

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2024.01.007

一种大型倾转旋翼飞机倾转结构设计及力学分析

李 宁*

(青岛瑞帆智业管理咨询有限公司, 青岛 266042)

摘 要: 倾转旋翼飞机翼尖有一台可旋转的发动机带动两旋翼, 实现飞机垂直起降和水平飞行, 倾转部分是其区别于普通飞机的独特结构。通过对比研究, 设计了一种可以实现旋翼旋转的结构, 以及发动机布置等相关结构, 该结构使用三只行星齿轮, 满足载荷均布性, 使结构具备实用性、稳定性和可靠性, 设计可以模块化生产。采用定量研究, 对相关结构在飞机几种主要飞行状态时的受力情况进行了简单的力学分析, 对转轴强度、转轴直径、旋转用电机、机翼末端的强度要求等进行初步的理论计算。研究发现, 倾转部分和机体部分的重心相对于机翼转轴的位置, 对机翼的扭矩大小有重大影响。本研究为此类飞机的研发提供一些基础的设计及理论数值计算。

关键词: 机载软件; 介入程度; 适航; 符合性方法

中图分类号: V224

文献标识码: A

OSID:



0 引言

倾旋翼飞机翼端部分别有一台可旋转的发动机带动的旋翼, 可以实现起飞后类似螺旋桨飞机那样飞行, 起降时类似直升机那样飞行。倾旋翼飞机既具备直升机的垂直升降能力, 又拥有固定翼螺旋桨飞机高速、航程远及油耗较低的优点, 具备广阔的市场空间。

大型倾转旋翼飞机目前只有美国有成熟技术和产品, 其倾转结构设计及细节未见公开, 我国相关研究、开发在起步阶段。重型倾转旋翼飞机对整个机体的结构强度要求非常高, 倾转部分是其区别于普通飞机的特殊结构。

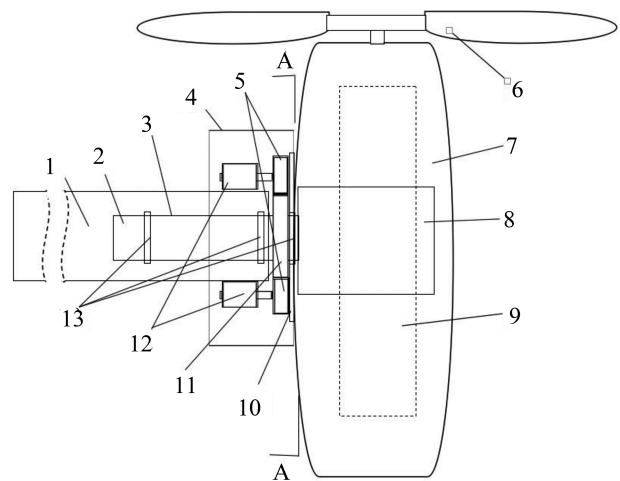
1 设计方案

1.1 倾旋转结构设计

倾转部分是倾转旋翼飞机的主要特征, 通过对比相关专利申请公开的设计方案, 设计了一种可以实现旋翼旋转的结构。设计特征如图 1 至图 4 所示。

倾转部分内部有发动机, 顶部有旋翼, 通过可

转动心轴安装于机翼末端。电机转动带动主辅齿轮, 进而带动倾转部分转动。电机固定于机翼末端, 电机和齿轮部分都紧密地安装于装置罩体内部, 电线、输油管路另行设计铺设。主机翼后部有类似客机机翼的可以转动调节的襟翼结构。



- 1-主机翼; 2-可转动心轴; 3-可转动心轴套; 4-罩体;
5-主动齿轮; 6-旋翼; 7-倾转部分; 8-连接轴加强;
9-发动机; 10-加强板; 11-辅齿轮; 12-电机; 13-轴承

图 1 旋翼与机翼连接后的正剖面示意图

* 通信作者. E-mail: 245831110@qq.com

引用格式: 李宁. 一种大型倾转旋翼飞机倾转结构设计及力学分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2024(1):40-45. LI N. Design and mechanical analysis of rotor structure[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2024(1):40-45(in Chinese).

