

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11) 特許出願公開番号

特開2010-100283

(P2010-100283A)

(43) 公開日 平成22年5月6日(2010.5.6)

(51) Int.Cl.	F 1	テーマコード (参考)
B 6 4 C 27/12 (2006.01)	B 6 4 C 27/12	3 J 0 4 8
F 1 6 F 15/08 (2006.01)	F 1 6 F 15/08	E
F 1 6 F 15/04 (2006.01)	F 1 6 F 15/04	P

審査請求 未請求 請求項の数 8 O L 外国語出願 (全 33 頁)

(21) 出願番号 特願2009-258386 (P2009-258386)
 (22) 出願日 平成21年10月21日 (2009.10.21)
 (31) 優先権主張番号 08425680.9
 (32) 優先日 平成20年10月21日 (2008.10.21)
 (33) 優先権主張国 欧州特許庁 (EP)

(71) 出願人 509312020
 アグスタ ソシエタ ベル アチオニ
 イタリア サマラーテ フラツィオーネ
 カシーナ コスタ ヴィア ジョヴァンニ
 アグスタ 520
 (74) 代理人 100082005
 弁理士 熊倉 禎男
 (74) 代理人 100088694
 弁理士 弟子丸 健
 (74) 代理人 100103609
 弁理士 井野 砂里
 (74) 代理人 100095898
 弁理士 松下 満
 (74) 代理人 100098475
 弁理士 倉澤 伊知郎

最終頁に続く

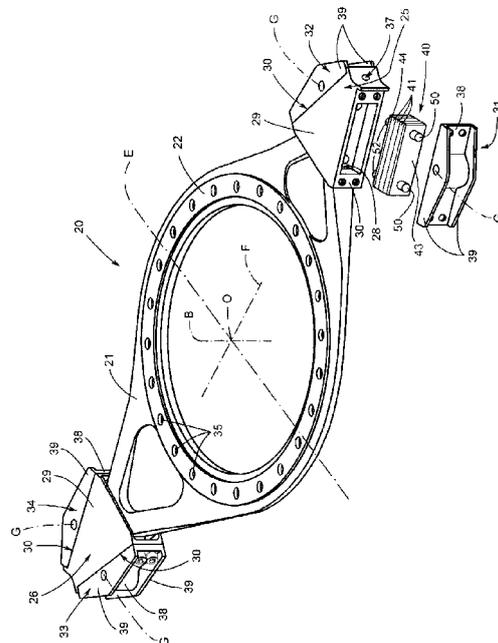
(54) 【発明の名称】 ヘリコプター

(57) 【要約】

【課題】キャビンへの振動及び騒音の伝達を安価且つ容易に最小にするように設計されたヘリコプターを提供する。

【解決手段】本発明によるヘリコプターは、主回転翼(3)と、胴体(2)と、主回転翼(3)に作動的に連結されたトランスミッション(7)と、少なくともトランスミッション(7)を支持する支持本体(14)と、第1の連結部材(21)を備えた連結手段(20)と、支持本体(14)及び胴体(2)に連結された第2の連結手段(31、32、33、34)と、第1の連結部材(21)と第2の連結部材(31、32、33、34)との間に介在する弾性手段(41)とを有する。

【選択図】図3



【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ヘリコプター(1)であって、

主回転翼(3)と、胴体(2)と、主回転翼(3)に作動的に連結されたトランスミッション(7)と、少なくともトランスミッション(7)を支持する支持本体(14)と、支持本体(14)に連結された第1の連結手段(21)と、胴体(2)に連結された第2の連結手段(31、32、33、34)と、第1の連結手段(21)と第2の連結手段(31、32、33、34)との間に介在された弾性手段(41)とを有し、

前記第1の連結手段は、第1の連結部材(21)を含み、第1の連結部材(21)は、前記支持本体(14)に連結されたフランジ(22)を有し、前記フランジは、前記胴体(2)の長手方向軸線(E)を横切る第1の軸線(B)を有する開口を有し、前記第1の連結部材(21)は、更に、第1の付加部分(23)及び第2の付加部分(24)を有し、前記第1の付加部分(23)及び前記第2の付加部分(24)は、前記第1の軸線(B)の両側において、前記フランジ(22)のそれぞれの部分から突出し、

前記第1及び第2の付加部分(23、24)は、V字形であり、前記第1の軸線(B)の両側に先細りになるように延びる2つの側部を備え、

前記第2の連結手段は、前記第1の付加部分(23)の両側に配置された1対の第2の連結部材(31、32)と、前記第2の付加部分(24)の両側に配置された他の1対の第2の連結部材(33、34)とを有し、

前記弾性手段(41)は、前記第1の付加部分(23)の2つの側部と前記1対の第2の連結部材(31、32)との間に介在する少なくとも1対の第1の弾性部材(41)と、前記第2の付加部分(24)の2つの側部と前記他の1対の第2の連結部材(33、34)との間に介在する少なくとも1対の第2の弾性部材(41)とを有する、ヘリコプター。

【請求項 2】

前記第1の付加部分(23)及び前記第2の付加部分(24)はそれぞれ、第2の対称軸線(C)及び第3の対称軸線(D)を有し、前記第2の対称軸線(C)及び前記第3の対称軸線(D)は、前記フランジ(22)の開口の中心(O)で交差し、互いに対して及び胴体(2)の長手方向軸線(E)に対して傾斜する、請求項1に記載のヘリコプター。

【請求項 3】

更に、1対の第1の減衰組立体(40)及び1対の第2の減衰組立体(40)を有し、各第1の減衰組立体(40)は、交互に配置され且つ一体化された多数の第1の金属材料(42)及び多数の前記第1の弾性部材(41)を有し、

各第2の減衰組立体(40)は、交互に配置され且つ一体化された多数の第2の金属材料(42)及び多数の前記第2の弾性部材(41)を有する、請求項1又は2に記載のヘリコプター。

【請求項 4】

更に、前記弾性手段(41)の予荷重を調節する調節手段(60)を有する、請求項1～3の何れか1項に記載のヘリコプター。

【請求項 5】

更に、前記第1の付加部分(23)及び前記第2の付加部分(24)の各々は、1つの本体(25、26)を有し、前記本体の各々は、それに対応する前記付加部分(23、24)が係合する中央の座部(27)と、前記中央の座部(27)の両側に配置され且つ前記弾性手段(41)の少なくとも一部を収容する1対の側方の座部(28)と、を有し、

前記本体(25、26)は、その両側において、前記本体に対応する前記第2の連結部材(31、32、33、34)に連結される、請求項1～4の何れか1項に記載のヘリコプター。

【請求項 6】

前記第1の付加部分(23)及び前記第2の付加部分(24)はそれぞれ、前記第2の対称軸線(C)及び前記第3の対称軸線(D)に沿って延びる第1のねじ山付き孔(36

10

20

30

40

50

)を有し、

前記本体(25、26)は、それに対応する前記第2の対称軸線(C)及び前記第3の対称軸線(D)に沿って延び且つそれに対応する前記第1のねじ山付き孔(36)と整列する第2の孔(37)を有し、

前記第1連結手段(21)及び前記第2の連結手段(31、32、33、34)を組立てるとき、互いに対応する前記第1のねじ山付き孔(36)及び第2の孔(37)に、それぞれの第1のねじ山付きピン(45)が係合する、請求項5に記載のヘリコプター。

【請求項7】

前記調節手段(60)は、前記第2の連結部材(31、32、33、34)ごとに、少なくとも1つの第2のねじ山付きピン(61)と、前記第2の連結部材(31、32、33、34)に形成され且つ前記第2のねじ山付きピン(61)が通る少なくとも1つの第3の孔(63)と、前記本体(25、26)に形成され且つ前記第2のねじ山付きピン(61)が係合する少なくとも1つの第4のねじ山付き孔(62)とを有する、請求項5又は6に記載のヘリコプター。

10

【請求項8】

前記胴体(2)は、キャビン(8)と、前記キャビン(8)の最上部を形成する壁(15)とを有し、前記第1の連結部材(21)は、前記壁(15)と協働し、前記第2の連結部材(31、32、33、34)は、前記壁(15)に固定される、請求項1～7の何れか1項に記載のヘリコプター。

【発明の詳細な説明】

20

【技術分野】

【0001】

本発明はヘリコプターに関する。

【背景技術】

【0002】

知られているヘリコプターは、前方乗員キャビンを構成する胴体と、ヘリコプターを支持し且つ前進させるのに必要な揚力及び推力を発生させるために胴体の中央部の最上部に取付けられた主回転翼と、ヘリコプターのテールフィンから突出する反トルク回転翼(トルク平衡回転翼)を実質的に有している。

【0003】

30

詳細には、主回転翼は、駆動シャフトと、ハブを介して駆動シャフトに枢動可能に連結された多数のブレード(翼)を有している。

【0004】

ヘリコプターはまた、少なくとも1つのエンジンと、エンジンと駆動シャフトとの間に設けられたトランスミッション(伝動装置)と、駆動シャフト及びトランスミッションを支持する支持本体と、胴体を支持本体に連結する連結装置を有している。言い換えれば、胴体は、支持本体から連結装置によって「吊下げ」られている。

