航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Jun. 15 2018 Vol. 29 No.06 37-41

螺旋桨拉力计算验证及参数敏感性分析

高扬*，晁晓亮，李秋锋

中国飞行试验研究院，陕西 西安 710089

摘　要：本文介绍了桨叶角法理论基础并给出了计算表达式，同时考虑了诱导速度和不同前进比的影响，在此基础上给出了螺旋桨拉力的计算步骤。以某型螺旋桨缩比模型风洞试验结果为基础，对桨叶角法进行了验证。同时针对螺旋桨拉力确定试飞所测量的关键参数进行敏感性分析与评估。计算及分析结果表明，桨叶角法能够准确地预测出不同工况下的螺旋桨拉力系数，满足工程应用要求，为后续某型螺旋桨拉力确定试飞提供了理论基础。

关键词：桨叶角法；螺旋桨；拉力确定；飞行试验；敏感性分析

中图分类号：V217；V228.5　　**文献标识码**：A　　DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2018.06.037

螺旋桨拉力是评定螺旋桨装机性能的重要指标之一，同时也是评估飞机升阻特性的基础[1]。参考文献 [2]、参考文献 [3] 中利用 SAE-4065A 所建立的螺旋桨拉力计算模型，间接确定了 C-130H 飞机的升阻特性。确定螺旋桨拉力的方法可分为直接法和间接法，直接法一般是通过直接测量发动机拉杆或桨轴的应变，通过一定的变换得到螺旋桨拉力[4]；间接法通常包括桨盘法、叶素法等，借助空气动力学理论和力的合成与分解，间接获得螺旋桨拉力。目前，国内相关试飞标准[5] 侧重对涡桨发动机功率、螺旋桨叶片振动和应力水平等的考核，螺旋桨拉力确定试飞一直是短板。

不同的螺旋桨拉力间接计算方法都有各自优缺点，选用何种方法取决于当前资源条件、试验周期、精度要求等诸多因素。参考文献 [1] 中给出了简化的桨叶角法，因其测试参数需求少、通用性较强等优点，在国外型号试飞中已得到了成功应用。但参考文献 [1] 中对该方法的简化前提和适用条件未做详细讨论，分析结果表明可以借助叶素理论对该方法进行完善，以进一步提高计算精度。

本文以桨叶角法为基础，借助叶素理论中对参考文献 [1] 中的桨叶角法进行完善。结合某型螺旋桨的风洞试验，对完善后的桨叶角法进行了试验验证。该方法可为后续螺旋桨性能研发试飞提供技术支撑。

1 桨叶角法理论

参考文献 [1] 中提到，在某些范围内螺旋桨的拉力系数与扭矩系数呈简单的线性关系[1]。桨叶角法通过建立相应的计算模型，将螺旋桨拉力系数同扭矩系数相关联，通过飞行试验测量的螺旋桨桨叶角、扭矩、转速等参数即可间接地确定螺旋桨拉力。 相对于螺旋桨轴向拉力为零时，螺旋桨拉力系数增量 ΔC_T 与扭矩系数增量 ΔC_Q 之比满足：

$$\frac{\Delta C_T}{\Delta C_Q}=\frac{2R/r}{\tan(\theta-\alpha+\gamma-\sigma)} \tag{1}$$

且：

$$\sigma=\arctan\left\{\frac{0.5\cdot\sin\{2[(\gamma_0-\gamma)-(\alpha-\alpha_0)]\}}{\frac{C_Q}{C_{Q0}}-\cos^2[(\gamma_0-\gamma)-(\alpha-\alpha_0)]}\right\} \tag{2}$$

式中：R 为螺旋桨桨盘半径；r 为螺旋桨翼型所处半径；α 为气流合速度相对于翼型弦线的夹角；θ，γ 分别为螺旋桨桨叶角和翼型升力方向与升 / 阻力合力的夹角；下标“0”代表轴向拉力为零时的参数。

定义 r=0.70R 处为螺旋桨的特征截面且通常以螺旋桨特征截面的参数作为输入。当螺旋桨轴向拉力为零时，特征截面扭矩系数可表示为：

收稿日期：2018-04-28；　退修日期：2018-05-09；　录用日期：2018-06-01

* 通信作者 . Tel.：029-86836524　E-mail：gaoyang1886296@163.com

引用格式：Gao Yang, Chao Xiaoliang, Li Qiufeng. Validation of the propeller thrust calculation and the parameter sensitivity analysis[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (06)：37-41. 高扬，晁晓亮，李秋锋．螺旋桨拉力计算验证及参数敏感性分析 [J]. 航空科学技术，2018, 29 (06)：37-41.

