 9 ) と、

を備え、

前記水平尾翼 ( 9 ) が、使用時に各別の第 1 空気力を発生させかつ前記第 1 軸 ( X ) に対する横断方向にある第 2 軸 ( Y ) に沿って細長い一対の第 1 空気力学的表面 ( 1 1 ) を画成し、

前記第 1 及び第 2 軸 ( X 、 Y ) が、第 1 平面 ( Q ) を画成し、

当該性能改善方法が、

i ) 前記第 1 空気力学的表面 ( 1 1 ) に対する横断方向で少なくとも 1 つの第 1 素子 ( 2 0 ) を前記水平尾翼 ( 9 ) に接続するように配設するステップと、

i i ) 前記第 1 空気力学的表面 ( 1 1 ) を向きかつ前記第 1 空気力学的表面 ( 1 1 ) から上方へ間隔をあけた位置において、第 2 空気力を発生させる少なくとも 1 つの第 2 空気力学的表面 ( 2 1 ) を前記第 1 素子 ( 2 0 ) に接続するステップと、

を備え、

前記第 2 空気力学的表面 ( 2 1 ) それぞれが、

- 各別の前記第 1 素子 ( 2 0 ) に接続された第 1 基端部 ( 8 0 ) と、

- 第 1 前縁部 ( 5 5 ) と、

- 前記第 1 前縁部 ( 5 5 ) とは反対側にある第 1 後縁部 ( 5 6 ) と、

- 第 2 自由端部 ( 8 1 ) において前記第 1 軸 ( X ) と平行に前記第 1 前縁部 ( 5 5 ) と前記第 1 後縁部 ( 5 6 ) とを繋ぐ第 1 翼弦 ( C 1 ) と、

- 第 1 基端部 ( 8 9 ) において前記第 1 軸 ( X ) と平行に前記第 1 前縁部 ( 5 5 ) と前記

10

20

30

40

50

第1後縁部(56)とを繋ぐ第2翼弦(C2)と、  
を備え、

前記第1及び第2翼弦(C1、C2)が、前記第1平面(Q)に関して傾いた第2平面(R)を画成し、

当該性能改善方法が、

前記第2空気力学的表面(21)それぞれが、前記尾部ブーム(7)から間隔をあけた第2自由端部(81)と、前記尾部ブーム(7)から突出しかつ前記第1基端部(80)とは反対側にあるフィン(8)と、を備え、

前記第2翼弦(C2)が、前記第2自由端部(81)において画成されていることを特徴とする性能改善方法。

10

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

関連出願の相互参照

本願は、2020年3月19日に出願した欧州特許出願第20164164.4号の優先権を主張し、この出願の開示のすべてを参照として本願に組み込む。

【0002】

技術分野

本発明は、ヘリコプタ、ヘリコプタキット及びヘリコプタ再構成方法に関する。

【背景技術】

20

【0003】

ヘリコプタは、公知の態様で、機体と、機体から突出しかつ第1軸回りに回転可能な主ロータと、機体から突出しかつ第1軸に対する横断方向にある第2軸回りに回転可能な尾部ロータと、を備えている。

【0004】

特に、主ロータは、ヘリコプタを空中で維持しかつヘリコプタの前進、後退及び側方移動を可能とするために必要な上昇を提供するように構成されている。尾部ロータは、対して、主ロータの動作によって機体に伝達された反作用トルクによって引き起こされるヘリコプタの回転に対抗しかつヘリコプタのヨー、すなわち第1軸回りの回転を制御するように構成されている。

30

【0005】

ヘリコプタは、同様に、公知の態様で、

- 機体の両端部に各別に配設された鼻部及び尾部ブームと、
- 機体の尾部ブームから片持ち支持態様で上方に突出しかつ第2軸回りに回転可能な態様で尾部ロータを支持するフィンと、
- 尾部ブームから片持ち支持態様で機体に対する横方向に突出する、ピッチスタビライザとして公知の水平尾翼と、

を備える。

【0006】

水平尾翼は、翼外形として構成されており、この翼外形は、ヘリコプタが前進飛行中にあると、第1軸と平行に方向付けられた主成分を有する

40

第1空気力、すなわち揚力/負の揚力を発生させる。

【0007】

このような揚力/負の揚力は、主ロータによって発生された揚力に加えられ、高速前進飛行中にヘリコプタの高度を安定状態で維持するのに、すなわち、ヘリコプタが垂直方向に及びヘリコプタの第3長手方向軸回りにおける回転に関して安定平衡位置にあることを確実にすることに、有効である。特に、第3軸は、鼻部から尾部ブームまで方向付けられた機体の延在方向に平行であり、第1及び第2軸に対する横断方向にある。

【0008】

しかしながら、特定の低速状態において、主ロータによって下方に向けられた気流が機

50

体の尾部に向けて逸れることが発生し得、この気流は、水平尾翼にぶつかり、ひいては、第3空気力、すなわち水平尾翼への下方推力を発生させる。

【0009】

ヘリコプタの加速及び/または減速に続き、この垂直は、ヘリコプタに鼻が上を向く(ノーズアップ)姿勢、すなわち、機体の鼻部が機体の尾部よりも高い姿勢を引き起こす。このノーズアップ姿勢は、主ロータの周期的なピッチへのパイロットの作用によって、すなわち主ロータのディスクを前方に傾けて気流が水平尾翼から離間するように移動させることによって継続的に修正されなければならない。

【0010】

これにより、特定の低速状態においてパイロットにとって飛行制御を困難とする。

10

【0011】

さらに、着陸段階におけるノーズアップ姿勢は、パイロットに対して視覚的な問題を引き起こし、突風の場合、悪天候の場合または着陸エリアに障害物が存在する場合において、より問題になり得る。

【0012】

上記起因により、水平尾翼の設計は、2つの相反する制約を満たさなければならない。

【0013】

より詳細において、一方で、大型の水平尾翼表面は、第1空気力に関する適切な値を発生させる、したがってヘリコプタの長手方向安定性を増加させる必要がある。

【0014】

他方で、小型の水平尾翼表面は、主ロータによって発生する下方気流にさらされる表面及びヘリコプタの結果として生じるノーズアップ量を低減するのに低速において最適であり、したがって、着陸のような特有の危機的な状況におけるヘリコプタの視認性及び操縦性を改善する。

20

【0015】

これら制約に起因して、1950年代から開始して様々な水平尾翼の構成をヘリコプタに使用しているが、最適な解決を実現していない。例えば、機体の一側のみにおいてかつ尾部ブームに関して様々な高さで配設された公知の非対称の水平尾翼や、機体に関して様々な高さでかつ様々な長手方向位置で配設された2つのスタビライザを有する対称の解決法がある。