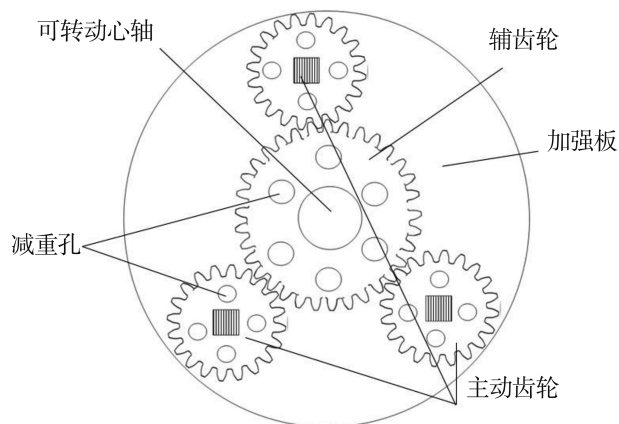


图2 A-A 截面主齿轮、辅齿轮组结构图

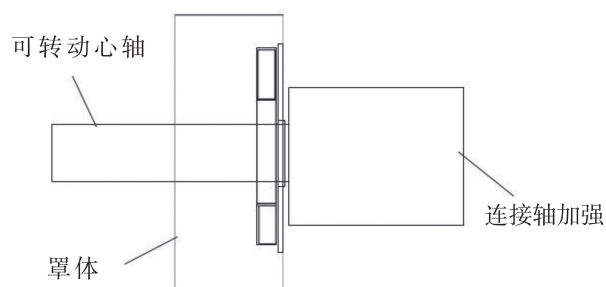


图3 设计结构的可旋转部分示意图

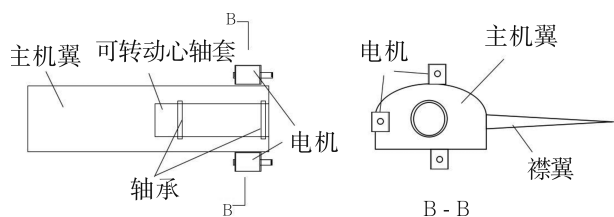


图4 机翼相关部分及B-B横截面图

1.2 设计的优点

设计的旋转轴在机翼中心部位,采用类似三只行星齿轮结构,满足载荷均布性。相对于其它设计的偏心结构,该设计具有以下优点:齿轮组使整个相关部分体积更小、重量更轻、结构更紧凑、受力更加均衡、控制能力更强,运作效率更高;整个旋转结构和旋翼是独立结构,可以形成模块化生产;这种结构便于独立生产,一体化组装,出现问题时也便于修理,可以提高制造质量和生产效率。

2 设计力学分析

两个机翼在机体两侧伸出,形成两个悬臂。倾转旋翼飞机的整个机翼结构可以看作(设计成)双悬臂梁结构。

倾转旋翼的倾转部分,包括安装其机翼,可以看作是在双悬臂梁外端再安装单悬臂梁。即包括螺旋桨和发动机的倾转旋翼部分可以看作是安装于机翼的单悬臂梁。

进行设计生产具体尺寸时需要计算机翼末端受力大小及设计强度、转轴的强度等,如图5所示。图5中, F_x 为单旋翼升力; G_1 为一侧倾旋转部分重力; G_2 为一侧机翼外端装有可旋转心轴部分重力; G_3 为一侧机翼重力; G_4 为飞机机体一半重力; l_1 为倾转部分纵向中心轴线至外沿半径; l_2' 为可旋转心轴在机翼外部的长度; l_2 为机翼主梁外端装有可旋转轴心部分的长度; l_3 为机翼主梁延伸出机体外一侧的长度; l_4 为飞机机体顶部一半的长度。

