

(19)日本国特許庁(JP)

(12)特許公報(B2)

(11)特許番号  
特許第7436748号  
(P7436748)

(45)発行日 令和6年2月22日(2024.2.22)

(24)登録日 令和6年2月13日(2024.2.13)

|                         |               |
|-------------------------|---------------|
| (51)国際特許分類              | F I           |
| B 6 4 C 27/82 (2006.01) | B 6 4 C 27/82 |
| B 6 4 C 27/06 (2006.01) | B 6 4 C 27/06 |
| B 6 4 C 11/06 (2006.01) | B 6 4 C 11/06 |
| B 6 4 C 11/18 (2006.01) | B 6 4 C 11/18 |

請求項の数 8 (全16頁)

|             |                             |          |                                                |
|-------------|-----------------------------|----------|------------------------------------------------|
| (21)出願番号    | 特願2023-505054(P2023-505054) | (73)特許権者 | 000000974<br>川崎重工業株式会社<br>兵庫県神戸市中央区東川崎町3丁目1番1号 |
| (86)(22)出願日 | 令和3年3月12日(2021.3.12)        |          |                                                |
| (86)国際出願番号  | PCT/JP2021/010133           | (74)代理人  | 110000556<br>弁理士法人有古特許事務所                      |
| (87)国際公開番号  | WO2022/190370               |          |                                                |
| (87)国際公開日   | 令和4年9月15日(2022.9.15)        | (72)発明者  | 吉尾 匡史<br>兵庫県神戸市中央区東川崎町3丁目1番1号 川崎重工業株式会社内       |
| 審査請求日       | 令和5年2月13日(2023.2.13)        | 審査官      | 大宮 功次                                          |

最終頁に続く

(54)【発明の名称】 コンパウンドヘリコプタ

(57)【特許請求の範囲】

【請求項1】  
胴体と、  
前記胴体の進行方向に対して、前記胴体から右側方へ延びる第1主翼及び左側方に延びる第2主翼と、  
前記胴体よりも上側に設けられたメインロータと、  
前記第1主翼に設けられ、前記進行方向を正としたとき、正の推力を発生させる第1プロペラと、  
前記第2主翼に設けられ、正及び負の推力を発生させる第2プロペラと、を備え、  
前記第1プロペラの諸元が前記第2プロペラの諸元とは異なり、  
前記第1プロペラは、機軸方向と平行な方向を回転軸とするプロペラブレードである第1プロペラブレードを有し、  
前記第2プロペラは、機軸方向と平行な方向を回転軸とするプロペラブレードである第2プロペラブレードを有し、  
前記第1プロペラブレード及び前記第2プロペラブレードは、基端から先端に向かって迎え角が変化するねじり下げ角を有し、  
前記第2プロペラブレードのねじり下げ角は、前記第1プロペラブレードのねじり下げ角よりも小さく、  
前記第2プロペラブレードのねじり下げ角は、  
前進飛行を行う推力を発生させるために必要な前記第1プロペラブレード及び前記第2ブ

ロペラブレードを回転させる馬力の和と、プロペラ馬力上限値が一致する値である下限値と、

ホバリングを行う推力を発生させるために必要な前記第 1 プロペラブレード及び前記第 2 プロペラブレードを回転させる馬力の和と、プロペラ馬力上限値が一致する値である上限値と、の間の値である、

コンパウンドヘリコプタ。

【請求項 2】

前記第 1 プロペラは、機軸方向と平行な方向を回転軸とするプロペラブレードである第 1 プロペラブレードを有し、

前記第 2 プロペラは、機軸方向と平行な方向を回転軸とするプロペラブレードである第 2 プロペラブレードを有し、

前記第 1 プロペラ及び前記第 2 プロペラの諸元は、各前記プロペラブレードの基端から先端に向かって迎え角が変化するねじり下げ角、各前記プロペラブレードの翼断面形状、各前記プロペラブレードの平面形状、または前記第 1 プロペラ及び前記第 2 プロペラの回転数の少なくともいずれか 1 つである、請求項 1 に記載のコンパウンドヘリコプタ。

【請求項 3】

第 1 プロペラは、ホバリング時及び前進飛行時のいずれにおいても正の推力を発生させ、

第 2 プロペラは、ホバリング時及び前進飛行の初期時において負の推力を発生させ、前進飛行の初期時以降には正の推力を発生させる、請求項 1 に記載のコンパウンドヘリコプタ。

【請求項 4】

前記第 1 プロペラは、機軸方向と平行な方向を回転軸とするプロペラブレードである第 1 プロペラブレードを有し、

前記第 2 プロペラは、機軸方向と平行な方向を回転軸とするプロペラブレードである第 2 プロペラブレードを有し、

上面視において前記メインロータを反時計回りに回転させ、かつ、前記第 1 プロペラブレード及び前記第 2 プロペラブレードの負のピッチ角及び回転速度を同一にして回転させる条件下において、前記第 2 プロペラが発生する負の推力は、前記第 1 プロペラが発生する負の推力よりも大きい、請求項 1 に記載のコンパウンドヘリコプタ。

【請求項 5】

前記第 1 プロペラは、機軸方向と平行な方向を回転軸とするプロペラブレードである第 1 プロペラブレードを有し、

前記第 2 プロペラは、機軸方向と平行な方向を回転軸とするプロペラブレードである第 2 プロペラブレードを有し、

上面視において前記メインロータを反時計回りに回転させ、かつ、前記第 1 プロペラ及び前記第 2 プロペラを同一回転速度及び同一の正ピッチ角である角度  $\beta$  で回転させる条件下において、前記第 1 プロペラが発生する推力を  $+F_p$  とし、前記第 2 プロペラが発生する推力を  $+S_p$  とし、

上面視において前記メインロータを反時計回りに回転させ、かつ、前記第 1 プロペラ及び前記第 2 プロペラを同一回転速度及び同一の負ピッチ角である角度  $-\beta$  で回転させる条件下において、前記第 1 プロペラが発生する推力を  $-F_m$  とし、前記第 2 プロペラが発生する推力を  $-S_m$  としたとき、以下の式を満たす、請求項 1 ~ 4 のいずれか一項に記載のコンパウンドヘリコプタ。

$$F_p - F_m > S_p - S_m$$

【請求項 6】

前記第 1 プロペラブレードのねじり下げ角は、ホバリング及び前進飛行を行うための推力を発生させる際に必要な前記第 1 プロペラブレードを回転させる馬力が最小となる値である、請求項 1 ~ 5 のいずれか一項に記載のコンパウンドヘリコプタ。

