

基于片条理论的螺旋桨性能计算

刘远强^{1a}, 郭金锁², 项松^{1b,2}, 佟胜喜^{2,3}, 姜文辉^{1b,2}

(1. a. 沈阳航空航天大学 航空航天工程学部(院), 沈阳 110136; b. 通用航空重点实验室, 沈阳 110136;

2. 辽宁通用航空研究院, 沈阳 110136; 3. 中国航空工业空气动力研究院, 哈尔滨 150001)

摘要: 通用航空飞机普遍采用了活塞式发动机和螺旋桨作为其动力装置。在飞机设计阶段,螺旋桨的性能计算具有重要的意义。基于片条理论方法,编制了螺旋桨性能计算程序,对某型螺旋桨的性能进行计算与分析,包括:拉力系数随前进比的变化;扭矩系数随前进比的变化;功率系数随前进比的变化;效率随前进比的变化;并与螺旋桨的风洞实验结果进行对比,验证了计算结果的合理性。

关键词: 飞行器设计;片条理论;螺旋桨;性能计算;风洞试验;MATLAB;XFOIL;

中图分类号: V211.44 **文献标志码:** A

doi: 10.3969/j.issn.2095-1248.2013.01.010

Aerodynamic performances calculation of propellers based on standard strip analysis

LIU Yuan-qiang^{1a}, GUO Jin-suo², XIANG Song^{1b,2}, TONG Sheng-xi^{2,3}, JIANG Wen-hui^{1b,2}

(1. a. Faculty of Aerospace Engineering; b. Key Laboratory of General Aviation, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136; 2. Liaoning General Aviation Academy, Shenyang 110136; 3. AVIC Aerodynamics Research Institute, Haerbin 150001)

Abstract: General aviation aircraft generally uses the piston engines and propellers as its power plant. The performance calculation of the propeller is of great significance in the phase of the plane design. Based on the standard strip analysis, this paper presents a numerical procedure, and carries on the calculation and analysis of a certain type of propeller performance. It includes, thrust coefficient changes with the advance ratio; torque coefficient changes with the advance ratio; power coefficient changes with the advance ratio; propeller efficiency changes with the advance ratio. Compared with the results of the tunnel test, the paper verifies the rationality of the calculation results.

Key words: aircraft design; standard strip analysis; propellers; performances calculation; tunnel test; MATLAB; XFOIL

飞机螺旋桨理论发展始终遵循原始的有限翼展理论的发展,几乎都是按照升力线分析进行的。即叶素可以被认为是二维的翼型,它相应位置上面的力与真实叶片上面的二维形式流动是具有相同的速度和流动方向的^[1]。这一设计叶片元素的途径在我们现在的研究中将继续沿用。

螺旋桨的性能计算是螺旋桨设计 and 应用中最重用的部分^[2],关于螺旋桨性能的计算和分析方法,国内外研究和发展的许多方法,力学模型上一直在完善和发展,使得计算的螺旋桨性能越来越接近实验结果。同时,在进行新的螺旋桨的设计和性能测定的时候,需要经过大量的实验来验证

收稿日期: 2012-07-24

作者简介: 刘远强(1988-),男,福建浦城人,在读硕士,主要研究方向:飞行器系统设计与实验技术, E-mail: liuyuanqiang1988@126.com; 郭金锁(1943-),男,黑龙江齐齐哈尔人,研究员,主要研究方向:飞行器系统设计与实验技术。

理论设计结果^[5]。理论设计大多数时候都是对单独桨叶进行计算,效率往往偏高。而在实物螺旋桨就当考虑其试验或者实际应用过程中存在的干扰。例如整流罩、支撑、短舱等部件的影响。这样就可以在螺旋桨的设计阶段考虑其实际应用过程可能存在的部件对螺旋桨性能的影响,为更加准确且更加符合实际应用的螺旋桨性能计算提供条件,也可以为螺旋桨风洞实验结果的修正提供条件。

本文基于片条理论方法,编制了螺旋桨性能计算程序,通过程序调用 XFOIL 软件对某型螺旋桨的性能进行计算与分析,同时在哈尔滨 FL-8 低速风洞中进行螺旋桨风洞试验。验证了计算结果的合理性。

1 螺旋桨片条理论^[1,3]

在片条理论方法中,将普朗特的有限翼展理论应用于螺旋桨涡流模型。根据有限翼展理论,一个产生升力的有限翼展机翼,当气流绕过时将改变方向,引起气流下洗(downwash of the air-flow),气流的下洗角大小取决于机翼的升力大小和展长^[4]。在无限翼展的情况下,机翼绕流无下洗,机翼绕流仅取决于翼型剖面形状。对于具有 N_B 片桨叶的螺旋桨,根据上述环量沿展向变化的涡流模型,当螺旋桨转动时所产生的涡系模型如图 1 所示。

