



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 104071334 B

(45) 授权公告日 2016. 02. 17

(21) 申请号 201410301331. 9

EP 0604297 B1, 1996. 06. 12, 全文 .

(22) 申请日 2014. 06. 27

审查员 郑子川

(73) 专利权人 天津三爻航空航天科技发展有限公司

地址 300180 天津市东丽区招远路东丽农业推广服务中心 201-H

(72) 发明人 么世广

(74) 专利代理机构 天津滨海科纬知识产权代理有限公司 12211

代理人 杨慧玲

(51) Int. Cl.

B64C 27/473(2006. 01)

(56) 对比文件

CN 204037898 U, 2014. 12. 24, 权利要求
1-5.

US 4316700 A, 1982. 02. 23, 全文 .

CN 102897318 A, 2013. 01. 30, 全文 .

JP 3641491 B2, 2005. 04. 20, 全文 .

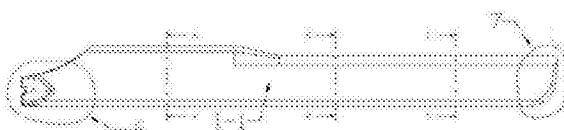
权利要求书1页 说明书2页 附图1页

(54) 发明名称

直升机旋翼大桨

(57) 摘要

本发明提供一种直升机旋翼大桨，包括桨根部分和桨尖部分，还包括桨根弦长加长部分，所述桨根弦长加长部分设置于所述桨根部分和所述桨尖部分之间，所述桨根弦长加长部分的总长度为所述桨根部分到所述桨尖部分距离的三分之一，所述桨根弦长加长部分的弦长是所述桨尖部分的弦长的 1.05 到 1.1 倍之间，且所述桨根部分的迎角到所述桨尖部分的迎角为渐变减小，减小范围为 1-2.5 度之间。本发明的有益效果是结构简单，增大升力效果，且有助于解决失速问题。



1. 一种直升机旋翼大桨,包括桨根部分和桨尖部分,其特征在于,还包括桨根弦长加长部分,所述桨根弦长加长部分设置于所述桨根部分和所述桨尖部分之间,所述桨根弦长加长部分的总长度为所述桨根部分到所述桨尖部分距离的三分之一,所述桨根弦长加长部分的弦长是所述桨尖部分的弦长的 1.05 到 1.1 倍之间,且所述桨根部分的迎角到所述桨尖部分的迎角为渐变减小,减小范围为 1-2.5 度之间。

2. 根据权利要求 1 所述的直升机旋翼大桨,其特征在于 :所述桨根弦长加长部分的弦长是所述桨尖部分的弦长的 1.1 倍。

3. 根据权利要求 1 所述的直升机旋翼大桨,其特征在于 :所述桨根部分的迎角比所述桨尖部分的迎角增大 2 度。

4. 根据权利要求 1 所述的直升机旋翼大桨,其特征在于 :所述桨根弦长加长部分的后缘往下折弯。

5. 根据权利要求 4 所述的直升机旋翼大桨,其特征在于 :所述桨根弦长加长部分的后缘往下折弯的度数为 2 度。

直升机旋翼大桨

技术领域

[0001] 本发明涉及一种直升机设备技术领域,尤其是一种用于直升机的旋翼大桨。

背景技术

[0002] 现有技术中,直升飞机旋翼大桨的设计中,一般包括设置在旋翼头上的的大桨(旋转产生上升力的主要部件),而且大桨翼型的设计一般是平凸翼型,此种设计的大桨翼型在应用中升力系数相对较小,带来了直升机的旋翼旋转时桨根部分升力不足的缺点;而且现有设计的大桨从翼根到翼尖没有角度变化,桨根也没有做突出(加宽)处理,使得直升飞机高速旋转时容易失速现象,且没有自由调节和补救的功能。

[0003] 所以,直升飞机旋翼大桨技术领域中急需要设计出一种结构简单,可以增大升力效果,且有助于解决失速问题的直升机的旋翼大桨。

发明内容

[0004] 本发明要解决的问题是提供一种直升机旋翼大桨,具有结构简单,增大升力效果,且有助于解决失速问题。

[0005] 为解决上述技术问题,本发明采用的技术方案是:

