

# 涡桨类无人机飞行试验参数计算分析研究

许 军

(中国电子科技集团公司第三十八研究所,安徽 合肥 230088)

**摘要:** 针对一种涡桨类无人机飞行试验,计算分析无人机飞行试验相关气动参数。结合无人机飞行试验参数,建立无人机发动机推力计算方法,进行无人机推力特性计算分析、升力系数计算分析、阻力系数计算分析、升阻比计算分析等,并与风洞试验值进行对比分析。研究内容和方法可为无人机改进设计提供依据,并可为其他无人机飞行试验气动特性参数分析提供理论指导和工程借鉴。

**关键词:** 无人机; 涡桨发动机; 升力系数; 阻力系数; 升阻比

中图分类号: V217

文献标志码: A

doi: 10.3969/j.issn.1674-3407.2023.04.007

## Analysis and Calculation of Flight Test Parameters of a Turboprop UAV

Xu Jun

(The 38th Research Institute of China Electronics Technology Group Corporation, Hefei 230088, Anhui, China)

**Abstract:** Aiming at the flight test of a turboprop UAV, the aerodynamic parameters related to the flight test of UAV are calculated and analyzed. Combined with the UAV flight test parameters, the thrust calculation method for UAV engine is established to carry out the thrust characteristics calculation and analysis, lift coefficient calculation and analysis, drag coefficient calculation and analysis, lift-drag ratio calculation and analysis, and the result are compared with the wind tunnel test values. The research contents and methods can provide reference for the improvement design of UAV, and provide theoretical guidance and engineering reference for aerodynamic characteristic parameter analysis of other UAV flight test.

**Keywords:** UAV, turboprop engine, lift coefficient, drag coefficient, lift-drag ratio

### 1 引言

近年来,无人机因其无人化、滞空时间长等优势得到了广泛应用,特别是在战场侦察监视、预警侦察、察打一体、民用货运、遥感遥测等领域,其发展十分迅猛。随着低速无人机任务载荷重量及功耗等要求的不断提高,低速无人机规模也随着增大,大功率的涡桨发动机类无人机逐渐成为无人机发展的重要方向。

无人机性能试飞是无人机飞行试验的一个重要试飞内容,目的是通过飞行试验验证无人机的性能特性。发动机推力特性是无人机性能评估的基础,如何较好地结合地面推力测试试验、空中飞行试验等结果对发动机推力特性进行校准,这对无人机性能特性评估至关重要。无人机飞行试验数据分析是无人机试验的重要部分,由于实际飞行过程中无法直接采集到无人机气动升力系数、阻力系数、升阻比、发动机推力等参数,需要通过飞行试验数据计算出相关的气动性能参数,并与计算仿真和风洞试验进行对比分析,为无人机改进设计提供设计思路和方法。因此,对无人机系统理论设计和工程设计分析具有较好的指导意义<sup>[1-2]</sup>。

### 2 试验数据分析方法

本文着重对飞行试验过程中无法直接采集的升力系数、阻力系数、升阻比、发动机推力等参数进行计算分析。飞行试验数据分析方法流程如下:

(1) 由飞行试验采集到的发动机转速等相关参数计算出发动机推力;

(2) 由飞行试验采集的重量、航迹角、飞行高度、速度等计算出升力系数,并与仿真计算的升力系数进行对比;

(3) 由飞行试验采集的重量、航迹角、飞行高度、速度等计算出阻力系数,并与仿真计算的阻力系数进行对比;

(4) 通过升力系数、阻力系数等计算出升阻比特性。

### 3 试验参数分析

#### 3.1 推力计算分析

考虑到实际飞行过程中暂时无法直接采集到发动机的输出功率,而发动机输出功率特性可以直接计算发动机推力,因此采用基于转速和扭矩的计算方法进行发动机输出功率的计算<sup>[3-5]</sup>。相关计算功率如下:

$$P = \rho n^3 D^5$$

以空中巡航阶段某一过程相关转速、扭矩等参数为基础,计算出某巡航阶段的发动机推力特性,如图1所示。可以看出,在此过程中发动机输出功率约168~195kW。

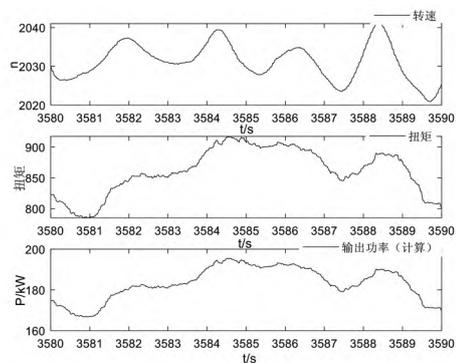


图1 巡航部分段发动机输出功率

[收稿日期] 2022-12-03

[作者简介] 许军(1987-),男,博士,高级工程师,主要研究方向:无人机总体设计。

图 2 给出了巡航部分段发动机推力特性计算结果。分别计算出发动机功率参数  $P_r$ 、推力参数  $T_r$ 、螺旋桨前进比  $\lambda$ 、功率系数  $C_p$  及拉力系数  $C_t$ ，最终计算出发动机的推力特性。此阶段过程中， $\lambda$  大致在 0.57~0.583 之间变化， $C_p$  大致在 0.04~0.045 之间变化， $C_t$  大致在 0.056~0.062 之间变化，发动机推力  $T$  大致在 2430~2710N 之间变化。

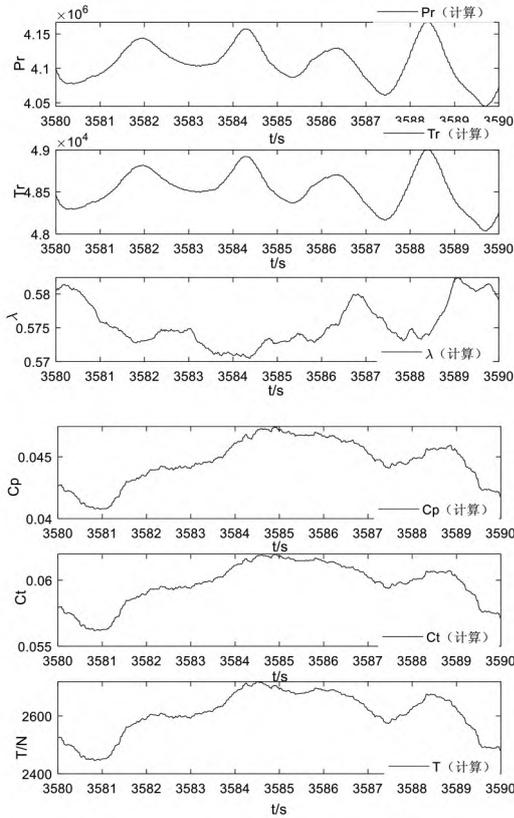


图 2 巡航部分段推力特性计算

3.2 升力系数分析

无人机航迹坐标系下，任一时刻的法向动力学方程<sup>[6-9]</sup>：

$$mV \frac{d\gamma}{dt} = T \sin\alpha + L - G \cos\gamma$$

$$L = mV \frac{d\gamma}{dt} + G \cos\gamma - T \sin\alpha$$

$$= m(V\dot{\gamma} + g \cos\gamma) - T \sin\alpha$$

其中， $\alpha$  为迎角， $\theta$  为俯仰角， $\gamma$  为航迹角， $T$  为推力， $L$  为升力， $G$  为重力， $m$  为质量， $V$  为飞行速度。

无人机在定常直线飞行，当迎角  $\alpha > 0$  时，因  $T \sin\alpha$  为大于 0 的小量， $c_L$  由于省略  $T \sin\alpha$  稍偏大，升力系数为：

$$c_L \approx \frac{2G \cos\gamma}{\rho V_A^2 S} - C_{L\delta E}$$

其中航迹倾斜角为：

$$\gamma \approx -a \sin\left(\frac{w_{AK}}{V_{AK}}\right)$$

迎角  $\alpha = \theta - \gamma$ 。

图 3-图 5 所示为不同构型下的升力系数飞行试验计算值与风洞结果的对比。图 3 给出了巡航构型升力系数随迎角变化曲线。从图中可以看出，巡航构型下，基于飞行试验计算出的升力系数比风洞试验的结果要偏大些。巡航构型在 2.5°迎角时升力系数基本在 0.93 左右，且巡航构型下迎

角基本稳定在 0°~5°之间。

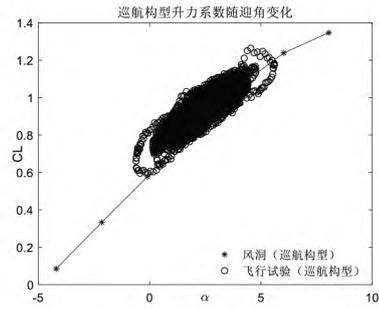


图 3 巡航构型升力系数随迎角变化

图 4 给出了起飞构型升力系数随迎角变化曲线。从图中可以看出，起飞构型下，基于飞行试验计算出的升力系数比风洞试验的结果要偏大些，偏大幅度比巡航构型更大。起飞构型在 1°迎角时升力系数基本在 1.22 左右，且起飞构型下迎角基本稳定在 0°~2°之间。