【0005】

ヘリコプターの通常の作動中、エンジンは、駆動トルクをトランスミッションに付与する。作用反作用の法則により、反作用トルクは、支持本体に伝達され、次いで、支持本体から胴体に連結装置によって伝達され、テール部回転翼が胴体に付与する反対方向トルクによってバランスが保たれている。

40

【0006】

連結装置は、振動及び騒音を必然的に胴体、従って、キャビンに伝達し、かくして、乗員の快適性が損なわれる。

【0007】

業界内では、キャビンへのかかる振動及び騒音、特に予め決められた周波数範囲内の振動及び騒音の伝達を最小にする要望がある。

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

50

【 0 0 0 8 】

本発明の目的は、上記要望の少なくとも1つを安価且つ容易に達成するように設計されたヘリコプターを提供することにある。

【課題を解決するための手段】

【 0 0 0 9 】

本発明により、特許請求の範囲の請求項1に記載のヘリコプターを提供する。

【図面の簡単な説明】

【 0 0 1 0 】

【図1】本発明によるヘリコプターの側面図である。

【図2】図1のヘリコプターの一部を構成する連結装置の拡大斜視図である。

10

【図3】図2の連結装置を部分的に分解した拡大図である。

【図4】図2及び図3の連結装置の一部を破断した平面図である。

【図5】明瞭化のために部品を省略した、図2～図4の連結装置の一部の断面図である。

【図6】図2～図5の連結装置の組立てにおける一連の工程の1つを示す図である。

【図7】図2～図5の連結装置の組立てにおける一連の工程の1つを示す図である。

【図8】図2～図5の連結装置の組立てにおける一連の工程の1つを示す図である。

【発明を実施するための形態】

【 0 0 1 1 】

以下、添付図面を参照して、本発明の非制限的な好ましい実施形態を説明する。

20

【 0 0 1 2 】

図1の参照符号1はヘリコプターを示し、ヘリコプター1は、ノーズ部5を含む胴体2と、少なくとも1つのエンジン6（図1だけに概略的に示す）と、ヘリコプター1を浮かせ且つ前進させるのに必要な揚力及び推力を発生させるために胴体2の最上部に取り付けられた主回転翼3を実質的に有している。

【 0 0 1 3 】

主回転翼3は、駆動シャフト10と、駆動シャフト10に枢動可能に連結されたハブ11と、ハブ11に枢動可能に連結された多数のブレードを実質的に有し、多数のブレードは、駆動シャフト10の軸線Aを横切るそれぞれの方向に延びている。

【 0 0 1 4 】

胴体2は、通常は乗員によって占有されるキャビン8を構成し、キャビン8の境界は、主回転翼3に面する側において、胴体2の壁15によって定められる。

30

【 0 0 1 5 】

ヘリコプター1はまた、エンジン6の出力部材13を駆動シャフト10に機能的（作動的）に連結するトランスミッション7（図1だけに概略的に示す）と、出力部材13、トランスミッション7及び駆動シャフト10を回転可能に支持するステータ本体を有している。

【 0 0 1 6 】

図1は、ステータ本体のうちのボックス14だけを示し、ボックス14は、壁15からキャビン8と反対側に突出し、トランスミッション7の最終段及び駆動シャフト10を軸線A周りに回転可能に支持している。

40

【 0 0 1 7 】

ヘリコプター1はまた、ノーズ部5と反対側の端部において胴体2のテールフィンから突出しているテール部反トルク回転翼4と、ボックス14を胴体2の壁15に連結する連結手段16を有している。

【 0 0 1 8 】

連結手段16は、多数（図示の例では4つ）のロッド17と、連結装置20とを実質的に有し、多数のロッド17は、ボックス14の側面と壁15へのそれぞれの締結箇所との間を、壁15及び軸線Aに対して傾斜したそれぞれの軸線に沿って延び、連結装置20は、ボックス14の最下縁部と壁15とに連結され、反作用トルクを胴体2に伝達する。

50

【 0 0 1 9 】

詳細には、反作用トルクは、作用反作用の法則により、エンジン 6 から駆動シャフト 10 にミッション 7 を介して伝達される駆動トルクと等しい大きさで且つそれと反対向きのトルクであり、ステータ本体に、従って、ボックス 14 に伝達され、テール部回転翼 4 が発生させる反対方向トルクによってバランスが保たれ、即ち、平衡状態になる。

【 0 0 2 0 】

連結装置 20 は、クロスメンバー 21 と、2 つの連結部材 25、26 と、2 つの部材 31、32 と、2 つの部材 33、34 とを実質的に有している（図 4 参照）。クロスメンバー 21 は、ボックス 14 の最下縁部にボルト止めされるフランジ 22 と、2 つの V 字形の付加部分 23、24 を有し、フランジ 22 は、軸線 B を有する円形の開口を有し、軸線 A は、この開口の中を延びており、付加部分 23、24 は、軸線 B の両側に先細りになるように延び、フランジ 22 のそれぞれの部分から突出している。2 つの連結部材 25、26 はそれぞれ、軸線 B の両側に配置され、各連結部材 25、26 は、軸線 B に対して垂直であり且つ互いに対向する 2 つのプレート 29 と、2 つのプレート 29 の間にそれと垂直に介在する 2 つの側壁 30 を有している。2 つの部材 31、32 は、胴体 2 の壁 15 に連結されると共に、連結部材 25 の側壁 30 に連結されている。2 つの部材 33、34 は、胴体 2 の壁 15 に連結されると共に、連結部材 26 の側壁 30 に連結されている。

10

【 0 0 2 1 】

詳細には、フランジ 22 は、軸線 B の回りに等間隔に配置された多数の孔 35 を有し、孔 35 には、ボックス 14 の最下縁部に固定されるボルト（図示せず）が嵌められている。

20

【 0 0 2 2 】

各付加部分 23、24 は、軸線 B の両側に先細りになるように延び、且つそれぞれの軸線 C、D に対して対称に延びる 2 つの側部と、それぞれの軸線 C、D に沿って延びるねじ山付き孔 36（図 5～図 8 に示す）を有し、このねじ山付き孔 36 は、軸線 B と反対側に位置する開放した第 1 の軸線方向端部と、その反対側に位置する閉じた第 2 の軸線方向端部とを有している。

【 0 0 2 3 】

図 6 及び図 7 を参照すると、各連結部材 25、26 は、それぞれの付加部分 23、24 が係合する台形の座部 27 と、座部 27 のそれぞれの側に配置され且つそれぞれの側壁 30 によって境界が決められる四角柱状で矩形断面の 2 つの座部 28 を有している。詳細には、各連結部材 25、26 の矩形断面の座部 28 は、それに対応する台形の座部 27 と連通している。

30

【 0 0 2 4 】

連結部材 25 は、軸線 C を有する貫通孔 37 を有し、この貫通孔 37 は、付加部分 23 のねじ山付き孔 36 と軸線方向に整列し、また、連結部材 26 は、軸線 D を有する貫通孔 37 を有し、この貫通孔 37 は、付加部分 24 のねじ山付き孔 36 と軸線方向に整列している。

【 0 0 2 5 】

連結装置 20 を組立てるとき、付加部分 23 のねじ山付き孔 36 と連結部材 25 の貫通孔 37 に、軸線 C に沿って延びるねじ山付きピン 45 が係合し、また、付加部分 24 のねじ山付き孔 36 と連結部材 26 の貫通孔 37 に、軸線 D に沿って延びるねじ山付きピン 45 が係合する。

40

【 0 0 2 6 】

軸線 C 及び軸線 D は、互いに対して傾斜し、フランジ 22 の中心 O で交差し、軸線 B に対して垂直な平面を定める。

【 0 0 2 7 】

テール部回転翼 4 からノーズ部 5 に延びるヘリコプター 1 の通常飛行の軸線に対して、軸線 C は、角度 θ を定め、軸線 D は、角度 ϕ を定める。詳細には、角度 θ は鈍角であり且つ等しい。

50

【 0 0 2 8 】

軸線 E は、胴体 2 の長手方向軸線と実質的に一致し、図 3、図 4、図 6、図 7 及び図 8 に示す軸線 F に対して垂直である。

【 0 0 2 9 】

連結部材 2 5 の各側壁 3 0 は、部材 3 1、3 2 と付加部分 2 3 の側部との間に介在する。

【 0 0 3 0 】

同様に、連結部材 2 6 の各側壁 3 0 は、部材 3 3、3 4 と付加部分 2 4 の側部との間に介在する。

【 0 0 3 1 】

各部材 3 1、3 2、3 3、3 4 は、それぞれの連結部材 2 5、2 6 の側壁 3 0 と協働する主壁 3 8 と、連結部材 2 5、2 6 の両側で主壁 3 8 の両端縁部から突出する互いに平行な 2 つの側壁 3 9 とを有している。