30

【0016】

特許文献1は、水平尾翼を備えるヘリコプタを説明しており、この水平尾翼は、  
- 尾部ブームの各側から片持ち支持態様で突出する一対のスタビライザと、  
- 各別のスタビライザに介在して機体の各側から片持ち支持態様で突出する一対の空気力学的付属物と、  
- 各側に対して反対側にありかつスタビライザそれぞれと各別の付属物との間に延在する一対のエンドプレートと、  
を備える。

【0017】

ヘリコプタが高速前進飛行していると、機体及び主ロータによって発生する空気力学的ウォッシュは、機体に続く付属物の一部に衝突する気流を著しく阻害する。

40

【0018】

その結果、これら部分は、空気力学的な「影の中」にあり、ヘリコプタを長手方向で安定化させるために必要な第2空気力の形成に効果的に寄与しない。

【0019】

したがって、産業では、水平尾翼の空気力学的挙動を最適化して、それにより、前進飛行時のヘリコプタの長手方向の安定性を増加させつつ、同時に、低速状態におけるノーズアップを制限する必要があることに気付いている。

【0020】

また、産業では、前進飛行時、側方飛行時及び着陸時/離陸時の低速段階の迎角特性に

50

関する水平尾翼及びフィンの空気力学的挙動を最適化し、寸法の増加及びノもしくは失速時に特有である迎角で発生する最大空気力を制限するまたはさらに回避する必要があることに気付いている。

【0021】

より詳細には、産業では、低速時に主ロータで発生する下方気流の影響を可能な限り低減できる水平尾翼を入手可能とすることが必要であることに十分に気付いている。

【0022】

産業では、水平尾翼の空気力学的効率を可能な限り向上させることができる水平尾翼を入手可能とすることが必要であることに十分気付いている。

【0023】

特許文献2は、請求項1のプリアンブルにかかるヘリコプタ、請求項12のプリアンブルにかかるヘリコプタのためのキット及び請求項15のプリアンブルにかかるヘリコプタのための再構成方法を開示している。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0024】

【文献】米国特許第8985500号明細書

【文献】欧州特許出願公開第2878536号明細書

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0025】

本発明の目的は、簡素かつ高価でない態様で上述した必要性のうちの少なくとも1つを満足できるヘリコプタを創出すること、である。

【課題を解決するための手段】

【0026】

本発明によれば、この目的は、請求項1にかかるヘリコプタによって達成される。

【0027】

本発明は、同様に、請求項12にかかるヘリコプタのためのキットに関する。

【0028】

本発明は、同様に、請求項15にかかるヘリコプタを再構成する方法に関する。

【0029】

本発明をより理解するために、単なる例としてかつ添付の図面を参照しながら、本発明の好ましい非限定的な実施形態を以下で説明する。

【図面の簡単な説明】

【0030】

【図1】本発明に従って形成されたヘリコプタを示す斜視図である。

【図2】図1のヘリコプタの尾部部分を上方から示す高倍率拡大図であって、明確性のために部品を除去した、拡大図である。

【図3】図1及び図2のヘリコプタの尾部部分を示す高倍率拡大斜視図であって、明確性のために部品を除去した、斜視図である。

【図4】図1から図3のヘリコプタの一部詳細を示す上方から見た高倍率拡大図である。

【図5】図4のヘリコプタの詳細を示す前面図である。

【図6】図4及び図5の詳細を示す斜視図である。

【図7】図4から図6の詳細を示す側面図である。

【図8】図4から図7の一部詳細を示すさらなる拡大図である。

【発明を実施するための形態】

【0031】

添付の図面を参照すると、参照符号1は、本発明の記載に従って形成されたヘリコプタを示す。

【0032】

10

20

30

40

50

ヘリコプタ 1 は、基本的に、機体 2、機体 2 の頂部に配設された主ロータ 3 及び尾部ロータ 5 を備える。

【 0 0 3 3 】

機体 2 は、機体の両端部において、鼻部 6 及び尾部ブーム 7 を備える。

【 0 0 3 4 】

規定できることは、

- ヘリコプタ 1 及び機体 2 の長手方向に対応するロール軸 X、
  - 軸 X に直交するピッチ軸 Y、及び、
  - 軸 X、Y に直交するヨー軸 Z、
- である。

10

【 0 0 3 5 】

軸 X、Y、Z は、ヘリコプタ 1 と一体的であり、ヘリコプタ 1 の（図示を簡素化するために添付の図面において正確な位置で示されていない）重心 G を示す。

【 0 0 3 6 】

同様に規定できることは、

- 軸 Y に直交しかつ軸 X、Z に平行な平面 P、及び、
  - 軸 Z に直交しかつ軸 X、Y に平行な平面 Q、
- である。

【 0 0 3 7 】

特に、平面 P は、ヘリコプタ 1 の長手方向平面であり、平面 Q は、ヘリコプタ 1 の横断方向平面である。

20

【 0 0 3 8 】

留意すべきことは、以下この説明において、「上方」、「下方」、「横方向」、「前方」、「後方」などは、一定高度で前進飛行している、すなわち軸 Z が垂直であり軸 X、Y が水平である状態での、ヘリコプタの通常前方方向に関して使用される。

【 0 0 3 9 】

主ロータ 3 は、軸 Z に平行な主成分を有する推進力を提供するように構成されており、それにより、ヘリコプタ 1 を空中で維持でき、軸 X に平行な前進または後退移動及び軸 Y に平行な側方移動の双方向ができるようになる。

【 0 0 4 0 】

30

尾部ロータ 5 は、軸 Y に平行な主成分を有する推進力を提供するように構成されている。この推進力は、主ロータ 3 の動作に続いて機体 2 に作用する反作用トルクとは反対方向で軸 Z 回りのトルクを発生させ、それにより、ヘリコプタ 1 のヨー角度を制御する。

【 0 0 4 1 】

鼻部 6 及び尾部ブーム 7 は、ヘリコプタ 1 の延在方向の長手方向軸 X に沿って互いに反対側にある。

【 0 0 4 2 】

ヘリコプタ 1 は、同様に、

- 鼻部 6 とは反対側の端部において尾部ブーム 7 の頂部から片持ち支持態様で突出するフィン 8 と、
  - フィン 8 の下方において尾部ブーム 7 から片持ち支持態様で突出しかつ長手方向に、すなわち軸 X に沿ってヘリコプタ 1 を安定させるように構成された水平尾翼 9 と、
- を備える。

40

【 0 0 4 3 】

フィン 8 は、尾部ロータ 5 を支持する。

【 0 0 4 4 】

水平尾翼 9 は、軸 Z に平行な主成分を有する空気力を発生させるように構成されており、それにより、前進飛行中にヘリコプタ 1 を長手方向で安定させる、すなわち、軸 Y 回りの回転に対してヘリコプタ 1 の高度を安定させる。

