

文章编号: 1000-8055(2002)05-0513-05

倾转螺旋桨飞行器桨叶的气动设计研究

罗东明, 昂海松

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 北京 210016)

摘要: 针对小型倾转螺旋桨独特的工作特性, 在研究国外有关倾转旋翼桨叶设计现状的基础上, 本文运用了遗传算法对桨叶的参数进行了寻优设计分析, 以满足不同飞行状态的性能要求。设计结果表明, 由本文提出的方法设计的螺旋桨与普通螺旋桨相比, 在不损失巡航推进效率的同时, 可显著增加悬停效率, 提高飞机的悬停性能。

关键词: 螺旋桨; 倾转旋翼; 遗传算法

中图分类号: V 211.3

文献标识码: A

Aerodynamic Design of Tilt Rotor/Propeller Blade

LUO Dong-ming, ANG Hai-song

(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Considering the operational characters of tilt rotor/propeller, a design method for tilt rotor/propeller is presented. This approach, based upon axial flow blade element theory and genetic algorithms, can define the rotor/propeller blade design variables to converge on a best compromise that meets the desired hover/cruise performance requirements. The design results show that an improvement of hover performance without causing a decrease of cruise efficiency can be obtained by the method.

Key words: propeller; tilt rotor; genetic algorithms

1 引言

倾转螺旋桨飞行器既能像直升机一样垂直起飞、着陆和进行空中悬停飞行, 又具有像固定翼飞机那样的巡航飞行性能, 因此倍受航空界的关注。目前仅有美国等极少数国家在研制这种飞行器, 有关可倾转螺旋桨/旋翼设计的详细资料难以见到。对于可倾转螺旋桨的飞机, 由于螺旋桨主要工作在垂直飞行和巡航两种状态, 其飞行速度变化范围广, 且在两种主要飞行状态下对其又有着不同的拉力需求, 这使其设计方法既不同于传统的直升机旋翼的设计, 也不同于固定翼飞机螺旋桨

的设计。

美国波音伏特尔公司^[1]在对 XV-15 倾转旋翼飞机桨叶的气动设计过程中, 为了使旋翼在垂直飞行时能产生大的静态拉力, 同时具有可接受的巡航性能, 其桨叶形状由满足悬停时桨叶大的实度要求来确定, 而对于桨叶扭转分布的确定, 则是在分别求得满足悬停和巡航时的扭转分布之后由两者的线性插值进行折衷。显然, 采用这种传统的设计方法很难使所设计的桨叶达到最佳的气动性能, 于是我们尝试着将传统的空气动力分析方法与现代的数值优化方法相结合, 使所设计的倾转螺旋桨具有更佳的气动性能。

收稿日期: 2001- 11- 19; **修订日期:** 2002- 04- 03

作者简介: 罗东明(1968-), 男, 黑龙江齐齐哈尔人, 南京航空航天大学航空宇航学院博士生, 主要从事飞行器计算机辅助设计研究

在固定翼飞机领域,将数值优化方法应用到螺旋桨气动设计方面,国外一些学者作了些探索性的工作。早年,Lock, Pankhurst 和 Fowler 曾探索采用变分法对飞机螺旋桨的桨距进行气动优化设计;随后, Haines 和 Diprose 采用了上述方法试图对螺旋桨的弦长和扭转分布进行优化设计,但却得到了很不切合工程实际的结果。Moriya 采用了螺旋桨推进效率对在桨叶不同位置处扭转角的一阶导数为零的方法对螺旋桨的扭转分布进行了优化,这一方法只适用于平直桨叶,且为了进行计算还必须对数据进行列表处理。1982 年, Li Ko Chang 和 John P Sullivan^[2]曾用共轭梯度法对螺旋桨的扭转分布进行了气动优化设计,得到了比较满意的结果,但其仅限于对平飞飞机螺旋桨的气动设计。

而在倾转旋翼飞机设计领域,1990 年, John Liu, David J Paisley 和 Hirsh J^[3]采用序列二次规划法对 V-22 倾转旋翼飞机的桨叶进行了优化设计,与原桨叶相比悬停效率提高了 3%。但该设计是针对 V-22 倾转旋翼飞机在具有大起飞重量情况下要满足垂直起降性能而设计旋翼的,我们研究发现对于低速、低雷诺数的微小型可倾转螺旋桨飞行器该桨叶形状在平飞时的推进效率较低。