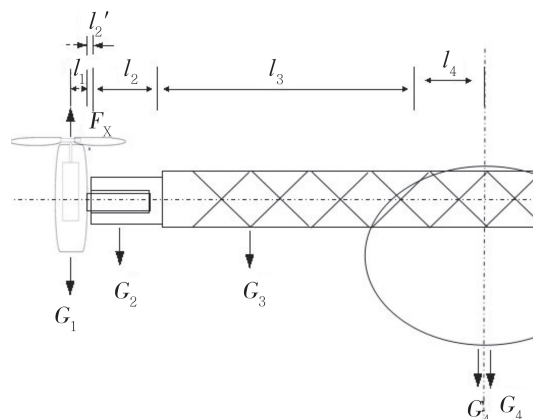


图5 一侧机翼力学分析图示

2.1 可转动心轴扭矩和弯矩

副齿轮电机使得倾转部分绕可转动心轴匀速运动,可以视为力偶作用,即可抽象为两个大小相等,方向相反的力在转轴上的力偶。

副齿轮转动带动与其啮合的主齿轮,进而带动轴旋转,副齿轮电机产生转动力矩,飞机机体和倾转部分的重力产生阻转矩,电动机匀速转动时驱动转矩和阻转矩平衡。

根据力矩平衡原理:绕转轴匀速转动的平衡条件是合力矩为零,即 $\sum M = 0$,也就是顺时针力矩之和等于逆时针力矩之和。

转轴除了重力作用,还有旋转的时候作用并垂直于转动心轴上的阻碍转轴运动的摩擦力产生的力偶。这个摩擦力与倾转部分转动方向相反,阻碍转动。摩擦力大小和转轴与轴套接触面摩擦系数与摩擦面积有关,较为复杂,本文忽略摩擦力影响。假设倾转部分匀速转动时,只受自身重力和电机对齿轮产生的力

的作用,倾旋转部分重力产生的力矩和副齿轮电机组产生的力矩是方向相反大小相等的一对。

2.1.1 未起飞时可转动心轴扭矩和弯矩

飞机在地面未启动螺旋桨,只是旋翼绕轴旋转时,转轴作为连接部,所受的力为电机带动副齿轮对其产生的约束力和倾转部分在不同状态时自身的重力 G_1 对转轴的作用力。

未起飞时,在旋转倾转部分,转轴力偶与倾转部分重力垂直于转轴的分力和重心有关。为简便分析,假设飞机机体重心都在沿飞机首尾中心纵轴纵剖面上,如图 6 和图 7 所示。图 6 中,E 为可转动心轴轴线中心点;C 为倾转部分的重心;D 为飞机机体重心; l_5 为倾转部分的重心 C 到可转轴轴线 E 的垂直距离; l_6 为飞机机体重心 D 与可转动心轴轴线 E 的垂直距离。

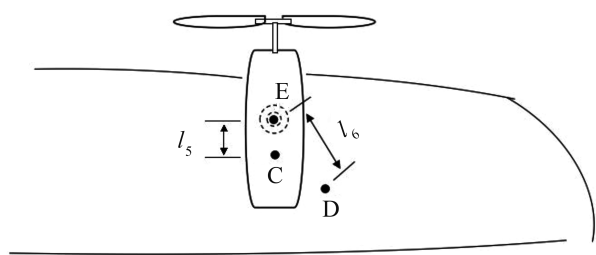


图 6 倾旋转部分和飞机重心示意图

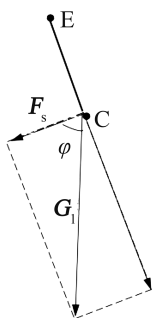


图 7 倾转部分重力作用于可旋转心轴扭力图

此时扭矩 T_s 的计算公式:

$$T_s = F_{s1} L_{s1} = G_1 l_5 \sin \varphi \quad (1)$$

式中: F_{s1} 是作用在 C 点上垂直于 EC 连接线的重力 G_1 的分力。 L_{s1} 是为倾旋转部分的重心 C 到可转轴轴线 E 的力臂,此处即 l_5 。 φ 是 F_s 与重力 G_1 夹角的余角。

对其求极限值:

$$\lim_{\varphi \rightarrow 90^\circ} T_s = \lim_{\varphi \rightarrow 90^\circ} G_1 l_5 \sin \varphi \quad (2)$$