【請求項 7】

前記第 1 プロペラは、機軸方向と平行な方向を回転軸とするプロペラブレードである第

1 プロペラブレードを有し、

前記第 2 プロペラは、機軸方向と平行な方向を回転軸とするプロペラブレードである第

2 プロペラブレードを有し、

各前記プロペラブレードの断面形状の厚みの中心線であるキャンパーラインと、前縁と後縁とを結んだ直線であるコード線との差であるキャンパーは、前記第 1 プロペラブレードよりも前記第 2 プロペラブレードが小さい、請求項 1 ~ 6 のいずれか一項に記載のコンパウンドヘリコプタ。

【請求項 8】

前記第 1 プロペラブレードの前記キャンパーは 0 よりも大きく、

前記第 2 プロペラブレードの前記キャンパーが 0 である、請求項 7 に記載のコンパウンドヘリコプタ。

10

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本開示は、コンパウンドヘリコプタに関する。

【背景技術】

【0002】

従来のコンパウンドヘリコプタとして、特許文献 1 の回転翼航空機が知られている。この回転翼航空機は、胴体、メインロータ、一対の推進プロペラ及びスタビライザを有している。メインロータは胴体の上に配置され、一対の推進プロペラは胴体の両側に配置され、スタビライザは胴体の後端に配置されている。各推進プロペラは複数のブレードを有しており、スタビライザにはフラップが設けられている。

20

【先行技術文献】

【特許文献】

【0003】

【文献】米国特許出願公開第 2010 / 0243792 号公報

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0004】

上記特許文献 1 の回転翼航空機では、一対の推進プロペラ及びフラップが飛行安定化のために調整されている。しかしながら、推進プロペラにおける飛行効率化については記載されていない。

30

【0005】

本開示はこのような課題を解決するためになされたものであり、飛行効率の向上を図ったコンパウンドヘリコプタを提供することを目的としている。

【課題を解決するための手段】

【0006】

本開示のある態様に係るコンパウンドヘリコプタは、胴体と、胴体の進行方向に対して、胴体から右側方へ延びる第 1 主翼及び左側方に延びる第 2 主翼と、胴体よりも上側に設けられたメインロータと、第 1 主翼に設けられ、進行方向を正としたとき、正の推力を発生させる第 1 プロペラと、第 2 主翼に設けられ、正及び負の推力を発生させる第 2 プロペラと、を備え、第 1 プロペラの諸元が第 2 プロペラの諸元とは異なる。

40

【図面の簡単な説明】

【0007】

【図 1】実施形態 1 に係るコンパウンドヘリコプタを示す斜視図である。

【図 2 A】図 1 の第 1 プロペラブレードの斜視図である。

【図 2 B】図 2 A の第 1 プロペラブレードの断面図である。

【図 3 A】図 1 の第 2 プロペラブレードの斜視図である。

【図 3 B】図 3 A の第 2 プロペラブレードの断面図である。

【図 4】図 1 のコンパウンドヘリコプタにおける力を示した概略図である。

50

【図 5 A】図 1 のホバリング時におけるコンパウンドヘリコプタの効率を示したグラフである。

【図 5 B】図 1 の高速飛行時におけるコンパウンドヘリコプタの効率を示したグラフである。

【図 6 A】実施形態 2 に係るコンパウンドヘリコプタの第 1 プロペラブレードの断面図である。

【図 6 B】第 2 プロペラブレードの断面図である。

【発明を実施するための形態】

【0008】

(実施の形態 1)

<コンパウンドヘリコプタの構成>

実施の形態 1 に係るコンパウンドヘリコプタ 10 は、揚力を発生する構成に加えて、推進力を発生する構成を備える航空機である。図 1 に示すように、コンパウンドヘリコプタ 10 は、胴体 20、主翼 30、メインロータ 40、諸元の異なる一対のプロペラ 50、60)、降着装置 70、尾翼 80 及び制御部 90 を備える。

【0009】

メインロータ 40 及び降着装置 70 は上下方向において胴体 20 を挟むように配置されている。降着装置 70 よりもメインロータ 40 側を上側と称し、その反対側を下側と称する。また、第 1 プロペラ 50 及び第 2 プロペラ 60 は左右方向において胴体 20 を挟むように配置されている。進行方向を向いたとき、主翼 30 の右側には第 1 プロペラ 50 が配置され、主翼 30 の左側には第 2 プロペラ 60 が配置される。後述するように、進行方向を正としたとき、第 1 プロペラ 50 は正の推力のみを発生させ、第 2 プロペラ 60 は正の推力及び負の推力を発生させるため、第 1 プロペラ 50 と第 2 プロペラ 60 の諸元が異なっている。なお、以下の説明においては、「正の推力」は「前進推力」、「負の推力」は「後進推力」とも言う。

【0010】

胴体 20 は、機首 21 から機尾 22 に向けて機軸方向に延びている。胴体 20 の左右方向の中心において左右方向に直交する面を仮想対称面 VP としたとき、胴体 20 は仮想対称面 VP に対して対称な形状である。なお、胴体 20 の形状は、例えば、前後方向に長い長球でも良く、あるいは仮想対称面 VP に対して対称でなくてもよい。

【0011】

胴体 20 の上部には、メインロータ 40 を回転駆動するメイン駆動部 41 が配置されている。メイン駆動部 41 は、例えば、エンジン等の原動機により構成されている。

【0012】

メインロータ 40 は、メインロータ回転軸 42 及び 4 つのメインロータブレード 43 を有し、揚力を発生させる。メインロータ回転軸 42 は、胴体 20 における左右方向の中央であって、前後方向の中央又はそれよりも前側に配置されている。メインロータ回転軸 42 は、その下端がメイン駆動部 41 の出力部に取り付けられており、鉛直方向に延びている。なお、メインロータ回転軸 42 は上下方向に対して傾斜させた、ティルトロータとしてもよい。

【0013】

メインロータブレード 43 は、例えば、矩形状の長尺部材であって、一端部がメインロータ回転軸 42 に接続されている。複数のメインロータブレード 43 は、メインロータ回転軸 42 を中心に周方向に等間隔に配置されて、メインロータ回転軸 42 から放射線状に延びている。

【0014】

メイン駆動部 41 の出力はメインロータ回転軸 42 を介してメインロータブレード 43 に伝達され、メインロータブレード 43 をメインロータ回転軸 42 を中心に回転させる。なお、メインロータブレード 43 は、メインロータ 40 により発生する揚力が最大になるようにピッチ角が制御されていてもよい。