本文主要研究用于微小型可倾转螺旋桨飞行器上的固定桨距的螺旋桨桨叶气动设计。本文采用的设计方法是仍以悬停状态确定桨叶的形状,而对于扭转分布则采用了近年来得到广泛应用的遗传算法,分别以满足悬停和巡航时的扭转分布为边界条件,对其进行寻优计算以找到最佳扭转角分布。

2 倾转螺旋桨气动设计方法的研究

2.1 设计目标

为了提高飞机的有效载荷,已知发动机可用功率,要求所设计的螺旋桨在飞机垂直起降和悬停时能产生尽可能大的拉力,同时满足在平飞巡航状态螺旋桨能产生足够的拉力来克服飞机的前飞阻力,并使螺旋桨具有可接受的推进效率。

2.2 螺旋桨空气动力分析

采用轴流状态的叶素理论进行桨叶气动力分析,在桨叶任意半径 r 处叶素的速度及受力关系如图 1 所示:图中 V 为来流速度, v_i 为涡所激起的诱导速度, Ω 为螺旋桨转速, W 为气流和速度, θ 为安装角, Φ 为来流角, α 为迎角, R 为螺旋桨半

径,并定义:

$$\bar{r} = r/R, \quad \mu = V/\Omega R, \quad \bar{v} = v_i/\Omega R \\ \bar{W} = W/\Omega R$$

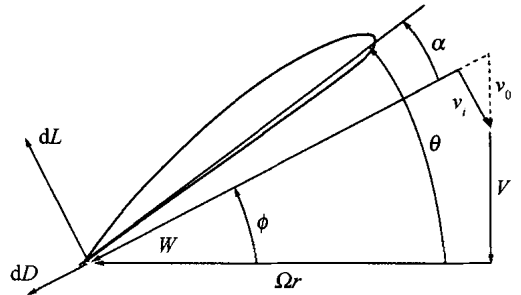


图 1 叶素上的速度及受力关系

Fig 1 Velocities and thrust at a blade element

叶素环量为:

$$\Gamma = \frac{4\pi R \bar{r}}{B} F v_i \sin \Phi \quad (1)$$

上式中, B 为桨叶片数, F 为叶端损失系数, 其值为:

$$F = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left[\exp \left(- \frac{B(1-\bar{r})}{2\bar{r} \sin \Phi} \right) \right] \quad (2)$$

又因 $\Gamma = 1/2 C_l dW$, 其中 C_l 为升力系数, c 为叶素弦长, 气流和速度 $W = \sqrt{\mu^2 + \bar{r}^2 - \bar{v}_i^2} \Omega R$, 可得桨叶载荷系数为:

$$\frac{C_l c}{R} = \frac{8\pi \bar{r} v_i \sin \Phi}{B \sqrt{\mu^2 + \bar{r}^2 - \bar{v}_i^2}} F \quad (3)$$

相对于周围空气的诱导速度, 当沿桨叶径向均匀分布时诱导功率最小, 因而总的能量损失也将最小, 此时桨叶载荷系数为:

$$\frac{C_l c}{R} = \frac{4\pi \bar{r} v_0 \sin 2\Phi}{B \sqrt{\mu^2 + \bar{r}^2 - v_0^2 \cos^2 \Phi}} F \quad (4)$$

上式中入流角为:

$$\Phi = \tan^{-1} \left[\frac{v_0 + \mu}{\bar{r}} \right] \quad (5)$$

根据(4)式所确定的桨叶载荷系数, 拉力系数和功率系数可由下两式得出:

$$C_T = \frac{B}{2\pi} \int_{\bar{r}_0}^{\bar{r}_1} \frac{C_l c}{R} (1 - \epsilon \tan \Phi) \cos \Phi d\bar{r} \quad (6)$$

$$C_P = \frac{B}{2\pi} \int_{\bar{r}_0}^{\bar{r}_1} \frac{C_l c}{R} (\epsilon + \tan \Phi) \cos \Phi d\bar{r} \quad (7)$$

式中, 积分下限 $\bar{r}_0$ 为桨叶根部有效半径, ϵ 为翼型升阻比的倒数, 为使螺旋桨具有高的气动效率, 显然应使翼型处在最大升阻比状态。翼型确定后, 相

