

(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 101905743 B

(45) 授权公告日 2013. 12. 11

(21) 申请号 201010200503. 5

(22) 申请日 2010. 06. 04

(30) 优先权数据

09/02684 2009. 06. 04 FR

(73) 专利权人 尤洛考普特公司

地址 法国马里尼亚纳

(72) 发明人 P·埃格兰

(74) 专利代理机构 上海专利商标事务所有限公

司 31100

代理人 张政权 丁晓峰

(51) Int. Cl.

B64C 27/22 (2006. 01)

G05D 1/08 (2006. 01)

(56) 对比文件

US 4514142 , 1985. 04. 30, 全文 .

US 2008/0294305 A1, 2008. 11. 27, 全文 .

US 2002/0011539 A1, 2002. 01. 31, 全文 .

CN 1721274 A, 2006. 01. 18, 全文 .

US 4488851 , 1984. 12. 18, 全文 .

US 2008/0237392 A1, 2008. 10. 02, 全文 .

审查员 王俊理

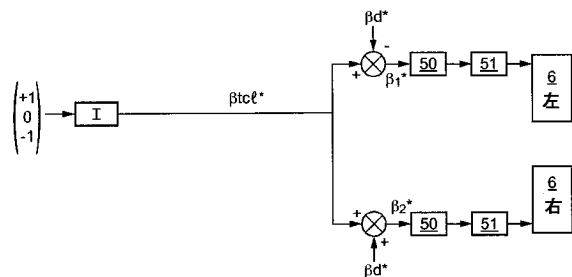
权利要求书5页 说明书17页 附图6页

(54) 发明名称

混合式直升机的驱动控制和调节方法及系统

(57) 摘要

本发明涉及一种用于旋翼飞行器的控制和调节方法,所述旋翼飞行器具有至少一个可变桨距的推进螺旋桨、以及至少一个用于驱动至少一个螺旋桨的驱动源,所述方法包括根据推力变化控制指令 Tc1 来产生用于所述螺旋桨的至少一个平均桨距设定值 β_{tcl}^* , 其中,所述方法包括定义包括下列的多个工作模式:直接模式,其中,所述平均桨距的值直接得自所述推力变化控制指令 Tc1;强制模式,其中,所述平均桨距自动强制到计算桨距值;调节模式,其中,根据来自飞行员的动力设定值和螺旋桨平均桨距的伺服控制来调节所述推进螺旋桨的动力;以及保护模式。



1. 一种用于旋翼飞行器的控制和调节方法,所述旋翼飞行器具有至少一个主升力旋翼、至少一个可变桨距的推进螺旋桨(6)、以及至少一个用于驱动所述主升力旋翼和至少一个推进螺旋桨(6)的驱动源,所述方法包括根据推力变化控制指令 $Tc1$ 和所述推进螺旋桨(6)消耗的动力,来产生用于所述推进螺旋桨(6)的至少一个平均桨距设定值 β_{tcl}^* ,其中,所述方法包括定义包括下列的多个工作模式:

- 直接模式,其中,平均桨距的值直接得自所述推力变化控制指令 $Tc1$;
- 强制模式,万一所述主升力旋翼还在旋转,其中,在飞行员的控制下将所述平均桨距自动强制到计算桨距值,其中,在驾驶超驰控制上使用所述强制模式;
- 调节模式,其中,根据来自推力变化控制指令 $Tc1$ 的动力设定值来调节所述推进螺旋桨(6)消耗的动力;以及
- 保护模式,当在除了强制模式之外的各种其它模式下工作时,万一各种限制物理参数中的至少一个限制物理参数达到或超过其相应极限,则启动所述保护模式,其中,所述平均桨距设定值 β_{tcl}^* 自动减小,其中,当满足下列关于限制物理参数 IAS、DDM、 Ω 、PP1max、 P_{tot} 的条件中的至少一个条件时,启动保护模式:

- $IAS \geq VNE$;
- $DDM \leq 10\%$;
- $\Omega - \Omega^* < -0.6$ 弧度 / 秒 (rad/s);
- $PP1max > Trqmax_aut \times \Omega$; 以及
- $P_{tot} > P_{md}$;

其中, $Trqmax_aut$ 是传动系统可接受的最大扭矩, $PP1max$ 是推进螺旋桨(6)的当前最大动力值, P_{tot} 是推进螺旋桨消耗的总动力, P_{md} 是可从发动机获得的用于所述推进螺旋桨(6)的最大动力, IAS 是指示空速, VNE 是永不超越速度, Ω 是推进螺旋桨的转速, Ω^* 是所述推进螺旋桨的转速设定值,以及 DDM 是纵向周期控制的当前俯冲偏转裕度且表述为其总偏转幅度的百分比。

2. 如权利要求 1 所述的方法,其特征在于,在强制模式中,所述平均桨距 β_{tcl} 的超驰值如下:

$$\beta_{tcl} = \beta_0 + \text{Arc tan}\left(\frac{TAS}{0.75 \cdot \Omega \cdot R}\right) + I(Tc1)^{-5,+5}$$

其中, β_0 是常数, R 是推进螺旋桨(6)的半径, Ω 是推进螺旋桨的转速, TAS 是飞行器的真实空速,以及 $I(Tc1)^{-5,+5}$ 是值为 -1、0 或 +1 的脉冲控制函数 $Beep(Tc1)$ 的积分,峰值极限为 -5° 和 $+5^\circ$,这表示飞行员可以通过在推力变化控制指令 $Tc1$ 上作用位于 $+5^\circ$ 和 -5° 范围内的桨距值来修改所述平均桨距。

3. 如权利要求 1 所述的方法,其特征在于,当所述推进螺旋桨(6)的平均桨距 β_{tcl} 小于第一值 β_{tcl1} 或当所述推进螺旋桨消耗的动力小于第二值 P_{thr1} 时,自动使用所述直接模式。

4. 如权利要求 1 所述的方法,其特征在于,当首先所述平均桨距 β_{tcl} 大于第三值 β_{tcl2} 且其次所述推进螺旋桨消耗的动力 P 大于第四值 P_{thr2} 时,自动使用所述调节模式。

5. 如权利要求 1 所述的方法,其特征在于,在所述保护模式中,所述方法包括:对动力

设定值 P^* 使用限制 / 调节函数并对 (P^*-P) 或 (Ped^*-P) 使用比例 / 积分纠正 PI, 以在调节模式中使用确定的算法确定平均桨距设定值 β_{tcl}^* , 其中, P 是所述推进螺旋桨(6)消耗的动力, Ped^* 是减缩或减小后的动力设定值,

所述确定的算法包括以下:

- 假如在积分器 I 的输出处、用于所述推进螺旋桨(6)的推力指令大于下值:

$$\frac{\Omega}{\Omega^*} \times Pmd$$

则将所述动力设定值 P^* 局限于所述值 $\frac{\Omega}{\Omega^*} \times Pmd$, 其中, Pmd 是可从发动机获得的用于所述推进螺旋桨(6)的最大动力, Ω 和 Ω^* 分别是所述推进螺旋桨(6)的转速和对应设定值;

- 假如用于纵向周期控制的、表述为总偏转幅度百分比的当前俯冲偏转裕度 DDM 小于 10%, 则所述动力设定值 P^* 减缩下值:

$$(DDM-10\%) \times PPgraddm + PPiddm \times \int (DDM-10\%) dt$$

$PPgraddm$ 和 $PPiddm$ 是常数;

- 假如指示空速 IAS 大于永不超越速度 VNE, 则所述动力设定值 P^* 减缩下值:

$$(IAS-VNE) \times PPgradias + PPiias \times \int (IAS-VNE) dt$$

$PPgradias$ 和 $PPiias$ 是常数;

- 假如推进螺旋桨的当前动力的最大值 $PP1max$ 大于值 $Trqmax_aut \times \Omega$, 则所述动力设定值 P^* 减缩下值:

$$PP1max - Trqmax_aut \times \Omega; \text{ 以及}$$

- 假如值 $\Omega - \Omega^*$ 小于 -0.6 rad/s , 则所述动力设定值 P^* 减缩下值:

$$PPgrad\Omega \times (\Omega - \Omega^*) + PPi\Omega \times \int (\Omega - \Omega^*) dt$$

$PPgrad\Omega$ 和 $PPi\Omega$ 是常数,

其中, 所述常数 $PPgraddm$ 、 $PPiddm$ 、 $PPgradias$ 、 $PPiias$ 、 $PPgrad\Omega$ 、 $PPi\Omega$ 通过闭合回路的模式布置来确定, 该闭合回路控制所述推进螺旋桨(6)并包含在所述旋翼飞行器的整个系统中。

6. 如权利要求 1 所述的方法, 其特征在于, 所述方法包括定义恒定桨距模式, 其中, 所述推进螺旋桨(6)的平均桨距是恒定的。

7. 如权利要求 6 所述的方法, 其特征在于, 当 $P \leq P_{thr}$ 且同时推力变化控制指令 $Tc1$ 的三个状态 -1 、 0 、 $+1$ 中的 0 状态被启动时, 使用所述恒定桨距模式, P 是所述推进螺旋桨(6)的当前动力, P_{thr} 是通过分析所述推进螺旋桨(6)的极坐标来选定的常数。

8. 如权利要求 1 所述的方法, 其特征在于, 当通过使用具有三个状态 -1 、 0 、 $+1$ 的脉冲控制、即脉冲控制函数 $Beep(Tc1)$ 并通过致动 $+1$ 或 -1 状态来获得所述推力变化控制指令 $Tc1$ 时, 使用所述直接模式。

9. 如权利要求 1 所述的方法, 其特征在于, 当 $P > P_{thr}$ 且缺少任何推力变化控制指令 $Tc1$ 时, 通过启动具有三个状态 -1 、 0 、 $+1$ 的脉冲控制的 0 状态, 来使用所述调节模式, 其中 P 是所述推进螺旋桨(6)的当前动力, 而 P_{thr} 是通过分析所述推进螺旋桨(6)的极坐标来选定的常数。

10. 如权利要求 1 所述的方法,其特征在于,在所述保护模式中,所述方法包括:使用至少一个用于监测限制物理参数的回路,确认是否已经达到或超过与所述参数相关的极限,假如是的话,保持启动保护模式。

11. 如权利要求 10 所述的方法,其特征在于,所述方法包括:按下列优先次序 1) 至 5) 来选定限制物理参数,这些限制物理参数达到或超过对应极限时则启动监测回路:

- 1) 所述推进螺旋桨(6)的转速 Ω ;
- 2) 可从发动机获得的用于所述推进螺旋桨(6)的最大动力 P_{md} ;
- 3) 传动扭矩 Trq ;
- 4) 纵向周期控制的当前俯冲偏转裕度 DDM ,表述为其总偏转幅度的百分比;以及
- 5) 指示空速 IAS 。

12. 如权利要求 10 所述的方法,其特征在于,在所述保护模式中,所述方法包括:使用至少一个与可用动力裕度 ΔP 或可用扭矩裕度 ΔTrq 有关的飞行参数,以便假如 $\Delta P < 0$ 或 $\Delta Trq < 0$ 的话,就对控制指令进行限峰或减小,由此确定与不超过所述可用动力裕度的所述推进螺旋桨取得动力相容的平均桨距设定值 β_{tcl}^* ,脉冲控制的 +1 状态也被禁止。

13. 如权利要求 12 所述的方法,其特征在于,所述方法包括使用如下给出的限峰项:

$$\text{假如 } \Delta P < 0, \frac{\partial \beta}{\partial P} \times \Delta P \text{ 或假如 } \Delta Trq < 0, \frac{\partial \beta}{\partial Trq} \times \Delta Trq。$$

14. 如权利要求 12 所述的方法,其特征在于,在所述保护模式中,所述方法包括使用与以下有关的至少一个飞行参数:用于所述推进螺旋桨(6)的旋翼的可用转速裕度 $\Delta \Omega$; 可用指示空速裕度 ΔIAS ; 或纵向周期控制的当前俯冲偏转裕度 DDM ,表述为其总偏转幅度的百分比,即 $\Delta DDM = DDM - 10\%$; 以对所述参数实施比例 / 积分纠正 PI ,假如 $\Delta \Omega < -0.6 \text{ rad/s}$, 或假如 $\Delta IAS < 0$, 或假如 $\Delta DDM < 0$, 则将控制指令减缩比例 / 积分纠正 PI 的结果,以确定与所述推进螺旋桨(6)所取得的动力相容且不超过所述可用动力裕度的平均桨距设定值 β_{tcl}^* ,脉冲控制的 +1 状态则被禁止。