【 0 0 3 2 】

各部材 3 1、3 2、3 3、3 4 は、軸線 B と平行な軸線 G を有するそれぞれのボルト 1 9 (図示せず) によって、胴体 2 の壁 1 5 に固定される。

【 0 0 3 3 】

連結装置 2 0 は、有利なことに、部材 3 1、3 2 と付加部分 2 3 との間及び部材 3 3、3 4 と付加部分 2 4 との間に介在する弾性手段を有している。

【 0 0 3 4 】

詳細には、連結装置 2 0 は、矩形断面の座部 2 8 内に收容された 4 つの減衰組立体 4 0 を有し、各減衰組立体 4 0 は、弾性材料、特に硬化ゴムの多数の層 4 1 と、金属の多数のプレート 4 2 とを有し、多数の層 4 1 と多数のプレート 4 2 とは、接着材料層 (図示せず) によって交互に連結されている (図 4 及び図 5 参照) 。図示の例では、層 4 1 及びプレート 4 2 は矩形であり、座部 2 8 を含む側壁 3 0 と平行な平面内にある。

【 0 0 3 5 】

減衰組立体 4 0 は、付加部分 2 3、2 4 の側部と部材 3 1、3 2、3 3、3 4 との間に介在し、このため、クロスメンバー 2 1 から胴体 2 の壁 1 5 への振動の伝達が低減される。

【 0 0 3 6 】

各減衰組立体 4 0 は、金属で作られた 2 つのプレート 4 3、4 4 を有し、プレート 4 4 は、軸線 C、D に最も近い層 4 1 に接着材料によって連結され、プレート 4 3 は、部材 3 1、3 2、3 3、3 4 に最も近い層 4 1 に連結されている。

【 0 0 3 7 】

各減衰組立体 4 0 のプレート 4 3 は、付加部分 2 3、2 4 から遠ざかる向きに突出する 2 つの突出部 5 0 を有し、突出部 5 0 は、部材 3 1、3 2、3 3、3 4 の主壁 3 8 に形成された座部 5 1 (図 5、図 7、図 8 参照) に係合する。

【 0 0 3 8 】

各減衰組立体 4 0 のプレート 4 4 は、付加部分 2 3、2 4 に向かって突出する 2 つの突出部 5 2 を有し、突出部 5 2 は、付加部分 2 3、2 4 の側部に形成されたデッド (dead) 座部 5 3 (図 5、図 6、図 7 参照) に係合する。

【 0 0 3 9 】

連結部材 2 5 の矩形断面の座部 2 8 に係合する減衰組立体 4 0 の突出部 5 0、5 2 は、互いに平行であり、連結部材 2 5 の側壁 3 0 と実質的に垂直なそれぞれの軸線に沿って延びている。

【 0 0 4 0 】

同様に、連結部材 2 6 の矩形断面の座部 2 8 に係合する減衰組立体 4 0 の突出部 5 0、5 2 は、互いに平行で、連結部材 2 6 の側壁 3 0 と実質的に垂直なそれぞれの軸線に沿って延びている。

【 0 0 4 1 】

10

20

30

40

50

突出部 5 0、5 2 とそれに対応する座部 5 1、5 3 との間の連結により、軸線 B に沿ったトルク反作用の伝達を、付加部分 2 3、2 4 から部材 3 1、3 2、3 3、3 4 に行う。

【 0 0 4 2 】

ヘリコプター 1 はまた、減衰組立体 4 0 (図 5 ~ 図 8 参照) の層 4 1 に作用する予荷重を調節する調節手段 6 0 を有している。

【 0 0 4 3 】

調節手段 6 0 は、減衰組立体 4 0 ごとに、2 対のピン 6 1 と、2 対のねじ山付き孔 6 2 と、2 対の貫通孔 6 3 とを有することが有利である (図 5 ~ 図 8 参照) 。2 対のピン 6 1 は、連結部材 2 5、2 6 の側壁 3 0 に対して垂直なそれぞれの軸線に沿って延びる平行ねじ山付き端部を有する。2 対のねじ山付き孔 6 2 は、連結部材 2 5、2 6 の側壁 3 0 によって構成され、2 対のねじ山付き孔 6 2 にそれぞれのねじ山付きピン 6 1 が係合する。2 対の貫通孔 6 3 は、部材 3 1、3 2、3 3、3 4 の主壁 3 8 に形成され、2 対の貫通孔 6 3 の中をそれぞれのピン 6 1 が通る。

10

【 0 0 4 4 】

詳細には、各部材 3 1、3 2、3 3、3 4 の座部 5 1 は、2 対の貫通孔 6 3 の間に配置され、各減衰組立体 4 0 を収容する矩形断面の座部 2 8 は、2 対のねじ山付き孔 6 2 の間に配置される。

【 0 0 4 5 】

図 6 ~ 図 8 は、連結装置 2 0 の 1 対の減衰組立体 4 0 の組立て順序を示す。

【 0 0 4 6 】

詳細には、図 6 ~ 図 8 は、付加部分 2 3 の 2 つの側部と部材 3 1、3 2 との間に介在する減衰組立体 4 0 の組立て順序を示す。

20

【 0 0 4 7 】

これと同じことが、付加部分 2 4 の 2 つの側部と部材 3 3、3 4 との間に介在する減衰組立体 4 0 の組立てにも適用され、従って、これを詳細には示さない。

【 0 0 4 8 】

詳細には、付加部分 2 3 を、連結部材 2 5 の座部 2 7 の内側に挿入し (図 6 参照) 、ねじ山付きピン 4 5 を、貫通孔 3 7 に通し、ねじ山付き孔 3 6 内に締結させる (図 7 参照) 。

【 0 0 4 9 】

次いで、減衰組立体 4 0 を、連結部材 2 5 の矩形断面の座部 2 8 の内側に挿入し、部材 3 1、3 2 を、連結部材 2 5 の側壁 3 0 にねじ山付きピン 6 1 によって固定し、これにより、各減衰組立体 4 0 の突出部 5 0、5 2 がそれぞれ、部材 3 1 に形成された座部 5 1 及び付加部分 2 3 の側部に形成された座部 5 3 に係合する。

30

【 0 0 5 0 】

かくして、減衰組立体 4 0 は、部材 3 1、3 2 と付加部分 2 3 の側部との間の予め決められた位置に把持される (図 8 参照) 。

【 0 0 5 1 】

この時点で、ねじ山付きピン 4 5 を緩め、それをねじ山付き孔 3 6 から取外す。

【 0 0 5 2 】

実際の使用において、エンジン 6 は、主回転翼 3 の駆動シャフト 1 0 を回転させる。

40

【 0 0 5 3 】

駆動シャフト 1 0 は、ハブ 1 1 を介してブレード 1 2 を回転させ、ヘリコプター 1 を浮上させ且つ前進させるのに必要な揚力及び推力を生じさせる。

【 0 0 5 4 】

揚力及び推力は、ボックス 1 4 に伝達され、ボックス 1 4 から胴体 2 の壁 1 5 に、主としてロッド 1 7 を介して伝達される。

【 0 0 5 5 】

駆動シャフト 1 0 から伝達されるトルクは、作用反作用の法則によって、トルク反作用を生じさせ、このトルク反作用は、駆動シャフト 1 0 に作用するトルクと等しい大きさで

50

且つそれと反対方向にボックス 14 に作用する。

【0056】

トルク反作用は、連結装置 20 を介して伝わり、胴体 2 の壁 15 に伝達される。

【0057】

詳細には、トルク反作用は、付加部分 23、24 から、その座部 53 に係合するピン（突出部）52 によって減衰組立体 40 のプレート 44 に伝達され、減衰組立体 40 のプレート 43 から部材 31、32、33、34 に、その座部 51 に係合するピン（突出部）50 によって伝達され、次いで、部材 31、32、33、34 によって胴体 2 の壁 15 に伝達される。

【0058】

主回転翼 3 の作動により、ボックス 14 に振動を引き起こす。

【0059】

ボックス 14 に生じる振動及びそれと関連した騒音は、ボックス 14 からフランジ 22 及びその付加部分 23、24 に伝達される。

【0060】

減衰組立体 40 は、弾性材料の層 41 が設けられているため、予め決められた周波数範囲内の上記振動及び騒音を吸収し且つこれらの振動及び騒音が部材 31、32、33、34 及び胴体 2 の壁 15 に伝達されることを防止するように振動する。

【0061】

言い換えれば、減衰組立体 40 は、壁 15 に連結された部材 31、32、33、34 を、ボックス 14 に連結された付加部分 23、24 から隔絶させる。

【0062】

層 41 に作用する予荷重は、駆動シャフト 10 に作用する予め決められたトルク、従って、ボックス 14 に作用するトルク反作用の関数として調節可能である。

【0063】

詳細には、ねじ山付きピン 61 をねじ山付き孔 62 の内部に締めたりそれから緩めたりして、減衰組立体 40 に作用する把持力をそれぞれの軸線 G と実質的に平行な方向に調節することによって、弾性材料の層 41 に作用する予荷重を調節する。

