

[19] 中华人民共和国国家知识产权局



# [12] 发明专利申请公布说明书

[21] 申请号 200680031964.6

[51] Int. Cl.

B64C 27/00 (2006.01)

B64C 27/54 (2006.01)

B64C 27/56 (2006.01)

B64C 27/57 (2006.01)

G05D 1/08 (2006.01)

[43] 公开日 2008年10月15日

[11] 公开号 CN 101287647A

[22] 申请日 2006.6.30

[21] 申请号 200680031964.6

[30] 优先权

[32] 2005.8.31 [33] US [31] 11/215,317

[86] 国际申请 PCT/US2006/025741 2006.6.30

[87] 国际公布 WO2007/111625 英 2007.10.4

[85] 进入国家阶段日期 2008.2.29

[71] 申请人 贝尔直升机特克斯特龙有限公司

地址 美国得克萨斯

[72] 发明人 A·阿格尼霍特里 H·凯尔泽

J·席林斯 R·福滕博

[74] 专利代理机构 中国国际贸易促进委员会专利  
商标事务所

代理人 刘志强

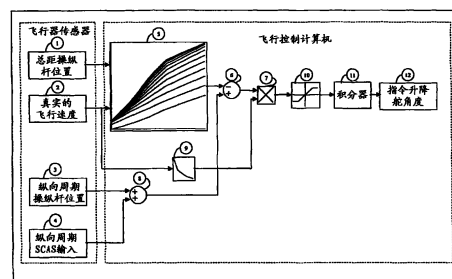
权利要求书2页 说明书6页 附图3页

## [54] 发明名称

用于提高旋翼轭疲劳寿命的方法和装置

## [57] 摘要

本发明提供用于优化旋翼翼动的方法和系统，所述系统和方法使用总距操纵杆位置和真实的飞行速度来确定指令纵向操纵杆位置。



1. 一种用于在配平期间控制旋翼飞行器飞行的方法，其包括：
  - a) 测量周期变距操纵杆的纵向周期位置，
  - b) 测量总距操纵杆的总距位置，
  - c) 测量旋翼飞行器的飞行速度，
  - d) 使用在 a)、b) 和 c) 中得到的测量结果来控制旋翼飞行器飞行控制面，从而使得所述旋翼飞行器被配平至相同的配平状态。
2. 根据权利要求 1 所述的方法，其中所述旋翼总是被配平至相同的前向翼动配平状态。
3. 根据权利要求 2 所述的方法，其中所述旋翼飞行器被配平至相同的前向翼动配平状态，而与所述旋翼飞行器内的负载重心无关。
4. 根据权利要求 1 所述的方法，其中所述旋翼飞行器飞行控制面由旋翼飞行器升降舵结构提供。
5. 根据权利要求 1 所述的方法，进一步包括使用稳定性和控制增加系统 (SCAS) 来生成纵向周期信号，所述纵向周期信号也用于控制所述旋翼飞行器控制面。
6. 根据权利要求 5 所述的方法，其中由 SCAS 生成的信号与测得的周期控制操纵杆的纵向周期位置一起使用，以得到实际纵向操纵杆位置，其中所述实际纵向操纵杆位置用于控制所述旋翼飞行器控制面。
7. 根据权利要求 6 所述的方法，其中所述测得的飞行速度和测得的总距操纵杆位置用于得到指令纵向操纵杆位置。
8. 根据权利要求 7 所述的方法，进一步包括确定指令纵向操纵杆位置和实际操纵杆位置之间的偏差，以及基于所述偏差生成偏差信号。
9. 根据权利要求 8 所述的方法，进一步包括通过所述偏差乘以为飞行速度的函数的一个增益，用飞行速度对偏差进行缩放。
10. 根据权利要求 8 所述的方法，进一步包括限制所述偏差信号的幅度。
11. 根据权利要求 10 所述的方法，进一步包括积分所述被缩放和