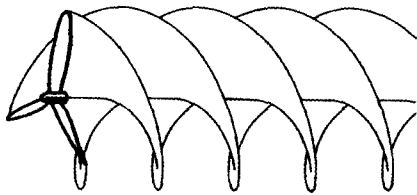


图 1 片条理论所采用的螺旋桨涡系

与儒氏涡流模型相比,该涡流模型是一个涡柱体模型。当螺旋桨的环量沿桨叶展向变化时,在桨叶展向每一位置均有自由涡溢出,围绕任何一个由柱面与垂直于桨轴的平面所切成的圆形周线的环量。它等于 $N_B \Gamma$ 并且 Γ 值随在桨叶上的位置变化而变化,由此所形成的涡流模型。已知围绕一条周线的速度环量等于速度沿周线的积分,就可以建立环量与螺旋桨诱导速度之间的关系^[7]。

$$\Gamma = \oint \omega \mu ds \quad (1)$$

在螺旋桨的气动力分析过程中应该首先应用翼型理论进行叶素分析,利用翼型的升阻特性数

据,从而回避了有限机翼的展弦比问题。同时桨叶的数目、间距以及每片桨叶的气动力决定了诱导流动状态,这样就同时考虑了桨间干涉的问题。

在径向 r 处,取微段长度 dr ,相应的叶素弦长为 b 。叶素的轨迹为螺旋线,其中飞行速度为 V_0 ,在桨盘内的切向速度为 $2\pi n_s r$,气流相对于叶素的合成速度为

$$W_0 = \sqrt{V_0^2 + (2\pi n_s r)^2} \quad (2)$$

几何合成速度与旋转平面之间的夹角为

$$\tan \phi_0 = \frac{v_0}{2\pi n_s r} \quad (3)$$

设叶素安装角为 θ ,桨叶尾涡产生的干涉角度为 β ,实际气流的速度角度为

$$\tan \phi_0 = \frac{v_0 + V_a}{2\pi n_s r - v_t} \quad (4)$$

实际气流速度为

$$W = \sqrt{(V_0 + V_a)^2 + (2\pi n_s r - v_t)^2} \quad (5)$$

气流相对于叶素的迎角为

$$\alpha = \theta - \beta - \phi_0 \quad (6)$$

螺旋桨叶素的实际受力情况,以及各角度之间的关系如图 2 所示。

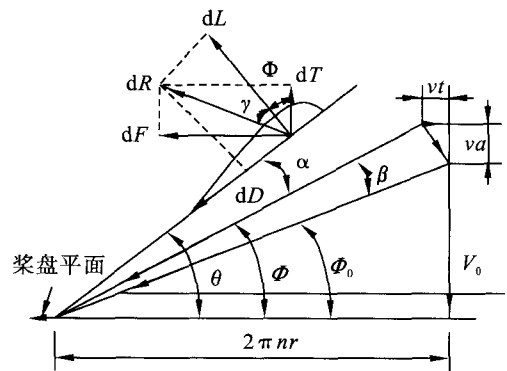


图 2 螺旋桨片条理论叶素受力

2 螺旋桨气动力分析

螺旋桨的总叶数为 N_B ,桨毂半径为 r_0 ,则螺旋桨的拉力为

$$T = \frac{1}{2} \rho v_0^2 N_B \int_{r_0}^R T_c dr \quad (7)$$

螺旋桨的环向力为

$$F = \frac{1}{2} \rho v_0^2 N_B \int_{r_0}^R \frac{Q_c}{r} dr \quad (8)$$

螺旋桨的转矩为

$$F = \frac{1}{2} \rho v_0^2 N_B \int_{r_0}^R Q_c dr \quad (9)$$

螺旋桨的吸收效率为

$$P_w = 2\pi n_s M \quad (10)$$

螺旋桨有效功率为

$$P_e = T v_0 \quad (11)$$

螺旋桨效率为

$$\eta = \frac{P_e}{P_w} = \frac{v_0}{2\pi n_s} \frac{\int_{r_0}^R T_c dr}{\int_{r_0}^R Q_c dr} \quad (12)$$

采用上述方法计算螺旋桨气动特性时,通常已知量为:叶素半径 r ,叶素弦长 b ,桨叶片数 N_B ,叶素安装角 θ ,叶素升力系数 C_L ,叶素阻力系数 C_D 。计算量为干涉系数 a 和 a' ,干涉角 β ,叶素的拉力 T 和转矩 M 及效率 η 。