【0064】

本発明によるヘリコプター 1 の利点は、上記説明から明らかであろう。

【0065】

特に、減衰組立体 40 は、トルク反作用をボックス 14 から壁 15 に伝達しながら、予め決められた周波数範囲内の振動及び騒音が壁 15 及びキャビン 8 に伝達されることを低減する。

【0066】

即ち、弾性材料の層 41 は、ボックス 14 に固定されたクロスメンバー 21 と胴体 2 の壁 15 に固定された部材 31、32、33、34 との間に介在し、ボックス 14 から伝達される荷重によって振動させられる。

【0067】

言い換えれば、弾性材料の層 41 は、ボックス 14 から伝達される予め決められた周波数範囲内の振動及び騒音から壁 15 を隔絶する機械的フィルタとして機能する。

【0068】

連結装置 20 の弾性材料の層 41 の振動周波数は、単に、弾性材料の層 41 の材料又は形状を変更すること、即ち、剛性を調節することによって調節できる。

【0069】

かくして、胴体 2 への振動及び騒音の伝達を防止する周波数範囲は、設計段階で選択することができる。

【0070】

言い換えれば、減衰組立体 40 を、設計段階において、胴体 2 への伝達を低減させる振動及び騒音の種々の周波数範囲に合わせることができる。

10

20

30

40

50

【 0 0 7 1 】

調節手段 6 0 はまた、減衰組立体の弾性材料の層 4 1 に作用する予荷重の調節を可能にする。

【 0 0 7 2 】

従って、このことは、クロスメンバー 2 1 がボックス 1 4 によって予め決められたトルク反作用を受け且つ弾性材料の層 4 1 の弾性作用を受けるとき、クロスメンバー 2 1 のバランスが保たれることを確保する。ボックス 1 4 が及ぼす予め決められたトルク反作用は、ヘリコプター 1 の通常の飛行状態において駆動シャフト 1 0 に作用するトルクと等しい大きさである。

【 0 0 7 3 】

しかしながら、特許請求の範囲によって定められる範囲を逸脱することなしに、本明細書に説明し且つ図示したヘリコプター 1 に変更を加えてもよいことは明白である。

【 符号の説明 】

【 0 0 7 4 】

- 1 ヘリコプター
- 2 胴体
- 3 主回転翼
- 7 トランスミッション
- 8 キャビン
- 1 4 支持本体
- 1 5 壁
- 2 1 クロスメンバー（第 1 の連結手段、第 1 の連結部材）
- 2 2 フランジ
- 2 3、2 4 付加部分
- 2 5、2 6 連結部材（本体）
- 2 7 台形の座部（中央の座部）
- 2 8 矩形断面の座部（側方の座部）
- 3 1、3 2 部材（第 2 の連結手段、1 対の第 2 の連結部材）
- 3 3、3 4 部材（第 2 の連結手段、他の 1 対の第 2 の連結部材）
- 3 6 ねじ山付き孔
- 3 7 貫通孔（第 2 の孔）
- 4 0 減衰組立体
- 4 1 弾性材料の層（弾性手段、第 1 の弾性部材、第 2 の弾性部材）
- 4 2 金属のプレート（第 1 の金属部材、第 2 の金属部材）
- 4 5 ねじ山付きピン
- 6 0 調節手段
- 6 1 ピン（第 2 のねじ山付きピン）
- 6 2 ねじ山付き孔（第 4 のねじ山付き孔）
- 6 3 貫通孔（第 3 の孔）
- B 軸線
- C 軸線
- D 軸線
- E 軸線（長手方向軸線）