15. 如权利要求 14 所述的方法,其特征在于,

- 假如纵向周期控制裕度 DDM 小于 10%, 则所述平均桨距设定值 β_{tcl}^* 减缩下值:

$$(DDM - 10) \times PP_{graddm} + PP_{iddm} \times \int (DDM - 10) dt$$

其中, PP_{graddm} 和 PP_{iddm} 是常数;

- 假如指示空速 IAS 大于永不超越速度 VNE , 则所述平均桨距设定值 β_{tcl}^* 减缩下值:

$$(IAS - VNE) \times PP_{gradias} + PP_{ias} \times \int (IAS - VNE) dt$$

其中, $PP_{gradias}$ 和 PP_{ias} 是常数; 以及

- 假如值 $\Omega - \Omega^*$ 小于 -0.6 rad/s , 则平均桨距设定值 β_{tcl}^* 减缩下值:

$$PP_{grad\Omega} \times (\Omega - \Omega^*) + PP_{i\Omega} \times \int (\Omega - \Omega^*) dt$$

其中, $PP_{grad\Omega}$ 和 $PP_{i\Omega}$ 是常数,

其中,所述常数 PP_{graddm} 、 PP_{iddm} 、 $PP_{gradias}$ 、 PP_{ias} 、 $PP_{grad\Omega}$ 、 $PP_{i\Omega}$ 通过闭合回路的模式布置来确定,该闭合回路控制所述推进螺旋桨(6)并包含在所述旋翼飞行器的整个系统中。

16. 如权利要求 1 所述的方法,其特征在于,由一个或多个推进螺旋桨(6)消耗的动力用所述推进螺旋桨(6)的传动系统上的传感器来测量。

17. 如权利要求 16 所述的方法,其特征在于,所述传感器包括扭矩表。

18. 一种用于旋翼飞行器的控制和调节系统,所述旋翼飞行器具有至少一个主升力旋翼、至少一个可变桨距的推进螺旋桨(6)、以及至少一个用于驱动所述主升力旋翼和所述推进螺旋桨(6)的驱动源,其中,所述系统包括用于实施如权利要求 1 所述的方法的装置。

19. 如权利要求 18 所述的控制和调节系统,其特征在于,所述系统包括:用于以直接模式控制所述推进螺旋桨(6)的桨距的紧急机械通道或通路,以及用于控制所述推进螺旋桨(6)的桨距的电气通道或通路,所述电气通道或通路包括用于符合极限的装置。

20. 如权利要求 19 所述的控制和调节系统,其特征在于,所述机械通道或通路包括:

- 用于控制平均桨距 β_{tc1} 的 Tc1 杆(60);
- 用于控制差值桨距 β_d 的方向舵杆(67);
- 方向舵杆阻尼器(68);
- 可变比例曲柄(63),其根据所述 Tc1 杆(60)的位置而变化,以根据推力来减小所述方向舵杆(67)的权力;

以及

- 用于对所述平均桨距 β_{tc1} 和所述差值桨距 β_d 进行加减的组合器/耦合器(66);

以及

- 连杆、缆绳和滑轮的系统。

21. 如权利要求 20 所述的控制和调节系统,其特征在于,对于具有左推进螺旋桨(6)和右推进螺旋桨(6)的旋翼式飞行器,所述电气通道或通路包括:

- 与总距杆(70)相关联的脉冲控制函数 Beep (Tc1);
- 用于控制左推进螺旋桨(6)的平均桨距 β_{tc1} 的第一串联致动器(61);
- 用于控制右推进螺旋桨(6)的平均桨距 β_{tc1} 的第二串联致动器(62);
- 用于 Tc1 杆(60)的第一纵倾致动器(65);
- 用于方向舵杆(67)的第二纵倾致动器(69);
- 计算机(64),所述计算机(64)从飞行控制系统 FCS 接收信息并建立所述推进螺旋桨(6)的桨距的控制关系;

- 用于测量与所述 Tc1 杆(60)和所述方向舵杆(67)配合的驾驶控制器位置的装置;
- 电气连接装置;以及
- 用于测量所述串联致动器(61, 62)的位置的装置。

22. 一种计算机实现的、用于旋翼飞行器的控制和调节系统,所述旋翼飞行器具有至少一个主升力旋翼、至少一个可变桨距的推进螺旋桨(6)、以及至少一个用于驱动所述主升力旋翼和至少一个推进螺旋桨(6)的驱动源,所述系统包括:用于根据推力变化控制指令 Tc1 和所述推进螺旋桨(6)消耗的动力,来产生用于所述推进螺旋桨(6)的至少一个平均桨距设定值 β_{tc1}^* 的装置,其中,所述系统包括用于定义包括下列的多个工作模式的装置:

- 直接模式,其中,平均桨距的值直接得自所述推力变化控制指令 Tc1;
- 强制模式,万一所述主升力旋翼还在旋转,其中,在飞行员的控制下将所述平均桨距自动强制到计算桨距值,其中,在驾驶超驰控制上使用所述强制模式;

• 调节模式,其中,根据来自推力变化控制指令 Tc1 的动力设定值来调节所述推进螺旋桨(6)消耗的动力;以及

- 保护模式,当在除了强制模式之外的各种其它模式下工作时,万一各种限制物理参数

中的至少一个限制物理参数达到或超过其相应极限,则启动所述保护模式,其中,所述平均桨距设定值 β_{tcl}^* 自动减小,其中,当满足下列关于限制物理参数 IAS、DDM、 Ω 、PP1max、Ptot 的条件中的至少一个条件时,启动保护模式:

- $IAS \geq VNE$;
- $DDM \leq 10\%$;
- $\Omega - \Omega^* < -0.6$ 弧度 / 秒 (rad/s);
- $PP1max > Trqmax_aut \times \Omega$; 以及
- $Ptot > Pmd$;

其中, $Trqmax_aut$ 是传动系统可接受的最大扭矩, $PP1max$ 是左右推进螺旋桨(6)的当前最大动力值, $Ptot$ 是推进螺旋桨消耗的总动力, Pmd 是可从发动机获得的用于所述推进螺旋桨(6)的最大动力, IAS 是指示空速, VNE 是永不超越速度, Ω 是推进螺旋桨的转速, Ω^* 是所述推进螺旋桨的转速设定值, 以及 DDM 是纵向周期控制的当前俯冲偏转裕度且表述为其总偏转幅度的百分比。

23. 一种旋翼飞行器类型的飞行器, 包括如权利要求 18 所述的控制和调节系统。

混合式直升机的驱动控制和调节方法及系统

技术领域

[0001] 本发明涉及自动或半自动飞行控制系统的总体技术领域,更具体地说,涉及用于控制侧向地位于在特定类型的旋翼飞行器的左侧和右侧的推进螺旋桨的桨距的半自动通道或通路,该特定类型的旋翼飞行器即混合式直升机。

[0002] 本发明涉及旋翼飞行器及其控制系统,即涉及调节或控制旋翼飞行器的驱动构件。

背景技术

[0003] 术语“旋翼飞行器”用来表示一种飞行器,其中,其所有或部分升力是由具有基本垂向轴线和较大直径的一个或多个螺旋桨来提供的,该螺旋桨通称为旋翼或旋转机翼。

[0004] 在旋翼飞行器的范畴中,已知各种不同的类型,然而,除了主旋翼之外,根据本发明的混合式直升机具有至少一个推进螺旋桨,较佳地在混合式直升机的左侧和右侧的两个可变桨距的推进螺旋桨,这两个推进螺旋桨形成两个推进单元的部件。

[0005] 传统的直升机具有至少一个主旋翼,在适当动力装置的驱动下,该至少一个主旋翼既用来向其提供升力又用来向其提供推进力。直升机能够悬停,从而保持在三维空间中一静止位置,并且直升机能够垂向地起飞和降落,还能够沿任何方向(向前、向后、侧向、向上、向下)移动。

[0006] 传统直升机(没有任何推进螺旋桨)的驱动动力通常借助控制构件/模块来调节,该控制构件/模块将动力装置输出的动力改适成动态组件(旋翼和附件)所需的动力,从而将主旋翼和动力传输系统的转速保持在其设定值。

[0007] 在由一个或多个可变桨距(pitch)的螺旋桨推进的飞行器中,动力调节通常包括调节构件/模块,该调节构件/模块(通常是液压机械式)改适推进螺旋桨的桨距从而消耗所有的可用动力,该可用动力取决于飞行员如何设定油门(或推力)控制构件或杆。

[0008] 这两种调整无法叠加以调节装配有一个或多个推进螺旋桨的旋翼飞行器的动力,这是因为这些调节模式是对立的。用于改适动力的构件在以传统方式调节直升机时与由于该或各个螺旋桨的推力变化而引起的这种动力传输系统的任何速度瞬变相对抗。

[0009] 此外,对于装配有一个或多个推进螺旋桨的旋翼飞行器,由直接控制推进螺旋桨的桨距变化的飞行员调节推进螺旋桨可能会由于输送至螺旋桨的发动机扭矩突变而损坏推进螺旋桨。

[0010] 例如,文献 US4488851 和 US4514142 披露了一种直升机,该直升机具有主升力旋翼,还具有推进尾旋翼。控制系统能让飞行员限制推进尾旋翼所消耗的动力以有利于主升力旋翼所需的动力。飞行员实施的这种控制不能让驾驶操作变得更容易一些。

[0011] 文献 FR2916421 披露了一种用于旋翼飞行器的控制系统,该旋翼飞行器具有旋翼、至少一个可变桨距的推进螺旋桨、以及驱动旋翼和螺旋桨的发动机。该系统包括:用于根据推力变化控制指令产生螺旋桨桨距设定值的构件,用于根据旋翼飞行器行进速度产生旋翼和螺旋桨的驱动速度设定值的构件,以及用于根据推力变化控制指令、驱动速度设定

值和旋翼总距控制指令产生发动机转速设定值的构件。

[0012] 在具有可变桨距螺旋桨的混合式直升机中,飞行员必须限制总距和因此从动力装置经由传输构件传输至旋翼的动力传输的向上变化,从而避免超出这些元件的机械或温度极限,还有由于相同原因而限制螺旋桨推力控制,即螺旋桨桨距控制,如下文所述。

[0013] 此外,由于混合式直升机的动力装置由一个或多个涡轮发机构成,涡轮发动机、螺旋桨、旋翼、以及机械互连系统的输出转速是相互成比例的,在集成的驱动系统的正常运行条件下,无论混合式直升机的飞行配置如何,所述比例都是恒定的。

[0014] 因此可以理解,假如混合式直升机只装配有一个涡轮发动机,则该发动机经由机械互连系统驱动旋翼和螺旋桨。然而,假如混合式直升机装配有两个以上涡轮发动机,则旋翼和螺旋桨通过所述涡轮发动机经由机械互连系统而被驱动旋转。

[0015] 换言之,传动系统运行起来而在涡轮发动机、螺旋桨、旋翼和机械互连系统的转速之间没有任何可变的转速比。

[0016] 因此,旋翼有利地继续由涡轮发动机来驱动旋转,并且无论飞行器配置如何都继续产生升力。

[0017] 更确切地说,旋翼设计成如下所述地操作的类型:在起飞、降落和悬停阶段提供混合式直升机的所有升力,而在巡航飞行期间提供一部分升力,辅助机翼则贡献用来支承所述混合式直升机的一部分升力。

[0018] 因此,在巡航飞行时,旋翼向混合式直升机输送仅一部分的升力,还可能对推进力或牵引力有小的贡献(充当直升机),但对阻力没有任何贡献(充当自转旋翼机)。这些工作条件因此导致贡献给旋翼提供的牵引力的动力输出减小。对于推进力的小贡献通过使旋翼朝向飞行器前部倾斜仅仅小量来提供。该过程对于旋翼的升阻比的劣化非常微小,因此在动力平衡方面比由螺旋桨施加的附加推力的要求更加有利。