限制的偏差信号。

12. 根据权利要求 11 所述的方法，进一步包括继续积分所述被限制的偏差信号，直到偏差信号的幅度被减小到预定的水平。

13. 根据权利要求 12 所述的方法，其中所述偏差信号的幅度被减小到零。

14. 根据权利要求 12 所述的方法，其中所述被积分的偏差信号的输出是指令升降舵迎角，所述升降舵迎角用于控制所述旋翼飞行器的旋翼翼动。

15. 一种用于确定用于旋翼飞行器飞行的参数的方法，包括：

a) 测量所述旋翼飞行器的总距操纵杆位置，

b) 测量所述旋翼飞行器的真实飞行速度，

c) 生成表示所述旋翼飞行器的所述总距操纵杆位置和真实飞行速度的信号，以及

d) 基于表示所述旋翼飞行器的所述总距操纵杆位置和所述真实飞行速度的所述信号而确定指令纵向操纵杆位置。

16. 根据权利要求 15 所述的方法，进一步包括基于所述指令纵向操纵杆位置而确定旋翼翼动的参数。

17. 根据权利要求 16 所述的方法，进一步包括至少部分地基于飞行速度和对所述旋翼的总距和纵向周期输入而确定旋翼翼动的幅度。

18. 根据权利要求 16 所述的方法，进一步包括基于所述指令纵向操纵杆位置和实际纵向操纵杆位置确定指令升降舵角度。

19. 根据权利要求 18 所述的方法，其中通过将所述纵向操纵杆位置和所述纵向周期 SCAS 输入相加而确定所述实际纵向操纵杆位置。

## 用于提高旋翼轭疲劳寿命的方法和装置

### 相关申请的交叉引用

本申请要求在2005年8月31日申请的美国专利申请第11/215,317号的优先权，并将其全文引入作为参考。

### 政府权利

本发明是在(美国)海军部提供的合同第No.N00019-96-0128号下得到政府支持而作出的。(美国)政府对此发明具有一定的权利。

### 背景技术

已知在旋翼飞行器(rotorcraft)工业中旋翼(诸如用在挠梁系统中的旋翼)的过度翼动(flapping)会大大地缩短旋翼轭的寿命。

尽管对于优化飞行控制来说旋翼的弯曲是必须的，但是希望能够在不缩短轭寿命的情况下获得此种控制，因为轭是替换成本极高的部件。如图1所示，已经确定，振荡轭负载中的小的减小能够导致轭寿命的显著增加。也就是说，积累的振荡负载对轭寿命的影响是对数函数。从而，甚至平均轭负载的10%的减小将使得轭寿命增加大约五倍。

### 发明内容

本发明源于：认识到对轭的最大损坏发生在机动期间，而与之相反在平衡飞行期间，在1.0g的正常负载系数下通常不会出现轭疲劳损坏。特别是，大多数损坏发生在飞行器拉升机动(pull-up maneuver)期间，此时负载系数增加到1.0g以上，因为此种类型的飞行机动通常伴随着最大与最频繁的弯曲负载施加在旋翼上。表1表示示例旋翼飞行器的使用图谱。从该表中可以看出，每一百飞行小时的拉平机动(pullout maneuver)大大超过轻便机动(pushover maneuvers)。如果示例的旋翼飞行器具有3.5g的正极限负载系数和-0.5g的负极限负

载系数,导致大约 2.0g 或增加 1.0g 的正常负载系数的拉平机动的数量将是每 100 飞行小时 150。而导致 0.0g 或减小 1.0g 的轻便机动的数量少于每 100 飞行小时一次。

对于带有复合铤的给定旋翼系统,通常具有旋翼能够以无限的疲劳寿命承受的翼动角范围。该承受极限施加至旋翼翼动的幅度而非其方向或方位。在向前飞行中在直升机旋翼系统中的纵向翼动通常对总翼动的贡献较大。然而,取决于飞行状况以及直升机重心的位置,翼动可以在前向或后向上。在直升机通过后向翼动(旋翼的前边缘向上翼动)进行配平(trim)时,拉升机动的影响是最剧烈的。也就是说,当直升机通过后向旋翼翼动而配平时,旋翼系统已经在朝着后向翼动极限偏置的状态下工作。当拉升机动然后以旋翼在后向翼动方向偏置的情况下操作时,随着翼动超出承受极限,旋翼翼动负载变得非常具有破坏性。

