

文章编号:1674-8190(2013)04-488-05

旋转机翼飞机旋翼飞行验证平台设计

李亮明,高正红,何澳,邓阳平,田力

(西北工业大学 航空学院,西安 710072)

摘要:为了更好地研究旋转机翼飞机旋翼模式下的飞行性能,针对旋转机翼飞机的特点,开展旋转机翼飞机旋翼飞行验证平台的设计,主要包括旋转机翼的结构设计、动力系统设计。通过数值计算的方法,对不同相对厚度椭圆翼型气动特性进行分析研究。建立旋转机翼悬停气动特性的估算方法,地面试验结果和计算结果的对比表明所建立的估算方法是有效的,该方法对今后开展旋转机翼飞机研究具有一定的参考价值和意义。

关键词: 椭圆翼型;旋转机翼;气动特性;飞行验证平台

中图分类号: V221.8

文献标识码: A

Design of the Rotor Wing Flight Testing Platform for Rotor Aircraft

Li Liangming, Gao Zhenghong, He Ao, Deng Yangping, Tian Li

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to study the flight performance of the rotor aircraft, according to the characteristics of rotor wing aircraft, the rotor wing flight testing platform is developed, including the structural design of rotor wing and power system. The calculating method of aerodynamic performance of elliptic airfoils with different thickness-chord ratio is given. And in the end of this paper, estimation method of the hovering mode is developed, the comparison between experimental results and computation shows the estimation method is effective. The results provide some reference value for the research of rotor wing aircraft.

Key words: elliptic airfoils; rotor wing; aerodynamic characteristics; flight testing platform

0 引言

众所周知,直升机具有固定翼飞机所不具备的垂直起落和悬停能力,可是由于直升机旋翼桨叶在悬停状态和前飞状态下的工作环境是截然不同的,直升机在前飞时的最大速度通常受到前行桨叶压缩性的影响及后行桨叶气流分离的限制,旋翼前飞时的气动效率通常要比机翼低,常规直升机的最大飞行速度一般难以突破 370 km/h^[1]。旋转机翼飞机是综合了直升机垂直起降和固定翼飞机高速巡

航能力的飞行器,其最大的特点是具有一副既可高速旋转作为旋翼又可锁定作为固定翼的旋转机翼。波音公司的 X-50A“蜻蜓”CRW 技术验证机就是旋转机翼飞机的典型代表,但是两架 X-50A 验证机相继在验证飞行中坠毁,并没有完成完整的过渡飞行。目前,国内尚缺乏旋转机翼飞行验证方面的研究。

为了验证旋转机翼飞机旋翼模式下的悬停性能和小速度前飞性能,本文开展小型旋转机翼飞机旋翼飞行验证平台的设计,基于旋翼空气动力学动量理论和叶素理论建立旋转机翼悬停气动特性的估算方法,并通过地面试验对估算方法的有效性进行验证,为旋转机翼的设计以及旋转机翼飞机的总体设计奠定基础。

收稿日期:2013-02-27; 修回日期:2013-04-09

通信作者:李亮明, liliang881204@163.com

1 旋转机翼的设计

由于旋转机翼在作为旋翼使用时的后行桨叶后缘在固定翼模式飞行时变成机翼前缘,为兼顾翼型前、后缘设计要求,旋转机翼一般采用构造简单的椭圆翼型。同时为满足固定翼模式高速巡航的使用要求,旋转机翼飞机具有中等的展弦比,无扭转角并且前后对称(前缘后掠角与后缘前掠角相等),故旋转机翼外形为等腰梯形。

1.1 旋转机翼的结构布置

桨叶上作用有气动力、离心力、惯性力等载荷,结构设计则要求选择合适的结构形状和材料作承压构件,使桨叶满足气动和动力学提出的各种要求^[2]。桨叶一般由蒙皮和大梁组成,大梁为主要承压构件,蒙皮用于维持桨叶的气动外形,提高旋翼的气动效率。在旋转机翼的设计中,由于作为旋翼使用时的后行桨叶后缘锁定后变为固定翼前缘,所以结构设计时采用双C形大梁设计且对称布置,如图1所示,其余部分填充泡沫塑料,以提高蒙皮的局部刚度。