为了计算干涉角度,可令由动量方程得到的拉力与由叶素受力得到的拉力相等,由此可得:

$$\frac{1}{2} \rho v_0^2 N_B \frac{C_L b (1+a)^2}{\sin^2 \phi \cos \gamma} \cos(\phi + \gamma) dr = 4\pi r dr \rho v_0^2 (1+a)a \quad (13)$$

令实度为 $\sigma = \frac{N_B b}{2\pi r}$,代入上式可得

$$\frac{a}{1+a} = \frac{C_L \sigma \cos(\phi + \gamma)}{4 \sin^2 \phi \cos \gamma} \quad (14)$$

同样,由动量矩方程和力矩方程得到

$$\frac{a'}{1+a} = \frac{C_L \sigma \tan \phi_0 \sin(\phi + \gamma)}{4 \sin^2 \phi \cos \gamma} \quad (15)$$

由以上两式可得

$$C_L \sigma = \frac{4 \sin \phi \tan(\phi - \phi_0)}{1 - \tan \gamma \tan(\phi - \phi_0)} \quad (16)$$

将 $\phi = \beta + \phi_0$ 带入得

$$C_L \sigma = \frac{4 \sin(\phi_0 + \beta) \tan(\beta)}{1 - \tan \gamma \tan(\beta)} \quad (17)$$

依据给定速度 $V_0 = 100\text{m/s}$,螺旋桨直径 $D = 1.4\text{m}$,旋转角速度 n_s ,叶素安装角 θ ,叶素半径 r ,桨叶片数 N_B ,桨毂直径 d_0 ,叶素弦长 b 。即可确定环向速度 V_t ,几何迎角 φ_0 ,以及实度 σ 和来流马赫数 Ma 。

求解(17)式来确定干涉迎角 β ,然后求得气流对于叶素的实际迎角 α 。计算每一叶素在实际迎角下空气动力学特征,并最终求得螺旋桨的各项空气动力学特征^[9-10]。

3 求解结果

本文采用 MATLAB 调用 XFOIL^[8]来计算每一个叶素在相应迎角下的空气动力学特征^[11-13],并且根据结果进行积分,最后采用求和

计算平均值的方法,得出螺旋桨的效率以及各项参数,螺旋桨采用的是 RAF 6 翼型,与风洞试验螺旋桨选用的翼型完全一致。

风洞试验采用前进比相似准则进行的缩比模型试验,进行了转速从 2500 RPM-4200 RPM 的风洞试验,风速为 100km/h, MATLAB 程序的所有参数与风洞试验的一致。



图 3 螺旋桨风洞试验实物安装图

表 1 描述了螺旋桨的几何参数特征,从上到下的数值依次对应于螺旋桨根部到尖部的不同站位以及该站位上面的桨距角、翼型弦长。

表 1 某型螺旋桨数据

| 半径(米) | 桨距角(度) | 弦长(米) |
|--------|---------|-------|
| 0.1806 | 41.0553 | 0.084 |
| 0.278 | 29.2976 | 0.084 |
| 0.3754 | 22.8273 | 0.07 |
| 0.4728 | 18.7242 | 0.056 |
| 0.5702 | 15.9166 | 0.042 |
| 0.6675 | 13.8836 | 0.021 |
| 0.7 | 15.3259 | 0.007 |

表 2~表 5 为程序计算的特征参数随前进比变化的结果,表 2 看出螺旋桨的拉力系数随着前进比的增大而减小的;表 3 看出功率系数随着前进比的增大而减小的;表 4 看出扭矩系数是随着前进比的增大而减小的;表 5 看出效率是随着前进比的增大而增大的。

表 2 计算拉力系数 C_T 随前进比 λ 的变化

| λ | C_T | λ | C_T |
|-----------|--------|-----------|--------|
| 0.584 | 0.0307 | 0.472 | 0.0536 |
| 0.551 | 0.0324 | 0.451 | 0.0297 |
| 0.522 | 0.0466 | 0.431 | 0.0106 |
| 0.496 | 0.0531 | 0.413 | 0.0320 |

表 3 计算功率系数 C_p 随前进比 λ 的变化

| λ | C_p | λ | C_p |
|-----------|--------|-----------|--------|
| 0.584 | 0.0214 | 0.472 | 0.0326 |
| 0.551 | 0.0219 | 0.451 | 0.0411 |
| 0.522 | 0.0290 | 0.431 | 0.0106 |
| 0.496 | 0.0356 | 0.413 | 0.0320 |

表4 计算力矩系数 C_M 随前进比 λ 的变化

| λ | C_M | λ | C_M |
|-----------|---------|-----------|---------|
| 0.584 | 0.00340 | 0.472 | 0.00566 |
| 0.551 | 0.00334 | 0.451 | 0.00296 |
| 0.522 | 0.00462 | 0.431 | 0.00285 |
| 0.496 | 0.00519 | 0.413 | 0.00331 |