与之相反,在对于相同开始配平条件朝着前向翼动承受极限偏置的旋翼,相同的拉升机动将产生如图 3 所示的小得多的铤负载。将旋翼翼动朝前向承受极限的偏置,在拉升机动期间,在达到或超过由所述机动产生的后向翼动而导致的翼动承受极限之前,对旋翼翼动沿着后向移动提供缓冲。结果,旋翼在铤的承受极限内工作的时间量急剧增加,并且在幅度和频率上对承受极限的超出大大减少。

用于 1g 飞行状况的所述纵向周期控制位置、俯仰姿态、以及旋翼翼动状态根据旋翼飞行器的重量、重心、姿态和飞行速度而变化。

举例而言,对于飞行器存在下面的趋势:当飞行器的重心在其允许的范围内处在后部时,以不理想的机头向上(nose-high)姿态进行配平。

本发明有利地允许直升机朝着相同的配平方向自动地被配平。在一实施方式中,直升机的旋翼翼动朝着前向翼动承受极限自动地被配平,以在拉升机动期间减小破坏性的铤负载,以及增加总体铤寿命。所述自动配平是通过基于测得的飞行器参数的反馈对升降舵迎角进行调整而实现的。所述测得的飞行器参数是旋翼的翼动状态的指示,并

且其与将提供旋翼的优化翼动状态的目标值相比较。

#### 附图说明

图 1 是示出旋翼负载对旋翼疲劳寿命的影响的图。

图 2 是表示对于示例旋翼飞行器的使用图的表。

图 3 的图示出用于各种机动的逆着 g-力的轭负载—对于名义上的旋翼翼动且以及旋翼朝前向翼动偏置。

图 4 是用在根据本发明的一实施方式中的方法和系统的示意图。

#### 具体实施方式

可以理解,对旋翼翼动状态进行有效和可靠的测量是难以完成的。然而,已经知道,旋翼翼动由两个分量组成。第一分量是旋翼的推力系数  $C_T$  和进速比  $\mu$  的函数。 $C_T$  是旋翼的总距控制位置 (collective control position) 的函数,而  $\mu$  是直升机的飞行速度 (airspeed) 的函数。第二翼动分量是至旋翼的周期 (cyclic) 控制输入—主要是纵向周期—的函数。因此,总的旋翼翼动能够使用纵向周期输入、总距位置以及测得的 (真实的) 飞行速度精确地估计。有利地,这三个参数是在大多数旋翼飞行器中测量的容易得到的参数。

在一实施方式中,使用传感器或编码器来测量纵向周期和总距控制位置。此外,飞行速度传感器能够用于测量直升机的飞行速度。这样,能够通过这些参数确定以及控制翼动状态。

基于本发明中采用的算法,根据图 4 中的控制规则图控制升降舵迎角。测得的总距操纵杆位置 1 和真实的飞行速度 2 被施加至二维表查询函数 5。由飞行员控制/定位的测得总距操纵杆位置 1 以电位器 (或其它类似设备) 测量,以对飞行控制计算机提供电信号,所述电信号与总距操纵杆的移位成比例。测得的总距操纵杆位置是飞行器推力 (推力系数) 的测量结果。真实的飞行速度 2 如本领域中公知的是飞行器和空气之间的相对速度,其作为来自飞行速度传感器 (诸如飞行员静态系统、LAADS 计算机或其它类似设备) 的信号而被测量,所述传

感器处理对真实飞行速度的计算以用在飞行控制计算机中。

为了控制和/或减小旋翼翼动，希望先测量此种翼动。然而，已经证明旋翼翼动的直接测量是有问题的、不精确的、昂贵的，以及从而是不具有实用性的。根据本发明的一个方面，发明人已经意识到，在旋翼翼动、纵向周期输入、总距控制输入以及正式飞行速度之间存在物理联系，这将在下面进行描述。

总的旋翼翼动基本上由两个分量组成。旋翼翼动的一个分量是因为对旋翼的总距输入和飞行器的飞行速度，以及由旋翼飞行器的飞行状况确定。该分量能够通过分析而确定以及通过飞行测试数据而验证。翼动的第二分量是因为至旋翼的周期控制输入。两个分量的总和限定旋翼的总翼动状态。本发明的一个方面是控制总旋翼翼动，其是已知的值。因为基于总距位置和飞行速度的翼动分量由旋翼飞行器的飞行状况确定，所以基于至旋翼的纵向周期输入的翼动分量能够基本上确定，从而使得两个分量的和等于目标翼动值。得到的指令（commanded）纵向周期位置能够确定为用于总距位置和飞行速度的所有组合。有效地，指令纵向周期位置能够确定为使得目标翼动值满足所有的飞行状况。结果，至旋翼的实际纵向周期输入能够被强制为匹配指令纵向操纵杆位置 X 以控制旋翼翼动。