应于最大升阻比时的升力系数和攻角 α_{opt} 也可确定, 于是桨叶某一半径处的相对弦长和安装角为:

$$\left(\frac{c}{R}\right)_{\text{opt}} = \frac{(C_{\text{LC}}/R)_{\text{opt}}}{C_{\text{Lpt}}} \quad (8)$$

$$\theta = \tan^{-1} \left[\frac{v_0 + \mu}{\bar{r}} \right] + \alpha_{\text{opt}} \quad (9)$$

采用上述分析方法, 在 $C_{T-\text{hover}} = 0.015054$, $C_{T-\text{cruise}} = 0.006989$ 和 $\mu = 0.17$ 时得到悬停和巡航两种飞行状态的桨叶载荷和入流角沿半径分布如图 2 和图 3 所示。

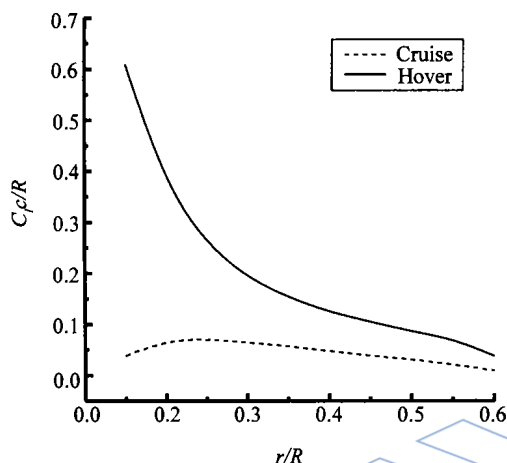


图 2 桨叶载荷系数分布

Fig 2 Blade loading distributions

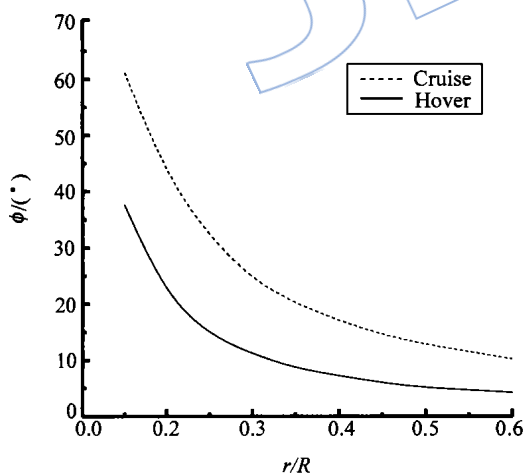


图 3 入流角分布

Fig 3 Angle of inflow distributions

由图 2 可以看出, 在悬停状态桨叶的载荷系数尤其在根部远远大于巡航时的桨叶载荷, 这说明为了满足在垂直飞行状态对螺旋桨大的拉力要求, 螺旋桨的实度要大于满足平飞时的螺旋桨的实度, 所以所设计的桨叶形状应以悬停时的桨叶载荷系数来确定。而对于桨叶扭转分布的确定, 则

应在分别满足悬停和巡航时所得的扭转分布之间进行折衷选择, 以达到满意的垂直/巡航飞行性能。

2.3 采用遗传算法搜索最佳扭转分布

遗传算法与传统的优化方法相比具有如下优点: 遗传算法只使用报酬信息, 而不是用导数或其他辅助知识, 这不仅避免了繁杂的求导计算, 而且可以处理无法求导的问题; 遗传算法可以处理任意形式的目标函数和约束, 这尤其适用于多变量、没有明显的解析表达式和多约束的螺旋桨和旋翼的气动设计问题; 遗传算法能够非常有效地进行概率意义下的全局搜索, 避免陷入局部最优解。

根据前述中所确定的设计目标, 选择悬停效率作为目标函数, 悬停时的功率系数等于发动机的最大可用功率系数和前飞拉力系数等于设计拉力系数作为等式约束条件, 巡航时的功率系数不大于发动机可用功率系数作为不等式约束条件, 设计变量的分量为桨叶不同位置的扭转角, 将巡航和悬停时的扭转分布作为其边界条件。

