

# 涡轮螺旋桨动力飞机桨发匹配性能仿真研究

史永运<sup>1</sup>, 钟易成<sup>1</sup>, 邓君湘<sup>2</sup>, 田野<sup>2</sup>, 徐伟祖<sup>3</sup>

(1. 南京航空航天大学 江苏省航空动力系统重点实验室, 江苏 南京 210016;

2. 沈阳特种设备检测研究, 辽宁 沈阳 110000; 3. 南京普国科技有限公司, 江苏 南京 210000)

**摘要:**基于螺旋桨片条理论和航空发动机热力循环原理分别建立了螺旋桨性能和涡桨发动机性能仿真模型。在此基础上,基于飞行器需用推力建立了螺旋桨巡航阶段桨发匹配优化模型,提出了一种计算某一匹配推力系数下螺旋桨效率和进距比关系曲线的方法,并设计了桨发匹配优化方案。针对某型涡桨动力飞机,开展了巡航剖面桨发匹配优化。结果表明:相比于原来的巡航剖面,优化后的巡航剖面飞机巡航航程提高了13%,显著地提升了巡航性能。

**关键词:** 涡桨发动机;螺旋桨;桨发匹配;螺旋桨飞机

中图分类号:V23; TP391.9 文献标志码:B 文章编号:1671-5276(2019)04-0116-05

## Research on Prop-Engine Cooperation Performance Simulation of Propeller Powered Aircraft

SHI Yongyun<sup>1</sup>, ZHONG Yicheng<sup>1</sup>, DENG Junxiang<sup>2</sup>, TIAN Ye<sup>2</sup>, XU Weizu<sup>3</sup>

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. Shenyang Special Equipment Testing Institute, Shenyang 110000, China; 3. Nanjing Puguotechnology Co., Ltd., Nanjing 210000, China)

**Abstract:** According to propeller blade theory and operating principle of aero-engine thermodynamic cycle, the simulation models of the performances of the propeller and the turboprop engine are respectively established. On this basis, a prop-engine cooperation optimization model is established based on the thrust required by the aircraft. A method to calculate the propeller efficiency versus advance ratio under the given thrust coefficient is proposed. Then, a cruise profile prop-engine cooperation optimization is carried out for a certain type of turboprop aircraft. The results show that the optimized cruise profile cruise range is increased by 13%, compared with the original cruise profile. Its cruising performance is improved greatly.

**Keywords:** turboprop; propeller; prop-engine cooperation; propeller plane

## 0 引言

随着燃油费用的上涨,具有低油耗优点的螺旋桨飞机在军民用飞机市场有着越来越广泛的应用前景<sup>[1]</sup>。螺旋桨飞机不同于常规的喷气式动力飞机,其推力/拉力由发动机轴带动旋转的螺旋桨产生,整个动力系统的性能涉及到螺旋桨和发动机两部分的性能,其桨发匹配性能对飞行器推进系统数学模型的准确性及飞行器整体性能影响极大。因此,亟需开展桨发匹配性能建模研究,便于飞机设计阶段和后期使用阶段的桨发匹配设计,以提高螺旋桨推进系统的性能。

传统的螺旋桨多是定距螺旋桨,只能保证在设计点具有较高的推进效率,很难保证整个飞行包线的飞行性能。变距螺旋桨的研制解决了这一问题,并由此推动了桨发匹配设计理论的发展。美国早在1943年就开展了恒速桨的全尺寸风洞试验<sup>[2]</sup>,针对几种典型的标准螺旋桨与机身/短舱组合方式,研究了不同风速下螺旋桨推进效率与旋进比对应的关系,同时形成了一套根据螺旋桨气动数据和发动机特性进行桨发匹配设计的方法<sup>[3]</sup>,用于活塞动力螺