[0019] 有利的是,机翼由两个半翼构成,在机身的相应侧上各有一个半翼。这些半翼可一起形成高机翼,在这种情况下,半翼较佳地具有负的上反角。然而,半翼还可等效地好地由低机翼构成,在这种情况下较佳地具有正的上反角,或者半翼实际上是任意上反角的中间机翼。这些半翼在平面图中的形状可对应于矩形、锥形、或后掠等的半翼。

[0020] 因此,通过控制推进螺旋桨的推力或平均桨距(也称为半和桨距),飞行员可能会突然引起主旋翼速度下降,可能会超过永不超越速度 VNE(最大容许空速),或可能会超过机械强度极限,或可能会超过推进单元、涡轮发动机或螺旋桨的温度极限。

发明内容

[0021] 本发明的目的是提出一种控制和调节构成混合式直升机的旋翼飞行器的推进螺旋桨的桨距的新颖方法。

[0022] 因此,本发明的目的是提出一种用于混合式直升机的推进螺旋桨桨距的新颖控制和调节系统,能保护飞行器免受自愿但过度的飞行员或桨距控制的不当控制。

[0023] 此外,在万一例如通过机头上仰纵倾而失速时,螺旋桨桨叶的空气动力学攻角会增大,除非飞行员减小其桨距。假设发生这种攻角的增大,则螺旋桨消耗的动力将增大并可能会超过发动机的能力。

[0024] 因此,本发明的目的是提出一种用于混合式直升机螺旋桨桨距的新颖控制和调节

系统,其能通过调节螺旋桨桨距以适应飞行器行进速度来保护飞行器,从而避免螺旋桨所需动力的任何发散,即,从而避免螺旋桨的不断汲取的动力超过发动机和 / 或传动系统的能力。

[0025] 显然,本发明涉及一种具有一个或多个推进螺旋桨的飞行器。

[0026] 下面提及各种物理参数,包括: Trq_{max_aut} , 其是传动系统容许的最大扭矩; $PP1_{max}$, 其是左右螺旋桨的当前动力的最大值; P_{tot} , 其是推进螺旋桨消耗的总动力; P_{md} , 其是从发动机获得的、用于推进螺旋桨的最大动力(即,可从发动机获得的最大动力减去主旋翼、附件消耗的动力和传动损失); IAS , 其是指示空速; VNE , 其是永不超越速度,即最大容许空速; Ω , 其是推进螺旋桨的转速; 以及 Ω^* , 其是所述螺旋桨的转速设定值; 以及 DDM , 其是纵向周期控制的俯冲偏转裕度,为其总偏转的百分比。

[0027] 本发明所提出的目的用一种用于旋翼飞行器的控制和调节方法来实现,所述旋翼飞行器具有至少一个主升力旋翼、至少一个可变桨距的推进螺旋桨、以及至少一个用于驱动所述主旋翼和至少一个螺旋桨的驱动源,所述方法包括根据推力变化控制指令 $Tc1$ 和所述螺旋桨消耗的动力,来产生用于所述螺旋桨的至少一个平均桨距设定值 β_{tcl}^* , 其中,所述方法包括定义包括下列的多个工作模式:

[0028] • 直接模式,其中,所述平均桨距的值直接得自所述推力变化控制指令 $Tc1$;

[0029] • 强制模式,万一所述主旋翼还在旋转,其中,在飞行员的控制下将所述平均桨距自动强制到计算桨距值;

[0030] • 调节模式,其中,根据来自推力变化控制 $Tc1$ 的动力设定值来调节所述螺旋桨消耗的动力; 以及

[0031] • 保护模式,当在除了强制模式之外的各种其它模式下工作时,万一各种限制物理参数中的至少一个限制物理参数达到或超过其相应极限,则启动所述保护模式,其中,所述平均桨距设定值 β_{tcl}^* 自动减小。

[0032] 在根据本发明的一实施方式中,该方法包括:当满足下列关于限制物理参数 IAS 、 DDM 、 Ω 、 $PP1_{max}$ 、 P_{tot} 的条件中的至少一个条件时,启动保护模式:

[0033] • $IAS \geq VNE$;

[0034] • $DDM \leq 10\%$;

[0035] • $\Omega - \Omega^* < -0.6$ 弧度 / 秒 (rad/s);

[0036] • $PP1_{max} > (Trq_{max_aut} \times \Omega)$; 以及

[0037] • $P_{tot} > P_{md}$;

[0038] 其中, Trq_{max_aut} 是传动系统可接受的最大扭矩, $PP1_{max}$ 是左右螺旋桨的当前最大动力值, P_{tot} 是推进螺旋桨消耗的总动力, P_{md} 是用于推进螺旋桨的、可从发动机获得的最大动力, IAS 是指示空速, VNE 是永不超越速度, Ω 是推进螺旋桨的转速, Ω^* 是所述螺旋桨的转速设定值, 以及 DDM 是纵向周期控制的当前俯冲偏转裕度,表述为其总偏转幅度的百分比。

[0039] 根据本发明,对于传统直升机或飞行器来说,转速设定值 Ω^* 可被认为是常数。然而,存在已知的方法,用来计算和 / 或确定推进螺旋桨的转速设定值。在某些应用中,在恒定飞行器速度下, Ω^* 随着诸如高度和温度之类的大气条件而变化。

[0040] 在根据本发明方法的一变型中,一旦使用或启动保护模式,就取代初始工作模式,

例如调节模式或直接模式,直到重新建立良好的工作条件为止。

[0041] 在根据本发明的一实施方式中,在驾驶超驰控制上使用强制模式。

[0042] 在根据本发明的强制模式中,平均桨距 β_{tcl} 的值如下:

$$[0043] \quad \beta_{tcl} = \beta_0 + \text{Arc tan} \left(\frac{TAS}{0.75 \cdot \Omega \cdot R} \right) + I(Tcl)^{-5,+5}$$

[0044] 其中, β_0 是常数, R 是螺旋桨的半径, Ω 是螺旋桨的转速, TAS 是飞行器的真实空速, $I(Tcl)^{-5,+5}$ 是值为 $-1, 0$ 或 $+1$ 的函数 $\text{Beep}(Tcl)$ 的积分, 峰值极限为 -5° 和 $+5^\circ$, 这表示飞行员可以通过在推力变化控制 Tcl 上作用位于 $+5^\circ$ 和 -5° 范围内的桨距值来修改平均桨距。

[0045] 在根据本发明的方法的第一变型实施例中,至少某些工作模式和使用或启动其的条件如下定义。

[0046] 在根据本发明的方法的一实施方式中,当所述螺旋桨的平均桨距 β_{tcl} 小于第一值 β_{tcl1} 或当所述螺旋桨消耗的动力小于第二值 P_{thr1} 时,自动使用所述直接模式。

[0047] 在根据本发明的方法的一实施方式中,当首先平均桨距 β_{tcl} 大于第三值 β_{tcl2} 且其次螺旋桨消耗的动力 P 大于第四值 P_{thr2} 时,自动使用该调节模式。

[0048] 例如,在所述保护模式中,根据本发明的方法包括:对动力设定值 P^* 使用限制/调节函数并对 (P^*-P) 或 (P_{ed}^*-P) 使用比例/积分纠正 PI ,以使用确定的算法在调节模式中确定平均桨距设定值 β_{tcl}^* ,其中, P 是所述螺旋桨消耗的动力, P_{ed}^* 是减缩或减小后的动力设定值。

[0049] 在根据本发明的方法的一实施方式中,算法包括以下:

[0050] • 假如在积分器 I 的输出处、用于螺旋桨的推力指令大于下值:

$$[0051] \quad \frac{\Omega}{\Omega^*} \times P_{md}$$

[0052] 则将动力设定值 P^* 局限于所述值,其中, P_{md} 是可从发动机获得的用于推进螺旋桨的最大动力, Ω 和 Ω^* 分别是螺旋桨的转速和对应设定值;

[0053] • 假如用于纵向周期控制的、表述为总偏转幅度百分比的当前俯冲偏转裕度 DDM 小于 10% ,则所述动力设定值 P^* 减缩下值:

$$[0054] \quad (DDM-10\%) \times PP_{graddm} + PP_{iddm} \times \int (DDM - 10\%) dt$$

[0055] PP_{graddm} 和 PP_{iddm} 是常数;

[0056] • 假如指示空速 IAS 大于永不超越空速 VNE ,则所述动力设定值 P^* 减缩下值:

$$[0057] \quad (IAS-VNE) \times PP_{gradias} + PP_{iias} \times \int (IAS-VNE) dt$$

[0058] $PP_{gradias}$ 和 PP_{iias} 是常数;

[0059] • 假如左右螺旋桨的当前动力的最大值 PP_{lmax} 大于值 $(Trq_{max_aut} \times \Omega)$,则所述动力设定值 P^* 减缩下值:

$$[0060] \quad PP_{lmax} - (Trq_{max_aut} \times \Omega)$$

[0061] 其中, Trq_{max_aut} 是与最大扭矩有关的常数;以及

[0062] • 假如值 $\Omega - \Omega^*$ 小于 -0.6 rad/s ,则所述动力设定值 P^* 减缩下值:

$$[0063] \quad PP_{grad\Omega} \times (\Omega - \Omega^*) + PP_{i\Omega} \times \int (\Omega - \Omega^*) dt$$

[0064] $PP_{grad\Omega}$ 和 $PP_{i\Omega}$ 是常数。

[0065] 在根据本发明的方法的第二变型实施例中,某些工作模式和使用或启动其的条件如下定义。

[0066] 在根据本发明的一实施方式中,该方法包括:定义恒定桨距模式,其中,推进螺旋桨的平均桨距是恒定的。

[0067] 在根据本发明的方法的实施方式中,当 $P \leq P_{thr}$ 且同时来自脉冲推力变化控制 Tc1 的三个状态 -1、0、+1 中的 0 状态被启动时,使用恒定桨距模式,P 是螺旋桨的当前动力, P_{thr} 是通过分析所述推进螺旋桨的极坐标来选定的常数。

[0068] 在根据本发明的方法的一实施方式中,当通过使用具有三个状态 -1、0、+1 的脉冲控制、即函数 Beep(Tc1) 并通过致动 +1 或来 -1 状态来获得推力变化控制指令 Tc1 时,使用直接模式。

[0069] 在根据本发明的方法的一实施方式中,当 $P > P_{thr}$ 且缺少任何推力变化控制指令 Tc1 时,通过启动具有三个状态 -1、0、+1 的脉冲控制的 0 状态,来使用所述调节模式,其中 P 是所述螺旋桨的当前动力,而 P_{thr} 是通过分析所述推进螺旋桨的极坐标来选定的常数。

[0070] 在根据本发明的方法的一实施方式中,该方法包括:在保护模式中,使用至少一个用于监测限制物理参数的回路,确认是否已经达到或超过与所述参数相关的极限,假如是的话,保持启动保护模式。

[0071] 在根据本发明的一实施方式中,该方法包括:按下列优先次序 1 至 5 来选定限制物理参数,对于这些限制物理参数来达到或超过对应极限并启动监测回路,即:

[0072] 1) 螺旋桨的转速 Ω ;

[0073] 2) 可从发动机获得的、用于螺旋桨的动力 Pmd;

[0074] 3) 传动扭矩 Trq;

[0075] 4) 纵向周期控制的当前俯冲偏转裕度 DDM,表述为其总偏转幅度的百分比;以及

[0076] 5) 指示空速 IAS。

[0077] 在根据本发明的方法的一实施方式中,保护模式包括:使用至少一个与可用动力裕度 ΔP 或可用扭矩裕度 ΔTrq 有关的飞行参数,以便假如 $\Delta P < 0$ 或 $\Delta Trq < 0$ 的话,就对控制指令进行限峰或减小,由此确定与不超过所述可用动力裕度的所述螺旋桨取得动力相容的平均桨距设定值 β_{tcl*} ,脉冲控制的 +1 状态也被禁止。