$$C_{Q0,0.70} \approx 0.0429\pi^2 \frac{c_{0.70}}{R} \frac{C_{D0,0.70}}{\cos^3 \varphi_0} \tag{3}$$

式中：c 为翼型截面弦长，C_{D0} 为轴向拉力为零时对应的翼型阻力系数，φ 为气流合速度相对于翼型水平方向的夹角，下标“0.70”对应为 0.70R 半径处截面翼型参数。假设 C_T 与 C_Q 之间存在线性关系在特定范围内成立，则：

$$C_T = \frac{\mathrm{d}C_T}{\mathrm{d}C_Q} C_Q + b \tag{4}$$

式中：b 为直线截距。

2 桨叶角法的完善

依据动量理论，前方来流绕过螺旋桨时将改变方向，引起气流下洗，下洗效应的产生将会使螺旋桨相对气流迎角减小，因此会在轴向与切向方向产生诱导速度，影响式 (1) 和式 (2) 的取值。分析结果表明，当前进比较小时（对应于飞机起飞、进场复飞等阶段），此时螺旋桨来流迎角变大，考虑诱导速度后，实际来流迎角会与理论迎角存在显著差别，会导致螺旋桨拉力计算结果产生较大误差，无法满足飞机关键飞行阶段螺旋桨性能计算精度需求。针对该问题，本文借鉴参考文献 [6]~ 参考文献 [10] 并引入诱导速度影响对其进行完善。图 1 为考虑诱导速度效应的螺旋桨受力分析。

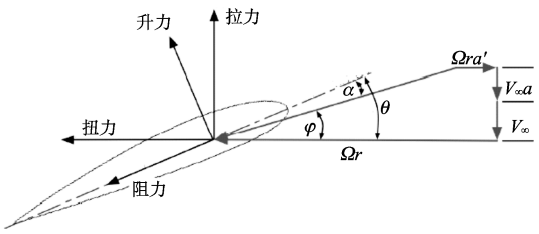

图 1 考虑诱导速度效应的螺旋桨受力分析

Fig.1 The propeller force analysis accounting for induced velocity effect

图 1 中 a 与 a' 分别为轴向和切向诱导速度因子，可分别表示为：

$$a = \frac{\Delta V}{V_\infty} = \left[\frac{8\pi r \sin^2 \varphi}{Bc(C_L \cos \varphi - C_D \sin \varphi)} - 1 \right]^{-1} \tag{5}$$

$$a' = \frac{\Delta(\Omega r)}{\Omega r} = \left[\frac{8\pi r \sin \varphi \cos \varphi}{Bc(C_L \sin \varphi + C_D \cos \varphi)} + 1 \right]^{-1} \tag{6}$$

式中：B，V_∞，Ω 分别为螺旋桨叶片数、上游无穷远处气流来流速度、螺旋桨旋转角速度。由速度矢量关系可得：

$$\varphi = \arctan\left(\frac{1+a}{1-a'} \cdot \frac{J}{\pi} \cdot \frac{R}{r} \right) \tag{7}$$

式中：J 为螺旋桨前进比。在给定桨叶角 θ 情况下，轴向和切向诱导速度因子均为夹角 φ 的函数。在给定前进比 J 时，式 (7) 为 φ 的单一函数，可以通过迭代的方式求出 φ，进而求出轴向和切向诱导速度因子。在给定桨叶角 θ 以及前进比 J 时，可以逐项求出式 (2) 中各分项。

3 某型螺旋桨拉力计算及风洞试验验证

3.1 某型螺旋桨拉力计算的主要步骤

综合上述讨论结果，可得到基于桨叶角法的某型螺旋桨拉力计算主要步骤：

(1) 对某型螺旋桨桨叶三维数模进行处理，获得 r=0.70R 处特征截面翼型数据；

(2) 对特征截面翼型数据进行气动分析，获得不同迎角下的升阻特性曲线；

(3) 借助式 (5) ~ 式 (7)，采用牛顿 – 莱富森 (Newton–Raphson) 方法迭代求解不同前进比 J 对应的实际气流迎角；

(4) 由步骤 (3) 求解不同前进比时螺旋桨轴向力为零以及非零情形下的特征角；

(5) 由式 (1) 求解出拉力系数和扭矩系数关系曲线斜率值；

(6) 由式 (3) 和式 (4) 求解出关系曲线的截距；

(7) 由步骤 (6) 和步骤 (7) 建立拉力系数和扭矩系数间完整的关系曲线。

3.2 某型螺旋桨风洞试验验证

本文以某型螺旋桨为研究对象，以风洞试验数据对拉力计算方法进行验证。某型螺旋桨采用的是六叶桨设计，选取 r=0.70R 作为其特征截面。特征截面翼型弦长与半径之比 c/r=0.20，翼型相对厚度为 6.17%。螺旋桨风洞试验在西北工业大学翼型研究中心 NF–3 风洞进行，由驱动电机提供旋转动力，试验在螺旋桨固定转速下进行。