旋桨战斗机的方案设计及动力系统选型。前苏联的亚历山大洛夫分析了活塞发动机和定距螺旋桨匹配工作特性,并在此基础上研究了活塞发动机和变桨距螺旋桨的匹配工作特性<sup>[4]</sup>。目前,国内未查到有关螺旋桨飞机桨发匹配设计研究的相关文献。随着涡轮螺旋桨发动机在螺旋桨飞机上的应用,由于其相对于活塞发动机有着独特的功率特性和耗油率特性,因此,亟需开展涡轮螺旋桨动力飞机桨发匹配设计研究。

本文分别对螺旋桨性能、涡轮螺旋桨发动机性能和基于需用推力的桨发匹配性能进行建模,在此基础上,开展了某型涡轮螺旋桨动力飞机巡航阶段的桨发匹配性能计算及巡航剖面优化。

## 1 螺旋桨和涡桨发动机性能建模

### 1.1 螺旋桨性能建模

螺旋桨特性一般用进距比(或前进比) $\lambda$ ,功率系数 $C_p$ ,拉力系数 $C_T$ 和效率 $\eta$ 表示。这些参数均为无量纲量,可以通过螺旋桨的相似理论推导得到,各参数定义如下:

$$\lambda = \frac{V_0}{n_s D} \quad (1)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho n_s^3 D^5} \quad (2)$$

$$C_T = \frac{T}{\rho n_s^2 D^4} \quad (3)$$

$$\eta = \frac{C_T}{C_P} \lambda \quad (4)$$

式中:  $V_0$  为飞行速度;  $D$  为螺旋桨直径;  $n_s$  为螺旋桨转速。

目前,对于螺旋桨性能计算,设计部门普遍采用基于工程经验的螺旋桨片条理论进行性能计算。刘远强<sup>[5]</sup>、邓志伟<sup>[6]</sup>等人采用螺旋桨片条理论进行了螺旋桨性能计算,并对比试验数据,表明该方法计算结果具有较高的精度。本文也基于该方法进行了螺旋桨性能计算,图1给出了采用螺旋桨片条理论进行螺旋桨计算的整个流程。

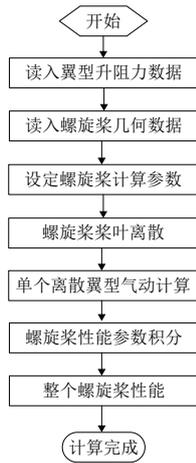


图1 螺旋桨性能计算流程

根据开发的螺旋桨性能仿真程序进行了某型螺旋桨的性能仿真。螺旋桨直径为2.0m,桨毂直径为0.4m,桨叶数为3叶,螺旋桨桨叶采用的翼型为ClarkY翼型,螺旋桨额定转速为2200r/min,调速范围为1700~2200r/min。螺旋桨几何参数如表1所示。

为了得到不同桨距角、不同进距比下的螺旋桨特性,需要分别调节桨距角和进距比。分别改变桨距角和螺旋桨转速,可得到螺旋桨特性如图2、图3和图4所示。

表1 某型螺旋桨几何参数

相对叶高(从桨毂到叶尖)	桨距角/(°)	弦长/mm
0.000 0	55.09	128.0
0.133 3	48.90	164.0
0.266 7	44.63	195.0
0.400 0	40.69	213.0
0.533 3	38.15	207.0
0.666 7	35.88	190.0
0.800 0	34.09	164.6
0.933 3	32.78	131.0
1.000 0	32.22	114.0