【 0 0 4 5 】

50

より詳細において、水平尾翼 9 は、尾部ブーム 7 の相互に反対側に各別に配置された一対のスタビライザ 1 4 を備える。

【0046】

以下の説明において、スタビライザ 1 4 が互いに同一であるので、一方のスタビライザ 1 4 のみを参照する。

【0047】

スタビライザ 1 4 は、軸 Y に平行な長さ、軸 Y に平行な幅及び軸 Z に平行な厚さを有する。

【0048】

スタビライザ 1 4 は、負荷支持面 1 1 を備え、この負荷支持面は、軸 Z に平行な主成分を有する揚力/負の揚力を発生させるように構成されている。

10

【0049】

スタビライザ 1 4 の表面 1 1 は、順に、  
 - 鼻部 6 を向きかつスタビライザ 1 4 の第 1 最前端縁部を画成する前縁部 1 5 と、  
 - 軸 X に沿って前縁部 1 5 とは反対側にありかつスタビライザ 1 4 の第 2 最後端縁部を画成する後縁部 1 6 と、  
 - 前縁部 1 5 と後縁部 1 6 との間に区画されかつスタビライザ 1 4 の上面を画成する頂面 1 7 と、  
 - 頂面 1 7 とは反対側において前縁部 1 5 と後縁部 1 6 との間に区画されかつスタビライザ 1 4 の下面を画成する底面 1 8 と、  
 によって区画されている。

20

【0050】

表面 1 1 は、同様に、互いに反対側にありかつ軸 Y に平行である一対の端縁部 1 2 a、1 2 b を備える。表面 1 1 それぞれの端縁部 1 2 a は、尾部ブーム 7 に固定されている。

【0051】

表面 1 1 は、軸 X に平行に前縁部 1 5 と後縁部 1 6 とを直線経路で繋ぐ翼弦 B ( 図 3 及び図 4 ) を有する。

【0052】

翼弦 B の長さは、一定である。

【0053】

有利には、スタビライザ 1 4 は、  
 - 表面 1 1 に対する横断方向で片持ち支持態様で突出するプレート 2 0 と、  
 - 一の第 2 空気力を発生させ、プレート 2 0 に各別に接続されかつ所定距離離間して表面 1 1 を向く付属物 2 1 と、  
 を備え、付属物 2 1 は、順に、  
 - プレート 2 0 に接続された基端部 8 0 と、  
 - 尾部ブーム 7 から及びフィン 8 から間隔をあけて基端部 8 0 とは反対側にある自由端部 8 1 と、  
 - 前縁部 5 5 と、  
 - 前縁部 5 5 とは反対側にある後縁部 5 6 と、  
 - 軸 X に平行でありかつ自由端部 8 1 において前縁部 5 5 と後縁部 5 6 とを直線経路で繋ぐ翼弦 C 1 ( 図 2、図 6 及び図 7 ) と、  
 - 軸 X に平行でありかつ基端部 8 0 において前縁部 5 5 と後縁部 5 6 とを直線経路で繋ぐ翼弦 C 2 と、  
 を備え、

30

翼弦 C 1、C 2 は、平面 Q に対して傾けられた平面 R ( 図 5 ) を画成する。

【0054】

より詳細において、平面 R は、0°と30°との間、より詳細には0°と15°との間 ( 図 5 ) の範囲にある非ゼロ角度 で平面 Q に対して傾けられている。

40

【0055】

50

したがって、これにより、表面 1 1 と付属物 2 1 との間の距離を望ましく制御することができ、表面間の相互干渉に起因した悪影響を最小化する。

【 0 0 5 6 】

付属物 2 1 は、ヘリコプタ 1 の機体に向けてプレート 2 0 からさらに延在する。

【 0 0 5 7 】

付属物 2 1 は、表面 1 1 からの距離を漸次増加させてプレート 2 0 からさらに延在する。

【 0 0 5 8 】

すなわち、付属物 2 1 は、これら付属物の各別のプレート 2 0 から各別の表面 1 1 とは反対側の側部まで相互に収束している（図 2）。

【 0 0 5 9 】

図示の場合において、翼弦 C 1 は、翼弦 C 2 よりも短い。

【 0 0 6 0 】

より詳細には、付属物 2 1 の翼弦 C の長さは、翼弦 C 2 から翼弦 C 1 に向けて減少する（図 2）。

【 0 0 6 1 】

付属物 2 1 は、後退翼(swept wing)をさらに有する。

【 0 0 6 2 】

より詳細には、翼弦 C 1 は、ヘリコプタ 1 の上方からの平面視で表面 1 1 から突出するセクション C 3 を有する。

【 0 0 6 3 】

同様に、翼弦 C 2 は、ヘリコプタ 1 の上方から見た平面において表面 1 1 から突出するセクション C 4 を有する（図 4）。

【 0 0 6 4 】

軸 X に平行なセクション C 3、C 4 それぞれの長さは、表面 1 1 の翼弦 B の - 5 0 % と + 5 0 % との間の範囲にある。

【 0 0 6 5 】

セクション C 3、C 4 それぞれの長さは、ヘリコプタ 1 の上方から見た平面においてセクション C 3 が表面 1 1 の前縁部 1 5 から鼻部 6 に向けて突出する場合に、正の値を有する。

【 0 0 6 6 】

反対に、セクション C 3、C 4 それぞれの長さは、ヘリコプタ 1 の上方から見た平面においてセクション C 3、C 4 が表面 1 1 の後縁部 1 6 から尾部ブーム 7 に向けて突出する場合に、負の値を有する。

【 0 0 6 7 】

図示の場合において、セクション C 3、C 4 は、表面 1 1 の前縁部 1 5 からヘリコプタ 1 の鼻部 6 に向けて突出する。

【 0 0 6 8 】

セクション C 4 は、同様に、セクション C 3 よりも短い。

【 0 0 6 9 】

その結果、付属物 2 1 は、負の後退翼を有し、表面 1 1 に関して鼻部 6 に向けて交互配置されている。

【 0 0 7 0 】

より詳細には、空気力学的表面は、各別の基端部分の翼弦の 1 / 4（すなわち後方のまたはフィン 8 の反対側に方向付けられた）に対応する同じ位置に関して自由端部の翼弦の 1 / 4 に対応する位置において空気力学的表面が前方位置を有する（すなわち、鼻部 6 に向けて方向付けられている）場合に負の後退翼を有する。