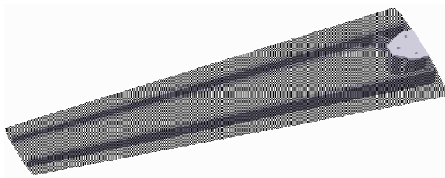


图1 椭圆翼型桨叶结构

Fig.1 Structure of elliptic airfoil wing

1.2 翼型厚度对气动特性的影响

数值计算采用求解雷诺平均 N-S 方程的方法,对 10%~18% 的五种不同相对厚度的椭圆翼型的气动特性进行计算及分析比较,以了解相对厚度对椭圆翼型气动特性的影响。旋转机翼飞机作旋翼使用时桨尖 $Ma \approx 0.6$, 具有代表性的 $r=0.7R$ 处特性剖面的 $Ma \approx 0.4$, 因此,数值计算时的来流条件设为 $Ma=0.4, Re=1.3 \times 10^6$ 。

$Ma=0.4, Re=1.3 \times 10^6$ 时不同相对厚度翼型的升阻气动特性如图2和图3所示。

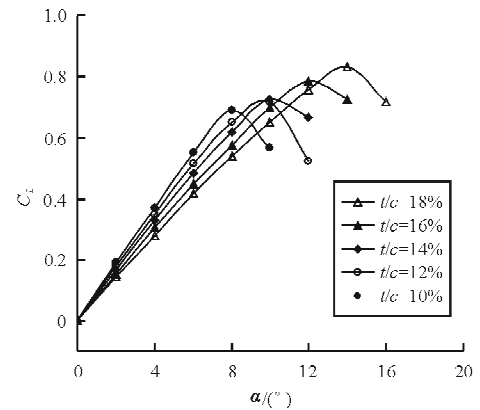


图2 不同相对厚度椭圆翼型升力特性

Fig.2 Lift performance of elliptic airfoils with different thickness-chord ratio

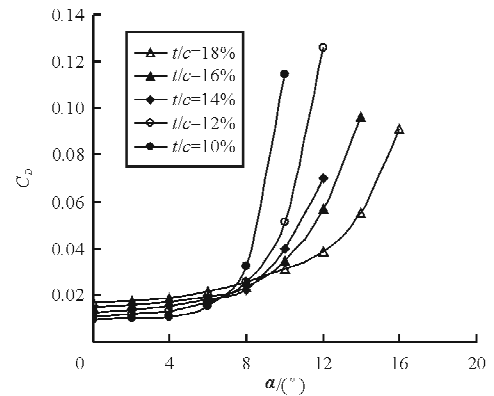


图3 不同相对厚度椭圆翼型阻力特性

Fig.3 Drag performance of elliptic airfoils with different thickness-chord ratio

从图2和图3可以看出:椭圆翼型的升力线斜率随相对厚度的增大而减小,而失速迎角和最大升力系数则随相对厚度的增大而增大;在失速迎角之前,椭圆翼型的相对厚度越小,阻力越小,随迎角增大,从10%相对厚度翼型开始,各翼型逐渐接近失速迎角,阻力系数急剧增大。

旋转机翼飞机旋翼模式时飞机主要进行垂直起降、悬停和小速度前飞,主要要求桨叶在中等迎角下有较低的翼型阻力和较大的升阻比,此外,厚的翼型一般具有较高的结构效率。根据数值计算结果,16%相对厚度椭圆翼型具有适中的升力特性和阻力特性及较大的升阻比,且相对厚度较大,有较高的结构效率和结构强度,因此,初步选为试验翼型。