[0078] 在根据本发明的方法的实施方式中,限峰项是:

[0079] $\frac{\partial \beta}{\partial P} \times \Delta P$ (假如 $\Delta P < 0$) 或 $\frac{\partial \beta}{\partial Trq} \times \Delta Trq$ (假如 $\Delta Trq < 0$)

[0080] 在根据本发明的方法的一实施方式中,保护模式包括使用至少一个与以下有关的飞行参数:所述螺旋桨的旋翼的可用转速裕度 $\Delta \Omega$;可用指示空速裕度 ΔIAS ;或纵向周期控制的当前俯冲偏转裕度 DDM,表述为其总偏转幅度的百分比,即 $\Delta DDM = DDM - 10\%$;以对所述参数实施比例/积分纠正 PI,假如 $\Delta \Omega < -0.6 \text{ rad/s}$,或假如 $\Delta IAS < 0$,或假如 $\Delta DDM < 0$,则将控制指令缩减比例/积分纠正 PI 的结果,以确定与所述螺旋桨所取得的动力相容且不超过所述可用动力裕度的平均桨距设定值 β_{tcl*} ,脉冲控制的 +1 状态则被禁止。

[0081] 在根据本发明的一实施方式中,该方法包括以下:

[0082] • 假如纵向周期控制的、表述为总偏转幅度百分比的当前俯冲偏转裕度 DDM 小于 10%,则所述平均桨距设定值 β_{tcl*} 减缩下值:

[0083] $(DDM-10) \times PPgradddm + PPiddm \times \int (DDM-10\%) dt$

[0084] 其中, PPgradddm 和 PPiddm 是常数;

[0085] • 假如指示空速 IAS 大于永不超越空速 VNE, 则所述平均桨距设定值 β_{tcl*} 减缩下值:

[0086] $(IAS-VNE) \times PPgradias + PPias \times \int (IAS-VNE) dt$

[0087] 其中, PPgradias 和 PPias 是常数; 以及

[0088] • 假如值 $\Omega - \Omega^*$ 小于 -0.6 rad/s , 则平均桨距设定值 β_{tcl*} 减缩下值:

[0089] $PPgrad \Omega \times (\Omega - \Omega^*) + PPi \Omega \times \int (\Omega - \Omega^*) dt$

[0090] 其中, PPgrad Ω 和 PPi Ω 是常数。

[0091] 如根据本发明的方法的一实施方式中, 所述螺旋桨消耗的动力由一特定算法根据所述螺旋桨的桨距 β_1 、 β_2 , 真实空速 TAS, 所述螺旋桨的转速 Ω 和空气密度 ρ 进行估计。

[0092] 如根据本发明的方法的一实施方式中, 所述螺旋桨消耗的动力由一特定算法根据所述螺旋桨的桨距 β_1 、 β_2 , 真实空速 TAS, 所述螺旋桨的转速设定值 Ω^* 和空气密度 ρ 进行估计。

[0093] 在根据本发明的方法的一实施方式中, 由一个或多个螺旋桨消耗的动力用所述螺旋桨的传动系统上的诸如扭矩表的传感器来测量。

[0094] 作出这种估计可避免在螺旋桨的传动系统上使用扭矩表, 因此避免与这种传感器相关的制造难度和可靠性。

[0095] 本发明提出的目的还借助一种用于旋翼飞行器的控制和调节系统来实现, 所述旋翼飞行器具有至少一个主升力旋翼、至少一个可变桨距的推进螺旋桨、以及至少一个用于驱动所述主旋翼和所述螺旋桨的驱动源, 其中, 所述系统包括用于实施上述控制和调节方法的装置。

[0096] 例如, 根据本发明的控制和调节系统包括: 用于以直接模式控制推进螺旋桨的桨距的紧急机械通道或通路, 以及用于控制推进螺旋桨的桨距的电气通道或通路, 所述电气通道或通路包括用于符合极限的装置。

[0097] 例如, 机械通道或通路包括:

[0098] • 用于控制平均桨距 β_{tcl} 的 Tc1 杆;

[0099] • 用于控制差值桨距 β_d 的方向舵杆;

[0100] • 方向舵杆阻尼器;

[0101] • 可变比例曲柄, 其根据 Tc1 杆的位置而变化, 以根据推力减小方向舵杆的权力;

[0102] • 用于对所述平均桨距 β_{tcl} 和所述差值桨距 β_d 进行加减的组合器 / 耦合器;

以及

[0103] • 连杆、缆绳和滑轮的系统。

[0104] 例如, 电气通道或通路包括:

[0105] • 与总距杆相关联的 Tc1 Beep;

[0106] • 用于控制左螺旋桨的平均桨距 β_{tcl} 的第一串联致动器;

[0107] • 用于控制右螺旋桨的平均桨距 β_{tcl} 的第二串联致动器;

[0108] • 用于 Tc1 杆的第一纵倾致动器;

[0109] • 用于方向舵杆的第二纵倾致动器;

[0110] • 计算机,所述计算机从飞行控制系统 FCS 接收信息并建立所述螺旋桨的桨距的控制关系;

[0111] • 用于测量与 Tc1 杆和方向舵杆配合的驾驶控制器位置的装置;

[0112] • 电气连接装置;以及

[0113] • 用于测量所述串联致动器的位置的装置。

[0114] 本发明提出的目的还借助于一种用于实施控制和调节方法的旋翼飞行器控制程序来实现,所述程序包括存储在诸如存储器之类的介质上或具体实施为信号的编码,所述编码可由至少一个诸如机载的或适合于安装在旋翼飞行器上的计算机之类的数据处理单元读取和/或执行,以控制和/或调节至少一个推进螺旋桨的桨距设定,所述编码包括用于实施所述控制和调节方法的特征操作或步骤的相应编码段。

[0115] 本发明提出的目的还借助一种旋翼飞行器类型的飞行器来实现,该飞行器包括如上所述的控制和调节系统。

[0116] 根据本发明的调节系统提供了显著的优点:它借助推进螺旋桨的桨距控制对飞行包络线提供保护并施加限制。

[0117] 本发明的另一优点是:它可与调节和驾驶直升机相容地调节至少一个推进螺旋桨。

[0118] 根据本发明的控制和调节方法的另一优点是:所述方法能在飞行包络线方面调节和保护飞行器,由此使驾驶更容易。

[0119] 根据本发明的方法的另一优点是:可以借助三个位置的脉冲控制(称为 Tc1 Beep)来控制空速或地面速度,这意味着飞行员无需全神贯注于发动机/传动系统的极限。

[0120] 根据本发明的控制和调节方法可通过自动符合极限来提高安全性。

[0121] 提供给机械组件的保护还能延长它们的寿命。

[0122] 此外,根据本发明,自动地给出升力旋翼工作的优先权。

[0123] 本发明还可通过在俯冲偏转裕度下降到低于预定阈值时(推进旋翼模式)或总距下降到低于预定阈值时(自转旋翼模式)限制推进力,来符合主旋翼的总距和纵向周期控制的可用范围。

附图说明

[0124] 本发明的其它方面、特征和优点将从借助示例给出并参照附图的实施例的以下描述中变得显而易见,在附图中:

[0125] 图 1 是本发明的混合式直升机的一实施例的示意立体图;

[0126] 图 2 是在第一变型中、根据本发明的用于控制和调节系统的设计的一例子的功能链图,该例子以直接模式无保护地工作;

[0127] 图 3 是在第一变型中、根据本发明的用于控制和调节系统的设计的一例子的功能链图,该例子以调节模式有保护地工作;

[0128] 图 4 是在第二变型中、根据本发明的用于控制和调节系统的设计的一例子的功能链图,该例子以直接模式无保护地工作;

[0129] 图 5 是在第二变型中、根据本发明的用于控制和调节系统的设计的一例子的功能链图,该例子以调节模式无保护地工作;

[0130] 图 6 是在第二变型中、根据本发明的用于控制和调节系统的设计的一例子的功能链图,该例子以保护模式工作且采用第一保护例子;

[0131] 图 7 是在第二变型中、根据本发明的用于控制和调节系统的设计的一例子的功能链图,该例子以保护模式工作且采用第二保护例子;

[0132] 图 8 是在第二变型中、根据本发明的用于控制和调节系统的设计的一例子的功能链图,该例子以保护模式工作且采用第三保护例子;

[0133] 图 9 是在第二变型中、根据本发明的用于控制和调节系统的设计的一例子的功能链图,该例子以保护模式工作且采用第四保护例子;

[0134] 图 10 是在第二变型中、根据本发明的用于控制和调节系统的设计的一例子的功能链图,该例子以保护模式工作且采用第五保护例子;

[0135] 图 11 是涉及根据本发明的调节系统的螺旋桨桨距控制通道或通路的结构的一示例实施例的图。

具体实施方式

[0136] 在本申请的意义上,术语“混合式直升机”是指装配有螺旋桨类型的推进器的旋翼飞行器,且带有适于操作主升力旋翼和螺旋桨的调节。

[0137] 除非明确地或隐含地指出相反,术语“旋翼”是指旋翼飞行器的旋转机翼。

[0138] 还简要定义了用在本说明书中的各种概念。因此:

[0139] IAS 是指指示空速;

[0140] TAS 是指真实空速;以及

[0141] VNE 是指永不超越速度,即最大容许空速。

[0142] 除非明确地或隐含地指出相反,在结构上和功能上等同且示于一个以上图中的元件每个都给予相同的附图标记。

[0143] 参见图 1,具体地说,混合式直升机 1 包括机身 2 和旋翼 10,机身在其前端具有驾驶舱 7,旋翼用于在两个涡轮发动机 5 产生的驱动力下并经由第一主变速箱 MGB(在图 1 中未示出)传送来使桨叶 11 旋转,这两个涡轮发动机设置在机身 2 的顶部飞行器的对称平面的两侧上(在图 1 中由于存在整流罩而无法看到)。

[0144] 此外,混合式直升机 1 具有高机翼 3,高机翼由设置在机身 2 顶部的两个半翼 8 来构成,这些半翼 8 在平面图中是基本上矩形的且具有负的上反角。

[0145] 混合式直升机 1 由两个螺旋桨 6 来推进,这两个螺旋桨由两个涡轮发动机 5 来驱动,在机翼 3 的各个外端设置一个相应的螺旋桨 6。

[0146] 此外,在机身 2 的后端附近,设置稳定和控制表面,包括:用于俯仰控制的是,具有两个可相对于前部 34 运动的俯仰控制表面 25 和 35 的水平稳定器 30;以及用于转向控制的是,位于水平稳定器 30 的对应端部的两个合适的尾稳定器 40。

[0147] 有利的是,尾稳定器 40 可以是垂向的或相对于垂线倾斜的,尾稳定器 40 可由带有对应的可动后部或偏航控制方向舵 45 的对应的静止前部(或翅片)44 来构成。

[0148] 具体地说,水平稳定器 30 和尾稳定器 40 形成机身 2 上的倒置 U 形。

[0149] 从尺寸的角度来看,对于最大允许起飞重量约为 8t 的飞行器来说,混合式直升机 1 较佳地对应于下列特征:

[0150] • 旋翼直径 D :约 16 米 (m) ;

[0151] • 螺旋桨直径 d :2.6m ;

[0152] • 翼展 L :8m ;

[0153] • 机翼的展弦比 λ :5.3。

[0154] 此外,混合式直升机 1 装配有一体的驱动系统(在图 1 中未示出),该驱动系统不仅包括两个涡轮发动机 5、旋翼 10 和两个螺旋桨 6,而且包括位于这些部件之间的机械互连系统,应该理解,它们布置成旋翼 10 和螺旋桨 6 在垂直而不平行的平面中旋转。

[0155] 由于这种配置,混合式直升机 1 的显著之处在于,涡轮发动机输出端、螺旋桨、旋翼、以及机械互连系统的转速是相互成比例的,在包含的驱动系统的正常工作条件下,无论混合式直升机的飞行配置如何,该比例都是恒定的。