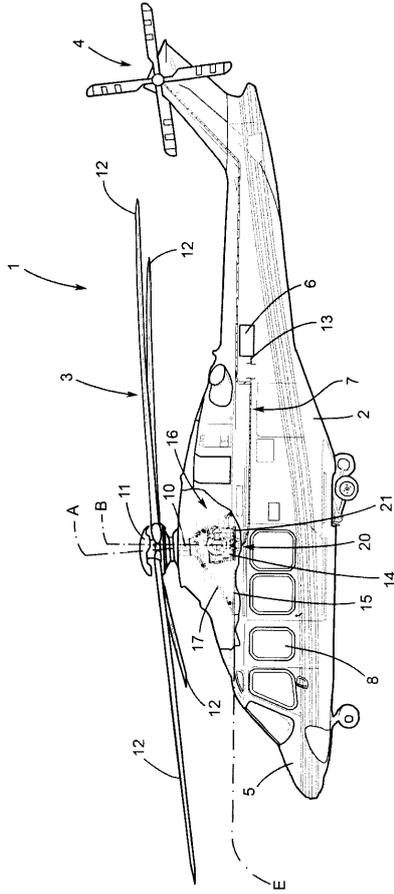
10

20

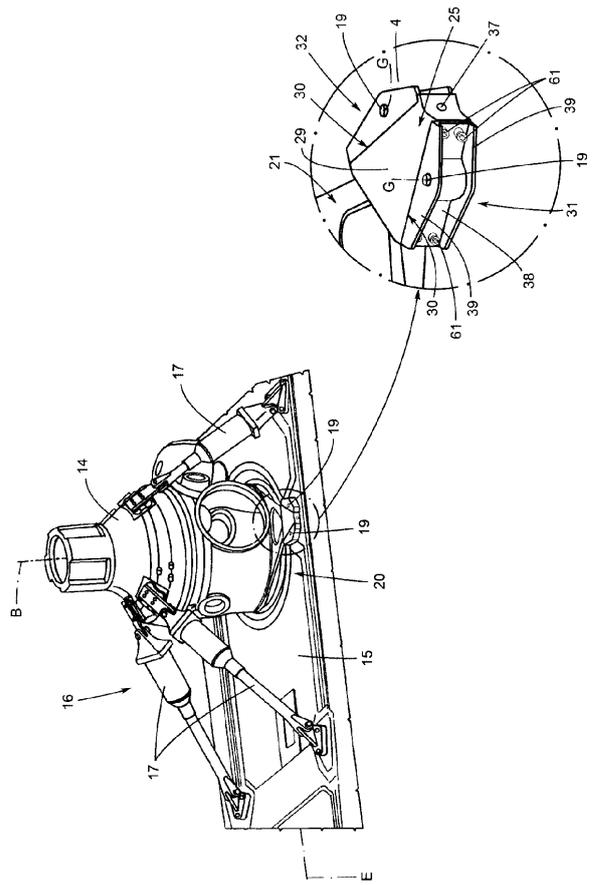
30

40

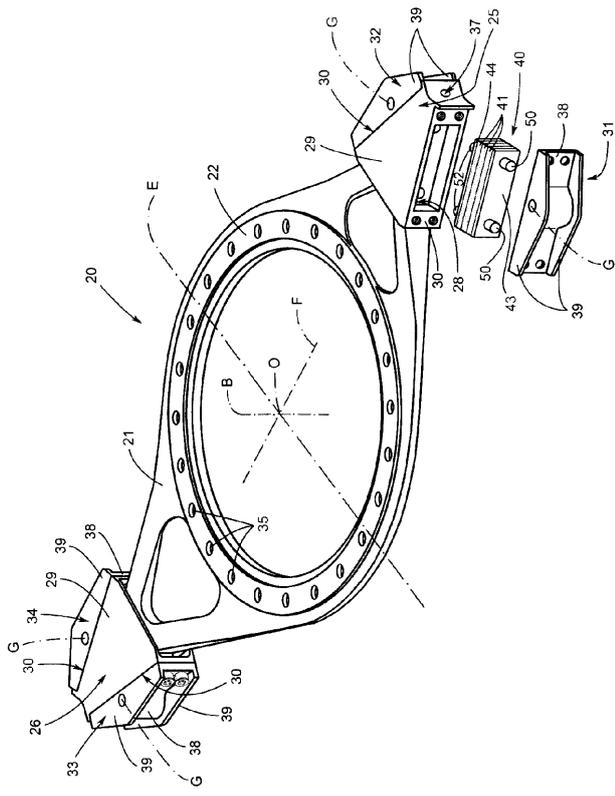
【図 1】



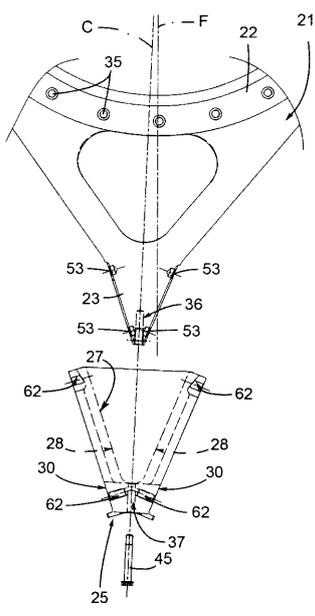
【図 2】



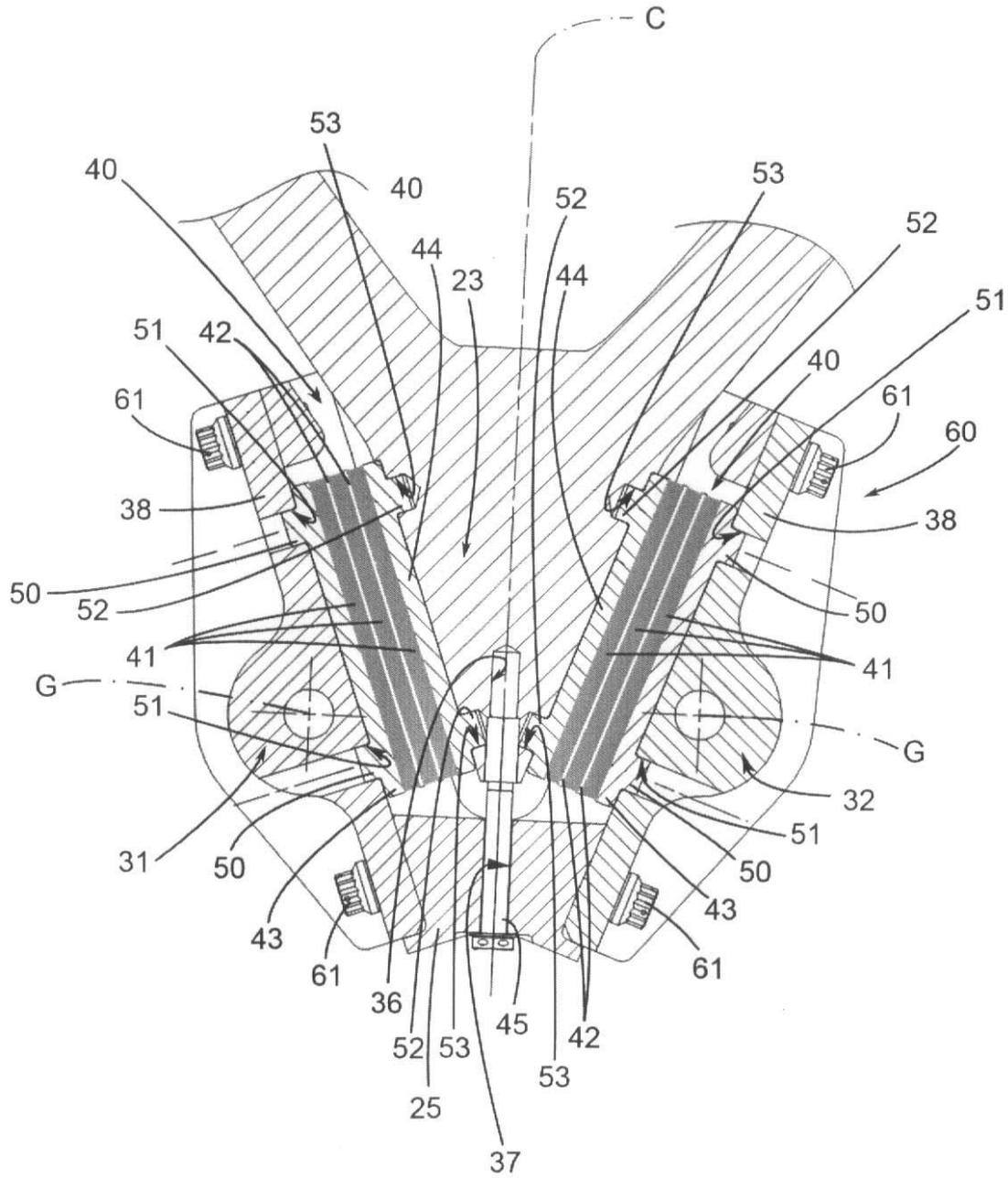
【図 3】



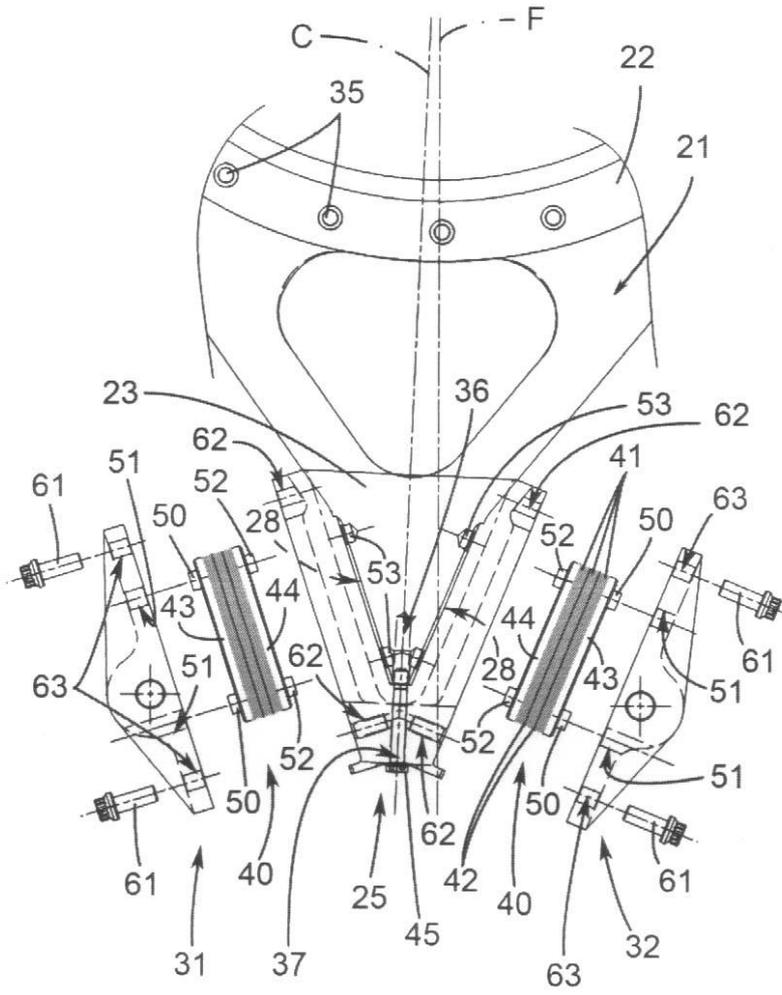
【図 6】



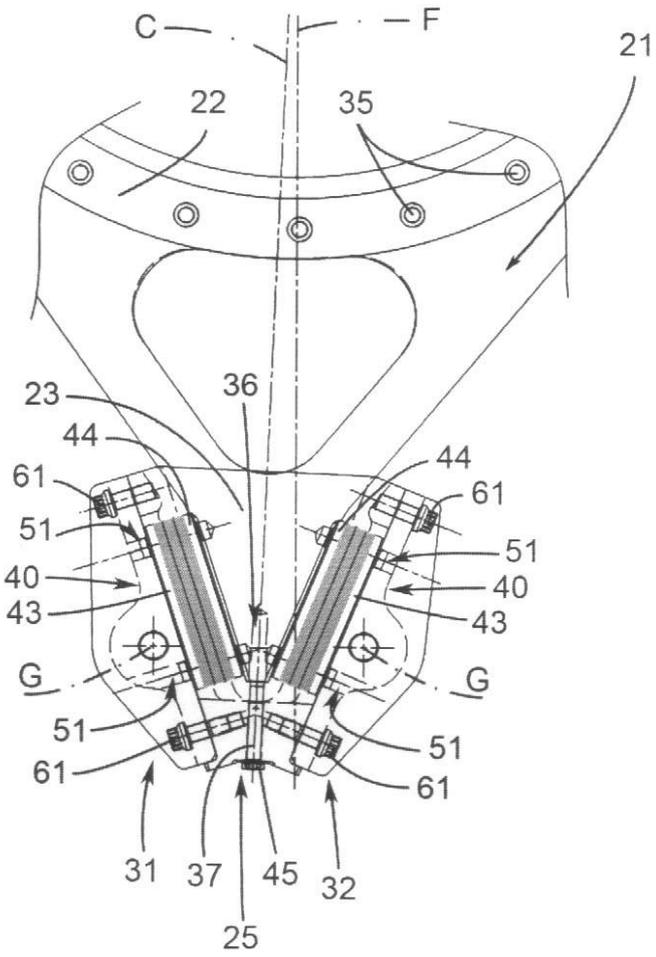
【 図 5 】



【図7】



【 図 8 】



フロントページの続き

(74)代理人 100123607

弁理士 渡邊 徹

(72)発明者 サンティノ パンコッティ

イタリア 21013 ガララーテ ヴィア ブオッツィ 10

(72)発明者 ダンテ バレリオ

イタリア 21040 カロンノ ヴァレシノ ヴィア マジェンタ 21/ピ

(72)発明者 アティリオ コロンボ

イタリア 21029 ヴェルジャーテ ヴィア トレッタ 33/チ

Fターム(参考) 3J048 AA01 BA08 CB30 DA01 EA07

【外国語明細書】

HELICOPTER

The present invention relates to a helicopter.