10

20

30

40

50

## 【 0 0 1 5 】

主翼 3 0 は、第 1 主翼部 3 1 及び第 2 主翼部 3 2 を有し、前進飛行時に揚力を発生させる。第 1 主翼部 3 1 は、進行方向に対して胴体 2 0 の右側方から延びており、第 2 主翼部 3 2 は胴体 2 0 の左側方から延びている。第 1 主翼部 3 1 及び第 2 主翼部 3 2 は、仮想対称面 V P に対して対称に形成され、仮想対称面 V P に対して交差（例えば、直交）する方向に延びている。

## 【 0 0 1 6 】

各主翼部 3 1、3 2 は、胴体 2 0 に接続される翼根 3 3 と、翼端 3 4 を有している。各主翼部 3 1、3 2 は、例えば、上面視において、前後方向における寸法が翼端 3 4 よりも翼根 3 3 が大きい台形状である。

10

## 【 0 0 1 7 】

第 1 主翼部 3 1 及び第 2 主翼部 3 2 の翼端 3 4 には、推進力を発生させる第 1 プロペラ 5 0 及び第 2 プロペラ 6 0 と、第 1 プロペラ 5 0 及び第 2 プロペラ 6 0 を回転させる第 1 駆動部 5 1 及び第 2 駆動部 6 1 が設けられている。第 1 駆動部 5 1 及び第 2 駆動部 6 1 は、例えば、メイン駆動部 4 1 と接続されたドライブシャフトにより駆動される。第 1 プロペラ 5 0 は第 1 回転軸 5 2 と 4 つの第 1 プロペラブレード 5 3 を有し、第 2 プロペラ 6 0 は第 2 回転軸 6 2 と 4 つの第 2 プロペラブレード 6 3 を有している。

## 【 0 0 1 8 】

第 1 回転軸 5 2 及び第 2 回転軸 6 2 は機軸方向と平行な方向に延び、その後端部が第 1 駆動部 5 1 及び第 2 駆動部 6 1 の出力部に取り付けられている。これにより、各駆動部 5 1、6 1 によって各回転軸 5 2、6 2 は、例えば、定速で回転する。

20

## 【 0 0 1 9 】

複数の第 1 プロペラブレード 5 3 及び第 2 プロペラブレード 6 3 は、第 1 回転軸 5 2 及び第 2 回転軸 6 2 の前端部に取り付けられており、第 1 回転軸 5 2 及び第 2 回転軸 6 2 を中心に周方向において互いに等間隔に配置される。なお、各プロペラブレード 5 3、6 3 が取り付けられる各回転軸 5 2、6 2 の前端部は、前方へ突出する円錐形等の錐体形状であってもよい。

## 【 0 0 2 0 】

各プロペラブレード 5 3、6 3 は、各回転軸 5 2、6 2 を中心に回転する。この際、第 1 プロペラブレード 5 3 は反時計回りに定速  $v$  で回転し、第 2 プロペラブレード 6 3 は時計回りに定速  $v$  で回転する。このように、第 1 プロペラブレード 5 3 及び第 2 プロペラブレード 6 3 は、互いに、逆向きの回転方向かつ同じ回転速度で回転する。

30

## 【 0 0 2 1 】

第 1 プロペラブレード 5 3 の取付部分には、第 1 プロペラブレード 5 3 のピッチ角を可変する第 1 ピッチ可変機構 5 4 が設けられている。同様に、第 2 プロペラブレード 6 3 の取付部分には、第 2 プロペラブレード 6 3 のピッチ角を可変する第 2 ピッチ可変機構 6 4 が設けられている。ピッチ角を変えることにより、各プロペラブレード 5 3、6 3 により発生する推進力の方向と大きさが制御される。

## 【 0 0 2 2 】

具体的には、第 1 ピッチ可変機構 5 4 は、第 1 プロペラブレード 5 3 を正のピッチ角とし、前進推力（正推力）を発生させる。一方、第 2 ピッチ可変機構 6 4 は、飛行状態に応じて、第 2 プロペラブレード 6 3 を正または負のピッチ角とし、前進推力（正推力）または後進推力（負推力）を発生させる。

40

## 【 0 0 2 3 】

第 1 及び第 2 プロペラブレード 5 3、6 3 は、例えば、メインロータブレード 4 3 よりも小さく、矩形状であって、各回転軸 5 2、6 2 から放射線状に長く延びている。各プロペラブレード 5 3、6 3 は、この長手方向における両端部に基端部 5 3 a、6 3 a 及び先端部 5 3 b、6 3 b を有している。各プロペラブレード 5 3、6 3 の基端部 5 3 a、6 3 a が各回転軸 5 2、6 2 に接続されている。

## 【 0 0 2 4 】

50

図 2 A、図 2 B、図 3 A、図 3 B に示すように、第 1 及び第 2 プロペラブレード 5 3、6 3 は、前縁 5 3 c、6 3 c 及び後縁 5 3 d、6 3 d を有している。前縁 5 3 c、6 3 c は、基端部 5 3 a、6 3 a の一端と先端部 5 3 b、6 3 b の一端とに接続されている。後縁 5 3 d、6 3 d は、基端部 5 3 a、6 3 a の他端と先端部 5 3 b、6 3 b の他端とに接続されている。

【 0 0 2 5 】

第 1 及び第 2 プロペラブレード 5 3、6 3 は、翼断面が、例えば、前縁 5 3 c、6 3 c 側が丸く、後縁 5 3 d、6 3 d 側が尖った形状であって、後縁 5 3 d、6 3 d 側よりも前縁 5 3 c、6 3 c 側の厚みが大きい。

【 0 0 2 6 】

第 1 及び第 2 プロペラブレード 5 3、6 3 の迎え角は、基端部 5 3 a、6 3 a から先端部 5 3 b、6 3 b に向かって減少する、ねじり下げとしている。

【 0 0 2 7 】

第 1 及び第 2 プロペラブレード 5 3、6 3 の基端部 5 3 a、6 3 a と先端部 5 3 b、6 3 b の取付角の差である、ねじり下げ角は、基端部 5 3 a、6 3 a のコード線 5 3 a 1、6 3 a 1 と先端部 5 3 b、6 3 b のコード線 5 3 b 1、6 3 b 1 とがなす鋭角であって、例えば、10 度以上であって、50 度以下である。なお、コード線 5 3 a 1 は、基端部 5 3 a における前縁 5 3 c と後縁 5 3 d とを結ぶ線であって、コード線 5 3 b 1 は、先端部 5 3 b における前縁 5 3 c と後縁 5 3 d とを結ぶ線である。コード線 6 3 a 1 は、基端部 6 3 a における前縁 6 3 c と後縁 6 3 d とを結ぶ線であって、コード線 6 3 b 1 は、先端部 6 3 b における前縁 6 3 c と後縁 6 3 d とを結ぶ線である。