[0156] 当然,万一发生机械故障,可启用本发明范围之外的特定装置(若有的话)。

[0157] 用于具有至少一个主升力旋翼、至少一个可变桨距的推进螺旋桨 6、以及至少一个用于驱动主旋翼和螺旋桨 6 的驱动源的旋翼飞行器的控制和调节方法包括:根据推力变化控制指令 Tc1 和螺旋桨 6 消耗的动力,来产生用于螺旋桨 6 的至少一个平均桨距设定值 β_{tcl*} 。

[0158] 根据本发明的方法包括定义不同的工作模式。

[0159] 在这些工作模式中,有一种强制模式,其中,万一来自发动机的动力完全损失,则将平均桨距 β_{tcl} 在驾驶控制下自动强制到计算桨距值。强制模式在驾驶超驰控制下使用。

[0160] 在该强制模式中,平均桨距 β_{tcl} 的超驰值如下:

$$[0161] \quad \beta_{tcl} = \beta_0 + \text{Arc tan} \left(\frac{TAS}{0.75 \cdot \Omega \cdot R} \right) + I(Tc1)^{-5,+5}$$

[0162] 其中, β_0 是常数, R 是螺旋桨 6 的半径, Ω 是螺旋桨的转速, TAS 是飞行器的真实空速, $I(Tc1)^{-5,+5}$ 是值为 -1、0 或 +1 的函数 Beep(Tc1) 的积分,峰值极限为 -5° 和 $+5^\circ$,这表示飞行员可以通过在推力变化控制 Tc1 上作用位于 $+5^\circ$ 和 -5° 范围内的桨距值来修改平均桨距。

[0163] 常数 β_0 是零推力、零 TAS 时螺旋桨 6 的桨距值。

[0164] 根据本发明方法的第一变型实施方式示于图 2 和 3 中。

[0165] 在这些模式中,还有一种直接模式,如图 2 所示,其中,平均桨距 β_{tcl} 的值直接源于具有三个状态 -1、0、+1 的函数 Beep(Tc1),即源于控制指令 Tc1。

[0166] 当螺旋桨 6 的平均桨距小于第一值 β_{tcl1} 或当螺旋桨消耗的动力小于第二值 P_{thr1} 时,自动使用该直接模式。

[0167] 推力变化控制指令 Tc1 通过致动 Tc1 杆或通过致动具有函数 Beep(Tc1) 的三个状态 -1、0、+1 的脉冲控制来获得。

[0168] 对应于推力变化控制的平均桨距设定值 β_{tcl*} 例如可以直接来自积分器 I,该积分器 I 接收来自飞行员控制 Beep(Tc1) 的状态作为输入。然后用左右差值桨距 β_{d*} 来纠正平均桨距设定值 β_{tcl*} ,从而获得最后的左桨距设定值 β_{1*} 和右桨距设定值 β_{2*} ,以应用至对应的电气致动器或液压致动器 50。此后,致动器 50 控制对应的桨距伺服控制 51。

[0169] 在根据本发明的模式中,还有调节模式,其中,根据源自推力变化控制 Tc1 的动力

设定值来调节螺旋桨 6 消耗的动力。

[0170] 在第一变型实施方式中,当首先平均桨距 β_{tc1} 大于第三值 β_{tc12} 且其次螺旋桨 6 消耗的动力 P 大于第四值 P_{thr2} 时,自动使用该调节模式。

[0171] 值 P_{thr2} 、 β_{tc12} 、 P_{thr1} 和 β_{tc11} 以已知的方式通过对螺旋桨 6 的极坐标图进行分析来确定。分析螺旋桨 6 的“极坐标”包括:确定根据桨距变化在恒定的转速下螺旋桨 6 消耗的动力。对于飞行器的每个前进速度获得一条不同的曲线。例如,当飞行器的前进速度减小时,消耗的动力增大。该参数因此需要进行监测以避免超过预定的极限。

[0172] 例如可参见图 3,图 3 示出了在第一变型实施方式中的调节模式和巡航飞行中,推进螺旋桨 6 的桨距控制的函数变化。

[0173] 根据本发明的方法还包括保护模式,当各种限制物理参数中的至少一个参数达到或超过其对应极限时,该保护模式在各种其它工作模式的环境中被启动,但不包括强制模式。

[0174] 在保护模式中,平均桨距设定值 β_{tc1*} 自动减小。

[0175] 当满足下列条件中的至少一个条件时,启动保护模式,这些条件涉及限制物理参数 IAS、DDM、 Ω 、 $PP1_{max}$ 、 P_{tot} :

[0176] • $IAS \geq VNE$;

[0177] • $DDM \leq 10\%$;

[0178] • $\Omega - \Omega^* < -0.6$ 弧度 / 秒 (rad/s) ;

[0179] • $PP1_{max} > (Trq_{max_aut} \times \Omega)$;以及

[0180] • $P_{tot} > P_{md}$;

[0181] 其中, Trq_{max_aut} 是传动系统可接受的最大扭矩, $PP1_{max}$ 是左右螺旋桨 6 的当前最大动力值, P_{tot} 是推进螺旋桨消耗的总动力, P_{md} 是用于推进螺旋桨的、可从发动机获得的最大动力, IAS 是指示空速, VNE 是永不超越速度, Ω 是推进螺旋桨的转速, Ω^* 是所述螺旋桨的转速设定值,以及 DDM 是纵向周期控制的当前俯冲偏转裕度,表述为其总偏转幅度的百分比。

[0182] 对于传统直升机或根据本发明的飞行器来说,转速设定值 Ω^* 可被认为是常数。然而,存在本身已知的方法,用来计算和 / 或确定推进螺旋桨的转速设定值。在某些应用中,在恒定飞行器速度下, Ω^* 随着诸如高度和温度之类的大气条件而变化。

[0183] 在如图 3 以示例方式示出的第一变型中,根据本发明的方法在保护模式中包括:使用对动力设定值 P^* 的限制 / 调节函数以及比例 / 积分纠正 PI,用确定的算法来确定调节模式中的平均桨距设定值 β_{tc1*} 。

[0184] 来自 $Beep(Tc1)$ 控制的指令经过积分器 I,然后用限制器 / 调节器 L/R 来纠正或缩小。限制器 / 调节器用来根据与在指示空速 IAS 处、在推进螺旋桨 6 的最大可用动力 P_{md} 处、在可用传动扭矩 Trq 处、或在螺旋桨 6 的转速 Ω 处用于纵向周期控制的当前俯冲偏转裕度 DDM 有关的预定极限,来调节和纠正推力指令,即动力设定值 P^* ,上述当前俯冲偏转裕度 DDM 表述为其总偏转幅度的百分比。

[0185] 由限制器 / 调节器 L/R 输出的信号在合适时对应于限峰的或减小的动力设定值 P_{ed*} ,然后从中减去左右螺旋桨 6 消耗的平均动力 P ,即 $(P_l + P_r) / 2$,其中, P_l 是左螺旋桨 6 消耗的动力, P_r 是右螺旋桨 6 消耗的动力。这就产生应用于螺旋桨 6 的纠正平均桨距设定

值 β_{tc1*} , 这是经由连续工作的比例 / 积分型调节回路 PI 来完成的。假如没有达到或超过极限, 则该减缩的或减小的动力设定值 P_{ed*} 等于动力设定值 P^* 。运算器 OP1 用来计算项 $P_{ed*}-P$, 该项施加至比例 / 积分纠正 PI。

[0186] 在巡航模式中, 限制器 / 调节器 L/R 在合适的情况下在应用确定的算法时计算和修改动力设定值 P^* , 在该确定的算法中:

[0187] • 假如在积分器 I 的输出处用于螺旋桨 6 的推力指令大于下值:

$$[0188] \quad \frac{\Omega}{\Omega^*} \times P_{md}$$

[0189] 则动力设定值 P^* 局限于所述值, 其中, P_{md} 是从发动机获得的用于推进螺旋桨的最大动力, Ω 和 Ω^* 分别是螺旋桨 6 的转速和对应设定值;

[0190] • 假如用于纵向周期控制的、表述为总偏转幅度百分比的当前俯冲偏转裕度 DDM 小于 10%, 则动力设定值 P^* 减缩下值:

$$[0191] \quad (DDM-10\%) \times PP_{graddm} + PP_{iddm} \times \int (DDM-10\%) dt$$

[0192] 直到恢复初始裕度为止, PP_{graddm} 和 PP_{iddm} 是常数;

[0193] • 假如指示空速 IAS 大于永不超越空速 VNE, 则动力设定值 P^* 减缩下值:

$$[0194] \quad (IAS-VNE) \times PP_{gradias} + PP_{iias} \times \int (IAS-VNE) dt$$

[0195] $PP_{gradias}$ 和 PP_{iias} 是常数;

[0196] • 假如左右螺旋桨的当前动力的最大值 PP_{lmax} 大于值 $(Trq_{max_aut} \times \Omega)$, 则动力设定值 P^* 减缩下值:

$$[0197] \quad PP_{lmax} - (Trq_{max_aut} \times \Omega)$$

[0198] 其中, Trq_{max_aut} 是与最大扭矩有关的常数; 以及

[0199] • 假如值 $\Omega - \Omega^*$ 小于 -0.6 rad/s , 则动力设定值 P^* 减缩下值:

$$[0200] \quad PP_{grad\Omega} \times (\Omega - \Omega^*) + PP_{i\Omega} \times \int (\Omega - \Omega^*) dt$$

[0201] $PP_{grad\Omega}$ 和 $PP_{i\Omega}$ 是常数。

[0202] 常数 PP_{graddm} 、 $PP_{gradias}$ 、 $PP_{grad\Omega}$ 、 PP_{iddm} 、 PP_{ias} 和 $PP_{i\Omega}$ 通过闭合回路的模式布置来确定, 该闭合回路控制螺旋桨 6 并包含在飞行器的整个系统中。

[0203] 常数 Trq_{max_aut} 例如通过在传动系统上进行计算来确定。

[0204] 根据本发明方法的第二较佳变型实施方式示于图 4 至 10 中。

[0205] 当推力变化控制指令 $Tc1$ 通过使用具有三个状态 -1 、 0 、 $+1$ 、即函数 $Beep(Tc1)$ 的脉冲控制并通过致动 $+1$ 或 -1 状态来获得时, 使用直接模式。

[0206] 当 $P > P_{thr}$ 且缺少任何推力变化控制指令 $Tc1$ 时, 通过启动具有三个状态 -1 、 0 、 $+1$ 的脉冲控制的 0 状态, 来使用调节模式, 其中 P 是螺旋桨的当前动力, 而 P_{thr} 是通过分析推进螺旋桨 6 的极坐标来选定的常数。

[0207] 图 4 示出了在缺乏保护时, 即在某些飞行参数的当前值远离其极限值的飞行阶段, 在本方法的该第二变型实施方式中的直接模式。

[0208] 通过致动 $Beep(Tc1)$ 控制, 启动 $+1$ 或 -1 状态, 以产生发送至积分器 I 的信号。积分器输出用于螺旋桨 6 的平均桨距设定值 β_{tc1*} 。

[0209] 与本身已知的差值桨距相关联的纠正 β_{d*} 未被描述, 但是显然, 包含它是为了确定左螺旋桨 6 的桨距设定值 β_{1*} 和右螺旋桨 6 的桨距设定值 β_{2*} 。

[0210] 图 5 示出了在缺乏保护时,即在某些飞行参数的当前值远离其极限值的飞行阶段,在本方法的该第二变型实施方式中的调节模式。

[0211] 在没有启动 -1 或 +1 状态的情况下,只要 $P > P_{thr}$,就自动使用调节模式,其中, P_{thr} 是通过分析推进螺旋桨 6 的极坐标来选定的阈值。

[0212] 动力设定值 P^* 对应于使用调节模式之前的最近的动力设定值,将该动力设定值 P^* 减小左右螺旋桨 6 的分别所消耗的动力 P_1 和 P_r 的平均值 $P = (P_1 + P_r) / 2$ 。动力 P_1 和 P_r 是测得或算出的。

[0213] 动力设定值 P^* 和消耗动力 P 之间的差值然后被提供至比例 / 积分纠正器 PI,该比例 / 积分纠正器 PI 将所述差值转换成平均桨距设定值 β_{tcl}^* 。这就提供调节回路,该调节回路能通过输出对应的平均桨距设定值 β_{tcl}^* 来连续地纠正平均桨距控制。