Helicopters are known substantially comprising a fuselage defining a front crew cabin; a main rotor mounted on top of a central portion of the fuselage to generate the lift and thrust required to sustain and move the helicopter forward; and an antitorque rotor projecting from a tail fin of the helicopter.

More specifically, the main rotor comprises a drive shaft; and a number of blades hinged to the drive shaft with the interposition of a hub.

The helicopter also comprises at least one engine; a transmission between the engine and the drive shaft; and a connecting device connecting the fuselage to a supporting body supporting the drive shaft and the transmission. In other words, the fuselage is "suspended" from the supporting body by the connecting device.

During normal operation of the helicopter, the engine exerts drive torque on the transmission. By the law of action-reaction, reaction torque is transmitted to the supporting body, and from there to the fuselage by the connecting device, and is balanced by an opposing torque exerted on the fuselage by the tail rotor.

The connecting device inevitably transmits vibration and noise to the fuselage and hence to the cabin, thus impairing the comfort of the crew.

A need is felt within the industry to minimize transmission of this vibration and noise to the cabin, particularly in predetermined frequency ranges.

It is an object of the present invention to provide a helicopter designed to achieve at least one of the above requirements cheaply and easily.

According to the present invention, there is provided a helicopter as claimed in Claim 1.

A preferred, non-limiting embodiment of the present invention will be described by way of example with reference to the accompanying drawings, in which:

Figure 1 shows a side view of a helicopter in accordance with the present invention;

Figure 2 shows a larger-scale view in perspective of a connecting device forming part of the Figure 1 helicopter;

Figure 3 shows a larger-scale, partly exploded view of the Figure 2 connecting device;

Figure 4 shows a partly sectioned, top plan view of the Figure 2 and 3 connecting device;

Figure 5 shows a section, with parts removed for clarity, of part of the Figure 2-4 connecting device;

Figures 6 to 8 show successive steps in assembly of the Figure 2-5 connecting device.

Number 1 in Figure 1 indicates a helicopter substantially comprising a fuselage 2 with a nose 5; at least one engine 6 (only shown schematically in Figure 1); and a main rotor 3 mounted on top of fuselage 2 to

generate the lift and thrust necessary to lift and move helicopter 1 forward.

Main rotor 3 substantially comprises a drive shaft 10; a hub 11 hinged to shaft 10; and a number of blades 12 hinged to hub 11 and extending in respective directions crosswise to an axis A of shaft 10.

Fuselage 2 defines a cabin 8 normally occupied by the crew and bounded, on the side facing main rotor 3, by a wall 15 of fuselage 2.

Helicopter 1 also comprises a transmission 7 (only shown schematically in Figure 1) connecting an output member 13 of engine 6 functionally to shaft 10; and a stator body supporting member 13, transmission 7 and shaft 10 in rotary manner.

Of the stator body, Figure 1 only shows a box 14 projecting from wall 15, on the opposite side to cabin 8, and supporting a final stage of transmission 7 and shaft 10 in rotary manner about axis A.

Helicopter 1 also comprises an antitorque tail rotor 4 projecting from a tail fin of fuselage 2 at the opposite end to nose 5; and connecting means 16 connecting box 14 to wall 15 of fuselage 2.

Connecting means 16 substantially comprise :

- a number of - in the example shown, four - rods 17 extending, along respective axes sloping with respect to wall 15 and axis A, between a lateral surface of box 14 and respective fastening points to wall 15; and

- a connecting device 20 connected to a bottom edge

of box 14 and to wall 15, and for transmitting reaction torque to fuselage 2.

More specifically, the reaction torque is, by the law of action and reaction, equal to and opposite the drive torque transmitted from engine 6 to shaft 10 by transmission 7, is transmitted to the stator body and hence to box 14, and is balanced by an opposing torque generated by tail rotor 4.

Connecting device 20 substantially comprises (Figure 4) :

- a cross member 21 in turn comprising a flange 22 bolted to the bottom edge of box 14 and defining a circular opening having an axis B and through which axis A extends; and two V-shaped appendixes 23, 24 converging on opposite sides of axis B and projecting from respective portions of flange 22 on opposite sides of axis B;

- two connecting members 25, 26 located on opposite sides of axis B and each comprising two opposite plates 29 perpendicular to axis B, and two sidewalls 30 interposed perpendicularly between plates 29;

- two members 31, 32 connected to wall 15 of fuselage 2 and to respective sidewalls 30 of member 25; and

- two members 33, 34 fixed to wall 15 of fuselage 2 and to respective sidewalls 30 of member 26.

More specifically, flange 22 comprises a number of holes 35 equally spaced about axis B and fitted through

with respective bolts (not shown) fixed to the bottom edge of box 14. And axis B is inclined with respect to axis A.

Each appendix 23, 24 comprises two sides converging on the opposite side to axis B and extending symmetrically with respect to a respective axis C, D; and a threaded hole 36 (shown in Figures 5-8) extending along respective axis C, D and having an open first axial end located on the opposite side to axis B, and a closed second axial end opposite the first axial end.

With reference to Figures 6 and 7, members 25, 26 each comprise a trapezoidal seat 27 engaged by a respective appendix 23, 24; and two prismatic, rectangular-section seats 28 located on either side of seat 27 and bounded by respective sides 30. More specifically, seats 28 of each member 25, 26 communicate with relative seat 27.

Members 25, 26 have respective through holes 37 with respective axes C, D and aligned axially with holes 36 of respective appendixes 23, 24.

When assembling connecting device 20, holes 36 of respective appendixes 23 and holes 37 of respective members 25, 26 are engaged by respective threaded pins 45 extending along respective axes C, D.

Axes C, D are inclined with respect to each other, intersect at the centre O of flange 22, and define a plane perpendicular with respect to axis B.

Axes C, D define respective angles β , α with the

normal-flight axis of helicopter 1 extending from tail rotor 4 to nose 5. More specifically, angles β , α are obtuse and equal.

Axis E substantially coincides with the longitudinal axis of fuselage 2, and is perpendicular to an axis F shown in Figures 3, 4, 6, 7 and 8.

Sidewalls 30 of member 25 are each interposed between a relative member 31, 32 and a relative side of appendix 23.

Similarly, sidewalls 30 of member 26 are each interposed between a relative member 33, 34 and a relative side of appendix 24.

Members 31, 32, 33, 34 each comprise a main wall 38 cooperating with a respective sidewall 30 of respective member 25, 26; and two parallel lateral walls 39 projecting from respective opposite end edges of wall 38, on the opposite side to relative member 25, 26.

Each member 31, 32, 33, 34 is fixed to wall 15 of fuselage 2 by a respective bolt 19 (Figure 2) having an axis G parallel to axis B. More specifically, each bolt 19 is fitted through walls 39 and a central curved portion of wall 38 of relative member 31, 32, 33, 34.

Connecting device 20 advantageously comprises elastic means interposed between members 31, 32 and appendix 23, and between members 33, 34 and appendix 24.

More specifically, connecting device 20 comprises four damping assemblies 40 housed in respective seats 28 and each comprising a number of layers 41 of elastomeric

material, in particular cured rubber, alternating with a number of plates 42 (Figures 4 and 5) of metal connected to layers 41 by respective layers of adhesive material not shown. In the example shown, layers 41 and plates 42 are rectangular, and lie in respective planes parallel to sidewalls 30 defining respective seats 28.

Damping assemblies 40 are interposed between respective sides of appendixes 23, 24 and respective members 31, 32, 33, 34, and so reduce transmission of vibration from cross member 21 to wall 15.

Each damping assembly 40 also comprises two plates 44, 43 made of metal and connected respectively by adhesive material to the layer 41 closest to relative axis C, D, and to the layer 41 closest to relative member 31, 32, 33, 34.

Plate 43 of each damping assembly 40 has two projections 50 projecting on the opposite side to relative appendix 23, 24 and engaging respective seats 51 (Figures 5, 7, 8) defined in wall 38 of relative member 31, 32, 33, 34.

Plate 44 of each damping assembly 40 has two projections 52 projecting towards relative appendix 23, 24 and engaging respective dead seats 53 (Figures 5, 6, 7) defined in a respective side of relative appendix 23, 24.

Projections 50, 52 of damping assemblies 40 engaging seats 28 in member 25 extend along respective axes parallel to one another and substantially

perpendicular to sidewalls 30 of member 25.

Similarly, projections 50, 52 of damping assemblies 40 engaging seats 28 in member 26 extend along respective axes parallel to one another and substantially perpendicular to sidewalls 30 of member 26.