3 设计算例

螺旋桨参数为: 两片桨叶, 直径 120 mm, 转速 13000 r/min, 可用功率系数为 0.001573, 设计前飞拉力系数为 0.006989, 巡航飞行速度为 45 km/h。要求所设计的螺旋桨在达到所需巡航速度的同时, 具有高的悬停效率。

3.1 桨叶形状的确定

翼型沿桨叶分布确定后, 在悬停状态由式(8)所确定的桨叶形状如图 4 实线所示。在实际设计

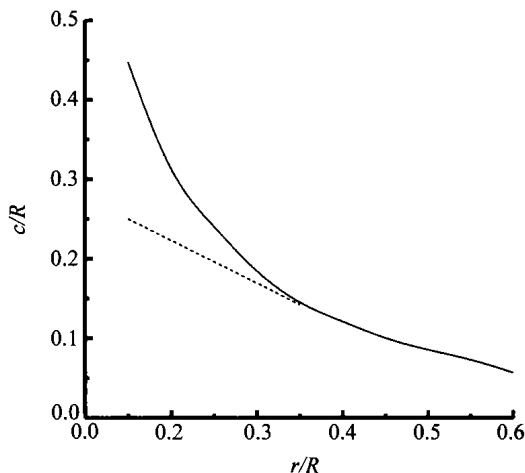


图 4 相对弦长分布

Fig 4 Chord distribution

中完全按式(8)所确定的桨叶形状显然是不切合实际的。我们先初步采用如下桨叶形状:在 0.1R 处桨叶的相对弦长取 0.25,以此为起点作直线大约在 0.5R 处与实线相切,如图 4 中虚线所示,作为桨叶 0.1R 至 0.5R 之间的相对弦长分布。而 0.5R 至桨尖仍保持原相对弦长分布。

3.2 扭转分布边界的确定

为了保持诱导速度沿桨叶径向均匀分布,由图 4 桨叶形状,分别重新计算在悬停和巡航状态的扭转角的分布。计算结果如图 5 所示。

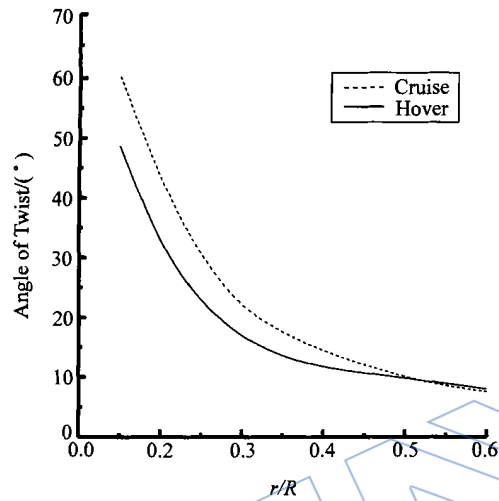


图 5 扭转分布边界
Fig 5 Limit of twist distribution

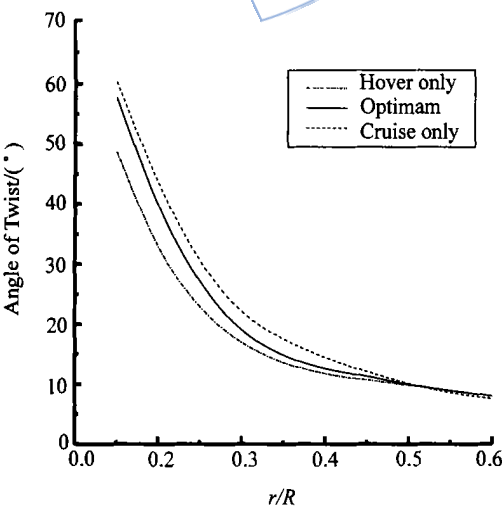


图 6 扭转分布计算结果
Fig 6 Optimized twist distribution

3.3 确定桨叶最佳扭转分布

采用如下遗传算法来实现:采用实数编码,算术交叉,非均匀变异,最好种群选择。种群大小为

100,最大代数为 1000,变异率为 0.1,交叉率为 0.6;采用惩罚函数法去掉相应的约束条件。计算结果如图 6 所示。

3.4 结果分析与对比

由图 6 可看出,在 0.1R 至 0.3R 之间,扭转角更加趋近于满足巡航时的扭转分布,这是由于在垂直飞行状态由于桨盘载荷很大,所以诱导功率占全部所需功率的大部分,而型阻功率占很小一部分。同时由于桨叶根部转速相对较低,在该处增加桨叶的安装角,虽然引起型阻功率的增加,但对于全部需用功率的增加影响不大,所以在悬停状态经优化所重新确定的扭转分布与单纯满足悬停状态时的相比悬停效率仅降低约 3%。而在巡航状态,由于扭转分布已不是满足巡航时的最佳