[0214] 在第二变型中,根据本发明的方法包括:定义恒定桨距模式,其中,推进螺旋桨 6 的平均桨距 β_{tcl} 是恒定的。

[0215] 在根据本发明的方法的实施方式中,当 $P \leq P_{thr}$ 且启动来自脉冲推力变化控制 T_{cl} 的三个状态 -1、0、+1 的 0 状态时,使用恒定桨距模式, P 是螺旋桨的当前动力, P_{thr} 是通过对推进螺旋桨 6 的极坐标进行分析来选定的常数。

[0216] 在根据本发明的第二变型中,该方法包括:在保护模式中,使用至少一个用于监测限制物理参数的回路,确认是否已经达到或超过与所述参数相关的极限,假如是的话,保持启动保护模式。

[0217] 在该变型中,该方法包括:按下列优先次序 1 至 5 来选定限制物理参数,对于这些限制物理参数来经达到或超过对应极限并启动监测回路,即:

[0218] 1) 螺旋桨 6 的转速 Ω ;

[0219] 2) 可用于螺旋桨 6 的发动机动力 P_{md} ;

[0220] 3) 传动扭矩 Trq ;

[0221] 4) 纵向周期控制的当前俯冲偏转裕度 DDM ,表述为其总偏转幅度的百分比;以及

[0222] 5) 指示空速 IAS 。

[0223] 保护模式包括:使用至少一个与可用动力裕度 ΔP 或可用扭矩裕度 ΔTrq 有关的飞行参数,以便假如 $\Delta P < 0$ 或 $\Delta Trq < 0$ 的话,就对控制指令进行限峰或减小,由此确定与螺旋桨取得动力相容的平均桨距设定值 β_{tcl}^* ,该螺旋桨取得动力不超过可用动力裕度或可用扭矩裕度, $Beep(T_{cl})$ 函数的脉冲控制的 +1 状态也被禁止。

[0224] 在根据本发明的方法的实施方式中,限峰项是:

[0225] $\frac{\partial \beta}{\partial P} \times \Delta P$ (假如 $\Delta P < 0$) 或者 $\frac{\partial \beta}{\partial Trq} \times \Delta Trq$ (假如 $\Delta Trq < 0$)

[0226] 保护模式还包括使用与以下有关的至少一个飞行参数:用于螺旋桨 6 旋翼的可用转速裕度 $\Delta \Omega$;可用指示空速裕度 ΔIAS ;或纵向周期控制的当前俯冲偏转裕度,表述为其总偏转幅度的百分比,即 $\Delta DDM = DDM - 10\%$;以将比例 / 积分纠正 PI 应用至所述参数。

[0227] 假如 $\Delta \Omega < -0.6 \text{ rad/s}$,或假如 $\Delta IAS < 0$,或假如 $\Delta DDM < 0$,则通过比例 / 积分纠正 PI 的结果对控制指令进行减缩,以确定与螺旋桨所取得的动力相容且不超过可用动力裕度的平均桨距设定值 β_{tcl}^* ,脉冲控制的 +1 状态则被禁止。

[0228] 在根据本发明的实施方式中,该方法包括:

[0229] • 假如用于纵向周期控制的、表述为总偏转幅度百分比的当前俯冲偏转裕度 DDM 小于 10%，则将平均桨距设定值 β_{tcl*} 缩减下值：

[0230] $(DDM-10) \times PPgradddm + PPiddm \times \int (DDM-10\%) dt$

[0231] 其中，PPgradddm 和 PPiddm 是常数；

[0232] • 假如指示空速 IAS 大于永不超越空速 VNE，则将平均桨距设定值 β_{tcl*} 缩减下值：

[0233] $(IAS-VNE) \times PPgradias + PPias \times \int (IAS-VNE) dt$

[0234] 其中，PPgradias 和 PPias 是常数；以及

[0235] • 假如值 $\Omega - \Omega^*$ 小于 -0.6 rad/s ，则将平均桨距设定值 β_{tcl*} 缩减下值：

[0236] $PPgrad\Omega \times (\Omega - \Omega^*) + PPi\Omega \times \int (\Omega - \Omega^*) dt$

[0237] 其中，PPgrad Ω 和 PPi Ω 是常数。

[0238] 在第二变型中，一旦使用或启动保护模式，就取代初始的工作模式，例如调节模式或直接模式，直到重新建立良好的工作条件为止。

[0239] 图 6 应用于第二变型，且示出了一例子中的功能链，该例子设计成用于实施保护模式的根据本发明的控制和调节系统。在该保护模式中，用于螺旋桨 6 的可用动力裕度 Pmd 在必要时转换成限峰的平均桨距，以得出平均桨距设定值 β_{tcl*} 。该设定值防止平均桨距控制导致螺旋桨 6 取得过大动力。

[0240] 在图 6 中，来自 Beep(Tc1) 控制的信号经过积分器 I，然后到达第一运算器 OP1，该第一运算器 OP1 输出平均桨距设定值 β_{tcl*} 。

[0241] 在必要时，该运算器 OP1 还可通过使用纠正值 $\Delta\beta$ （也称为限峰项）来纠正来自 Beep(Tc1) 和积分器 I 的桨距设定值。在其输出处，运算器 OP1 输出对两个输入值进行取差的结果。

[0242] 另一运算器 OP2 输出对两个输入值 P1 和 Pr 进行加和的结果。

[0243] 用来对桨距设定值进行减小或限峰的纠正值取决于算出的差值 $\Delta P = (Pmd \times 0.5) - P$ ，其中，P 等于 $(P1 + Pr) / 2$ 、即两个螺旋桨 6 消耗的总动力的一半，而 Pmd 是用于所述螺旋桨 6 的最大可用动力。该差值 ΔP 由第二运算器 OP1 算出。

[0244] 假如 $\Delta P \geq 0$ ，则用于平均桨距设定值 β_{tcl*} 的纠正值 $\Delta\beta$ 为零，且调节系统退出保护模式。

[0245] 假如 $\Delta P < 0$ ，则用于平均桨距设定值 β_{tcl*} 的纠正值 $\Delta\beta$ 是 $\frac{\partial\beta}{\partial P} \times \Delta P$ ，其中， $\frac{\partial\beta}{\partial P}$

表示相对于所消耗动力变化的桨距变化。此外，禁止启动 +1 状态，仅仅可以启动 -1 状态。

[0246] 该纠正值 $\Delta\beta$ 由与第二运算器 OP1 相关联的用来计算 ΔP 的计算器 / 比较器 C1 来确定，或者由用来进行比较并发送为所述比较的图像的信号的任何其它装置来确定。计

算器 / 比较器 C1 例如用来确定项 $\frac{\partial\beta}{\partial P}$ 以及项 ΔP 的符号。

[0247] 图 7 示出了用于实施根据本发明方法的一种保护的变型。它涉及保护模式，该保护基于螺旋桨 6 的可用扭矩裕度 ΔTrq 。

[0248] 扭矩裕度 ΔTrq 对应于螺旋桨 6 的最大容许扭矩 Trq_{max_aut} 与左右螺旋桨 6 的测得或算出扭矩 Trq_{max_mes} 的最大值之间差值。

[0249] 用来对平均桨距设定值进行减小或限峰的纠正值 $\Delta\beta$ 取决于以下算出差值：

$$[0250] \quad \Delta Trq = Trq_{max_aut} - Trq_{max_mes}$$

[0251] 假如 $\Delta Trq \geq 0$ ，则用于平均桨距设定值的纠正值 $\Delta\beta$ 为零，且调节系统退出保护模式。

[0252] 假如 $\Delta Trq < 0$ ，则用于平均桨距设定值的纠正值 $\Delta\beta$ 是 $\frac{\partial\beta}{\partial Trq} \times \Delta Trq$ ，其中， $\frac{\partial\beta}{\partial Trq}$

表示相对于扭矩变化的桨距变化。此外，禁止启动 +1 状态，仅仅可以启动 -1 状态。

[0253] 该纠正值 $\Delta\beta$ 由与第二运算器 OP1 相关联的用来计算 ΔTrq 的计算器 / 比较器 C2 来确定，或者由用来进行比较并发送为所述比较的图像的信号的任何其它装置来确定。

例如，计算器 / 比较器 C2 能确定项 $\frac{\partial\beta}{\partial Trq}$ 以及项 ΔTrq 的符号。

[0254] 为了确定项 $\frac{\partial\beta}{\partial Trq}$ 和 $\frac{\partial\beta}{\partial P}$ ，例如使用下列过程：

[0255] a) 在一曲线图中绘出一组曲线 D1、D2、D3，该曲线图沿横坐标绘出螺旋桨 6 的桨叶在等于桨叶翼展 R 的 0.75 倍距离处的桨距 $\beta_{0.75}$ ，沿纵坐标绘出第一螺旋桨和第二螺旋桨 6 的功率系数 CP，每条曲线 D1、D2、D3 建立给一个给定的前进系数 λ_1 、 λ_2 、 λ_3 ；然后

[0256] b) 从该组曲线中确定一中间方程，该中间方程作为螺旋桨的桨叶在等于所述桨叶翼展 R 的 0.75 倍距离处的所述桨距 $\beta_{0.75}$ 的函数、以及前进系数的函数来给出功率系数 CP。

[0257] 螺旋桨的功率系数 CP 由下式给出：

$$[0258] \quad CP = \frac{P}{0.5 \times \rho \times \pi \times R^2 \times U^3}$$

[0259] 其中，P 是螺旋桨的功率， ρ 是空气密度，R 是螺旋桨桨叶的翼展，U 是螺旋桨桨叶自由端的速度。

[0260] 因此，在步骤 b) 中，通过实验来建立该组曲线 D1、D2、D3。为预定的前进系数 λ_1 、 λ_2 、 λ_3 建立各条曲线 D1、D2、D3，每个前进系数 λ_1 、 λ_2 、 λ_3 等于混合式直升机的真实空速 TAS 除以桨叶自由端速度 U 的商，所述桨叶自由端速度 U 等于螺旋桨的转速 Ω 乘以其翼展 R 的积。

[0261] 应能容易理解，可使用大量曲线。

[0262] 然后，实施传统的数学方法，例如多项式回归方法，就足以确定所述中间方程 $CP = f(\beta_{0.75}, \lambda)$ 。

[0263] 此后，确定第一方程以给出功率梯度 GRD 关于桨距、以及关于所述中间方程相对于桨距的偏导数 $\frac{\partial CP}{\partial \beta}$ 的函数。因此，第一方程是：

$$[0264] \quad GRD = \frac{\partial P}{\partial \beta} = 0.5 \times \rho \times \pi \times R^2 \times U^3 \times \frac{\partial CP}{\partial \beta}(\beta, \lambda)$$

[0265] 其中， ρ 是空气密度，“ \times ”是乘号。

[0266] 然后将第一方程存储在计算装置的存储器中。

[0267] 在这些情况下,在飞行中实时地实施下列步骤。

[0268] 在步骤 c), 计算装置通过计算所述偏导数在飞行中实时确定的当前平均桨距 β_{cur} 和当前前进系数 λ_{cur} 处的值, 使用存储在存储器中的第一方程来实时地确定作为桨距的函数的功率梯度 GRD。更确切地说, 当前的作为桨距的函数的功率梯度 GRD 等于所述第一方程在当前平均桨距 β_{cur} 、当前桨叶自由端速度 U_{cur} 、当前空气密度 ρ_{cur} 和当前前进系数 λ_{cur} 处的值, 即等于:

$$[0269] \quad GRD = 0.5 \times \rho_{cur} \times \pi \times R^2 \times U_{cur}^3 \times \frac{\partial P}{\partial \beta} (\beta_{cur}, \lambda_{cur})$$

[0270] 对于项 $\frac{\partial \beta}{\partial Trq}$ 来说, 可重复相同的过程, 这是因为 $P = Trq \times \Omega$, 因此

$$\frac{\partial Trq}{\partial \beta} = \frac{\partial P}{\partial \beta} \times \frac{1}{\Omega}。$$