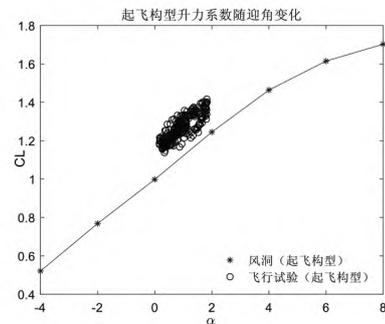


图 4 起飞构型升力系数随迎角变化

图 5 给出了着陆构型升力系数随迎角变化曲线。从图中可以看出，着陆构型下基于飞行试验计算出的升力系数比风洞试验的结果要偏大些，偏大幅度比巡航构型更大。着陆构型在 2°迎角时升力系数基本在 1.25 左右，且着陆构型下迎角基本稳定在 0°~4°之间。

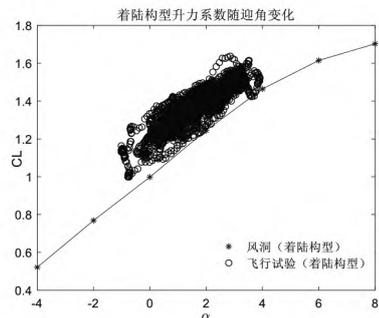


图 5 着陆构型升力系数随迎角变化

3.3 阻力系数分析

无人机航迹坐标系下，任一时刻的法向动力学方程：

$$m\dot{V}_A = T \cos\alpha - D - G \sin\gamma$$

无人机在定常直线飞行时有：

$$D \approx T \cos\alpha - m(g \sin\gamma + \dot{V}_A)$$

则阻力系数为：

$$c_D \approx \frac{2(T \cos \alpha - m(g \sin \gamma + \dot{V}_A))}{\rho V_A^2 S} - C_{D\delta E}$$

$$\approx \frac{2(T \cos \alpha - m n_x g)}{\rho V_A^2 S} - C_{D\delta E}$$

其中航迹倾斜角为:

$$\gamma \approx -a \sin\left(\frac{w_{AK}}{V_{AK}}\right)$$

迎角  $\alpha = \theta - \gamma$ 。

考虑到发动机推力等会直接影响阻力系数计算,因此需要计算出发动机推力。同时,飞机导航等设备采集的相关参数需要转换至航迹坐标系,水平方向加速度  $a_x$ 、法向加速度  $g$ 、发动机推力的计算如图 6 所示,最后,基于相关参数计算出阻力系数。从图 6 中可以看出,阻力系数大致在 0.04 ~ 0.066 之间。

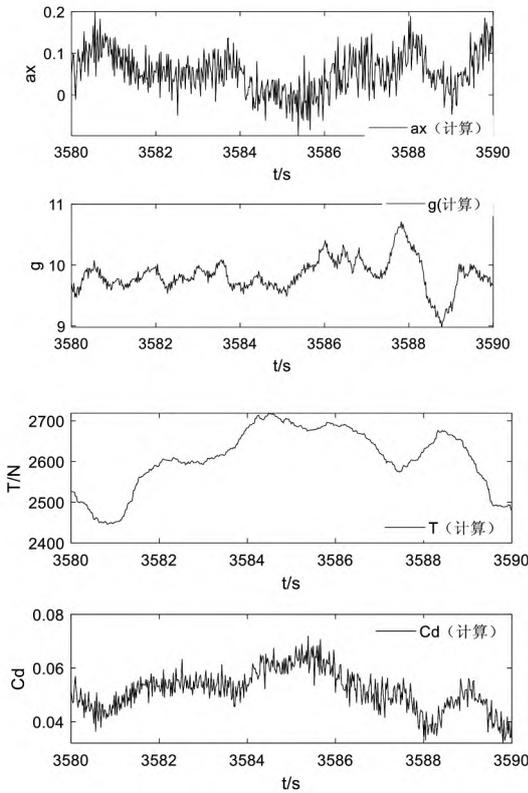


图 6 阻力系数计算参数

图 7-图 9 所示为不同构型下的阻力系数飞行试验计算值与风洞结果的对比。其中,图 7 给出了巡航构型阻力系数随迎角变化曲线。从图中可以看出,巡航构型下,基于飞行试验计算出的阻力系数与风洞试验的结果要偏大些;巡航构型阻力系数基本在 0.03~0.07 之间。