φ 在 $0^\circ \sim 90^\circ$ 范围内旋转。在将倾转部分静止时的重心设计在可转动心轴正下方时,静止状态时

的扭矩最小。这种设计在 φ 为 90° 时扭矩最大,即倾旋翼倾转部分平行于地面时扭矩最大。 l_5 越小,相对的,扭矩也越小。未起飞时,可转动心轴扭矩相对较小。

倾转部分重力 G_1 对可转动心轴产生的弯矩为点弯矩,倾转部分类似于单悬梁,可旋转心轴弯矩在其与机翼结合处(图 8 的 H 面)最大,此时倾转部分重力 G_1 对可转动心轴产生的弯矩 M_s 为:

$$M_s = F_{s2} L_{s2} = G_1 (l_1 + l_2') \quad (3)$$

式中: F_{s2} 是此状态倾转部分重力 G_1 对可转动心轴产生的弯矩的作用力, L_{s2} 是 G_1 对可转动心轴产生的弯矩的力臂。

2.1.2 起飞后可转动心轴扭矩和弯矩

起飞后,倾转部分与飞机机体绕转动心轴做相对的旋转运动。旋翼提供升力。假设将倾转部分看作静止的,可以看作是机体沿着可转动心轴绕倾转旋翼旋转。此时,转轴承受较大的力和力偶,扭矩为机体作用在可转动转轴的扭矩和机翼作用在可转动心轴上的扭矩之和。

此时,扭矩 T_m 计算公式为:

$$T_m = G_3 l_7 \sin \chi + G_4 l_6 \sin \gamma \quad (4)$$

式中: γ 为作用在 D 点上垂直于 DE 连接线的重力 G_4 的分力与重力 G_4 夹角的余角(受力图与图 7 类似,此处省略)。 G_3 、 l_7 、 χ 是机翼部分相关参数。 l_7 为飞机机翼重心与可转动心轴轴线 E 的垂直距离。 χ 是作用在机翼重心上垂直于此重心与 E 点连接线的重力 G_3 的分力与重力 G_3 夹角的余角(受力图与图 7 类似,此处省略)。可转动心轴插入机翼,如果机翼重力 G_3 重心在可转动心轴中心线上,此时 l_7 为 0,机翼重力 G_3 作用在可转动心轴的扭矩为零。机翼重力相对机体较小,下文研究忽略其影响,公式(4)简化为:

$$T_m = G_4 l_6 \sin \gamma \quad (5)$$

求极值:

$$\lim_{\gamma \rightarrow 90^\circ} T_m = \lim_{\gamma \rightarrow 90^\circ} G_4 l_6 \sin \gamma \quad (6)$$

γ 为 90° 时最大,即倾旋转部分平行于机身平行于地面时,上式扭矩最大。且 l_6 越大,即机体重心距离机翼轴线越远,机体重力作用在可转动心轴上的扭矩越大。此公式假设飞机在空中悬停,且支撑力都集中在两个旋翼,但是旋翼在转动时,产生的力的方向会变化,同时会有加速度的产生。

有垂直方向加速度 a 时,动荷系数为:

$$\frac{g+a}{g} \quad (7)$$

其中:

$$a = \frac{F_x \cos \gamma - (G_1 + G_2 + G_3 + G_4)}{m} = \frac{F_x \cos \gamma}{m} - g \quad (8)$$

存在加速度时,机体重力 G_4 对可转动心轴的扭矩 T_m' 为:

$$T_m' = F_m' L_m = \left(\frac{g+a}{g} \right) G_4 l_6 \sin \gamma \quad (9)$$

式中: m 为飞机总质量的一半; F_x 为飞机单个螺旋桨升力,会随着倾转部分转动,分解为向上的力 $F_x \cos \gamma$ 和水平向前的力 $F_x \sin \gamma$ 。飞机悬停或上升时, $F_x \cos \gamma \geq mg$ (飞机重力)。

将公式(8)带入公式(9)中,得到:

$$\begin{aligned} T_m' &= F_m' L_m = \left(\frac{g+a}{g} \right) G_4 l_6 \sin \gamma \\ &= \left(1 + \frac{a}{g} \right) G_4 l_6 \sin \gamma \\ &= \left(1 + \frac{F_x \cos \gamma}{mg} - 1 \right) G_4 l_6 \sin \gamma \\ &= \frac{F_x \cos \gamma}{mg} G_4 l_6 \sin \gamma = \frac{F_x G_4 l_6 \sin 2\gamma}{2mg} \end{aligned} \quad (10)$$