【 0 0 7 1 】

特に、前縁部 5 5 は、鼻部 6 に向けられており、ヘリコプタ 1 の通常前方方向に関して付属物 2 1 よりも前方にある第 1 端縁部を画成する。

【 0 0 7 2 】

10

20

30

40

50

後縁部 5 6 は、軸 X に沿って前縁部 5 5 とは反対側にあり、後縁部は、鼻部 6 とは反対側に向けられており、ヘリコプタ 1 の通常前方方向に関して付属物 2 1 よりも後方にある第 2 端縁部を画成する。

【 0 0 7 3 】

付属物 2 1 は、同様に、

- 前縁部 5 5 と後縁部 5 6 との間に区画されかつ付属物 2 1 の上面を画成する頂面 5 7 と、
  - 頂面 5 7 の反対側において前縁部 5 5 と後縁部 5 6 との間に区画されかつ付属物 2 1 の下面を画成する底面 5 8 と、
- を備える。

【 0 0 7 4 】

プレート 2 0 は、軸 Y に沿ってフィン 8 とは反対側にあり、プレートは、表面 1 1 に接続され、表面 1 1 の縁部 1 2 b から上方に片持ち支持態様で突出する。

【 0 0 7 5 】

より詳細には、プレート 2 0 は、表面 1 1 の縁部 1 2 b に接続された縁部 3 0 によって及び縁部 3 0 とは反対側にある縁部 3 1 によって軸 Z と平行に区画されている。

【 0 0 7 6 】

図 2 及び図 3 に示す場合において、付属物 2 1 及びプレート 2 0 は、鋭い縁部によって接続されている。特に、縁部 3 1 及び基端部 8 0 は、相互に一致する。

【 0 0 7 7 】

縁部 3 0、3 1 は、軸 X に対して平行に延在する。

【 0 0 7 8 】

縁部 3 1 は、縁部 3 0 を覆って配設されており、付属物 2 1 は、縁部に接続されている。

【 0 0 7 9 】

特に、縁部 3 1 は、縁部 3 0 よりも遠位にある。したがって、縁部 3 0 は、軸 Y に沿って縁部 3 1 間に介在している。

【 0 0 8 0 】

プレート 2 0 は、同様に、

- 鼻部 6 を向きかつプレート 2 0 の第 1 最前端縁部を画成する前縁部 4 8 と、
  - 軸 X に沿って前縁部 4 8 とは反対側にあり、プレート 2 0 の第 2 最後端縁部を画成する後縁部 4 9 と、
  - 前縁部 4 8 と後縁部 4 9 との間に区画されかつプレート 2 0 のフィン 8 に向けられた表面を画成する壁部 5 1 と、
  - 壁部 5 9 の反対側において前縁部 4 8 と後縁部 4 9 との間に区画されかつプレート 5 1 のフィン 8 とは反対側の表面を画成する壁部 5 2 と、
- によって区画されている。

【 0 0 8 1 】

プレート 2 0 は、同様に、複数の翼弦 D を備えており、これら翼弦は、それぞれが直線的方法で、前縁部 5 5 と後縁部 5 6 との間に延在する ( 図 6 ) 。

【 0 0 8 2 】

縁部 3 0、3 1 におけるプレート 2 0 の翼弦 D 1、D 2 は、平面 S を画成する。

【 0 0 8 3 】

図示の場合において、平面 S は、添付の図 5 における例を用いて示されるように、平面 R に直交している。

【 0 0 8 4 】

より詳細には、平面 S は、 $-30^\circ$  と  $30^\circ$  との間の範囲にある、より好ましくは  $-20^\circ$  と  $20^\circ$  との間の範囲にある角度 を軸 Z と共に画成する ( 図 5 ) 。

したがって、プレート 2 0 と付属物 2 1 との間の連結を所望のように制御することができ、表面間の相互干渉による悪影響を最小化する。

【 0 0 8 5 】

角度 は、平面 S が軸 Z に関して互いに分岐するときに正の結果となるように、かつ、

10

20

30

40

50

平面が軸 Z に関して互いに集合するとき負の結果となるように、方向付けられている。

【 0 0 8 6 】

図示の場合において、平面 S は、表面 1 1 から対応する付属物 2 1 に向けて前進するにしたがって、軸 Z に関して互いに分岐する ( 図 5 )。

【 0 0 8 7 】

平面 S は、同様に、 $-15^\circ$  と  $15^\circ$  の間の範囲にある、より好ましくは  $-10^\circ$  と  $10^\circ$  との間の範囲にある角度 を軸 X と共に画成する ( 図 4 )。

【 0 0 8 8 】

このため、素子 1 1、2 0、2 1 に発生する圧力場、特に局所的な落ち込みを改変することが可能であり、したがって、水平尾翼 9 全体よりも大きい効率値を得ることが可能である。

10

【 0 0 8 9 】

角度 は、フィン 8 から鼻部 6 に向けて前進するにしたがって、平面 S が軸 X に関して互いに集合する / 分岐するとき正の / 負の結果となるように方向付けられている。

【 0 0 9 0 】

図示の場合において、平面 S は、同様に、フィン 8 から鼻部 6 に向けて前進するにしたがって、軸 X に関して互いに集合する ( 図 4 )。

【 0 0 9 1 】

プレート 2 0 は、同様に、縁部 3 0 から縁部 3 1 に向けて前進するにしたがって ( 図 7 )、

20

- 縁部 3 1 から間隔をあけた部分 9 0 であって、この部分に沿って翼弦 D の長さが一定でありかつ値 D 1 に等しい、部分と、

- 縁部 3 0 から間隔をあけた部分 9 1 であって、この部分に沿って翼弦 D の長さが値 D 1 から値 D 2 まで減少する、部分と、

を備える。

【 0 0 9 2 】

水平尾翼 9 それぞれは、各別のプレート 2 0 の反対側において各別の表面 1 1 の片持ち支持態様 1 2 b で突出する追加の素子 1 0 0 を備える。プレート 2 0 は、表面 1 1 の下方に配設されている ( 図 5 )。

【 0 0 9 3 】

30

素子 1 0 0 それぞれは、特に、

- 各別の表面 1 1 の縁部 1 2 b に及び各別のプレート 2 0 の縁部 3 0 に接続された基端部 1 0 1 と、

- 基端部 1 0 1 とは反対側にある自由端部 1 0 2 と、

を備える。

【 0 0 9 4 】

さらなる素子 1 0 0 それぞれは、同様に、

- 鼻部 6 に向けて方向付けられかつプレート 2 0 よりも前方にある第 1 端縁部を画成する前縁部 1 1 1 と、

- 軸 X に沿って前縁部 1 1 1 とは反対側にありかつプレート 2 0 よりも後方にある第 2 端縁部を画成する後縁部 1 1 2 と、

40

を備える。

【 0 0 9 5 】

素子 1 0 0 それぞれは、同様に、複数の翼弦 E を備えており、これら翼弦は、それぞれが直線的方法で、前縁部 1 1 1 と後縁部 1 1 2 との間に延在する。