[0006] 一种直升机旋翼大桨,包括桨根部分和桨尖部分,还包括桨根弦长加长部分,所述桨根弦长加长部分设置于所述桨根部分和所述桨尖部分之间,所述桨根弦长加长部分的总长度为所述桨根部分到所述桨尖部分距离的三分之一,所述桨根弦长加长部分的弦长是所述桨尖部分的弦长的1.05到1.1倍之间,且所述桨根部分的迎角到所述桨尖部分的迎角为渐变减小,减小范围为1-2.5度之间。

[0007] 所述桨根弦长加长部分的弦长是所述桨尖部分的弦长的1.1倍。

[0008] 所述桨根部分的迎角比所述桨尖部分的迎角增大2度。

[0009] 所述桨根弦长加长部分的后缘往下折弯。

[0010] 所述桨根弦长加长部分的后缘往下折弯的度数为2度。

[0011] 本发明具有的优点和积极效果是:

[0012] (1). 预先设计增加一段桨根弦长加长部分,弦长增加到原来的1.05到1.1倍之间,且从桨根部分到桨尖部分采取变角度翼型,角度变化范围为1-2.5度之间,使得大桨在高速旋转时不容易失速(当大桨螺距升高后即集体螺距升高后由于翼尖的迎角比翼根的迎角小,所以使得翼根先失速,此时翼根失速而翼尖没有失速,由于翼尖没有失速这就使得直升机还有升力存在容易补救,而翼尖一旦先失速直升机就会失去控制,从而造成摔机的情况)。

[0013] (2). 预先桨根弦长加长部分后缘相应的往下折弯一定的弧度(如2度),这种措施在一定程度上弥补了桨根升力不足的缺陷,解决了平凸翼型大桨在应用中升力系数相对较小,解决了直升机的旋翼旋转时桨根部分升力不足的缺点。

附图说明

- [0014] 图 1 是本发明整体结构示意图；
- [0015] 图 2- 图 3 是本发明等轴测视图（正、反面）；
- [0016] 图 4 是图 1 时 A-A 剖面视图；
- [0017] 图 5 是图 1 时 B-B 剖面视图；
- [0018] 图 6 是图 1 时 C-C 剖面视图；
- [0019] 图中：
 - 1-1 大桨 4 : 折弯后缘, 5 : 桨根弦长加长部分 6 : 桨根部分 7 : 桨尖部分 α : 桨根部分的迎角 β : 桨尖部分的迎角 γ : 折弯的度数。

具体实施方式

- [0021] 现根据附图对本发明的具体实施方式进行说明，如图 1-6 所示，
 - [0022] 一种直升机旋翼大桨，包括桨根部分 6 和桨尖部分 7，还包括桨根弦长加长部分 5，所述桨根弦长加长部分 5 设置于所述桨根部分 6 和所述桨尖部分 7 之间，所述桨根弦长加长部分 5 的总长度为所述桨根部分 6 到所述桨尖部分 7 距离的三分之一，所述桨根弦长加长部分 5 的弦长是所述桨尖部分的弦长的 1.05 到 1.1 倍之间（优选的，所述桨根弦长加长部分 5 的弦长是所述桨尖部分 7 的弦长的 1.1 倍。），且所述桨根部分的迎角 α 到所述桨尖部分的迎角 β 为渐变减小，减小范围为 1-2.5 度之间（优选的，所述桨根部分 6 的迎角 α 比所述桨尖部分 7 的迎角 β 增大 2 度）。上述各弦长是指相应部分的桨的宽度。
 - [0023] 预先设计增加一段桨根弦长加长部分，弦长增加到原来的 1.05 到 1.1 倍之间，解决了原来直升机的旋翼旋转时桨根部分升力不足的弱点。
 - [0024] 且从桨根部分到桨尖部分采取渐变的变角度翼型，角度变化范围为 1-2.5 度之间，使得大桨在高速旋转时不容易失速，保持升力的稳定性（当大桨螺距升高后即集体螺距升高后由于翼尖的迎角比翼根的迎角小，所以使得翼根先失速，此时翼根失速而翼尖没有失速，由于翼尖没有失速这就使得直升机还有升力存在容易补救，而翼尖一旦先失速直升机就会失去控制，从而造成摔机的情况）。
 - [0025] 所述桨根弦长加长部分 5 的后缘 4 往下折弯。
 - [0026] 所述桨根弦长加长部分的后缘往下折弯的度数 γ 为 2 度。
 - [0027] 预先桨根弦长加长部分后缘相应的往下折弯一定的弧度（如 2 度），这种措施在一定程度上弥补了桨根升力不足的缺陷，解决了平凸翼型，大桨翼在应用中升力系数相对较小，解决了直升机的旋翼旋转时桨根部分升力不足的缺点。
 - [0028] 以上对本发明的实施例进行了详细说明，但所述内容仅为本发明的较佳实施例，不能被认为用于限定本发明的实施范围。凡依本发明范围所作的均 等变化与改进等，均应仍归属于本专利涵盖范围之内。