【 0 0 2 8 】

ここで、第 1 プロペラ 5 0 の諸元は、第 2 プロペラ 6 0 の諸元と異なっている。具体的には、メインロータ 4 0 を反時計回りに回転させ、第 1 プロペラブレード 5 3 及び第 2 プロペラブレード 6 3 を負のピッチ角及び回転速度を同一にして回転させる条件下において、第 2 プロペラ 6 0 が発生する負の推力が、第 1 プロペラ 5 0 が発生する負の推力よりも大きくなるように諸元が設定される。また、メインロータ 4 0 を反時計回りに回転させ、第 1 プロペラブレード 5 3 及び第 2 プロペラブレード 6 3 を正のピッチ角及び回転速度を同一にして回転させたときに発生する推力の絶対値と、第 1 プロペラブレード 5 3 及び第 2 プロペラブレード 6 3 を負のピッチ角及び回転速度を同一にして回転させたときに発生する推力の絶対値との差は、第 2 プロペラ 6 0 の方が第 1 プロペラ 5 0 よりも小さくなるよう諸元が設定される。例えば、本実施の形態では、第 2 プロペラブレード 6 3 のねじり下げ角  $\theta 2$  が第 1 プロペラブレード 5 3 のねじり下げ角  $\theta 1$  よりも小さい。

【 0 0 2 9 】

尾翼 8 0 は、垂直尾翼 8 1 及び水平尾翼 8 2 を有し、胴体 2 0 の機尾 2 2 に設けられる T 字形状である。垂直尾翼 8 1 は、メインロータ 4 0 が反時計回りに回転する場合に、進行方向を向いたときの右向きの揚力を発生する。

【 0 0 3 0 】

降着装置 7 0 は、胴体 2 0 の下部に設けられ、例えば、スキッド等の着陸脚が用いられる。降着装置 7 0 は、コンパウンドヘリコプタ 1 0 が地上に着陸する際に、衝撃を受けて、胴体 2 0 等を支持する装置である。

【 0 0 3 1 】

制御部 9 0 は、胴体 2 0 内に配置され、コンパウンドヘリコプタ 1 0 の飛行における各部を制御する、プロセッサ等の演算処理装置である。制御部 9 0 は、操縦装置及び各種センサ等からの出力に基づき、メイン駆動部 4 1 及び各ピッチ可変機構 5 4、6 4 等の各部を制御している。

【 0 0 3 2 】

本明細書で開示する要素の機能は、開示された機能を実行するよう構成またはプログラムされた汎用プロセッサ、専用プロセッサ、集積回路、ASIC (Application Specific Integrated Circuits)、従来の回路、および

10

20

30

40

50

／または、それらの組み合わせ、を含む回路または処理回路を使用して実行できる。プロセッサは、トランジスタやその他の回路を含むため、処理回路または回路と見なされる。本開示において、回路、ユニット、または手段は、列挙された機能を実行するハードウェアであるか、または、列挙された機能を実行するようにプログラムされたハードウェアである。ハードウェアは、本明細書に開示されているハードウェアであってもよいし、あるいは、列挙された機能を実行するようにプログラムまたは構成されているその他の既知のハードウェアであってもよい。ハードウェアが回路の一種と考えられるプロセッサである場合、回路、手段、またはユニットはハードウェアとソフトウェアの組み合わせであり、ソフトウェアはハードウェアおよび／またはプロセッサの構成に使用される。

【 0 0 3 3 】

10

< コンパウンドヘリコプタに作用する力 >

図 4 は、コンパウンドヘリコプタ 1 0 の飛行時に発生する力を模式的に示した図であり、推進力及び機体のヨー回転に寄与する一部の力を表している。

【 0 0 3 4 】

コンパウンドヘリコプタ 1 0 の飛行中には、上面視においてメインロータ 4 0 は反時計回りに回転する。このため、メインロータブレード 4 3 は、上から見て、メインロータ回転軸 4 2 の回りを、胴体 2 0 の機尾 2 2 側（後側）、第 1 主翼部 3 1 側（右側）を経て、胴体 2 0 の機首 2 1 側（前側）へ回転する。

【 0 0 3 5 】

コンパウンドヘリコプタ 1 0 の飛行中には、第 1 プロペラ 5 0 及び第 2 プロペラ 6 0 は一定速度及び一定方向にそれぞれ回転する。ただし、第 1 プロペラ 5 0 及び第 2 プロペラ 6 0 は互いに反対方向に回転する。例えば、正面視において、第 1 プロペラ 5 0 は、反時計回りに回転し、第 2 プロペラ 6 0 は、時計回りに回転する。

20

【 0 0 3 6 】

< ホバリング時にコンパウンドヘリコプタに作用する力 >

コンパウンドヘリコプタ 1 0 のホバリング時には、前進速度が 0 k t であって、コンパウンドヘリコプタ 1 0 は空中に静止している。この際、メインロータ 4 0 の回転により機体の自重に相当する揚力を発生させるため、メインロータ 4 0 の回転トルクが大きくなる。この回転トルクによって胴体 2 0 は、メインロータ 4 0 の回転方向の反対方向（時計回り）のモーメント M 0 を受ける。このモーメント M 0 は回転トルクに伴い大きい。

30

【 0 0 3 7 】

メインロータ 4 0 の回転トルクを打ち消すために、第 1 プロペラ 5 0 により前進推力（正推力）F 0、第 2 プロペラ 6 0 により後進推力（負推力）S 0 をそれぞれ発生させる。具体的には、第 1 ピッチ可変機構 5 4 は、第 1 プロペラブレード 5 3 を正のピッチ角に調整し、第 2 ピッチ可変機構 6 4 は第 2 プロペラブレード 6 3 を負のピッチ角に調整する。そして、正推力 F 0 及び負推力 S 0 により、モーメント M 0 が相殺されて、コンパウンドヘリコプタ 1 0 はヨー方向に回転することなく姿勢が維持される。また、負推力 S 0 は正推力 F 0 と同じ又はほぼ同じであり、コンパウンドヘリコプタ 1 0 は前後方向にも移動しない。