试验中选取的螺旋桨转速为 1500r/min。选取 5 种桨叶角工作状态，r=0.70R 处的桨叶角分别对应为 30°、35°、40°、45° 和 50°。特征截面翼型的升阻特性采用公开的翼型分析软件 XFOIL 进行计算，该软件是由美国麻省理工学院 (MIT) 马克 · 雷拉于 1986 年编写，后续经过多次修订、升级、删减和加强，使得该款程序在处理翼型气动特性方面具有更强的能力。为了保证分析结果的可靠性，选取 CLARK–Y 翼型升阻特性风洞试验数据[8] 对 XFOIL 的计算结果进行验证。

图 2 和图 3 分别为 CLARK-Y 翼型升力系数 c_l 和阻力系数 c_d 试验结果与 XFOIL 计算计算结果对比。可见二者吻合程度较好，证明 XFOIL 的计算结果是比较可信的。在对 XFOIL 的计算结果进行验证后，借助该软件对某型螺旋桨的升阻特性进行分析，并作为拉力计算的输入参数。

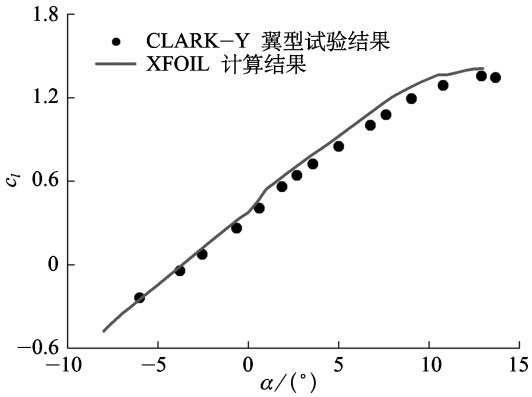

图 2　CLARK-Y 翼型升力系数对比

Fig.2　CLARK-Y foil lift coefficient comparison

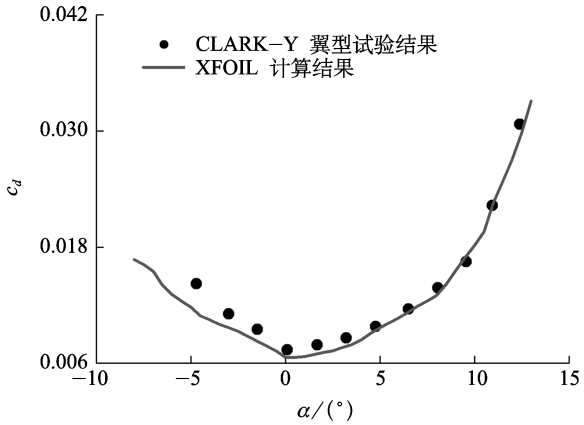

图 3　CLARK-Y 翼型阻力系数对比

Fig.3　CLARK-Y foil drag coefficient comparison

图 4 为特征截面不同桨叶角下，采用完善后桨叶角法对某型螺旋桨拉力系数的计算结果与风洞试验结果的对比。图中选取桨叶角 θ=50°、前进比 J=1.62 时的拉力系数对所有结果进行无量纲化。可见本文所采用方法计算值与试验值之间吻合良好。图 5 为不同桨叶角时拉力系数计算值与试验值间的相对偏差，所有点二者间相对偏差均能保持在 -5.0%~3.0% 之间，除桨叶角 θ=30°、前进比 J=1.23 以外，其余所有点相对偏差均能保持在 -3.0%~3.0% 之间，满足工程精度要求。