2 动力与传动系统设计

2.1 动力形式的选择

旋转机翼飞机的旋翼驱动方式可以分为轴驱动和桨尖喷气驱动两种。轴驱动的优势在于能量利用率高,但是需要尾桨系统来抵消旋翼驱动轴产生的扭矩;桨尖喷气方式虽然能量利用率低,但是省去了机械传动装置和抵消反扭矩装置的重量,同时也降低了机构的复杂度,它通过尾部的侧向喷口进行航向控制。对于轻型旋转机翼飞机,采用机械驱动,其传动系统的重量在总重量中所占比例不大,然而,采用喷气驱动,作为气体发生器或用以带动空气压缩机的发动机却比机械驱动式的大,并且由于需通过空气或燃气,旋翼重量也会增加,喷气驱动的重量效率反而会更低。本平台作为总重为40 kg的小型验证平台,适合选用传统的轴驱动方式。与活塞发动机相比,涡轮发动机具有比重小、体积小和振动较低等优点,因此在直升机上应用广泛。电机驱动的地面桨叶试验得到的16%相对厚度桨叶拉力与功率的关系,如图4所示。

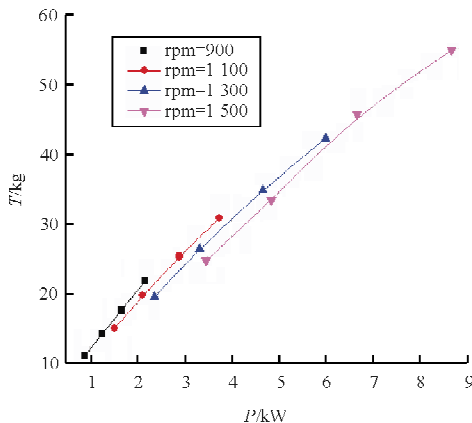


图4 16%相对厚度桨叶不同转速下拉力与功率关系曲线

Fig. 4 Pull and power rate of 16% thickness blade with different rotation rate

从图4可以看出,转速为1500 r/min、拉力为40 kg时,需用功率约为6 kW。考虑到发动机安装功率损失和传动系统损失,试验平台选用输出功率为8 kW,输出轴最高转速为21 000 r/min的自由涡轮发动机。

为了简化传动系统,尾桨选用独立的电机驱动,如图5所示。



图5 验证平台尾桨

Fig. 5 Tail rotor of test platform

2.2 传动系统设计

旋转机翼飞机使用的旋翼展弦比要比常规直升机小的多,虽然旋转机翼桨尖速度比常规直升机低,主轴转速仍然很高。初步设计旋翼转速为1500 r/min,传动系统总传动比为14。在不同的传动形式中,齿轮传动具有较高的传动效率,单级齿轮传动效率高达99%。该平台采用二级齿轮传动,如图6所示,传动比分别为3.5和4.0。其中一级和二级减速小齿轮采用金属齿轮,大齿轮则选用钢芯塑料齿轮,一方面可以减轻传动系统结构重量,另一方面可以起到良好的降噪和自润滑作用。

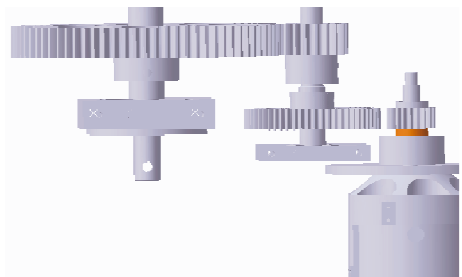


图6 齿轮传动示意图

Fig. 6 Schematic diagram of gear transmission

3 悬停气动特性估算方法

旋翼气动特性的计算方法主要有工程估算方法和数值计算方法(CFD)两类。其中,数值计算方法具有较高的计算精度,可以更准确地描述旋翼绕流的流动细节,但对计算硬件条件要求较高,计算