The connection between projections 50, 52 and respective seats 51, 53 provides for transmitting the torque reaction along axis B from appendixes 23, 24 to respective members 31, 32, 33, 34.

Helicopter 1 also comprises adjusting means 60 for adjusting the preload on layers 41 of damping assemblies 40 (Figures 5 to 8).

For each damping assembly 40, adjusting means 60 advantageously comprise (Figures 5 to 8) :

- two pairs of pins 61 having respective parallel threaded ends extending along respective axes perpendicular to relative sidewall 30 of relative member 25, 26;

- two pairs of threaded holes 62 defined by relative sidewall 30 of relative member 25, 26 and engaged by respective pins 61; and

- two pairs of through holes 63 defined by wall 38 of relative member 31, 32, 33, 34 and fitted through with respective pins 61.

More specifically, seats 51 of each member 31, 32, 33, 34 are interposed between respective holes 63, and seat 28 housing each damping assembly 40 is interposed between relative holes 62.

Figures 6 to 8 show the assembly sequence of one pair of damping assemblies 40 of connecting device 20.

More specifically, Figures 6 to 8 show the assembly sequence of damping assemblies 40 interposed between the opposite sides of appendix 23 and respective members 31, 32.

The same also applies to assembly of damping assemblies 40 interposed between opposite sides of appendix 24 and respective members 33, 34, which is therefore not shown in detail.

More specifically, appendix 23 is inserted inside seat 27 of member 25 (Figure 6), and threaded pin 45 is inserted through hole 37 and tightened inside threaded hole 36 (Figure 7).

Damping assemblies 40 are then inserted inside respective seats 28 in member 25, and members 31, 32 are fixed to respective sidewalls 30 of member 25 by pins 61, so that projections 50, 52 of each damping assembly 40 engage respective seats 51, 53 defined by respective members 31, 32 and the relative sides of appendix 23.

Damping assemblies 40 are thus gripped in a predetermined position between respective members 31, 32 and the respective sides of appendix 23 (Figure 8).

At this point, pin 45 is unscrewed from hole 36 and removed.

In actual use, engine 6 rotates drive shaft 10 of rotor 3 via transmission 7.

Shaft 10 rotates blades 12 via hub 11 to produce

the lift and thrust required to lift and move helicopter 1 forward.

The lift and thrust are transmitted to box 14 and from this, mainly by rods 17, to wall 15 of fuselage 2.

By the law of action-reaction, the torque transmitted from the shaft produces a torque reaction on box 14 equal to and in the opposite direction to the torque on shaft 10.

The torque reaction travels through connecting device 20 and is transmitted to wall 15 of fuselage 2.

More specifically, the torque reaction is transmitted from appendixes 23, 24 to plates 44 of damping assemblies 40 by pins 52 engaging respective seats 53, is transmitted from plates 43 of damping assemblies 40 to corresponding members 31, 32, 33, 34 by pins 50 engaging respective seats 51, and is then transmitted by members 31, 32, 33, 34 to wall 15 of fuselage 2.

Operation of rotor 3 induces vibration on box 14.

The vibration on box 14 and the relative noise are transmitted from box 14 to flange 22 and appendixes 23, 24 of flange 22.

Because of layers 41 of elastomeric material, damping assemblies 40 oscillate to absorb this vibration and noise in predetermined frequency ranges, and to prevent them from being transmitted to members 31, 32, 33, 34 and hence to wall 15 of fuselage 2.

In other words, damping assemblies 40 isolate

members 31, 32, 33, 34 connected to wall 15, from appendixes 23, 24 connected to box 14.

The preload on layers 41 is adjustable as a function of a predetermined torque on shaft 10 and, hence, torque reaction on box 14.

More specifically, the preload on layers 41 is adjusted by tightening pins 61 more or less inside respective holes 62 to adjust the gripping force on respective damping assemblies 40 in a direction substantially parallel to respective axes G.

The advantages of helicopter 1 according to the present invention will be clear from the above description.

In particular, damping assemblies 40 transmit the torque reaction from box 14 to wall 15, while reducing transmission of vibration and noise in predetermined frequency ranges to wall 15 and hence cabin 8.

That is, layers 41 of elastomeric material are interposed between cross member 21 fixed to box 14, and members 31, 32, 33, 34 fixed to wall 15 of fuselage 2, and are vibrated by the loads transmitted from box 14.

In other words, layers 41 act as respective mechanical filters which isolate wall 15 from vibration and noise transmitted in predetermined frequency ranges from box 14.

The oscillating frequency of layers 41 of connecting device 20 can be adjusted by simply altering the material or shape, i.e. adjusting the rigidity, of

12]

layers 41.

The frequency ranges in which to prevent vibration and noise transmission to fuselage 2 can thus be selected at the design stage.

In other words, damping assemblies 40 can be tuned at the design stage to different vibration and noise frequency ranges in which to reduce transmission to fuselage 2.

Adjusting means 60 also allow adjustment of the preload on damping assembly layers 41.

This therefore ensures cross member 21 is balanced when subjected to a predetermined torque reaction by box 14 and the elastic action of layers 41. The predetermined torque reaction exerted by box 14 corresponds to the torque on shaft 10 in normal flight conditions of helicopter 1.

Clearly, changes may be made to helicopter 1 as described and illustrated herein without, however, departing from the scope defined in the accompanying Claims.

CLAIMS

1) A helicopter (1) comprising a rotor (3), a fuselage (2), and a transmission (7) connected functionally to said rotor (3); said helicopter (1) also comprising a supporting body (14) supporting at least said transmission (7), first connecting means (21) connected to said supporting body (14), second connecting means (31, 32, 33, 34) connected to said fuselage (2), and elastic means (41) interposed between said first and second connecting means (21; 31, 32, 33, 34);

said first connecting means comprising a first connecting member (21) having:

- a flange (22) connected to said supporting body (14) and defining an opening with a first axis (B) transversal to a longitudinal axis (E) of said fuselage (2); and

- a first and second appendix (23, 24) projecting from respective portions of said flange (22) on opposite sides of said first axis (B);

characterized in that each of said first and second appendix (23, 24) is V-shaped and comprises two sides converging on the opposite side to said first axis (B);

in that said second connecting means comprise one pair of second connecting members (31, 32) located on the opposite sides of said first appendix (23) and another pair of second connecting members (33, 34)

located on the opposite sides of said second appendix (24); and

in that said elastic means (41) comprise at least a pair of first elastic members (41) interposed between the opposite sides of said first appendix (23) and the respective second connecting members (31, 32), and at least a pair of second elastic members (41) interposed between the opposite sides of said second appendix (24) and the respective second connecting members (33, 34).

2) A helicopter as claimed in claim 1, wherein said first and second appendix (23, 24) have, respectively, a second and third axis (C, D) of symmetry which intersect at the centre (O) of the opening of said flange (22) and are inclined with respect to each other and to the longitudinal axis (E) of said fuselage (2).

3) A helicopter as claimed in claim 1 or 2, wherein it comprises a pair of first damping assemblies (40) and a pair of second damping assemblies (40); each of said first damping assemblies (40) comprising a number of said first elastic members (41) alternating and integral with a number of first metal members (42); and each of said second damping assemblies (40) comprising a number of said second elastic members (41) alternating and integral with a number of second metal members (42).

4) A helicopter as claimed in any one of the foregoing claims, wherein it comprises adjusting means (60) for adjusting the preload of said elastic means (41).

5) A helicopter as claimed in any one of the foregoing claims, wherein it further comprises, for each appendix (23, 24), one body (25, 26) defining a central seat (27) engaged by said appendix (23, 24), and a pair of lateral seats (28) located on either side of said central seat (27) and at least partly housing said elastic means (41); said body (25, 26) being connected, on its opposite sides, to respective second connecting members (31, 32, 33, 34).

6) A helicopter as claimed in claim 5, wherein said first and second appendix (23, 24) comprise respective threaded first holes (36) elongated along said second and third axis (C, D) respectively; said bodies (25, 26) comprising, in turn, respective second holes (37) elongated respectively along said second and third axis (C, D) and communicating with respective said first holes (36); said first holes and the respective second holes (36, 37) being engaged by respective threaded first pins (45) when assembling said first and second connecting means (21; 31, 32, 33, 34).

7) A helicopter as claimed in claim 5 or 6, wherein said adjusting means (60) comprise, for each second connecting member (31, 32, 33, 34):

- at least one second pin (61) comprising a thread;
- at least one third hole (63) defined by said second connecting member (31, 32, 33, 34) and fitted through with said second pin (61); and

- at least one threaded fourth hole (62) defined by

4]

the respective said body (25, 26) and engaged by said thread of said second pin (61).

8) A helicopter as claimed in any one of the foregoing claims, wherein said fuselage (2) comprises a cabin (8), and a wall (15) defining the top of said cabin (8); said first connecting member (21) cooperating with said wall (15), and said second connecting members (31, 32, 33, 34) being fixed to said wall (15).