图 8 给出了起飞构型阻力系数随迎角变化曲线。从图中可以看出,起飞构型下,基于飞行试验计算出的阻力系数与风洞试验的结果偏差较小,基本吻合;起飞构型阻力系数基本在 0.04~0.13 之间。

图 9 给出了着陆构型阻力系数随迎角变化曲线。从图中可以看出,着陆构型下,基于飞行试验计算出的阻力系数比风洞试验的结果偏大;着陆构型阻力系数基本在 0.09~0.17 之间。

### 3.4 升阻比分析

图 10-图 12 所示为不同构型下的升阻比飞行试验计算

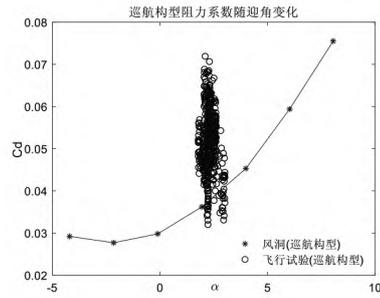


图 7 巡航构型阻力系数随迎角变化

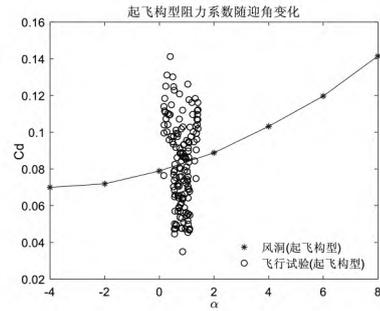


图 8 起飞构型阻力系数随迎角变化

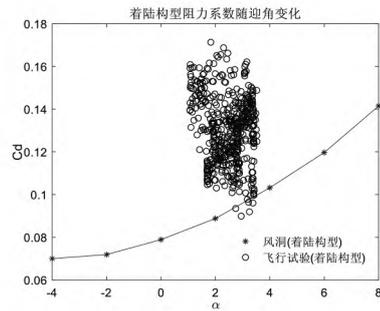


图 9 着陆构型阻力系数随迎角变化

值与风洞结果的对比。其中,图 10 给出了巡航构型升阻比随迎角变化曲线。从图中可以看出,巡航构型下,基于飞行试验计算出的升阻比比风洞试验的结果要偏小;巡航构型升阻比基本在 13~19 之间。

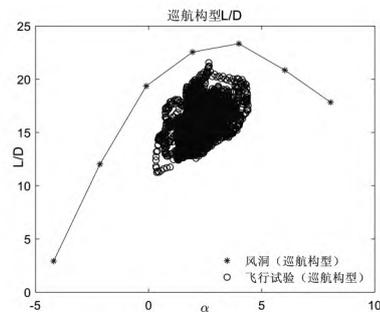


图 10 巡航构型升阻比随迎角变化

图 11 给出了起飞构型升阻比随迎角变化曲线。从图中可以看出,起飞构型下,基于飞行试验计算出的升阻比比风洞试验的结果要偏小;起飞构型升阻比基本在 13~19 之间。

通过实测与调试,最终得到方程(5)所示的刚度协调矩阵,该矩阵为非奇异矩阵。

$$SCM_{4 \times 4} = \begin{bmatrix} 323 & 393 & 484 & 618 \\ 390 & 500 & 534 & 674 \\ 480 & 534 & 570 & 766 \\ 614 & 610 & 766 & 800 \end{bmatrix} \quad (5)$$

#### 4 结论

通过建模仿真与试验实测,验证了本文刚度协调矩阵理论推导的合理性和有效性。

#### 参考文献

[1]刘金甫.飞机结构疲劳试验系统的研制及其发展动向[J].测控技术,1992,13(4):8-11.  
 [2]张显余,葛子厚,付长安.飞机结构疲劳强度损伤容限额定值评价法分析[J].飞机设计,2013,33(1):30-34.  
 [3]Yudi Ardianto, Peter Bosch, Thomas Nielsen. Test Program for the A380 Major Fatigue Test [C]. ICAF2005, Hamburg, UK, 2005: 353-376.  
 [4]Hans-Jurgen Schmidt. Damage Tolerance Technology for Current and