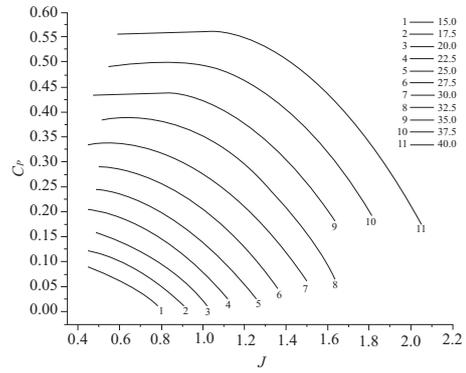


图2 某型螺旋桨  $J-C_P$  特性

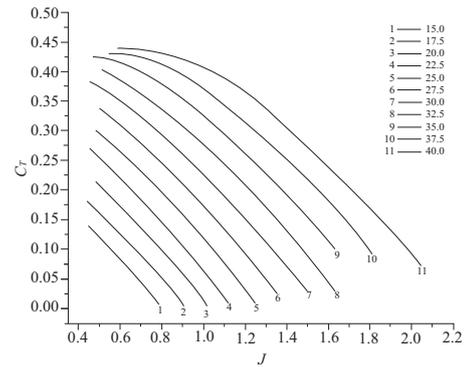


图3 某型螺旋桨  $J-C_T$  特性

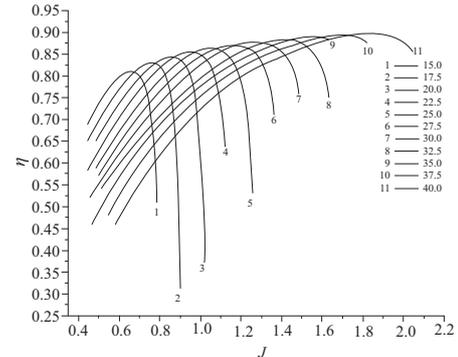


图4 某型螺旋桨  $J-\eta$  特性

## 1.2 涡桨发动机性能建模

涡桨发动机性能建模是在教研室 Nussypag 体系基础库包含的涡喷发动机性能模型基础上<sup>[7-8]</sup>,组装得到自由涡轮式单转子涡轮螺旋桨发动机性能计算模型。涡桨发动机压气机和涡轮部件特性数据通过缩放方法获得,特性部件特性数据来源于商用软件 GasTurb 软件包中的特性数据,部件特性缩放方法参考商用软件 GasTurb<sup>[9]</sup>。

对某型自由涡轮式单转子涡桨发动机性能进行了仿真。图5-图7分别给出了采用自编涡桨发动机性能程序 PropSP 和商用 GasTurb 软件计算得到的涡桨发动机的高度特性、速度特性和油门杆特性。由图中数据可知,自编程序 PropSP 计算结果与 GasTurb 软件计算结果误差很小,计算结果误差<5%,说明本文自编程序的正确性。图中  $N_c$  为高压涡轮轴相对转速。

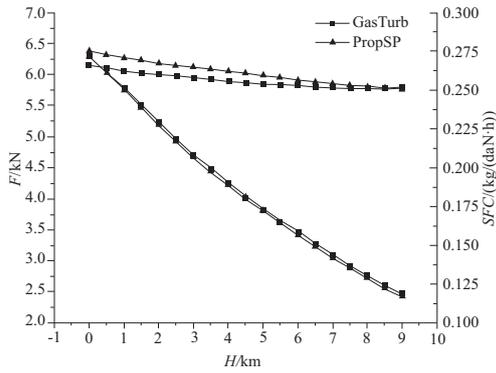


图5 某型涡桨发动机高度特性 ( $Ma=0.2, Nc=1.0$ )

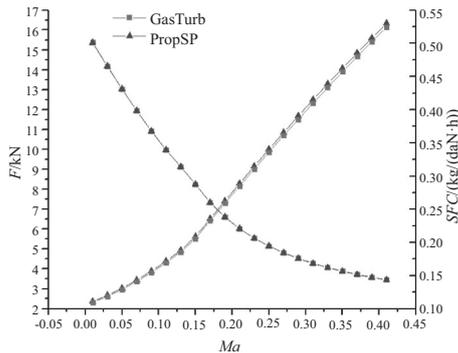


图6 某型涡桨发动机速度特性 ( $H=0 \text{ km}, Nc=1.0$ )

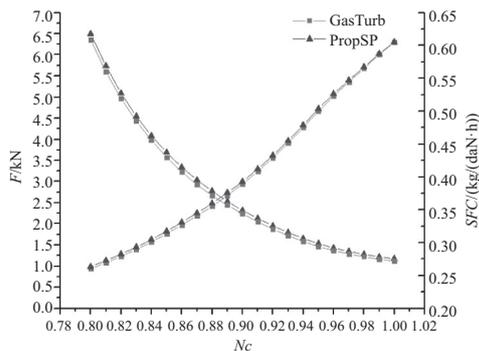


图7 某型涡桨发动机油门杆特性 ( $H=0 \text{ km}, Ma=0.2$ )