[0271] 图 8 示出了用于实施根据本发明方法的一种保护的变型。这涉及基于螺旋桨 6 的转速 Ω 的保护模式。

[0272] 该方法包括: 使用与螺旋桨 6 的旋翼转速 Ω 和对应设定值 Ω^* 之间的差值 $\Delta \Omega = \Omega - \Omega^*$ 有关的飞行参数, 以对于所述参数作出比例积分纠正 PI。该项 $\Delta \Omega$ 由第一运算器 OP1 算出。

[0273] 假如项 $\Delta \Omega < -0.6 \text{ rad/s}$, 则控制指令减缩比例积分纠正 PI 的结果, 即:

$$[0274] \quad PPgrad\Omega \times (\Omega - \Omega^*) + PPi\Omega \times \int (\Omega - \Omega^*) dt$$

[0275] 以确定平均桨距设定值 β_{tcl}^* 。另一运算器 OP2 用来对比例积分纠正 PI 的结果与来自关联于 $Beep(Tc1)$ 的积分器 I 的控制进行加和。脉冲控制 $Beep(Tc1)$ 的 +1 状态也被禁止。

[0276] 该设定值则与螺旋桨 6 的牵引动力相容, 该牵引动力不超过可用动力裕度。例如, 转速 Ω 借助传感器 S1 测得。

[0277] 图 9 示出了用于实施根据本发明方法的一种保护的变型。在该保护模式中, 基于指示空速 IAS 来提供保护。

[0278] 该方法包括使用由第一运算器 OP1 算出的、与指示空速 IAS 和永不超越速度 VNE 之间的差值 $\Delta IAS = IAS - VNE$ 有关的飞行参数, 以对所述参数作出比例 / 积分纠正 PI。

[0279] 假如项 $\Delta IAS < 0$, 则控制指令减缩比例 / 积分纠正 PI 的结果, 即:

$$[0280] \quad (IAS - VNE) \times PPgradias + PPiias \times \int (IAS - VNE) dt$$

[0281] 以确定平均桨距设定值 β_{tcl}^* 。另一运算器 OP2 用来对比例积分纠正 PI 的结果与来自关联于 $Beep(Tc1)$ 的积分器 I 的控制进行加和。脉冲控制 $Beep(Tc1)$ 的 +1 状态也被禁止。

[0282] 该设定值与螺旋桨 6 的牵引动力相容, 该牵引动力不超过可用动力裕度。例如, 指示空速 IAS 借助传感器 S2 测得。

[0283] 图 10 示出了用于实施根据本发明方法的一种保护的变型。它示出了一种保护模式, 基于例如用传感器 S3 测得的、表述为对应纵向周期控制的总偏转幅度百分比的、用于

纵向周期命令的当前俯冲偏转裕度 DDM 来提供保护。

[0284] 该方法包括：使用与表述为其总偏转幅度百分比的纵向周期控制的当前俯冲偏转裕度之间的差值有关的飞行参数，

[0285] $\Delta DDM = DDM - 10\%$

[0286] 通过第一运算器 OP1 计算来对所述参数进行比例 / 积分纠正 PI。假如项 $\Delta DDM < 0$ ，则控制指令减缩比例 / 积分纠正 PI 的结果，即：

[0287] $(DDM - 10) \times PPgraddm + PPiddm \times \int (DDM - 10\%) dt$

[0288] 以确定平均桨距设定值 β_{tcl}^* 。另一运算器 OP2 用来对比例 / 积分纠正 PI 的结果与来自关联于 $Beep(Tcl)$ 的积分器 I 的控制进行加和。脉冲控制的 +1 状态也被禁止。

[0289] 该设定值则与螺旋桨 6 的牵引动力相容，该牵引动力不超过可用动力裕度。

[0290] 在根据本发明的控制和调节方法的一实施方式中，螺旋桨 6 消耗的动力 P 由一特定算法根据螺旋桨 6 的桨距 β_1 、 β_2 ，真实空速 TAS，螺旋桨 6 的转速 Ω 和空气密度 ρ 进行估计。

[0291] 在根据本发明的控制和调节方法的一实施方式中，螺旋桨 6 消耗的动力 P 由一特定算法根据螺旋桨 6 的桨距 β_1 、 β_2 ，真实空速 TAS，螺旋桨 6 的转速设定值 Ω^* 和空气密度 ρ 进行估计。

[0292] 在另一实施方式中，一个或多个螺旋桨 6 消耗的动力借助螺旋桨 6 的传动系统上的扭矩计量型传感器来测量。

[0293] 图 11 示出了螺旋桨 6 的桨距控制通道或通路的一结构的实施例，该结构包括根据本发明的调节系统。

[0294] 根据本发明的控制和调节系统包括：用于以直接模式控制推进螺旋桨 6 的桨距的紧急机械通道或通路，以及用于控制推进螺旋桨 6 的桨距的电气通道或通路，所述电气通道或通路包括用于符合极限的装置。

[0295] 具体由点划线表示的机械通道或通路包括：

[0296] • 用于控制平均桨距 β_{tcl} 的 Tcl 杆 60；

[0297] • 用于控制差值桨距 β_d 的方向舵杆 67；

[0298] • 方向舵杆阻尼器 68；

[0299] • 可变比例曲柄 63，其根据 Tcl 杆 60 的位置而变化，以根据推力来减小方向舵杆 67 的权力；

[0300] • 用于对平均桨距 β_{tcl} 和差值桨距 β_d 进行加减的组合器 / 耦合器 66；以及

[0301] • 连杆、缆绳和滑轮的系统。

[0302] 具体由虚线表示的电气通道或通路包括：

[0303] • 与总距杆 70 相关联的 Tcl Beep；

[0304] • 用于控制左螺旋桨 6 的平均桨距 β_{tcl} 的第一串联致动器 61；

[0305] • 用于控制右螺旋桨 6 的平均桨距 β_{tcl} 的第二串联致动器 62；

[0306] • 用于 Tcl 杆 60 的第一纵倾致动器 65；

[0307] • 用于方向舵杆 67 的第二纵倾致动器 69；

[0308] • 计算机 64，该计算机 64 从飞行控制系统 (FCS) 接收信息并建立螺旋桨 6 的桨距的控制关系；

[0309] • 用于测量与 Tc1 杆 60 和方向舵杆 67 配合的驾驶控制器位置的装置；

[0310] • 电气连接装置；以及

[0311] • 用于测量串联致动器 61 和 62 的位置的装置。

[0312] 以已知的方式中，串联致动器 61 和 62 能致动桨距伺服控制 51。

[0313] 纵倾致动器 65 和 69 由自动驾驶装置来致动，从而提供对于 Tc1 杆 60 和方向舵杆 67 的位置的实时调整。

[0314] 在根据本发明的一实施例中，控制系统包括安装在螺旋桨 6 的传动系统上的扭矩计量型传感器，以测量螺旋桨 6 消耗的动力。这可对在螺旋桨 6 上测得的动力消耗直接实施调节。

[0315] 本发明还提供一种用于控制旋翼飞行器以实施控制和调节方法的程序。该程序包括存储在诸如存储器之类的介质上或具体实施为信号的编码，该编码可由至少一个诸如机载的或适合于安装在旋翼飞行器上的计算机之类的数据处理单元读取和 / 或执行，以控制和 / 或调节至少一个推进螺旋桨的桨距设定，该编码包括用于实施所述控制和调节方法的特征操作或步骤的相应编码段。

[0316] 如上所述的根据本发明的方法、更具体来说是用于具有主旋翼和两个推进螺旋桨 6 的应用场合的方法可毫无难度地转移到具有单个推进螺旋桨 6 或两个主升力旋翼的应用场合，由此不会超过本发明的范围。

[0317] 机载的航空电子系统包括各种测量和 / 或计算功能，用于提供用在本发明中的飞行参数值。这些功能装置是自身已知的，因此不再描述。

[0318] 当然，本发明在其实施方式方面可有许多变型。尽管描述了若干实施例和实施方式，但是容易理解，穷举地给出所有可能实施例是不可设想的。当然可设想用等效装置或等效步骤来替换所述装置中的任一个或所述步骤中的任一个而不超出本发明的范围。