这样，总距操纵杆位置 1 和真实的飞行速度 2 能够用于确定指令纵向操纵杆位置，从而与实际纵向操纵杆位置 Y 一起间接地测量旋翼翼动。更特别地，根据本发明的一个方面，二维表查询函数 5 用于产生指令纵向周期变距操纵杆位置 X—基于表示总距操纵杆位置 1 和真实飞行速度 2 的输入信号。指令纵向周期变距操纵杆位置 X 能够被看作是期望的或理想的纵向操纵杆位置，用于同时获得目标翼动和高静态稳定性。二维查询表 5 包括通过飞行测试模拟和分析、飞行测试数据映射以及校验而建立的数据。

由飞行员控制/定位的测得实际纵向周期变距操纵杆位置 3，以及由飞行控制系统输入至旋翼 4 的纵向稳定性和控制增加系统(SCAS)，被施加至加法单元 8，以确定至飞行器旋翼的总的或实际纵向周期输

入。测得的纵向周期变距操纵杆位置 3 由电位计（或其它类似设备）测量，以改变至飞行控制计算机的电信号，该电信号与纵向周期变距操纵杆的移位成比例。所述纵向周期 SCAS 输入由电位计（或其它类似设备）测量，以改变至飞行控制计算机的电信号，该电信号与纵向周期 SCAS 致动器的移位成比例。

来自加法单元 8 的输出信号以及来自二维表查询函数 5 的输出然后被施加至减法单元 6。减法单元 6 的信号输出是指令纵向周期位置和实际纵向周期输入之间的偏差  $Z$ 。纵向操纵杆位置中的该信号偏差  $Z$  被施加至信号乘法器 7，乘法器对所述偏差提供增益。升降舵的空气动力学效率直接与飞行速度成比例。随着飞行速度增加，升降舵变得更加有效率，并且需要较小的迎角变化来消除纵向周期位置中的给定偏差。因此，测得的真实飞行速度 2 被施加至一维表查询函数 9。一维表查询函数 9 的输出表示由信号乘法器 7 施加至纵向周期偏差的增益或比例系数。所述增益的幅度随着增大的飞行速度而减小，对于给定的纵向周期位置偏差在较高的速度导致减小的升降舵速率（elevator rate）。

信号乘法器 7 的输出可以被看作升降舵运动的需要速率。来自信号乘法器 7 的该输出被提供至信号限制器 10 以控制或限制升降舵的运动速率，以及从而防止飞行器的过度扰动。

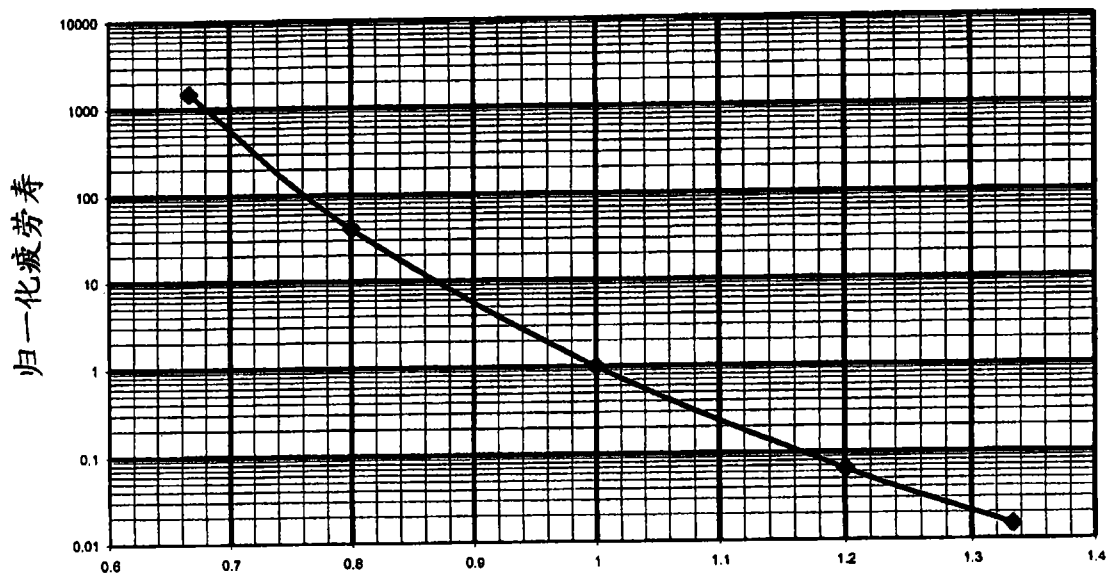
信号限制器 10 的输出被施加至积分器 11。该积分器 11 对所述指令持续地积分并移动升降舵，直到纵向周期变距操纵杆位置的偏差  $Z$  被充分地减小（例如，达到零或者基本上为零）。换句话说，升降舵迎角被调整，直到纵向周期偏差被消除，并且得到需要的旋翼翼动状态。积分器 11 的输出是指令升降舵迎角 12。该方法提供朝着前向疲劳极限偏置旋翼翼动的能力，以允许在拉升机动期间以对轭很小或没有的损害来进行飞机后部翼动。