Future Aircraft Structure[C]. ICAF2005, Hamburg, 2005: 1-42.  
 [5] Michal Dziendzikowski, Krzysztof Dragan, Artur Kurnyta et al. Damage Size Estimation of the Aircraft Structure with Use of Embedded Sensor Network Generating Elastic Waves [J]. Key Engineering Materials, 2014(1): 57-62.  
 [6]R. Sepe, E. Armentani, G. Lamanna, F. Caputo. Fatigue Behavior of Full Scale Flat Stiffened Aeronautic Panels [J]. Key Engineering Materials, 2015(9): 97-100.  
 [7]Alfonso Apicella, Enrico Armentani, Stefano Priore. Fatigue Analysis on a Full Scale Fuselage Panel [J]. Key Engineering Materials, 2008(9): 549-552.  
 [8]N. C. Eenkhoorn. Development of Virtual Testing Methodology for Structural Fatigue Testing Setups [D]. Delft University of Technology, 2010.  
 [9]N. Robler, C. Peters, O. Tusch, G. Hilfer, C. Herrmann. Concept of the new A320 fatigue test [C]. ICAF2009, Rotterdam, 2009: 225-236.  
 [10]Jorge G. Bakuckas et al. Destructive Evaluation and Extended Fatigue Testing of Retired Aircraft Fuselage Structure [C]. ICAF2005, Hamburg, UK, 2005: 229-240.

(上接第24页)

洞试验的结果稍微偏小;起飞构型升阻比基本在 11.5~14 之间。

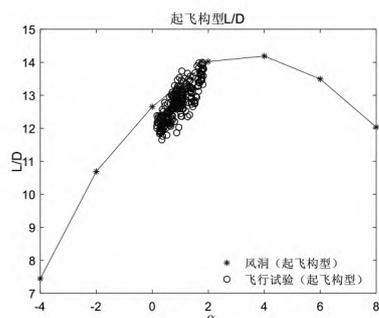


图 11 起飞构型升阻比随迎角变化

图 12 给出了着陆构型升阻比随迎角变化曲线。从图中可以看出,着陆构型下,基于飞行试验计算出的升阻比比风洞试验的结果稍微偏大;着陆构型升阻比基本在 12~16 之间。

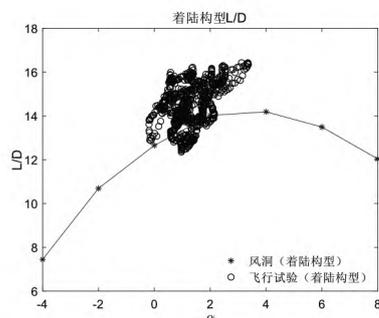


图 12 着陆构型升阻比随迎角变化

#### 4 结论

基于飞行试验无法采集的发动机推力、升力系数、阻力系数、升阻比等参数,开展了基于飞行试验数据的相关参数计算,主要结论如下:

- (1) 基于飞行试验计算出的升力系数与风洞试验结果相比,巡航构型、起飞构型、着陆构型均偏大,巡航构型下的升力系数偏差相对较小。
- (2) 基于飞行试验计算出的阻力系数与风洞试验结果相比,巡航构型、着陆构型偏大,起飞构型阻力系数偏差较小,基本吻合。
- (3) 基于飞行试验计算出的升阻比与风洞试验结果相比,巡航构型、起飞构型下要偏小,而着陆构型稍微偏大些。

#### 参考文献

[1]祝小平,向锦武,张文才,等.无人机设计手册(上册)[M].北京:国防工业出版社,2007.  
 [2]陈嵩祿.飞机设计手册(第13册)[M].北京:航空工业出版社,2006.  
 [3]赵凯,刘斌.小型活塞动力无人机螺旋桨选型方法研究[J].航空计算技术,2019,49(6):5-9.  
 [4]刘艳华,孙颖,孙智孝.活塞发动机与无人机性能匹配分析[J].飞机设计,2007,27(4):10-12.  
 [5]刘沛清.空气螺旋桨及其应用[M].北京:北京航空航天大学出版社,2006.  
 [6]Klein V, Morelli E A. AIAA aircraft system identification theory and practice [M]. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006: 391-395.  
 [7]李寒冰,吴大卫.一种无人机气动参数辨识的实现方法[J].飞行力学,2014,32(2):183-188.  
 [8]陈小昆.无人机纵向气动布局与控制系统优化设计[D].长沙:国防科学技术大学,2011.  
 [9]席亮亮,王亚龙,刘朝君.无人机发动机惯性起飞试飞技术[J].飞机设计,2021,41(3):58-62.

欢迎订阅    欢迎刊登广告    联系人: 孙松野  
联系电话: 0431-87963568