【 0 0 9 6 】

基端部 1 0 1 における翼弦 E の長さを E 1 と称する。

【 0 0 9 7 】

翼弦 E は、基端部 1 0 1 から自由端部 1 0 2 まで値が漸減するとされている ( 図 6 )。

【 0 0 9 8 】

50

翼弦 E は、平面 T を画成する ( 図 5 ) 。

【 0 0 9 9 】

平面 T は、図示の場合において、平面 P と平行でありかつ平面 Q に直交する。

【 0 1 0 0 】

平面 T に沿った翼弦 E 1 と自由端部 1 0 2 との間の距離は、図示の場合において、平面 S に沿った翼弦 D 1、D 2 間の長さ未満である。

【 0 1 0 1 】

図 3 を参照して、表面 1 1 それぞれは、同様に、ガーニーフラップとしても知られている一対のフラップ 5 0 を備えており、これらフラップは、各別の後縁部 5 6 の両側に各別に付けられており、同じ平面に位置しかつ双方が後縁部 5 6 に直交してそれにより T 字状を形成する。

10

【 0 1 0 2 】

表面 1 1 それぞれは、特に、領域 5 3 を備え、この領域は、軸 Y に平行にプレート 2 0 に隣接し、前縁部 1 5 のセクション 1 0 6 と軸 X に平行な後縁部 1 6 の対応するセクション 1 0 7 との間に介在している ( 図 2 及び図 4 ) 。

【 0 1 0 3 】

より詳細には、領域 5 3 それぞれは、各別の表面 1 1 の延長部を画成する。

【 0 1 0 4 】

特に、領域 5 3 それぞれの前縁部、後縁部、頂面及び底面は、各別の表面 1 1 の前縁部 1 5、後縁部 1 6、頂面 1 7 及び底面 1 8 の延長部である。

20

【 0 1 0 5 】

図示の場合において、翼長 6 0、すなわち、領域 5 3 の Y 軸に平行な延在は、付属物 2 1 の翼長 6 1 の約 5 % と約 3 5 % との間の範囲にある。

【 0 1 0 6 】

図 5 を参照すると、平面 S で測定して翼弦 D 1、D 2 間の距離 - すなわちプレート 2 0 の「高さ」は、表面 1 1 の翼弦 B の 1 0 % と 1 0 0 % との間の範囲にある。

【 0 1 0 7 】

図 6 及び図 7 を参照すると、基端部 1 0 1 により近接して、自由端部 1 0 2 に向けて配設されて翼弦 E 1 未満の長さを有する翼弦 E 2 を特定することができる。翼弦 E 2 は、翼弦 E 1 に平行に配設されている。

30

【 0 1 0 8 】

翼弦 E の長さは、翼弦 E 1 の長さから翼弦 E 2 の長さまで漸減する。

【 0 1 0 9 】

平面 T で測定した翼弦 E 1、E 2 間の距離 - すなわち素子 1 0 0 の高さは、表面 1 1 の翼弦 B の長さの 1 0 % と 1 0 0 % との間の範囲にある。

【 0 1 1 0 】

翼弦 C 2 の長さは、表面 1 1 の翼弦 B の長さの 2 0 % と 1 0 0 % との間の範囲にある。

【 0 1 1 1 】

翼弦 C 1 の長さは、翼弦 C 2 の長さの 2 0 % と 1 0 0 % との間の範囲にある。

【 0 1 1 2 】

あるいは、図 1 及び図 4 から図 8 に示すように、スタビライザ 1 4 は、付属物 2 1 の基端部 8 0 とプレート 2 0 の縁部 3 1 との間に介在する連結部分 1 2 0 を備える。

40

【 0 1 1 3 】

部分 1 2 0 は、表面 1 1 から漸増しかつフィン 8 から漸減する距離において、縁部 3 1 から端部 8 0 に向けて延在する。

【 0 1 1 4 】

部分 1 2 0 の翼弦の長さは、値 D 2 から値 C 2 に向けて漸減する。

【 0 1 1 5 】

プレート 2 0、付属物 2 1、スタビライザ 1 4 の領域 5 3 及びガーニーフラップ 5 0 は、表面 1 1 のみを備えるヘリコプタのスタビライザのための再構成キット 8 5 ( 図 2 ) を

50

形成する。

【0116】

ヘリコプタ1の動作は、主として例えば離陸/着陸段階の低速前進飛行または空中静止状態から開始して説明される。

【0117】

この状態において、主ロータ3の動作によって機体2に発生するZ軸回りの反トルクは、尾部ロータ5によってほぼ平衡が取れている。実際には、ヘリコプタ1の低速またはゼロ速度に起因して、フィン8によって発生する空気力は、無視可能である。

【0118】

さらに、この状態において、主ロータ3から尾部ブーム7に向かう下方ウォッシュは、水平尾翼9のスタビライザ14に衝突する。

10

【0119】

表面11の上方に配設された付属物21は、表面11に向かうこのウォッシュの通過を阻害し、したがって、これら表面は、主ロータ3のウォッシュに起因した特に小さいまたはゼロの下方推力を受ける。

【0120】

さらに、付属物21の全延在が小さいことにより、このウォッシュが水平尾翼9にかけられる下方推力をさらに低減することができる。

【0121】

結果として、この推力によって軸Y回りに発生するノーズアップモーメントを低減し、その結果、ヘリコプタ1の高度変動、及び、離陸/着陸段階中にパイロットが必要とする修正を低減する。

20

【0122】

その上、これら状態において、水平尾翼9は、軸Zに平行な成分を有する空気力学推力を発生し、この空気力学推力は、軸Zに沿う平行移動及び軸Y回りの回転に関してヘリコプタ1を安定平衡で維持できる。

【0123】

機体2の存在は、水平尾翼9に衝突する空気力学流動を妨げる。

【0124】

キット85は、スタビライザを備えるヘリコプタを再構成するために使用され、これらスタビライザは、各別の領域53を有さない表面11のみを備える。

30

【0125】

より詳細には、キット85の領域53は、軸Yに沿って各別の表面11に隣り合って配置されており、かつ各別の表面に接続されており、それにより、各別の表面の各別の延長部を画成し、それにより、各別の付属物21は、各別の表面11から所定距離を向き、軸Yに沿って尾部ブーム7/フィン8から間隔をあけた各別の自由端部81を有する。