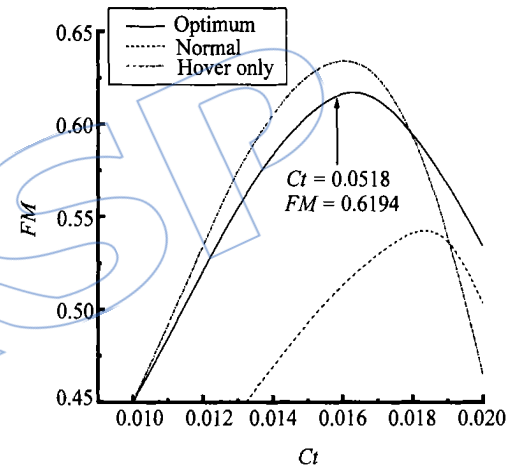


图 7 悬停时的特性曲线对比
Fig 7 Comparison of hover performance

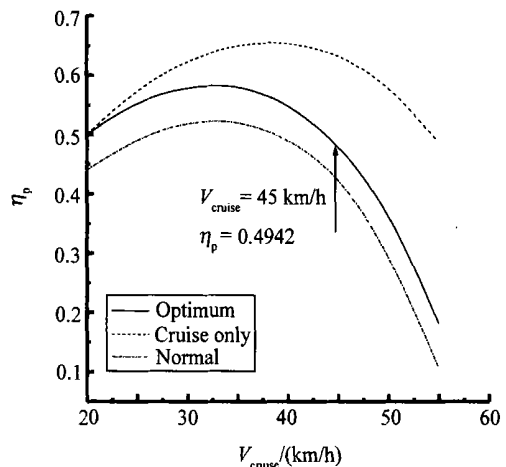


图 8 巡航时的特性曲线对比
Fig 8 Comparison of cruise performance
分布,使推进效率相应下降,在巡航速度为 45

km/m 时推进效率约为 0.49, 已能满足性能要求。

图 7 和图 8 分别为本文所设计的螺旋桨与普通螺旋桨、只满足悬停/巡航状态的螺旋桨的性能对比, 与普通螺旋桨相比本文所设计的螺旋桨悬停效率提高了约 11%, 推进效率提高了约 4%。

4 结 论

(1) 设计结果表明, 本文提出的可倾转螺旋桨设计方法是可行的, 所设计的螺旋桨在不损失巡航推进效率的同时, 可显著增加悬停效率, 增加飞机的有效载荷。

(2) 本文采用遗传算法对可倾转螺旋桨桨叶的扭转分布进行了寻优设计, 在目前方法的基础上, 同时对桨叶的形状、扭转和翼型分布进行综合优化设计, 以便提高可倾转螺旋桨的气动性能。

参考文献

[1] McV igh M A, Rosenstein H J, McHugh F J. Aerodynamic Design of the XV-15 Advanced Composite TiltRotor Blade [R]. The 39th Annual Forum of the American Helicopter Society, May 1983

[2] Chang L K, Sullivan J P. Optimization of Propeller Blade Twist by an Analytical Method[R]. Paper No. 82-1125, the 18th Joint Propulsion Conference of the AIAA/SAE/ASME, June 1982

[3] Liu J, Paisley D J, Hirsh J. Tiltrotor Aerodynamic Blade Design by Numerical Optimization Method[R]. The 46th Annual Forum of the American Helicopter Society, May 1990

[4] 亚历山大洛夫著, 王适存, 王培生, 彭炎午译. 空气螺旋桨[M]. 北京: 高等教育出版社, 1954

[5] 王适存编. 直升机空气动力学[M]. 北京: 航空专业教材编审组, 1985

[6] 玄光男[日], 程润伟著, 汪定伟, 唐加福, 黄敏译. 遗传算法与工程设计[M]. 北京: 科学出版社, 2000

(责任编辑 吴一黄)