在另一实施方式中，直升机被自动地配平至不同的所需配平姿态。例如，直升机能够被自动配平，从而直升机俯仰姿态（pitch attitude）总是水平的。为此，纵向周期偏差由俯仰姿态偏差代替，或者由飞行

器的实际俯仰姿态和需要的俯仰姿态之间的差代替。

在再一实施方式中，直升机能够被自动地配平，使得直升机总是处在选择的俯仰姿态（例如，总是前端朝下 $5^{\circ}$ ），用于对某些直升机功能（例如攻击功能）具有更好的视野。在又一实施方式中，鸭式飞行器或旋翼飞行器的天线倾斜能够用于调节飞行器的俯仰运动，以获得所需的旋翼翼动或俯仰姿态。

本发明实现上述的优点，同时提供能够明确地限定飞行器的纵向静态稳定性的能力。在本发明中采用的控制算法将所需的纵向周期位置确定为测得的总距控制位置和飞行速度的函数。结果，所述算法限定对于给定总距设置的纵向周期梯度与飞行速度之比——其是静态纵稳定性的定义。该优点能够被实现同时维持飞行器的正姿态稳定性。

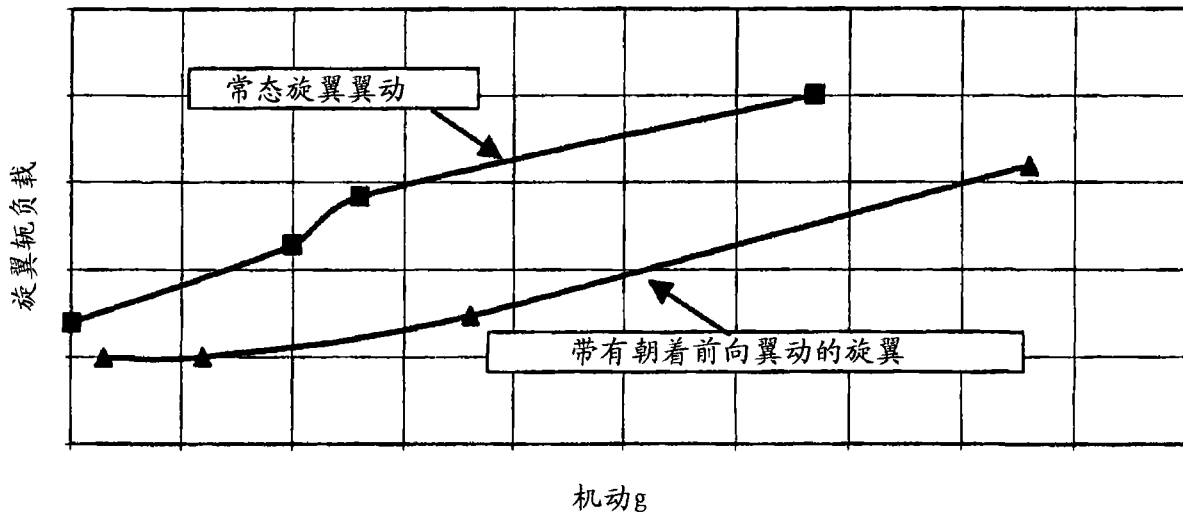


负载谱乘法器

图1

旋翼飞行器使用谱 每100飞行小时	
区域	出现
轻便	
0.50g	9.85
0.25g	4.92
0% 负极限负载因数	0.11
-10% 负极限负载因数	0.08
-20% 负极限负载因数	0.04
拉平	
45% 正极限负载因数	500
55% 正极限负载因数	150
65% 正极限负载因数	50
75% 正极限负载因数	15
85% 正极限负载因数	2.5
90% 正极限负载因数	2.5
95% 正极限负载因数	1.5
105% 正极限负载因数	0.77

图 2



机动g

图 3

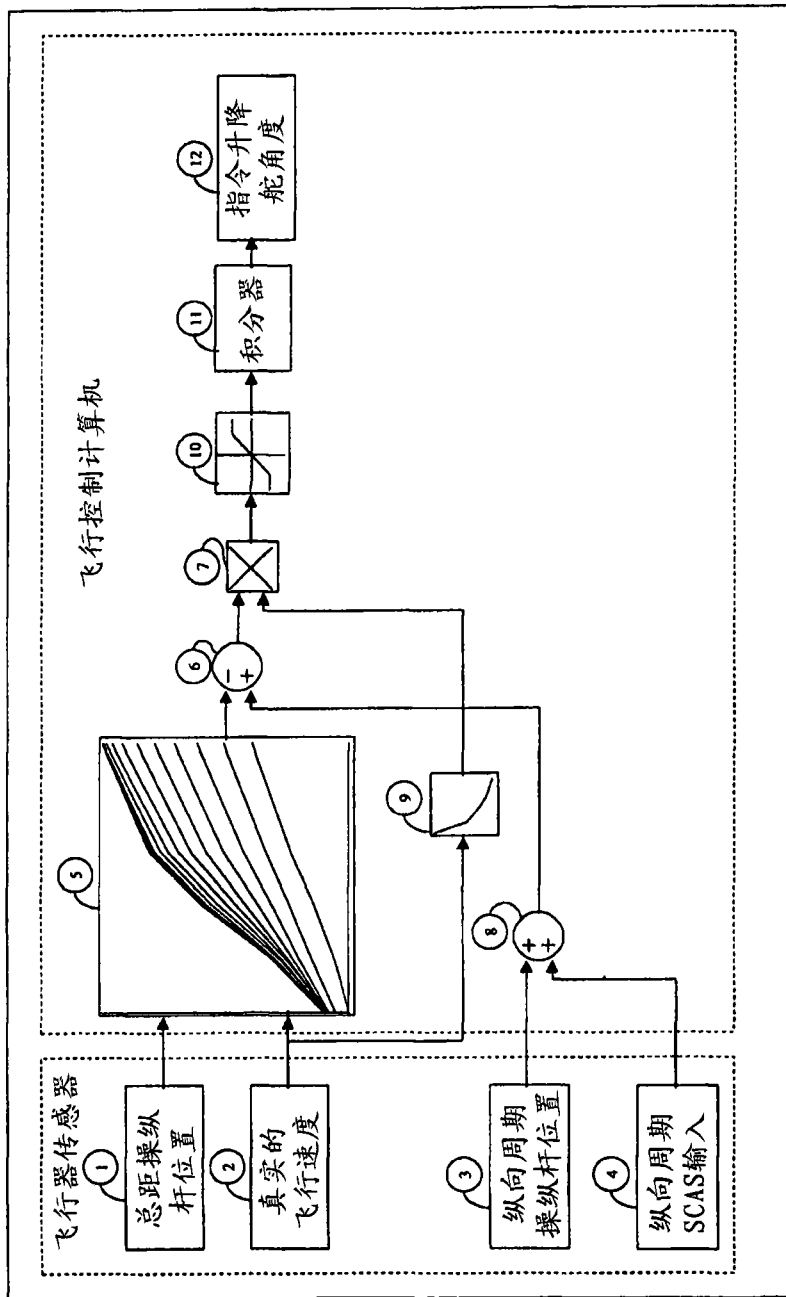


图4