【0126】

本発明にかかるヘリコプタ1、キット85及び方法の特徴を試験することから、これらで実現され得る利点は、明らかである。

【0127】

特に、スタビライザ14の付属物21は、空気力を発生させ、また、尾部ブーム7/フィン8から間隔をあけた各別の自由端部81と、平面Qに関して角度で傾けられた各別の平面Rと、を有する。

40

【0128】

このようにして、高速状態において、軸Zに沿って付属物21によって発生する揚力/負の揚力は、表面11によって発生した揚力/負の揚力に加えられ、一方ではヘリコプタ1の長手方向安定性を増加させる優勢な効果として貢献する。

【0129】

他方、付属物21がフィン8から間隔をあけているので、スタビライザ14は、本説明の導入部分で説明した公知の解決法におけるスタビライザよりも重くなく、嵩張らず、へ

50

リコプタ 1 に関する明確な利点を有する。

【 0 1 3 0 】

この重量低減は、付属物 2 1 とフィン 8 との間に介在している領域に達する気流を機体 2 及び主ロータ 3 が十分に阻害するので、スタビライザ 1 4 によって発生する空気力に関する制裁なく得られ、この領域において空気力を発生させることをむしろ非効率とする。

【 0 1 3 1 】

すなわち、水平尾翼 9 は、重量を低減してヘリコプタ 1 の高度な長手方向安定性をできるようにする。

【 0 1 3 2 】

低速状態において、表面 1 1 は、付属物 2 1 の乱流ウォッシュにある。このため、主ロータ 3 のウォッシュによって発生する水平尾翼 9 への下方推力は、従来 of 解決法に対して低減されており、ノーズアップ姿勢を取るヘリコプタ 1 の傾向を低減し、着陸動作中のパイロットの快適性及び視認性を改善する。

10

【 0 1 3 3 】

出願人が観測したことは、付属物 2 1 が自由端部 8 1 を各別に有しているという事実起因して、ロータの流動によって水平尾翼 9 へ発生する下方の推力をさらに低減することができる。自由端部 8 1 が存在することによって、同様に、水平尾翼 9 における全体的に低減された抵抗を十分に低減することが可能となり、結果として、水平尾翼の空気力学的効率を改善する。

【 0 1 3 4 】

まとめると、出願人が観測したことは、付属物 2 1 を導入することが迎角に関する揚力係数の揚力傾斜を増加させることができ、それにより、失速状態における最大揚力の増加を低減すること、である。

20

【 0 1 3 5 】

ヘリコプタ 1 の通常飛行状態 - 前進飛行、側方飛行、空中静止、離陸 / 着陸中の低速飛行 - に対応する水平尾翼 9 の迎角が失速迎角未満であるので、付属物 2 1 は、ヘリコプタ 1 の動作で典型的な迎角において水平尾翼 9 によって発生する空気力の値を増加させることができる。

【 0 1 3 6 】

平面 S は、 $-30^\circ$  と  $+30^\circ$  との間の範囲にある、好ましくは  $-20^\circ$  と  $+20^\circ$  との間の範囲にある角度  $\theta$  を軸 Z と共に画成する。

30

【 0 1 3 7 】

したがって、プレート 2 0 と付属物 2 1 との間の結合を望ましいように制御することが可能であり、表面間の相互干渉に起因した悪影響を最小化する。

【 0 1 3 8 】

平面 S は、同様に、 $-15^\circ$  と  $15^\circ$  との間の範囲にある、好ましくは  $-10^\circ$  と  $10^\circ$  との間の範囲にある角度  $\theta$  を軸 X と画成する。

【 0 1 3 9 】

したがって、素子 1 1、2 0、2 1 に発生する圧力場、特に局所的な落ち込みを改変し、水平尾翼 9 よりも大きい所望の効率値を得ることが可能である。付属物 2 1 それぞれのセクション C 3、C 4 は、各別の表面 1 1 の翼弦 C の  $-50\%$  と  $50\%$  との間の範囲にある軸 X に平行な長さを有する。

40

【 0 1 4 0 】

それに起因して、付属物 2 1 は、後退翼を有し、軸 X に沿って各別の表面 1 1 に関して交互配置されている。したがって、低速飛行状態中にロータ 3 及び水平尾翼 9 によって、特に尾部において表面 1 1 に付属物 2 1 を配置することによって発生する下向きの気流間の相互作用を制御することができる。

【 0 1 4 1 】

表面 1 1 の後縁部 5 6 に垂直に付けられたフラップ 5 0 は、空気力学的抵抗における小さな増加に対して水平尾翼 9 によって発生する空気力を増加させることができる。特に、

50

T字状のフラップ50及びT字状の各別の後縁部56に起因して、迎角が変化するようにして表面11によって発生する揚力/負の揚力及び揚力係数の相対最大値を増加させることが可能である。

【0142】

キット85は、領域53を表面11に簡素に固定することによって伝統的な水平尾翼を有するヘリコプタを再構成することができ、それにより、その延在を規定し、表面11を向きかつ尾部ブーム7/フィン8から間隔をあけた付属物21を配設する。

【0143】

付属物21が尾部ブーム7/フィン8から間隔をあけているので、キット85の用途は、尾部ブーム7への作用を必要とせず、ヘリコプタ1の再構成を非常に簡素化する。

10

【0144】

T字状フラップ50は、キット85に組み込まれる場合に、特に有利である。実際に、T字形状は、キット85が存在していない状態に関してヘリコプタ1の高度を変更することなくスタビライザ14によって発生した揚力を増加させることを可能とする。

【0145】

明確であることは、特許請求の範囲で定義されている範囲から逸脱することなく本明細書で説明したヘリコプタ1、キット85及び方法に改変または変形をなし得ること、である。

【0146】

特に、スタビライザ14それぞれは、軸Zに沿って表面11の頂面17の側部に配設されかつ軸Yに沿ってフィン8から間隔をあけた少なくとも1つの追加の第1付属物21と、軸Zに沿って表面11の底面18の側部に配設されかつ軸Yに沿って尾部ブーム7から間隔をあけた少なくとも1つの追加の第2付属物21と、を備え得る。

20

【0147】

特に、追加の第1付属物21は、1を超え得る、かつ/または、追加の第2付属物21は、1を超え得る。

【0148】

あるいは、スタビライザ14それぞれは、少なくとも2つの追加の第1付属物21を備え得、これら追加の第1付属物は、表面11の頂面17の側部に配設され、フィン8から間隔をあけておりかつ軸Xから交互配置されている。あるいは、スタビライザ14それぞれは、少なくとも2つの追加の第2付属物21を備え得、これら追加の第2付属物は、表面11の底面18の側部に配設されており、フィン8から間隔をあけておりかつ軸Xに沿って交互配置されている。