【 0 0 3 8 】

40

< 低速飛行時にコンパウンドヘリコプタに作用する力 >

ホバリングから低速（例えば、8 0 k t）で前進飛行させるために、第 1 プロペラ 5 0 の正推力を F 0 から F 1 に増加させる。

【 0 0 3 9 】

この前進によって、主翼 3 0 により揚力が発生し、メインロータ 4 0 による揚力の寄与が小さくなり、メインロータ 4 0 の回転トルクが減少する。このため、回転トルクの反作用である胴体 2 0 のモーメント M 1 はモーメント M 0 よりも小さくなる。これに伴い、メインロータ 4 0 の回転トルクを打ち消すための第 2 プロペラ 6 0 の負推力を、S 0 から S 1 に減少させる。また、前進飛行によって垂直尾翼 8 1 に揚力 R 1 が右向きに発生する。

【 0 0 4 0 】

50

垂直尾翼 8 1 による揚力  $R_1$ 、正推力  $F_1$  及び負推力  $S_1$  によりモーメント  $M_1$  が相殺されて、コンパウンドヘリコプタ 1 0 はヨー方向に回転することなく姿勢が維持される。また、正推力  $F_1$  が負推力  $S_1$  よりも大きく、コンパウンドヘリコプタ 1 0 には前進推力  $T_1$  が付与されて前進する。

【0041】

このように、ホバリングから前進飛行の初期段階である低速飛行時には、第 1 プロペラ 5 0 には正推力を発生させ、第 2 プロペラ 6 0 には負推力を発生させる。

【0042】

< 低速以降の飛行時にコンパウンドヘリコプタに作用する力 >

コンパウンドヘリコプタ 1 0 の前進速度を 150 k t に増加させるため、第 1 プロペラ 5 0 の正推力を  $F_1$  から  $F_2$  に増加させる。このとき、第 2 ピッチ可変機構 6 4 は第 2 プロペラブレード 6 3 を負のピッチ角から正のピッチ角に変更し、第 2 プロペラ 6 0 から正推力  $S_2$  を発生させる。これにより、第 1 プロペラ 5 0 の推力  $F_2$  及び第 2 プロペラ 6 0 の推力  $S_2$  は、前進推力に用いられ、コンパウンドヘリコプタ 1 0 は正推力  $T_2$  にて速度を増して前進する。

10

【0043】

この速度が増すことに伴い、主翼 3 0 による揚力がさらに増加し、これに伴い胴体 2 0 のモーメントが  $M_2$  に低下する。さらに、垂直尾翼 8 1 の揚力が  $R_1$  から  $R_2$  に増加する。この揚力  $R_2$ 、正推力  $F_2$  及び正推力  $S_2$  によりモーメント  $M_2$  が相殺されて、コンパウンドヘリコプタ 1 0 はヨー方向に回転することなく姿勢が維持される。

20

【0044】

そして、コンパウンドヘリコプタ 1 0 の前進する速度が一層、増し、例えば、200 k t になる。この前進方向の推進力を上昇するため、第 1 プロペラ 5 0 の正推力を  $F_2$  から  $F_3$  に増加し、第 2 プロペラ 6 0 の正推力を  $S_2$  から  $S_3$  に増加する。この和であるコンパウンドヘリコプタ 1 0 の正推力は、 $T_3$  に増加して、高速で前進する。なお、正推力  $S_3$  は正推力  $F_3$  に等しい又はほぼ等しい。

【0045】

高速化による主翼 3 0 による揚力の更なる増加に伴い、胴体 2 0 のモーメントが  $M_3$  に低下する。また、垂直尾翼 8 1 の揚力が  $R_3$  に増加する。このモーメント  $M_3$  は揚力  $R_3$  により打ち消されて、コンパウンドヘリコプタ 1 0 はヨー方向に回転することなく姿勢が維持される。

30

【0046】

このように、低速以降の前進飛行時には、第 1 プロペラ 5 0 及び第 2 プロペラ 6 0 ともに正の推力を発生させる。

【0047】

< 第 1 プロペラブレード及び第 2 プロペラブレードのねじり下げ角 >

ホバリング、低速の前進飛行、高速の前進飛行の飛行状態に応じて、第 1 プロペラ 5 0 及び第 2 プロペラ 6 0 の推力と、その向きを変更するため、適切な第 1、第 2 プロペラブレード 5 3、6 3 のねじり下げ角が設定される。

【0048】

図 5 A は、コンパウンドヘリコプタ 1 0 のホバリング時における各プロペラの効率のグラフを示し、図 5 B は、コンパウンドヘリコプタ 1 0 の高速 (200 k t) 飛行時における各プロペラの効率のグラフを示している。各グラフにおいて、横軸は各プロペラブレード 5 3、6 3 のねじり下げ角を示し、縦軸は各飛行状態の際に必要な推力を発生させるために各プロペラを回転させる必要馬力を示している。

40

【0049】

各グラフにおいて、四角形ドットを通る線が第 1 プロペラ 5 0 の必要馬力と、第 1 プロペラブレード 5 3 のねじり下げ角  $\theta_1$  との関係を示している。三角形ドットを通る線が第 1 プロペラ 5 0 の必要馬力と第 2 プロペラ 6 0 の必要馬力との和と、第 2 プロペラブレード 6 3 のねじり下げ角  $\theta_2$  との関係を示している。太線は、プロペラ馬力上限値 (メイン

50

駆動部 4 1 の馬力上限値からメインロータ 4 0 を回転させる必要馬力を差し引いたもの)を示している。

【 0 0 5 0 】

なお、図 5 A と図 5 B の各縦軸のスケールは必ずしも同一ではない。また、コンパウンドヘリコプタ 1 0 が前進すると、メイン駆動部 4 1 は空冷される。このため、図 5 B の高速飛行時におけるプロペラ馬力上限値は、図 5 A のホバリング時におけるプロペラ馬力上限値よりも大きい値を示す。

【 0 0 5 1 】

第 1 プロペラ 5 0 は、飛行状態によらず正推力を発生する。このため、図 5 A 及び図 5 B に示すように、ねじり下げ角に拘らず必要馬力は大きく変化しないが、第 1 プロペラブレード 5 3 のねじり下げ角  $\theta 1$  が大きいほど、第 1 プロペラ 5 0 の必要馬力が小さくなる。この場合には、ねじり下げ角  $\theta 1$  が 4 0 度で、第 1 プロペラ 5 0 の必要馬力が最小になる。このため、ねじり下げ角  $\theta 1$  が大きい(例えば、ねじり下げ角  $\theta 1$  が 4 0 度に近い)ほど、第 1 プロペラ 5 0 の推力効率が向上する。