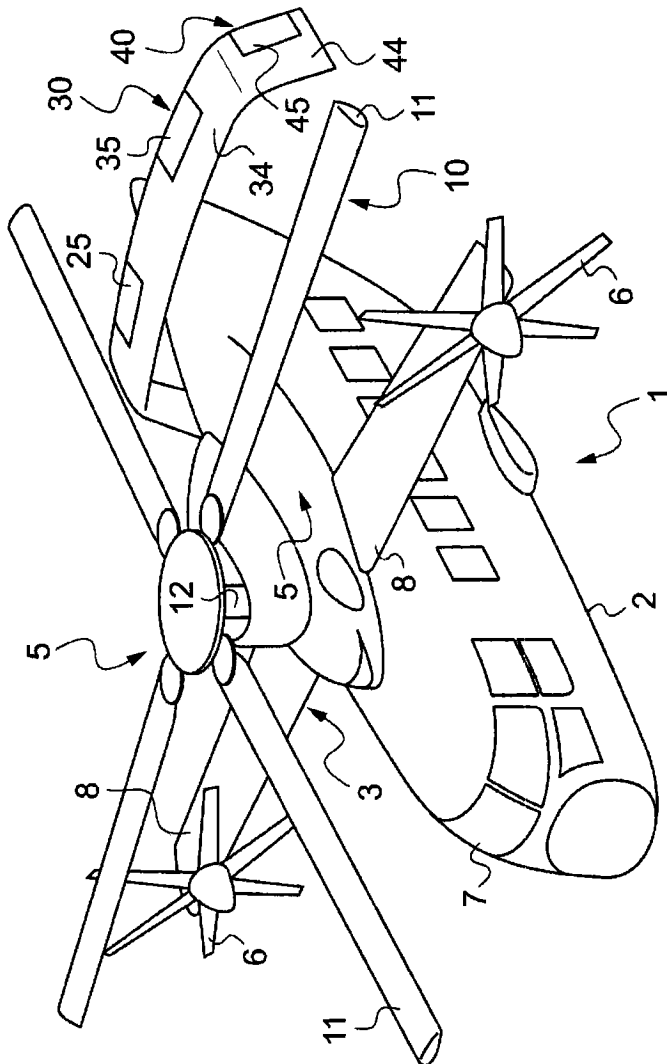


图 1

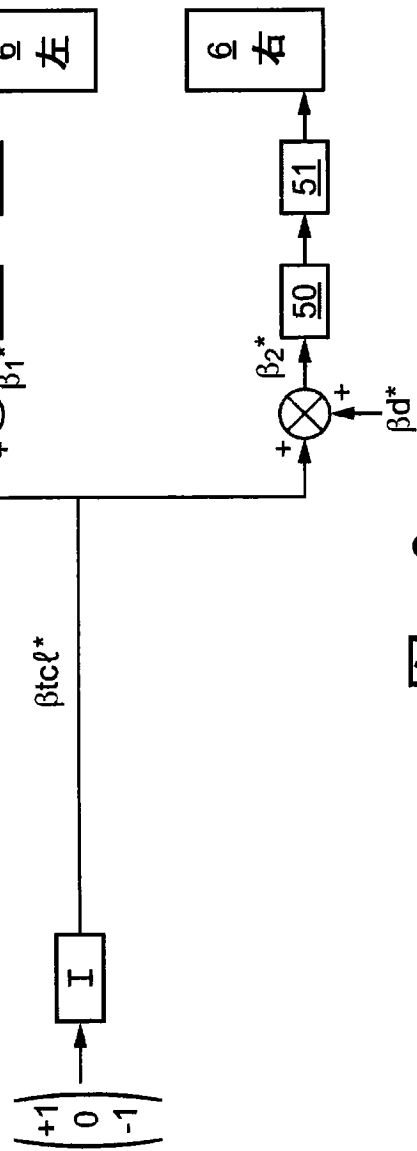


图 2

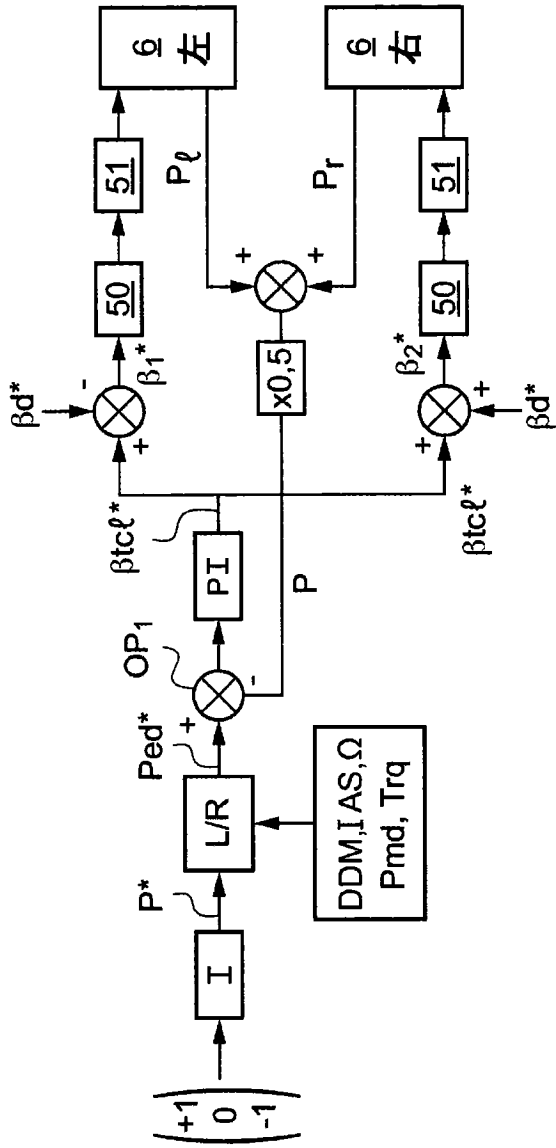


图 3

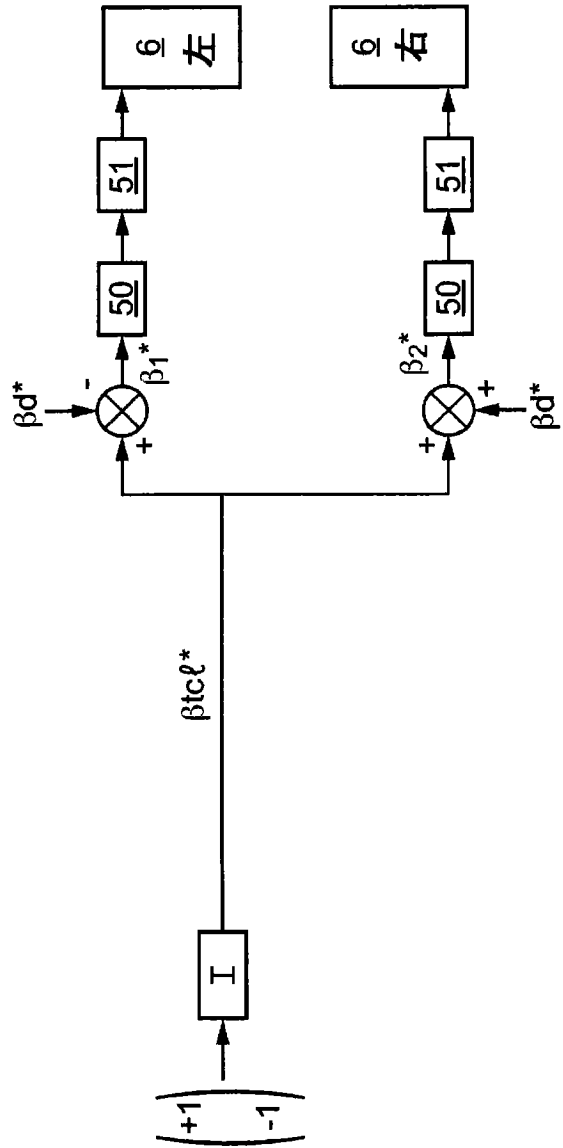


图 4

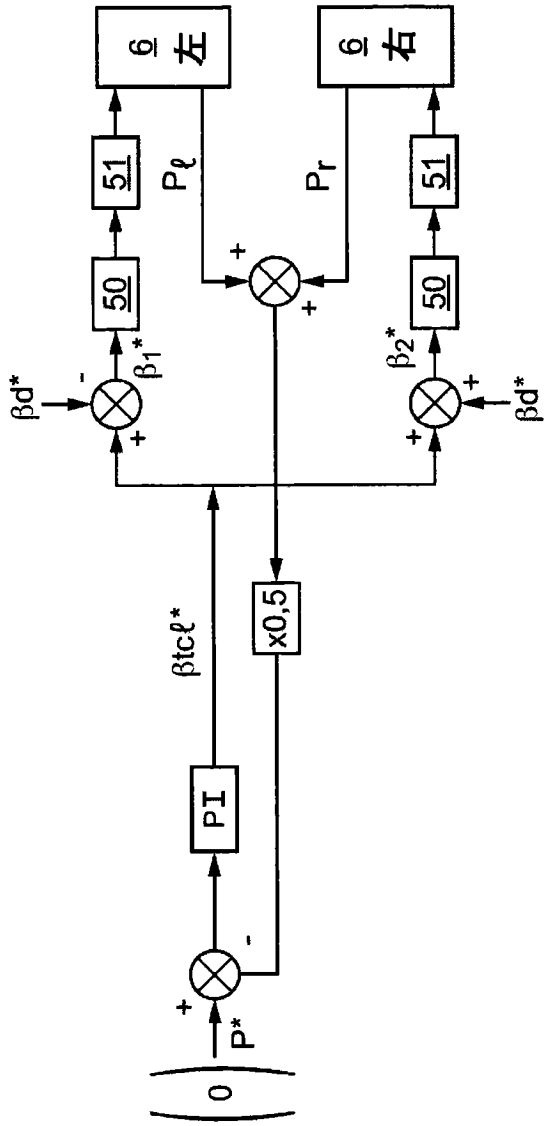


图 5

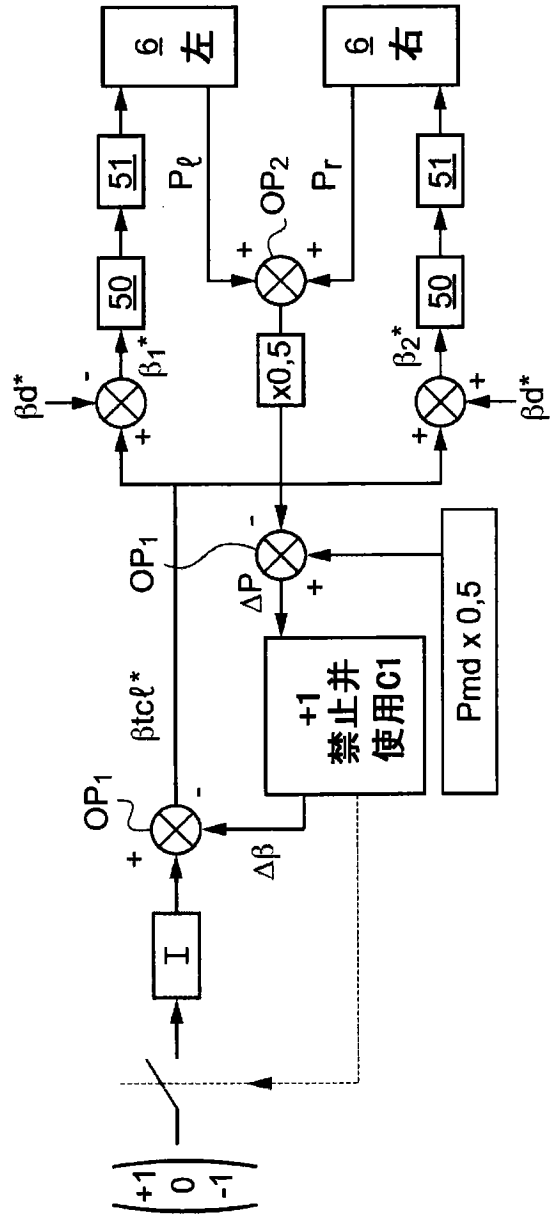


图 6

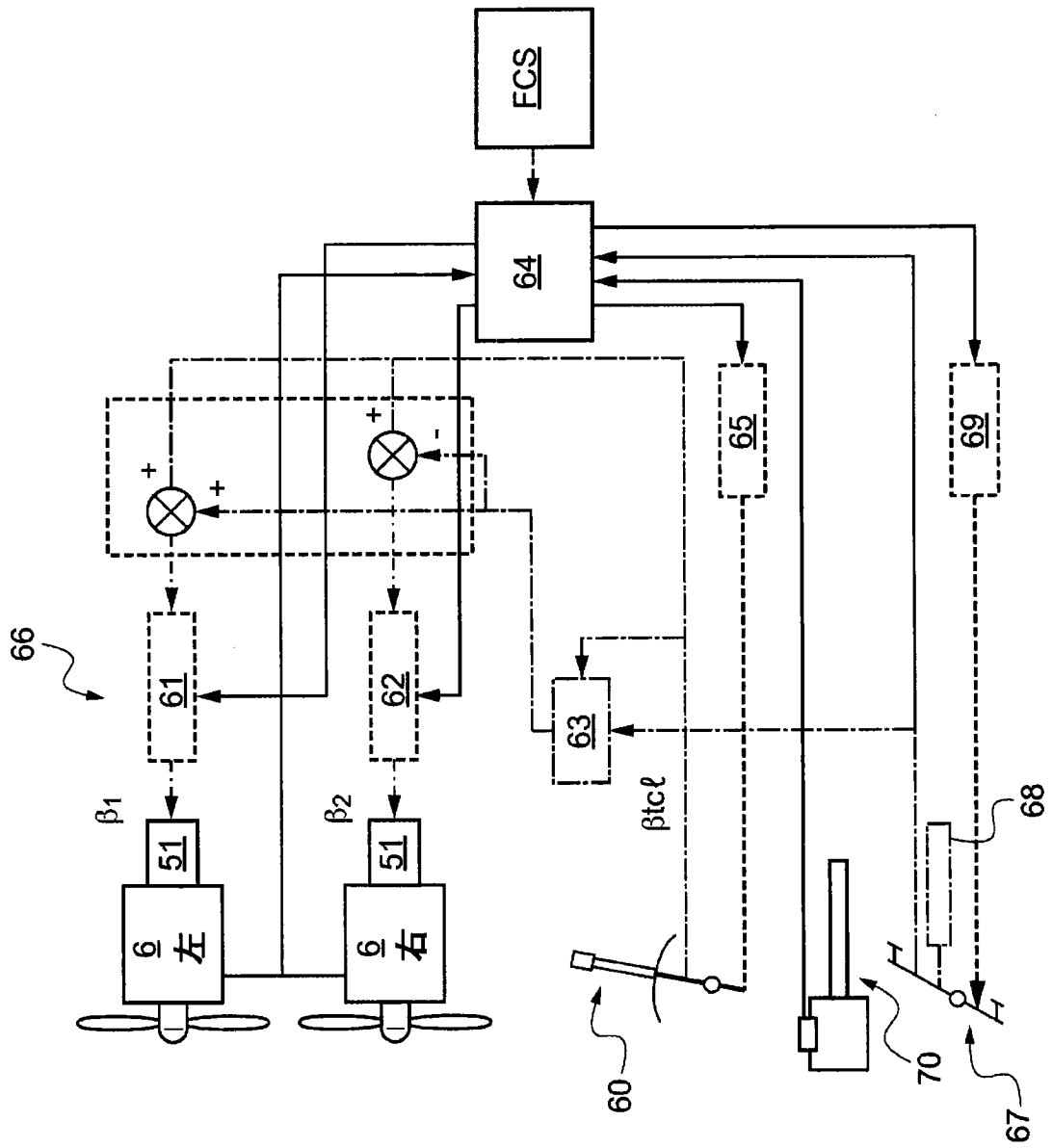


图 11