30

【0149】

追加の第1及び第2付属物21は、水平尾翼9によって発生する空気力、ひいては高速における安定化効果を増加させることを可能とし、さらに、ロータ3によって発生する下方流動に対する表面11の遮蔽効果を増加させる。

【0150】

あるいは、付属物21それぞれのセクションC3、C4の長さは、同じであり得る。この場合において、付属物21それぞれは、鼻部6または尾部ブーム7に向けて各別の表面11に関して単に交互配置されている。

40

【0151】

表面11、付属物21、プレート20及び素子100の翼弦B、C、D、Eは、曲げられ得る、すなわち、各別の平面R、S、Tの一定角の回転によって得られ得る。この場合において、平面R；S、Tは、曲げのない翼弦C1、C2；D1、D2；E1、E2によって画成される平面を特定する。

【符号の説明】

【0152】

1 ヘリコプタ、2 機体、3 主ロータ、5 尾部ロータ、6 鼻部、7 尾部ブーム、8 フィン、9 水平尾翼、11 第1空気力学的表面，負荷支持面，素子、12a，12b

50

端縁部、14 スタビライザ、15 前縁部、16 後縁部、17 頂面、18 底面、20 プレート、21 素子、21 第2空気学的表面、第1付属物、第2付属物、30 第1縁部、第3端部、31 第2縁部、第4端部、48 前縁部、49 後縁部、50 T字状フラップ、ガーニーフラップ、51 壁部、プレート、52 壁部、53 領域、55 第1前縁部、第2前縁部、56 第1後縁部、第2後縁部、57 頂面、58 底面、59 壁部、60、61 翼長、80 第1基端部、81 第2自由端部、85 性能改善キット、再構成キット、89 第1基端部、90 部分、91 部分、100 第2素子、101 第3基端部、102 第4自由端部、106 第1前縁部、セクション、107 第2後縁部、セクション、111 第1空気学的表面、第3前縁部、112 第3後縁部、120 連結部分、B 翼弦、C 第5翼弦、C1 第2翼弦、C1 第1翼弦、C2 第2翼弦、C2 値、C3 セクション、C4 セクション、D 第6翼弦、D1 第3翼弦、D2 第4翼弦、E 翼弦、E1 第7翼弦、E2 第8翼弦、G 重心、P 平面、Q 第1平面、R 第2平面、S 第1平面、第2平面、第3平面、T 第4平面、フラップ、X 第1長手方向軸、ロール軸、Y 第2軸、ピッチ軸、Z 第3軸、ヨー軸、非ゼロ角度、第3角度、第2角度