当飞机加速向上时:

$$F_x > G_1 + G_2 + G_3 + G_4 = mg \quad (11)$$

当飞机匀速向上时:

$$F_x = G_1 + G_2 + G_3 + G_4 = mg \quad (12)$$

a 为 $-g$ 时,即为失重状态,如不考虑可转动心轴处的摩擦力,此时机体重力对可转动心轴的扭矩为零。

根据上式(10),在 F_x 为某定值时,扭矩在倾转翼斜向上 45° 时最大。

因此, l_6 飞机机体重心越接近转轴轴心产生的扭矩就越小。飞机水平飞行后,飞机机翼和机体受到下方空气的浮力,扭矩会小于起飞状态旋翼施力带动飞机时的数值。推测可旋转心轴最大扭矩出现在起飞阶段和其它特殊飞行阶段。空气浮力和阻力影响大且较复杂,本处忽略不进行分析。

当飞机垂直起降时,整个飞机机体的重量全部由两个机翼的转轴承担。作用在可转动心轴的最大弯矩出现在可转动心轴与倾转部分结合部,可以看作是机体重力和机翼重力作用对可转动心轴产生的点弯矩,根据弯矩叠加原理得到此状态弯矩 M_m

的计算公式:

$$\begin{aligned} M_m &= G_2 \left(l_2' + \frac{l_2}{2} \right) + G_3 \left(l_2' + l_2 + \frac{l_3}{2} \right) \\ &\quad + G_4 (l_2' + l_2 + l_3 + l_4) \end{aligned} \quad (13)$$

以上公式假设 G_2 和 G_3 重心都在其结构的中心位置。

以上为几个特殊飞行状态时的扭矩和弯矩计算公式,飞机其它复杂的飞行状态存在复杂的外力和加速度,不多分析。

2.2 倾转部分固定端约束力和电机功率

2.2.1 倾转部分固定端约束力

倾转旋翼部分可以看作通过转动心轴连接在飞机机翼末端的悬臂梁,连接部分存在较大的约束力。转动心轴受到旋翼升力、倾转旋翼部分的重力以及力偶的作用。固定端受力分静止和转动两种状态,旋翼产生的升力越大,可转动心轴的扭矩越大,固定端受力越大,在飞行时固定端受力出现最大值。倾转部分的固定端特殊截面受力情况如图8所示。图8中, F_x 为单旋翼升力; I 为机翼主梁外端装有可旋转心轴部分与机翼外端的接合面; H 为旋转轴与机翼外端的接触面; G_1 为一侧倾转部分重力; G_2 为一侧机翼外端装有可旋转心轴部分重力; l_1 为倾转部分纵向中心轴线至外沿半径; l_2' 为可旋转心轴在机翼外部的长度; l_2 为机翼主梁外端装有可旋转心轴部分的长度。

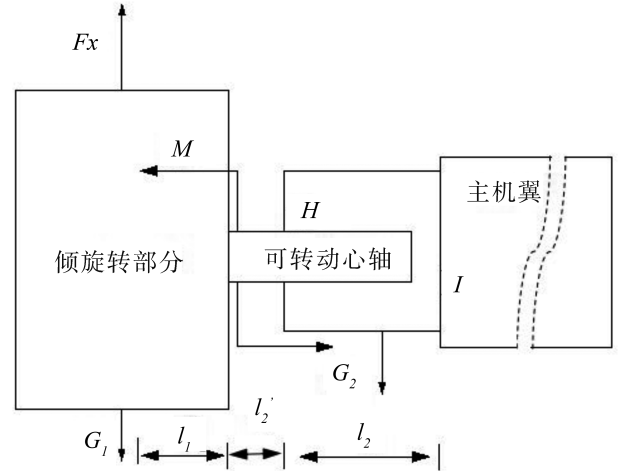


图8 倾转部分在飞机主梁固定端受力图

H面处受力:

$$\sum F_x = 0, F_{Hx} = 0 \quad (14)$$

$$\sum F_y = 0, F_{Hy} - (F_x - G_1) = 0 \quad (15)$$

$$\sum M_H(F) = 0, M_H + F_x(l_1 + l_2') - G_1(l_1 + l_2') - T_m' = 0 \quad (16)$$

I 面处受力:

$$\sum F_x = 0, F_{lx} = 0 \quad (17)$$

$$\sum F_y = 0, F_{ly} - (F_x - G_1 - G_2) = 0 \quad (18)$$

$$\sum M_I(F) = 0, M_I + F_x(l_1 + l_2' + l_2) - G_1(l_1 + l_2' + l_2) - \frac{1}{2}G_2l_2 - T_m' = 0 \quad (19)$$