效率低,很难满足工程设计要求。建立有效的旋转机翼悬停气动特性估算方法,能够更好地研究参数变化对旋转机翼飞机气动特性的影响,对进一步设计具有重要的指导价值。

根据扩展的滑流理论^[3],距离桨盘中心为 r 、宽度为 dr 的环带桨盘上的拉力系数

$$dC_T = 8\lambda_i^2 r dr \quad (1)$$

$$\lambda_i = \frac{v_1}{\Omega R} \quad (2)$$

式中: λ_i 为诱导入流比; v_1 为桨盘处的诱导入流速度; Ω 和 R 分别为桨叶旋转角速度和桨叶半径。

同样,根据叶素理论^[3-4],得到微元拉力系数

$$dC_T = \sigma C_{L,local} \bar{r}^2 d\bar{r} \quad (3)$$

$$\sigma = \frac{k\bar{b}}{\pi} \quad (4)$$

式中: $C_{L,local}$ 为剖面翼型的升力系数; σ 为剖面实度; \bar{b} 为无因次化得剖面弦长。

令方程(1)和方程(3)相等,可得到任意半径 r 处的诱导入流比的方程

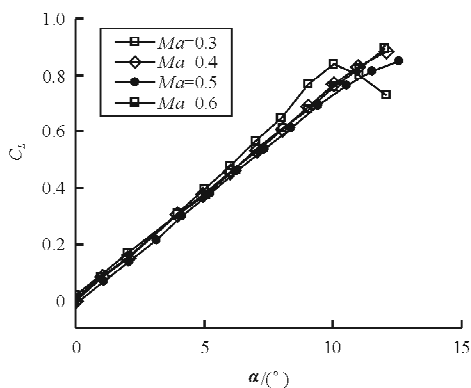
$$\lambda_i = \sqrt{\frac{dC_T}{8rdr}} \quad (5)$$

对于给定的尖部马赫数以及桨叶外形参数,进一步可求得剖面迎角

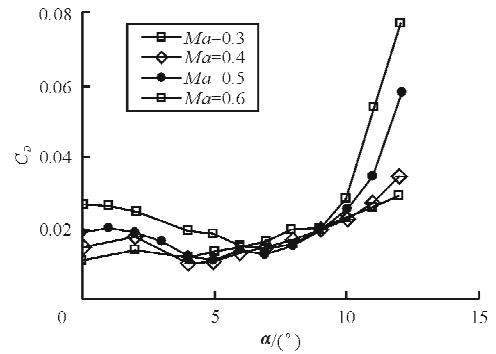
$$\alpha_{local} = \varphi - \phi = \varphi - \arctan\left(\frac{\lambda_i}{r}\right) \quad (6)$$

式中: φ 为剖面安装角; ϕ 为诱导入流角;对于无扭转的旋转机翼,剖面安装角等于总距值。

某 NF-3 风洞试验得到的 16% 相对厚度椭圆翼型升阻力特性曲线如图 7 所示。



(a) 升力系数随迎角的变化



(b) 阻力系数随迎角的变化

图 7 16% 相对厚度椭圆翼型升阻力特性

Fig. 7 Lift and drag performance of 16% thickness elliptic airfoil

根据翼型迎角,结合 16% 相对厚度椭圆翼型升阻特性,可由单位长度的拉力及扭矩载荷,求出旋翼的拉力和扭矩,理想悬停时的拉力系数

$$C_T = \int_{r_0}^1 \frac{dC_T}{d\left(\frac{r}{R}\right)} d\left(\frac{r}{R}\right) \quad (7)$$

引入普朗特桨尖损失函数值 F_{loss} ^[5],可得修正后的拉力系数

$$C'_T = \int_{r_0}^1 F_{loss} \frac{dC_T}{d\left(\frac{r}{R}\right)} d\left(\frac{r}{R}\right) \quad (8)$$

$$F_{loss} = \frac{2}{\pi} \cos^{-1}(e^{-f}) \quad (9)$$

$$f = \frac{2}{k} \cdot \frac{1 - \bar{r}}{\bar{r}\phi} \quad (10)$$

扭矩系数由桨叶剖面阻力系数产生的型阻功率系数和由拉力产生的诱导功率系数组成,扭矩系数表达式为

$$m_k = \int_{r_0}^1 \sigma C_{D,local} \bar{r}^3 d\bar{r} + \int_{r_0}^1 \lambda_i F_{loss} dC_T \quad (11)$$

悬停效率 η 定义为理想的功率损耗与实际的功率损耗之比,即

$$\eta = \frac{1}{2} \frac{C_T^{3/2}}{m_k} \quad (12)$$

4 试验模型和试验方法

4.1 试验模型与设备

试验用旋转机翼为复合材料结构,外形为等腰梯形,半径为 0.85 m,稍弦长为 0.1125 m,根稍比为 2,展弦比为 10,采用 16% 相对厚度椭圆翼型。采用跷跷板式桨毂,预锥角为 0°。使用一台六分