10

【 0 0 5 2 】

一方、第 2 プロペラ 6 0 は、コンパウンドヘリコプタ 1 0 の速度に応じて推力の方向が変わり、ホバリング時及び前進飛行の初期段階である低速飛行時には負推力を発生するのに対し、高速飛行時には正推力を発生する。このため、図 5 A、図 5 B に示すように、第 2 プロペラ 6 0 は、ねじり下げ角  $\theta 2$  によって必要馬力は大きく変化するとともに、その変化の傾向は図 5 A のホバリング時と図 5 B の高速飛行時とで異なる。そのため、第 2 プロペラ 6 0 のねじり下げ角  $\theta 2$  は、プロペラ馬力上限値よりも小さい値であって、ホバリング時と高速飛行時の双方の必要馬力が小さくなるような値が設定される。

20

【 0 0 5 3 】

例えば、図 5 B に示すように、高速飛行時には、第 1 プロペラ 5 0 と同様に、第 2 プロペラブレード 6 3 のねじり下げ角  $\theta 2$  が大きいほど、第 2 プロペラ 6 0 の必要馬力が小さくなる。このため、ねじり下げ角  $\theta 2$  が大きい(例えば、ねじり下げ角  $\theta 2$  が 4 0 度に近い)ほど、第 2 プロペラ 6 0 の推力効率が向上する。

【 0 0 5 4 】

これに対し、図 5 A に示すように、ホバリング時には、第 2 プロペラブレード 6 3 のねじり下げ角  $\theta 2$  が小さいほど、第 2 プロペラ 6 0 の必要馬力が小さくなる。このため、ねじり下げ角  $\theta 2$  が小さいほど、第 2 プロペラ 6 0 の推力効率が向上する。

30

【 0 0 5 5 】

以上のことから、図 5 A によりねじり下げ角  $\theta 2$  の上限は、第 1 プロペラ 5 0 の必要馬力と第 2 プロペラ 6 0 の必要馬力との和と、プロペラ馬力上限値とが一致する値である、例えば、2 6 度である。図 5 B によりねじり下げ角  $\theta 2$  の下限は、第 1 プロペラ 5 0 の必要馬力と第 2 プロペラ 6 0 の必要馬力との和と、プロペラ馬力上限値とが一致する値である、例えば、1 8 度である。この範囲において、マージンを考慮し、例えば、ねじり下げ角  $\theta 2$  は、2 2 度に設定される。

【 0 0 5 6 】

< 作用、効果 >

40

このように、ホバリング、低速飛行、高速飛行の飛行状態によって、第 1 プロペラ 5 0 及び第 2 プロペラ 6 0 に要求される推力や推力の向きが異なるため、左右のプロペラの諸元は同一にする必要はなく、コンパウンドヘリコプタに適した最適なプロペラとすることができる。

【 0 0 5 7 】

具体的には、ホバリング時及び前進飛行の初期である低速飛行時において、第 2 プロペラ 6 0 には負の推力を発生させ、低速飛行時以降は正の推力を発生させる。一方、第 1 プロペラ 5 0 にはいずれの飛行状態においても正の推力を発生させる。

【 0 0 5 8 】

プロペラ諸元は例えばプロペラブレードのねじり下げ角を調整することにより設定され

50

る。第2プロペラブレード63のねじり下げ角 $\theta_2$ は、第1プロペラブレード53のねじり下げ角 $\theta_1$ よりも小さい。これにより、仮に、第1プロペラブレード53及び第2プロペラブレード63が互いに同一の回転速度及び同一の負ピッチ角で回転させる条件とした場合、第2プロペラブレード63の負の推力は第1プロペラブレード53の負の推力よりも大きくなる。

【0059】

また、仮に、第1プロペラブレード53及び第2プロペラブレード63が互いに同一の回転速度及び同一の正ピッチ角である角度 $+\beta$ で回転させる条件とした場合、第1プロペラブレード53により正推力 $+F_p$ が発生し、第2プロペラブレード63により正推力 $+S_p$ が発生する。また、仮に、第1プロペラブレード53及び第2プロペラブレード63が互いに同一の回転速度及び同一の負ピッチ角である角度 $-\beta$ で回転させる条件とした場合、第1プロペラブレード53により負推力 $-F_m$ が発生し、第2プロペラブレード63により負推力 $-S_m$ が発生する。

【0060】

このとき、ねじり下げ角が0度であって、正ピッチ角の絶対値と負ピッチ角の絶対値が等しい時、正ピッチ角で発生する正推力の絶対値と、負ピッチ角で発生する負推力の絶対値が等しくなる。また、正ピッチ角の絶対値と負ピッチ角の絶対値が等しい時、ねじり下げ角が大きくなるほど、正推力の絶対値が負推力の絶対値よりも大きくなる。この場合、第2プロペラブレード63の推力の絶対値の差 $(S_p - S_m)$ は、第1プロペラブレード53の推力の絶対値の差 $(F_p - F_m)$ よりも小さくなる。

【0061】

このため、第1プロペラブレード53は、正推力を発生するのに適した形状に形成される。一方、第2プロペラブレード63は、正推力及び負推力に対する効率の低下を抑制した形状に形成される。よって、コンパウンドヘリコプタ10の飛行効率の向上が図られる。

【0062】

また、第1プロペラ50及び第2プロペラ60による推力によって、コンパウンドヘリコプタ10の高速化が図られると共に、ヨー方向におけるコンパウンドヘリコプタ10の動きを制御することができる。

【0063】

(実施の形態2)

実施の形態1に係るコンパウンドヘリコプタ10は、プロペラの諸元のうち、第1プロペラ50及び第2プロペラ60のねじり下げ角を異ならせることにより最適なプロペラとしたが、実施の形態2に係るコンパウンドヘリコプタ10は、図6に示すように、第1プロペラブレード153及び第2プロペラブレード163の翼断面形状を異ならせている。

【0064】

第2プロペラブレード163は、プロペラブレードの断面形状の厚みの中心線であるキャンバーライン153f、163fと、前縁と後縁とを結んだ直線であるコード線153g、163gとの差であるキャンバーが第1プロペラブレード153よりも小さい。例えば、図6Aに示すように、第1プロペラブレード153は、キャンバーが0よりも大きいキャンバー翼である。図6Bに示すように、第2プロペラブレード163は、キャンバーが0である対称翼である。なお、各プロペラブレード153、163にはねじり下げが付けられていない。

【0065】

外形線153e、163eは、各プロペラブレード153、163の長手方向に直交する断面の形状を表す線である。中心線153f、163fは、外形線153e、163eのうち、前縁153c、163cと後縁153d、163dとを直線で結んだコード線153g、163gよりも上側と下側との間の中心を通る線である。