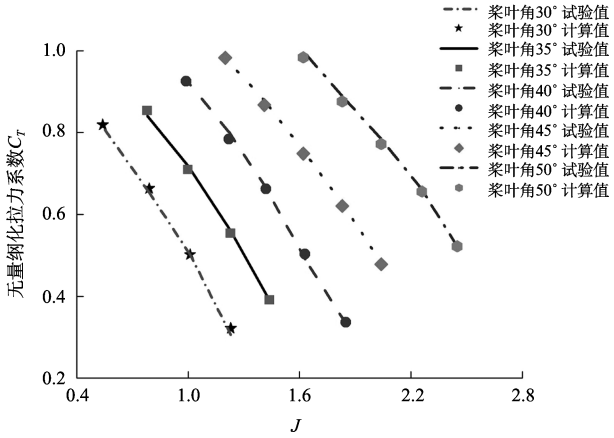

图 4　不同桨叶角时拉力系数计算值与试验值对比

Fig.4　The calculation and experimental force coefficient comparison at different blade angle

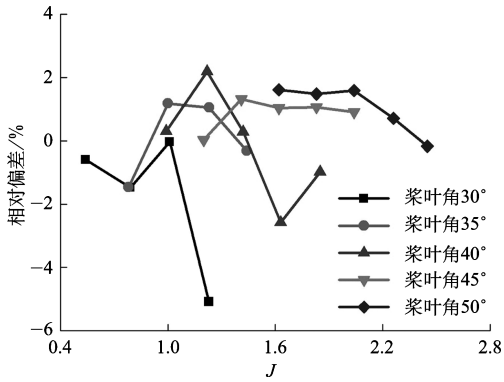

图 5　不同桨叶角时拉力系数计算值与试验值间的相对偏差

Fig.5　The calculation and experimental force coefficient relative difference at different blade angle

4 敏感性分析

上述螺旋桨拉力计算模型经验证满足工程精度要求，而实际飞行试验中计算螺旋桨的拉力需要测量的参数主要包括大气静压 p_{amb}、大气总温 T_t、飞行马赫数 Ma、螺旋桨转速 n、发动机输出轴扭矩 Q 以及桨叶角 θ。飞行试验前需要对以上测量参数的敏感性进行分析和评估[11, 12]，以确定出哪些测量参数对螺旋桨拉力确定误差影响较大。

所谓敏感性分析，其本质是借助计算模型，逐一分析每个测量参数对最终计算结果的影响程度，影响程度的大小以敏感系数进行表征，其物理本质是自变量（测量参数）的单位误差所引起的因变量（最终计算结果）的误差大小[13]。

限于篇幅限制，本文以标准天飞行高度 6000m、表速 400km/h、桨叶角 θ=40° 的飞行状态点进行分析。图 6 为螺旋桨拉力计算时，主要测量参数敏感性系数的对比。

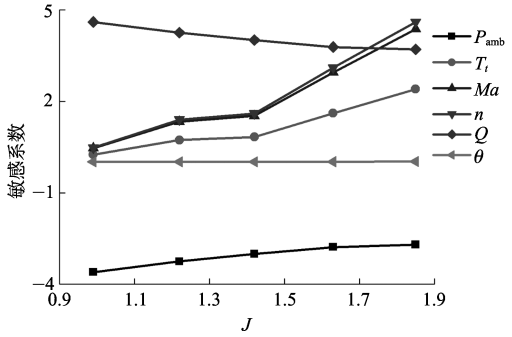

图 6 主要测量参数敏感性系数对比

Fig.6 The main measurement parameters influence coefficient comparison

可见，在螺旋桨转速较低时（固定飞行表速下对应较高的前进比），飞行马赫数、大气总温和螺旋桨转速的影响程度明显上升，应当关注此时参数的测量精度。而在螺旋桨转速较高时，则应当重点关注发动机输出轴扭矩和大气静压的影响。另外，桨叶角的影响程度较小且敏感系数变化幅度不大，因此可以适当降低对桨叶角测量精度的要求。通过对平台进行空速校准，大气静压、大气总温和飞行马赫数等参数均能保证较高的测量精度，因此，在实际飞行试验中，应当重点关注螺旋桨转速和发动机输出轴扭矩的测量。

敏感性分析结果可以为某型螺旋桨的拉力确定飞行试验提供借鉴和参考。

5 结论

本文对桨叶角法的理论基础进行了阐述，并引入诱导速度的影响对桨叶角法进行了完善，同时给出了完善后桨叶角法的主要计算步骤。借助某型螺旋桨的风洞试验结果，对计算方法进行了验证。在此基础上，对某型螺旋桨拉力确定试飞进行了敏感性分析。通过分析，可以得出以下结论：

（1）完善后的桨叶角法能够准确地计算出不同桨叶角时的螺旋桨拉力系数；

（2）不同桨叶角时拉力系数计算值与试验值间的相对偏差均能保持在 -5.0%~3.0% 之间，除个别点外，其余所有点相对偏差均能保持在 -3.0%~3.0% 之间；

（3）完善后的桨叶角法的计算精度满足工程要求，能够应用于某型螺旋桨的试飞评估；

（4）根据参数敏感性分析结果，螺旋桨拉力确定飞行试验中应重点关注发动机输出轴扭矩和螺旋桨转速的测量，可适当降低对桨叶角的测量精度要求。

参考文献

[1] Society of Automotive Engineers. Propeller/Profan in-flight thrust determination[R]. SAE AIR 4065A—2012, 2012.