I 面与 H 面处于倾转部分与飞机机翼的连接部分,是受力较为特殊的面,需要计算出较精准的受力情况。以上公式应该选用飞机理论扭矩 T_m' 的最大值。(推测倾转部分转动过程应该在飞机飞行速度较平稳时进行,本文不进行研究)。机翼与倾转部分结合部位,是筒状结构可转动心轴套,考虑到机身、机翼和发动机螺旋桨等巨大的重力和起飞时的加速度,应该根据以上计算的力学数据设计机翼外端相关结构强度。

2.2.2 主动齿轮电机功率

已知扭矩和设定转速,可以计算电机需要达到的总功率(反之设定电机功率,可以设计相关重量型号的飞机)。根据公式(10)可得到:

$$P = T_n/9\,549 = T_m'n/9\,549 = \frac{F_x G_4 l_6 n \cdot \sin 2\gamma}{19\,098mg} \quad (20)$$

式中: T_m' 为外力偶矩, P 为旋转功率, n 为单侧倾转部分电机转速, a 为飞机垂直方向的加速度。应该选用 T_m' 理论上最大时的扭矩值进行计算。计算不考虑功率损耗、机械阻力等。电机和副齿轮固定于飞机机翼末端。固定端受力和电机的选择,决定了机翼外端的受力情况,应该根据外力大小进行设计强度足够的结构。

2.3 倾转部分转动心轴直径

转轴既承受弯矩又承受扭矩,在进行对转轴的强度计算时,先以扭转强度估算轴的最小轴径,再以弯扭合成对轴的强度进行校核。通过支承反力的作用点、弯矩的大小与分布情况,估测轴所受的具体载荷及引起的应力,可按轴承受的扭矩初步估算轴所需的直径。

设计前根据扭矩初估轴的直径。对于圆截面的实心轴,其抗扭强度直径 D 理论设计尺寸如下:

1) 如按照强度要求设计,则其尺寸为:

$$D_1 \geq \sqrt[3]{\frac{16 \times T}{\pi [\tau]}} \quad (21)$$

2) 如按照刚度设计,则其尺寸为:

$$D_2 \geq \sqrt[4]{\frac{32 \times T_2 \times 180}{\pi^2 \times [\tau] \times G}} \quad (22)$$

倾转部分的转轴既是承重轴,又要转动,存在剪切力和扭力,可以分别计算,然后根据叠加原理计算出杆件的约束力,计算出整根杆件内力在截面上分布,确定危险截面与危险点。根据转矩性质而定的折合系数,将扭转切应力转换成弯曲应力变化特性相同的扭转切应力。公式计算均应使用扭矩 T_m' 最大值。

危险截面应力计算公式如下:

$$\sigma_{ca} = \frac{\sqrt{M^2 + (\alpha T)^2}}{0.1d^3} \leq [\sigma_{-1}] \quad (23)$$

式中: σ_{ca} 是轴危险截面上的应力, M 是轴截面上的合成弯矩, T 是轴截面上的扭矩, α 是根据转应力变化性质而定的校正系数, σ_{-1} 是许用疲劳应力。

危险截面所需直径计算公式如下:

$$d = \sqrt[3]{\frac{M_{ca}}{0.1[\sigma_{-1}]}} = \sqrt[3]{\frac{M^2 + (\alpha T)^2}{0.1[\sigma_{-1}]}} \quad (24)$$

式中: d 是危险截面的最小直径。对实心转轴,转应力对称循环变化时 $\alpha = 1$,转应力脉动循环变化时 $\alpha \approx 0.7$ 。

如果使用其他方法计算出不同的危险截面直径 d ,取其较大者。如果轴上有键槽,放大轴径,一个键槽增加轴径 3%~5%,二个键槽 7%~10%。同时承受弯矩和扭矩要进行轴的强度校核。

3 结论

通过对比研究提供了一种倾转部分设计。根据设计结构结合力学相关基础知识,通过分析相关部件在飞机几种特殊飞行状态时的受力情况,给出设计的倾转部分与机翼连接部分强度的计算公式,给出倾转部分转轴的强度和直径的计算公式,并对带动倾转部分转动的电机功率进行理论计算。