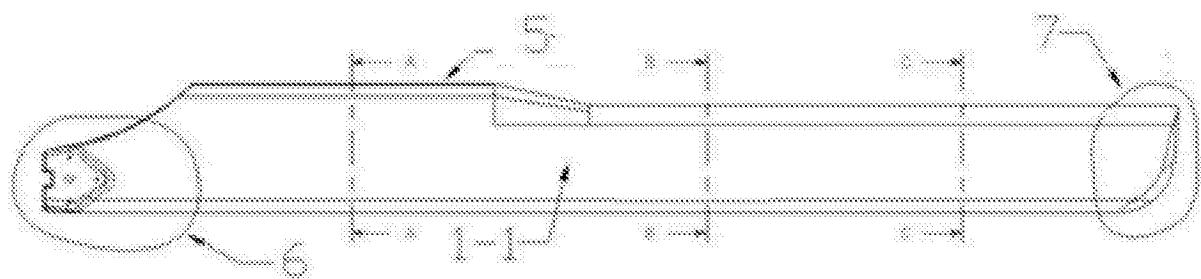


图 1

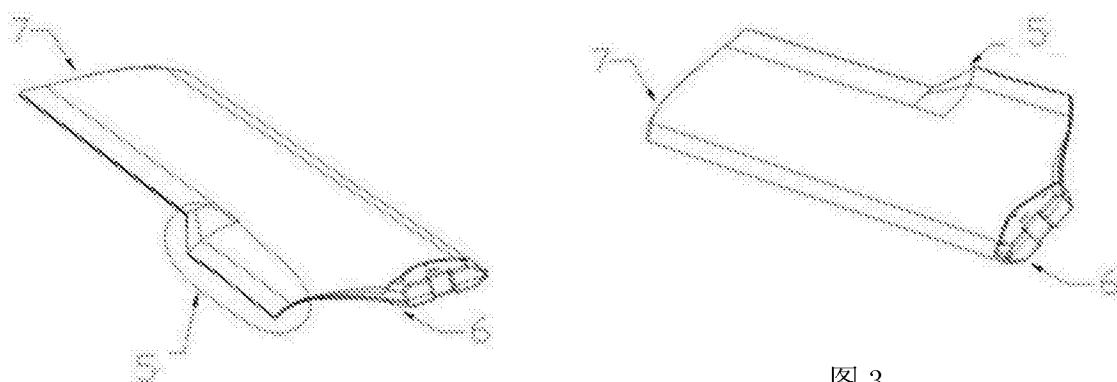


图 3

图 2

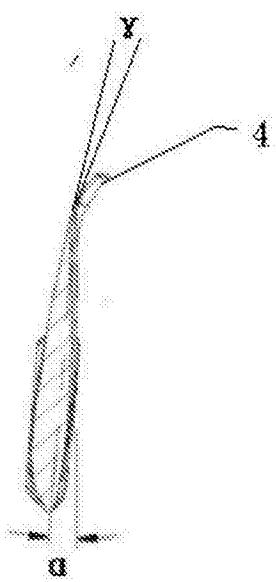


图 4

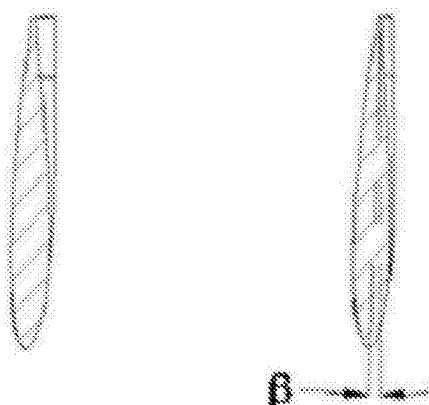


图 5

图 6