量动态天平测量旋转机翼稳定旋转产生的拉力。

4.2 试验方法及结果

以 2° 为间隔增加旋转机翼总距, 最大为 14° , 使旋转机翼达到设定转速, 待转速稳定后进行天平测量数量的采集。采集的数据先进行 FFT 滤波, 滤除杂波干扰后得到稳定的拉力值。

当 $\text{rpm} = 1\ 500\ \text{r/min}$ 时, 悬停拉力随功率变化的试验值与估算值的对比如图 8 所示。

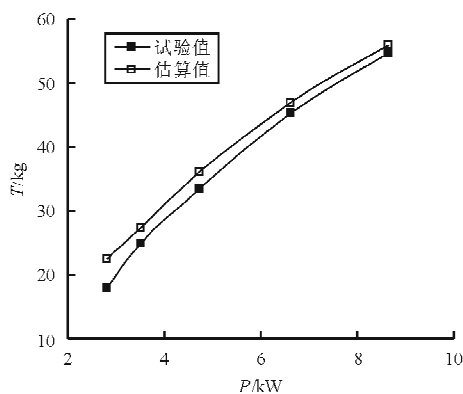


图 8 试验值与估算值结果对比

Fig. 8 Results of comparison between experimental values and estimated value

从图 8 可以看出, 试验值与估算值比较接近, 且所反映的气动规律一致。估算的拉力值略大于试验值, 主要原因是在估算过程中没有考虑旋转机翼下洗尾流的旋转以及桨尖涡的干扰。总体来看, 估算值与试验值较为符合, 表明本文所建立的旋转机翼气动特性估算方法是有效的。

验证平台地面悬停试验如图 9 所示, 验证平台实现了地面悬停和小速度前飞, 且具有良好的操纵性和稳定性。



图 9 验证平台地面悬停试验

Fig. 9 Ground hover test of testing platform

5 结论

根据旋转机翼飞机旋翼同时作为旋翼和固定翼使用的特点, 在固定翼模式设计要求的约束下, 完成了旋转机翼飞机旋翼模式验证平台的设计, 验证平台成功实现了稳定悬停和小速度前飞。建立了旋转机翼飞机悬停性能的估算方法, 试验结果与计算结果的比较表明该方法是有用的。

在进一步的研究中, 除了对估算方法进行改进外, 可在旋翼飞行验证平台的基础上增加机身和鸭尾翼的设计, 以进行旋转机翼飞机在下洗气流对机身和鸭尾翼产生干扰情况下的飞行验证。

参考文献

- [1] 张呈林, 郭才根. 直升机总体设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.
Zhang Chenglin, Guo Caigen. The general design of helicopter [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2006. (in Chinese)
- [2] 王华明, 彭宇航. WZ-1 直升机旋翼桨叶的设计[J]. 南京航空航天大学学报, 1997, 29(6): 21-23.
Wang Huaming, Peng Yuhang. Concept design of rotor blades of WZ-1 helicopter[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1997, 29(6): 21-23. (in Chinese)
- [3] W. 约翰逊. 直升机理论[M]. 北京: 航空工业出版社, 1991.
John W. Helicopter Theory[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1991. (in Chinese)
- [4] 王适存. 直升机空气动力学[M]. 北京: 航空专业教材编写组, 1985.
Wang Shicun. Helicopter aerodynamics[M]. Beijing: Compiling Group of Aviation Professional Textbooks, 1985. (in Chinese)
- [5] Leishman J G. Principles of helicopter aerodynamics[M]. UK: Cambridge University Press, 2000.

作者简介:

李亮明(1988—), 男, 硕士研究生。主要研究方向: 飞行器总体设计。

高正红(1960—), 女, 教授, 博导。主要研究方向: 飞行器总体设计、飞行力学和气动隐身一体化设计。

何 澳(1988—), 男, 硕士研究生。主要研究方向: 飞行力学与控制。

邓阳平(1980—), 男, 博士。主要研究方向: 飞行器设计与飞行力学。

田 力(1988—), 男, 博士研究生。主要研究方向: 飞行器设计。

(编辑: 赵毓梅)