ABSTRACT

A helicopter (1) having a rotor (3), a fuselage (2), and a transmission (7) connected functionally to the rotor (3); the helicopter (1) has a supporting body (14) supporting at least the transmission (7), and connecting means (20) having a first connecting member (21) and at least one second connecting member (31, 32, 33, 34) connected to the supporting body (14) and the fuselage (2) respectively; and the connecting means (20) have elastic means (41) interposed between the first and second connecting member (21; 31, 32, 33, 34).

(Figure 4)

FIG. 1

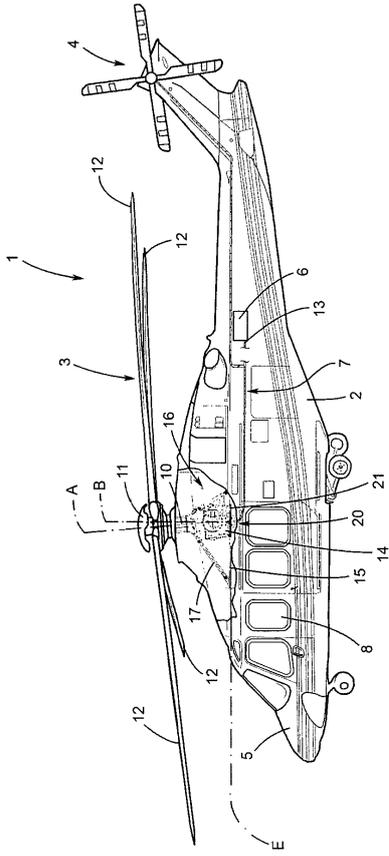


FIG. 2

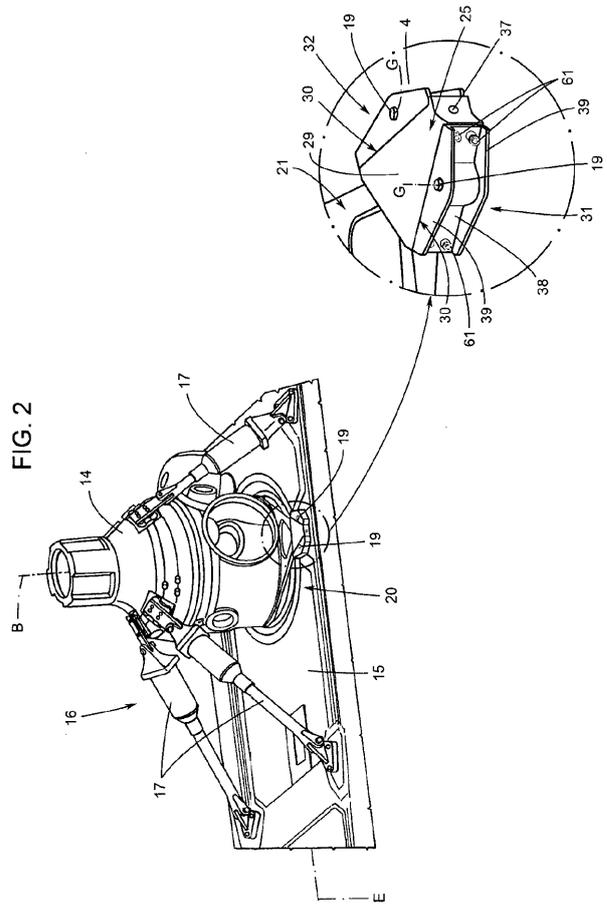


FIG. 3

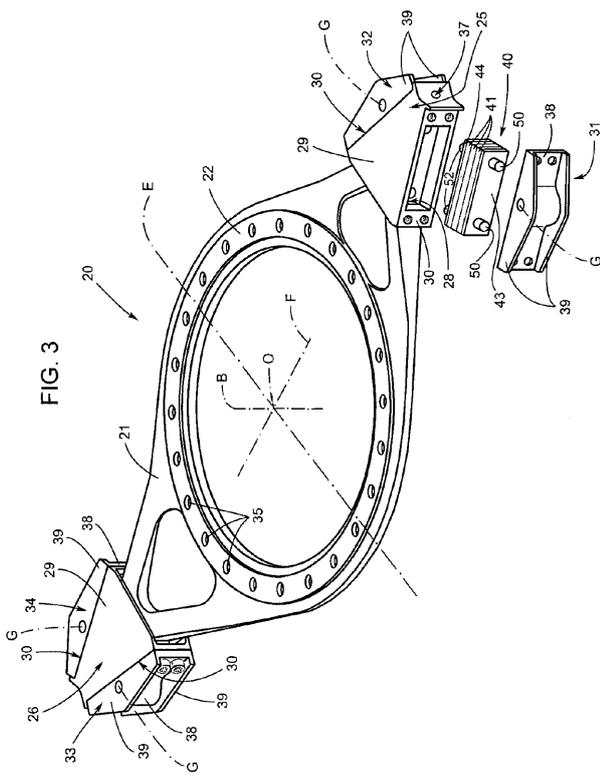


FIG. 4

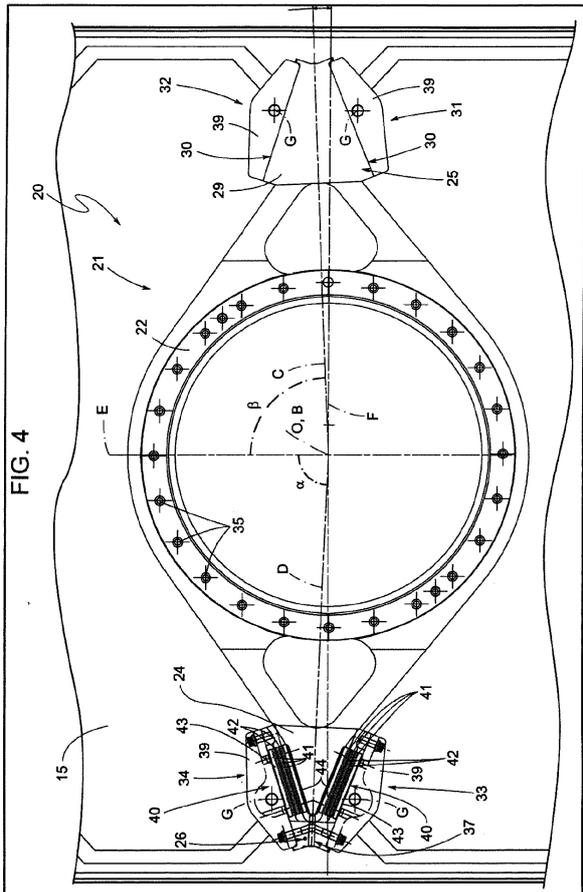


FIG. 5

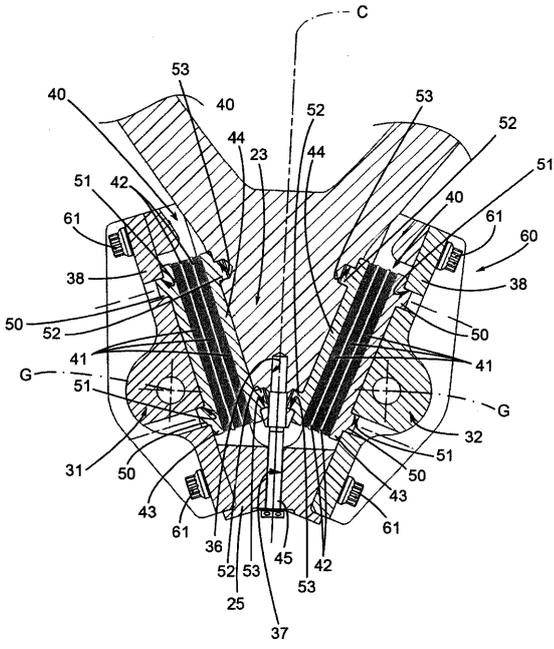


FIG. 8

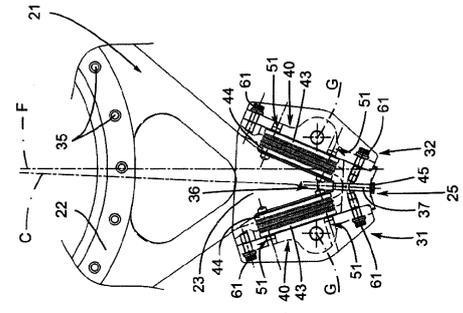


FIG. 7

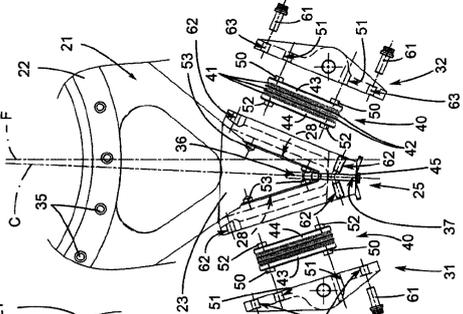


FIG. 6