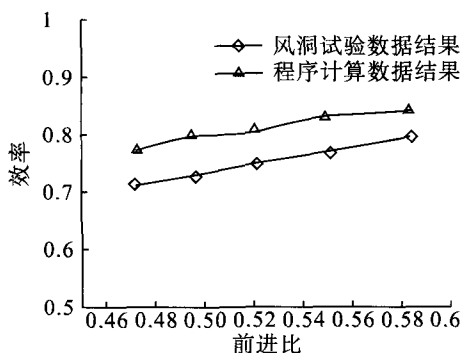
表5 计算效率 η 随前进比 λ 的变化

| λ | η | λ | η |
|-----------|--------|-----------|--------|
| 0.584 | 0.840 | 0.472 | 0.770 |
| 0.551 | 0.830 | 0.451 | 0.749 |
| 0.522 | 0.806 | 0.431 | 0.726 |
| 0.496 | 0.796 | 0.413 | 0.711 |

表6及图4直观的体现了程序计算结果与风洞试验结果的效率随前进比的变化情况,计算的结果比风洞试验结果高出5%~7%。两者具有较好的一致性。

表6 螺旋桨效率计算结果 η 与实验结果 η_s 的对比

| λ | η_s (实验结果) | η (计算结果) |
|-----------|-----------------|---------------|
| 0.584 | 0.796 | 0.840 |
| 0.551 | 0.770 | 0.830 |
| 0.522 | 0.749 | 0.806 |
| 0.496 | 0.726 | 0.796 |
| 0.472 | 0.711 | 0.770 |

图4 螺旋桨效率计算结果 η 与实验结果 η_s 的对比

4 结论

基于螺旋桨片条理论,采用 MATLAB 调用 XFOIL 进行螺旋桨的气动计算,得出螺旋桨的效率,并且与风洞试验进行对比得出以下结论:

(1)螺旋桨的拉力系数随着前进比的增大而减小的;功率系数随着前进比的增大而减小的;扭矩系数是随着前进比的增大而减小的;效率是随

着前进比的增大而增大的。

(2)计算的结果与真实的风洞试验很接近,可以给初步设计提供比较准确的性能预测。

(3)螺旋桨效率的计算值要比相对应的风洞试验算出的效率值要稍高,产生误差的原因可能是:实验结果是在整流装置、支撑装置等风洞实验中所必须的部件存在情况下所测定的,而计算结果只是对单独桨叶的计算结果,因而没有考虑其它部件对螺旋桨的性能影响,从而引起了误差。程序本身存在误差导致结果的不一致性。

参考文献(References):

- [1] Quentin R. Wald. The aerodynamics of propellers[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2006, 42: 85 - 128.
- [2] S. D' Angelo, F. Berardi, E. Minisci. Aerodynamics of propellers with parametric consideration on the optimal design [R]. Department of Aeronautical and Space Engineering Politecnico di Torino, Turin-Italy, 2007.
- [3] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2006.
- [4] 钱翼稷. 空气动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2006.
- [5] 李周复. 风洞特种试验技术[M]. 北京:航空工业出版社, 2010.
- [6] 陈杰. MATLAB 宝典(第3版)[M]. 北京:电子工业出版社, 2011.
- [7] Simonetti, F., Ardito Marretta, R. M., "A numerical variational approach for rotor propeller aerodynamics in axial flight" [J]. Computer Modeling in Engineering & Sciences, 2000(1):3.
- [8] Heine B, Mack S, Kurz A, et al. Aerodynamic scaling of general aviation airfoil for low Reynolds number application [C]. The 38th Fluid Dynamics Conference and Exhibit. Seattle, Washington; AIAA, 2008.
- [9] Liu Qing, Li Jie, Zhou Zhou. Low Reynolds number high-lift airfoil design for HALE concept UAV [C]. The 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference. San Francisco, California; AIAA, 2006.
- [10] Colozza A, Corportation A. Overview of innovative aircraft power and propulsion systems and their applications for planetary exploration TM - 2003 - 212459 [R]. Washington; NASA, 2003.
- [11] Moffitt B A, Bradley T H, Parekh D E, et al. Validation of vortex propeller theory for UAV design with uncertainty analysis [C]. The 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada; AIAA, 2008.
- [12] Hallissy J M, Chattot J J. Validation of a helicoidal vortex model with NREL unsteady aerodynamic experiment [C]. The 43th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada; AIAA, 2005.
- [13] Wald QR. The Wright Brothers propeller theory and design. AIAA Paper 2001 - 3386, Joint Propulsion Conference, Salt Lake City, 2001.

(责任编辑:吴萍 英文审校:刘敬钰)