[2] Bays L V, Halpin K E. Flight test evaluationo and aerodynamic performance modeling of a C-130H with an advanced propeller[R]. AIAA 2011-7057, 2011.

[3] Halpin K E, Bays L V. Airfield performance evaluation of an advanced propeller on the C-130H[R]. AIAA 2012-2858, 2012.

[4] Muhardi H M. In-flight thrust determination by load measurement on the engine mounting system[C]//ICAS, 2000.

[5] 国防科学技术工业委员会 . GJB 243A—2004 航空燃气涡轮动力装置飞行试验要求 [S]. 北京：国防科学技术工业委员会，2004.
Commission of Science Technology and Industry for National Defence. GJB 243A—2004 The flight requirements for aircraft gas turbine powerplant[S]. Beijing：Commission of Science Technology and Industry for National Defence, 2004.（in Chinese）

[6] 刘远强，郭金锁，项松，等 . 基于片条理论的螺旋桨性能计算 [J]. 沈阳航空航天大学学报，2013，30（1）：136-141.
Liu Yuanqiang, Guo Jinsuo, Xiang Song, et al. Propeller performance calculation based on strip theory[J]. Journal of the Shenyang Aerospace University, 2013, 30（1）：136-141.（in Chinese）

[7] Rwigema M K. Propeller blade element momentum theory with votex wake deflection[C]//ICAS, 2010.

[8] 刘沛清 . 空气螺旋桨理论及应用 [M]. 北京：北京航空航天大学出版社，2006.
Liu Peiqing. Theory and application of air propeller[M]. Beijing：Beihang University Press, 2006.（in Chinese）

[9] Silvestre M J. Full range airfoil for propeller blade element momentum analysis[R]. AIAA 2013-4379, 2013.

[10] 邓志伟，黄向华，田超 . 涡桨发动机实时建模技术 [J]. 航空动力学报，2014，29（2）：434-440.
Deng Zhiwei, Huang Xianghua, Tian Chao. Turbopropo engine real-time modeling technology[J]. Journal of Aerodynamics, 2014, 29（2）：434-440.（in Chinese）

[11] Abernethy R B, Robert J, Adams G, et al. In-Flight thrust determination[R]. SAE AIR-1703A, 2012.

[12] Abernethy R B, Robert J, Adams G, et al. Uncertainty of in-flight thrust determination[R]. SAE AIR-1678B, 2011.

[13] 高扬,刘旭东,屈霁云,等. 涡轮导向器喉道燃气流量计算及参数敏感性分析 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2012, 25 (2): 37-42. Gao Yang, Liu Xudong, Qu Jiyun. Gas flow rate calculatio at high pressure turbine nozzle throat and the analysis on parameter sensitivity[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2012, 25 (2): 37-42. (in Chinese)

作者简介

高扬（1983- ） 男,硕士,高级工程师。主要研究方向：航空动力装置性能与工作特性试飞。

Tel：029-86836524

E-mail：gaoyang1886296@163.com

Validation of the Propeller Thrust Calculation and the Parameter Sensitivity Analysis

Gao Yang*, Chao Xiaoliang, Li Qiufeng

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: The theoretical basis of the theta method and the calculation formulation was introduced in this paper, and the influence of the induced velocity and the different forward ratio was considered, then propeller thrust calculation steps were published. With domestic scale model wind tunnel test results on the basis of a certain type of propeller, blade angle method were verified. The sensitivity analysis and evaluation of the key parameters measured in the flight test were carried out according to the propeller thrust validation. Verification results show that the theta method is adopted to accurately estimate the propeller tension coefficient in different working conditions, and meets the requirement of engineering application, and provides the theoretical basis for a certain kind of propeller thrust determination test flight.

Key Words: theta method; propeller; thrust validation; flight test; sensitive analysis

Received: 2018-04-28; **Revised:** 2018-05-09; **Accepted:** 2018-06-01

***Corresponding author.Tel.:** 029-86836524 **E-mail:** gaoyang1886296@163.com