【図面】

【図1】

【図2】

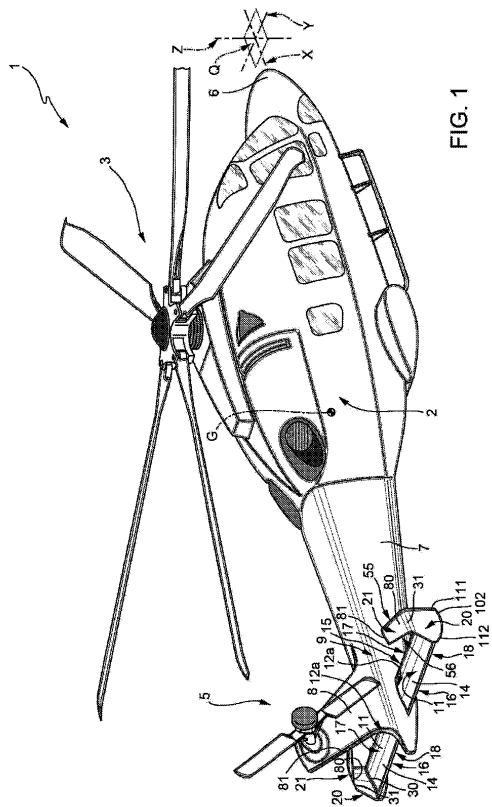


FIG. 1

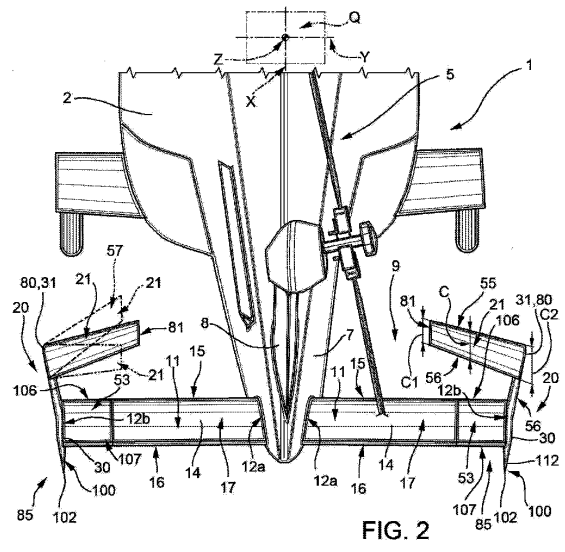


FIG. 2

10

20

30

40

50

【 図 3 】

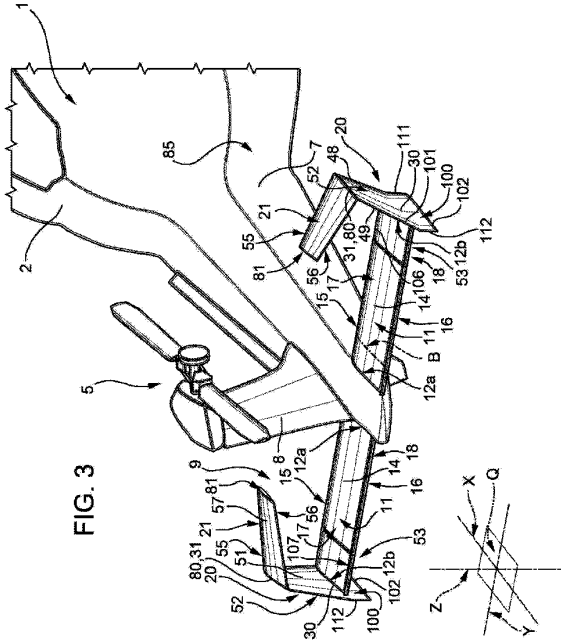


FIG. 3

【 図 4 】

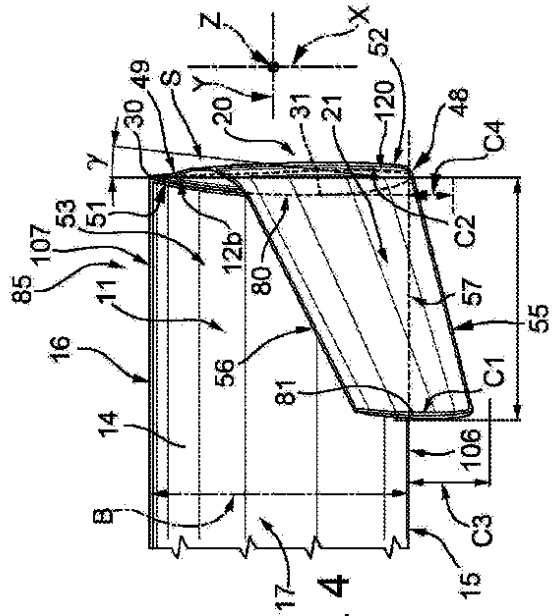


FIG. 4

【 図 5 】

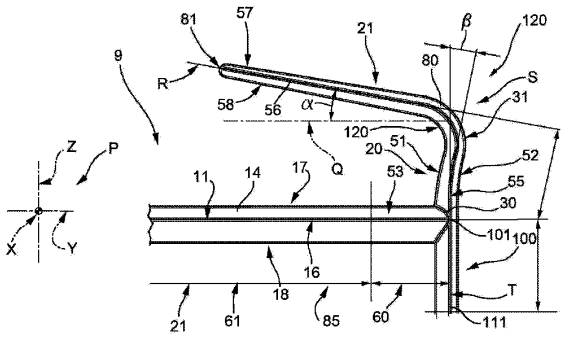


FIG. 5

【 図 6 】

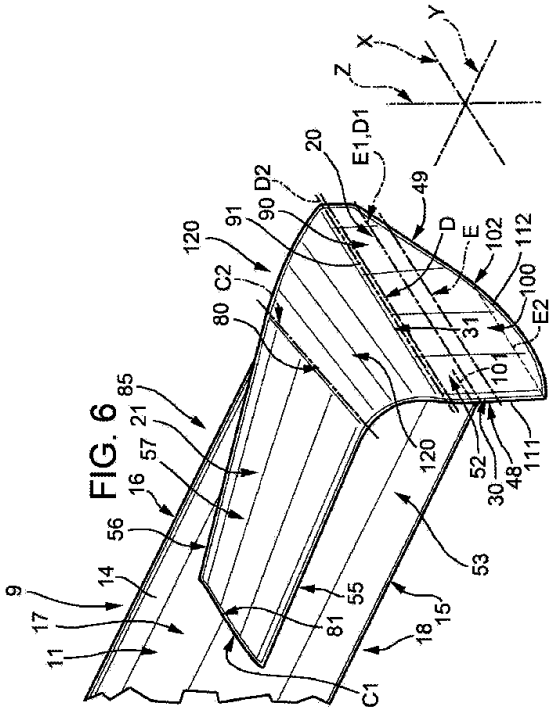


FIG. 6

10

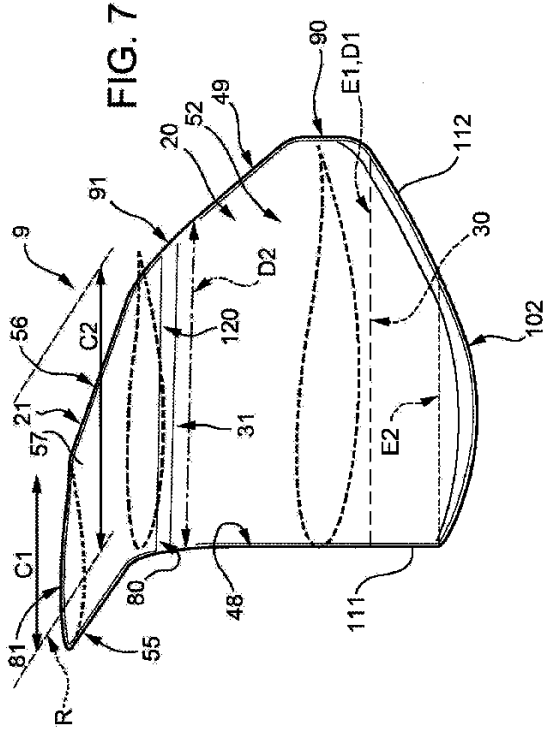
20

30

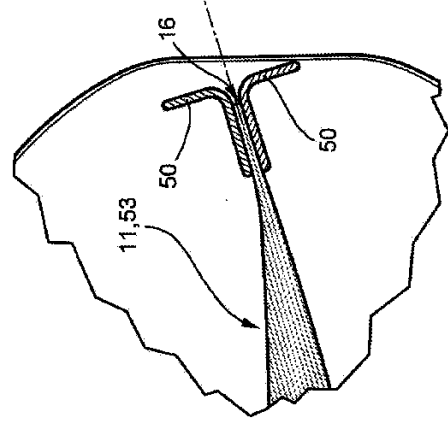
40

50

【 図 7 】



【 図 8 】



10

20

30

40

50

## フロントページの続き

- ア・ディヴィジオーネ・エリコッテリ内  
(72)発明者 ガブリエレ・カンパナルディ  
イタリア・ヴァレーゼ・21017・サマラーテ・フラツィオーネ・カーシナ・コスタ・ヴィア・  
ジョヴァンニ・アグスタ・520・レオナルド・エッセ・ピ・ア・ディヴィジオーネ・エリコッテ  
リ内
- (72)発明者 ルカ・メディチ  
イタリア・ヴァレーゼ・21017・サマラーテ・フラツィオーネ・カーシナ・コスタ・ヴィア・  
ジョヴァンニ・アグスタ・520・レオナルド・エッセ・ピ・ア・ディヴィジオーネ・エリコッテ  
リ内
- (72)発明者 アレッサンドロ・スカンドローリオ  
イタリア・ヴァレーゼ・21017・サマラーテ・フラツィオーネ・カーシナ・コスタ・ヴィア・  
ジョヴァンニ・アグスタ・520・レオナルド・エッセ・ピ・ア・ディヴィジオーネ・エリコッテ  
リ内
- (72)発明者 リッカルド・ピアンコ・メンゴッティ  
イタリア・ヴァレーゼ・21017・サマラーテ・フラツィオーネ・カーシナ・コスタ・ヴィア・  
ジョヴァンニ・アグスタ・520・レオナルド・エッセ・ピ・ア・ディヴィジオーネ・エリコッテ  
リ内
- 審査官 塚本 英隆
- (56)参考文献 特開平04-146893(JP,A)  
米国特許出願公開第2019/0375498(US,A1)  
米国特許出願公開第2011/0024573(US,A1)  
特表2009-507719(JP,A)
- (58)調査した分野 (Int.Cl., DB名)  
B64C 27/06  
B64C 5/02