研究分析发现,倾转部分和机体部分的重心相对于倾转部分可转动心轴的位置,对机翼的扭矩大小有重大影响。研究为此类飞机相关部分部件的研发提供一些基础的设计及理论数值计算方法。

参考文献:

- [1] 关玉琴. 工程力学[M]. 北京:人民邮电出版社, 2006:84-95.
- [2] 韩淑洁. 工程力学[M]. 大连:大连海事大学出版社,

- 2018;117-125.
- [3] 冯锡兰. 工程力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2017;170-178.
- [4] 何庭蕙,黄小清,陆丽芳. 工程力学[M]. 广州:华南理工大学出版社,2010;148-157.
- [5] 周松鹤,徐烈烜. 工程力学:教程篇[M]. 北京:机械工业出版社,2007;182-190.
- [6] 齐浩,王泽河,朱纪洪,等. 某型倾转旋翼无人机起落架布局及收放机构设计[J]. 机床与液压, 2021,49(5):64-70.
- [7] 窦炳耀,雷武涛,王维军. 面向方案设计的倾转旋翼飞机短距起飞性能[J]. 科学技术与工程,2019,19(7):273-277.
- [8] 张超,赵跃明,杨俊,等. 民用飞机主动重心控制功能工程设计分析[J]. 民用飞机设计与研究,2021(3):26-31.
- [9] 徐起. 轻小型倾转四旋翼飞行器动部件设计[D]. 南京:南京航空航天大学,2018.
- [10] 杜心田. 倾转四旋翼飞行器概念设计研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2018.
- [11] 中国航空工业集团公司西安飞机设计研究所. 一种倾转旋翼飞机的短舱齿轮倾转机构: CN103466088A [P]. 2013-12-25.
- [12] 南京航空航天大学. 倾转旋翼飞行器倾转短舱的倾转驱动机构: CN101973398A [P]. 2011-02-16.
- [13] 李宁. 一种倾转旋翼飞机旋翼旋转结构设计: CN107902084A [P]. 2018-04-13.
- [14] 天机调茶局. 旋翼飞行器. 七分技术突破,三分时代运气--V-22 鱼鹰倾转旋翼机的诞生[EB/OL]. (2019-01-11) [2023-06-22]. <https://baijiahao.baidu.com/s?id=1622353798909885421&wfr=spider&for=pc>.
- [15] 佚名. 表 6118 按扭转强度刚度计算轴径公式[DB/OL]. (2021-07-29) [2023-06-22]. <https://wenku.so.com/d/6fd0ece9e790335b3d571d9894a1c5bb>.
- [16] Jaccscomm. 轴强度计算公式(机械设计)[DB/OL]. (2021-05-26) [2023-06-22]. <https://www.docin.com/p-530517229.html>.

作者简介

李 宁 男,硕士,高级工程师。主要研究方向:机械工程。
E-mail:245831110@qq.com

Design and mechanical analysis of rotor structure

LI Ning *

(Qingdao Refine Consulting Co., Ltd., Qingdao 266042, China)

Abstract: The tilt rotor aircraft has a rotatable engine on the tip of every wing. It makes the aircraft to take off and land vertically and fly horizontally. The rotation structure is the unique structure that distinguishes it from ordinary aircraft. No public information has been found on the rotation structure of large tilt-rotor aircraft. By comparative research, a kind of structure which can make rotor rotation and some related structures such as engine arrangement were designed. Three-planet gear structure was used to satisfy the load distribution. The design can make the structure practical, stable and reliable. It can be modular production. Using quantitative analysis method, a simple mechanical analysis was carried out on the stress of the relevant structures in several main flight states of the aircraft, and preliminary theoretical calculations were conducted on shaft strength, shaft diameter, rotating motor, and the strength requirements of wing ends. Research has found that the position of the center of gravity of the tilting and rotating parts and the body parts relative to the wing axis has a significant impact on the torque of the wing. The research provides some basic design and theoretical numerical calculations for the development of such aircraft. Research has found that the position of the center of gravity of the body parts relative to the wing axis has a significant impact on the torque of the wing. The research provides the basic design and theoretical numerical calculations for the development of such aircraft.

Keywords: tilt rotor aircraft; rotor; tilt-deformation; relationship of intensity

* Corresponding author. E-mail: 245831110@qq.com