【0066】

第1プロペラブレード153では、中心線153fがコード線153gよりも上側に位置しており、キャンバー153hが0よりも大きくなる。この場合、第1プロペラブレード

10

20

30

40

50

ド 1 5 3 は、コード線 1 5 3 g から一方側に反っていることにより、第 1 プロペラブレード 1 5 3 は正推力を発生し易い。

【 0 0 6 7 】

第 2 プロペラブレード 1 6 3 では、中心線 1 6 3 f がコード線 1 6 3 g と一致しており、キャンバーが 0 になる。このように、第 2 プロペラブレード 1 6 3 は、コード線 1 6 3 g に対して対称な形状であることにより、第 2 プロペラブレード 1 6 3 は正推力及び負推力の両方を発生し易い。

【 0 0 6 8 】

このため、仮に、同一の回転速度及び同一の負ピッチ角で回転させる条件下において、第 1 プロペラ 5 0 及び第 2 プロペラ 6 0 が発生する負の推力は、第 2 プロペラ 6 0 が第 1 プロペラ 5 0 よりも大きくなる。よって、コンパウンドヘリコプタ 1 0 は、飛行効率の向上を図ることができる。

10

【 0 0 6 9 】

( 変形例 )

実施の形態 2 に係る各プロペラブレード 1 5 3、1 6 3 について、実施の形態 1 と同様のねじり下げ角  $\theta 1$ 、 $\theta 2$  をつけてもよい。つまり、対称翼の第 2 プロペラブレード 1 6 3 及びキャンバー翼の第 1 プロペラブレード 1 5 3 のそれぞれにねじり下げが付けられており、第 2 プロペラブレード 1 6 3 のねじり下げ角  $\theta 2$  は、第 1 プロペラブレード 1 5 3 のねじり下げ角  $\theta 1$  よりも小さい。

【 0 0 7 0 】

20

上記全ての実施の形態において、ねじり下げ及び断面形状の違いを除いた形状について、第 1 プロペラブレード 1 5 3 及び第 2 プロペラブレード 1 6 3 は、互いに同じであってもよいし、互いに異なってもよい。例えば、基端部 1 5 3 a、1 6 3 a、先端部 1 5 3 b、1 6 3 b、前縁 1 5 3 c、1 6 3 c 及び後縁 1 5 3 d、1 6 3 d により囲まれた平面形状を、第 1 プロペラブレード 1 5 3 と第 2 プロペラブレード 1 6 3 とで異ならせることによりプロペラの諸元を設定してもよい。

【 0 0 7 1 】

また、各実施の形態において、第 1 プロペラ 5 0 及び第 2 プロペラ 6 0 は同一の回転数としたが、飛行状態に応じた推力とその向きとなるように、第 1 プロペラ 5 0 及び第 2 プロペラ 6 0 を異なる回転数で駆動させてもよい。

30

【 0 0 7 2 】

上記全ての実施の形態において、第 1 プロペラ 5 0 及び第 1 駆動部 5 1 が第 1 主翼部 3 1 に取り付けられ、第 2 プロペラ 6 0 及び第 2 駆動部 6 1 が第 2 主翼部 3 2 に取り付けられている。但し、第 1 プロペラ 5 0 が胴体 2 0 の一方側に設けられ、第 2 プロペラ 6 0 が胴体 2 0 の他方側に設けられていれば、これらの位置はこれに限定されない。例えば、第 1 プロペラ 5 0 及び第 1 駆動部 5 1 が胴体 2 0 の一方側に取り付けられ、第 2 プロペラ 6 0 及び第 2 駆動部 6 1 が胴体 2 0 の他方側に取り付けられていてもよい。

【 0 0 7 3 】

なお、第 1 及び第 2 プロペラブレード 5 3、6 3 の迎え角は、基端部 5 3 a、6 3 a から先端部 5 3 b、6 3 b に向かって減少する、ねじり下げとしているが、これに限られない。各プロペラブレードは、基端部から先端部に向かって迎え角が増加する、負のねじり下げ（ねじり上げ）としてもよい。

40

【 0 0 7 4 】

また、上記全実施の形態は、互いに相手を排除しない限り、互いに組み合わせてもよい。上記説明から、当業者にとっては、本開示の多くの改良や他の実施形態が明らかである。従って、上記説明は、例示としてのみ解釈されるべきであり、本開示を実行する最良の態様を当業者に教示する目的で提供されたものである。本開示の精神を逸脱することなく、その構造及び / 又は機能の詳細を実質的に変更できる。

【 産業上の利用可能性 】

【 0 0 7 5 】

50

本開示のコンパウンドヘリコプタは、飛行効率の向上を図ったコンパウンドヘリコプタ等として有用である。

【符号の説明】

【 0 0 7 6 】

|         |                |    |
|---------|----------------|----|
| 1 0     | : コンパウンドヘリコプタ  |    |
| 2 0     | : 胴体           |    |
| 2 1     | : 機首           |    |
| 2 2     | : 機尾           |    |
| 3 0     | : 主翼           |    |
| 3 1     | : 第 1 主翼部      | 10 |
| 3 2     | : 第 2 主翼部      |    |
| 3 3     | : 翼根           |    |
| 3 4     | : 翼端           |    |
| 4 0     | : メインロータ       |    |
| 4 1     | : メイン駆動部       |    |
| 4 2     | : メインロータ回転軸    |    |
| 4 3     | : メインロータブレード   |    |
| 5 0     | : 第 1 プロペラ     |    |
| 5 1     | : 第 1 駆動部      |    |
| 5 2     | : 第 1 回転軸      | 20 |
| 5 3     | : 第 1 プロペラブレード |    |
| 5 3 a   | : 基端部          |    |
| 5 3 a 1 | : コード線         |    |
| 5 3 b   | : 先端部          |    |
| 5 3 b 1 | : コード線         |    |
| 5 3 c   | : 前縁           |    |
| 5 3 d   | : 後縁           |    |
| 5 4     | : 第 1 ピッチ可変機構  |    |
| 6 0     | : 第 2 プロペラ     |    |
| 6 1     | : 第 2 駆動部      | 30 |
| 6 2     | : 第 2 回転軸      |    |
| 6 3     | : 第 2 プロペラブレード |    |
| 6 3 a   | : 基端部          |    |
| 6 3 a 1 | : コード線         |    |
| 6 3 b   | : 先端部          |    |
| 6 3 b 1 | : コード線         |    |
| 6 3 c   | : 前縁           |    |
| 6 3 d   | : 後縁           |    |
| 6 4     | : 第 2 ピッチ可変機構  |    |
| 7 0     | : 降着装置         | 40 |
| 8 0     | : 尾翼           |    |
| 8 1     | : 垂直尾翼         |    |
| 8 2     | : 水平尾翼         |    |
| 9 0     | : 制御部          |    |
| 1 5 3   | : 第 1 プロペラブレード |    |
| 1 5 3 a | : 基端部          |    |
| 1 5 3 b | : 先端部          |    |
| 1 5 3 c | : 前縁           |    |
| 1 5 3 d | : 後縁           |    |
| 1 5 3 e | : 外形線          | 50 |