## 2 桨发匹配设计方法

### 2.1 匹配性能计算方法

桨发匹配设计中,要始终把提高螺旋桨效率和提高发动机效率放在首位,桨发匹配设计不能脱离飞行器性能需求而单纯地进行螺旋桨效率或发动机特性研究,在满足飞行器性能要求下,提高螺旋桨效率和发动机工作效率。

桨发匹配计算可分为两类:

- 1) 基于飞行器需用推力,求解对应的发动机输出功率和耗油率,主要用于巡航状态桨发匹配工作点的优化。
- 2) 基于发动机可用功率,求解对应的螺旋桨推力特性,该方法一般用于点性能计算和推阻分析。

在基于飞行器需用推力进行计算时,需要引入的无量纲参数为匹配推力系数  $T_c$ ,该参数定义如下:

$$T_c = \frac{T_e}{\rho D^2 V^2} = \frac{C_T}{(V/n_s D)^2} = \frac{C_T}{J^2} \quad (5)$$

式中  $T_e$  为飞机需用推力。

对于强调巡航性能的飞机而言,经济巡航的平飞迎角范围较小,可忽略配平对升阻比的损失。巡航状态下飞机处于平飞状态,根据简单推力法<sup>[10]</sup>,飞机作等速直线飞行时,升力等于重力,阻力等于推力,方向相反。因此,式(5)可整理成:

$$T_c = \frac{T_e}{\rho D^2 V^2} = \frac{W/K}{\rho D^2 V^2} = \frac{\rho V^2 S C_L/K}{2\rho D^2 V^2} = \frac{S C_D}{2D^2} \quad (6)$$

式中:  $W$  为飞机重力;  $K$  为升阻比;  $S$  为机翼面积。

由式(6)可知,匹配推力系数是机翼面积、螺旋桨直径和飞机飞行阻力系数的函数。这也说明,对于平飞的飞机而言,匹配推力系数仅仅与配平状态的全机阻力系数有关,与飞机质量、飞行高度和速度无关。同时,匹配推力系数建立了螺旋桨进距比和拉力系数的关系,可用于螺旋桨工作点的确定。

### 2.2 进距比与效率曲线的计算

在进行巡航阶段匹配计算时,需要计算出某一匹配推力系数下螺旋桨效率和进距比的关系曲线。根据公式(5)可知,匹配推力系数建立了螺旋桨进距比和拉力系数的关系。因此,在螺旋桨  $J-C_T$  特性图上,等桨距角线上的每一点对应一个匹配推力系数值,通过求解不同  $J-C_T$  特性图上不同桨距角下特定匹配推力系数值对应的  $J$  和  $C_T$ ,进一步通过  $J-\eta$  特性图可确定螺旋桨效率,相应地建立等匹配推力系数下螺旋桨效率和进距比的关系,求解过程如图8所示。

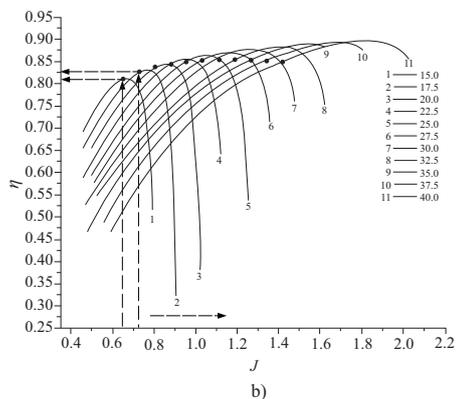
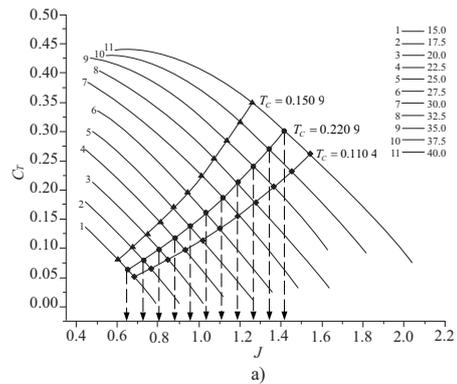