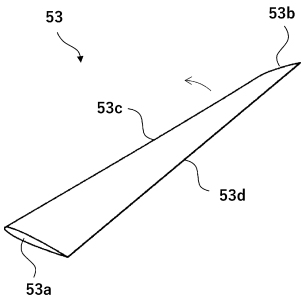
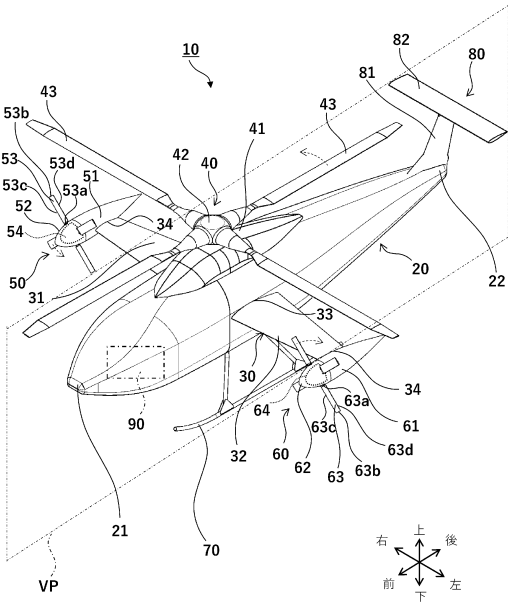
- 1 5 3 f : キャンパーライン ( 中心線 )
- 1 5 3 g : コード線
- 1 5 3 h : キャンパー
- 1 6 3 : 第 2 プロペラブレード
- 1 6 3 a : 基端部
- 1 6 3 b : 先端部
- 1 6 3 c : 前縁
- 1 6 3 d : 後縁
- 1 6 3 e : 外形線
- 1 6 3 f : キャンパーライン ( 中心線 )
- 1 6 3 g : コード線

10

【 図 面 】

【 図 1 】

【 図 2 A 】



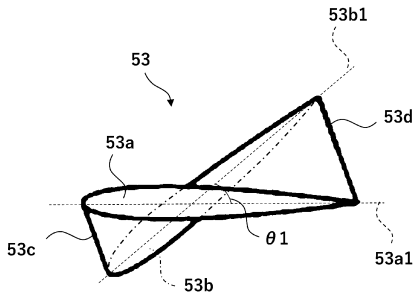
20

30

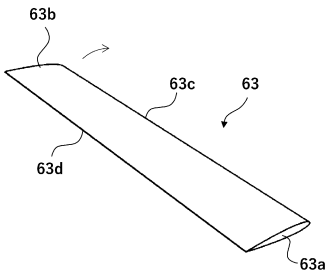
40

50

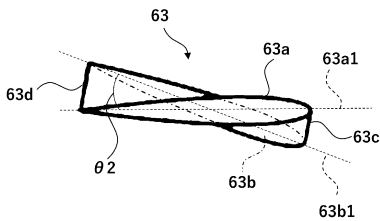
【図 2 B】



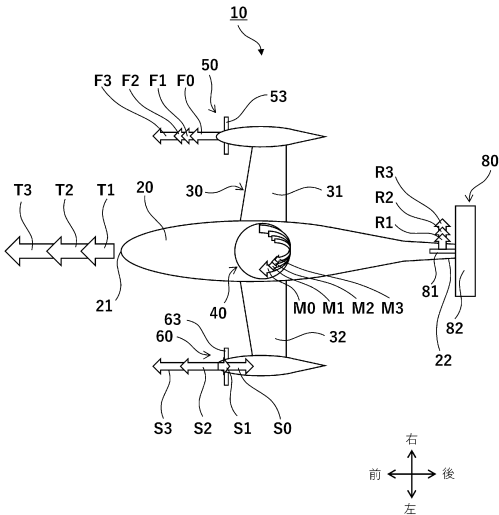
【図 3 A】



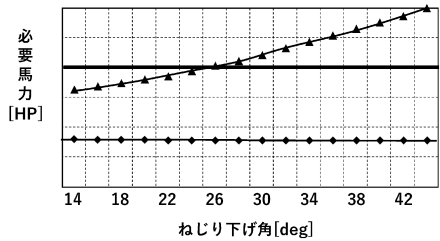
【図 3 B】



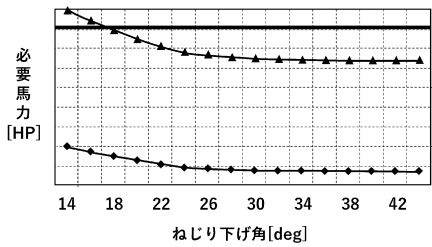
【図 4】



【図 5 A】



【図 5 B】



10

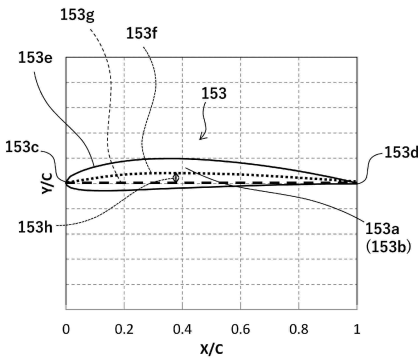
20

30

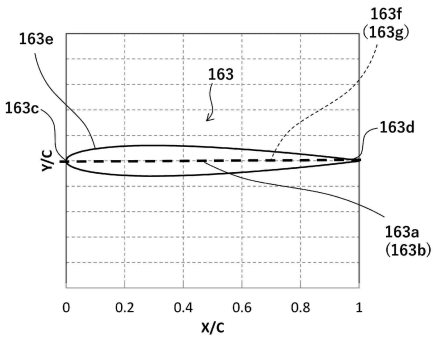
40

50

【 図 6 A 】



【 図 6 B 】



10

20

30

40

50

---

フロントページの続き

(56)参考文献 米国特許出願公開第 2 0 2 0 / 0 0 2 3 9 5 3 ( U S , A 1 )

米国特許出願公開第 2 0 2 0 / 0 0 2 3 9 4 0 ( U S , A 1 )

(58)調査した分野 (Int.Cl. , D B 名)

B 6 4 C 2 7 / 8 2

B 6 4 C 2 7 / 0 6

B 6 4 C 1 1 / 0 6

B 6 4 C 1 1 / 1 8