图8 等  $T_c$  下螺旋桨效率与进距比关系计算过程

### 2.3 桨发匹配优化思路

桨发匹配的原则为:在满足飞行器飞行性能要求下,提高螺旋桨效率和发动机工作效率。在一定的飞行器需用推力下,螺旋桨效率的大小用来衡量将发动机轴功率转化为螺旋桨拉力的能力,效率越大则需用的发动机轴功率就越小;发动机耗油率则用来衡量满足螺旋桨需用功率下的发动机耗油量,耗油率越小则发动机越省油。因此,采用螺旋桨效率和发动机耗油率的比值  $\eta/C$  最大值作为桨发匹配性能优化的目标值。图 9 给出了涡桨动力飞机桨发匹配优化方案。

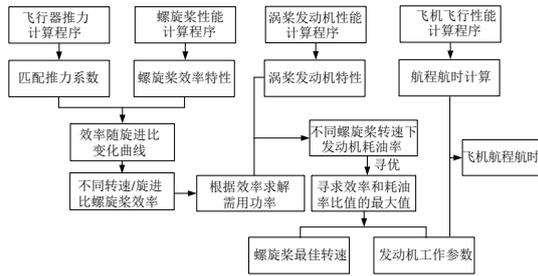


图 9 涡桨动力飞机桨发匹配优化方案

### 3 桨发匹配性能计算

针对某涡轮螺旋桨动力飞机进行巡航阶段的桨发匹配性能计算,螺旋桨特性为 1.1 节螺旋桨仿真数据,涡桨发动机性能为 1.2 节发动机仿真数据。巡航阶段采用最大升阻比巡航策略。假设飞机巡航起始质量为 4 000 kg,巡航结束状态质量为 3 000 kg,巡航过程以每 200 kg 作为分段计算。

飞机巡航最大配平升阻比  $K_{max} = 20.0$ ,升力系数  $C_L = 1.178$ ,阻力系数  $C_D = 0.0589$ ,机翼面积  $S = 20.5 \text{ m}^2$ ,平飞迎角  $\alpha = 2^\circ$ 。

根据匹配推力系数的计算式(5)、式(6)可知,巡航状态下的  $C_T$  值为 0.1509,根据 2.2 节中方法可得螺旋桨效率与进距比关系曲线,如图 10 所示。

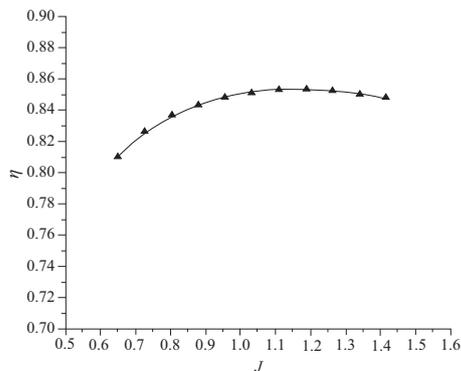


图 10 螺旋桨效率与进距比关系曲线图

按照  $\eta/C$  最大值分别选择不同飞行质量、不同飞行高度下的最佳螺旋桨转速(以每 50 r/min 作为分段计算),表 2 给出了 4 000~3 000 kg 质量、0~8 km 高度下螺旋桨选速结果。

由选速结果可知,3~8 km 巡航高度等高度巡航时,随着飞行质量的减轻,最佳螺旋桨转速随之下降,当转速达到 1 700 r/min 后,由于螺旋桨调速器的限制,螺旋桨转速不再下降;同一质量不同高度巡航时,最佳螺旋桨转速随着高度增加而有所增加,当转速达到 2 200 r/min 后,由于螺旋桨调速器的限制,螺旋桨转速不再增加。因此,针对不同的飞行质量、飞行高度,最佳螺旋桨转速会随之变化。

不同高度下按照最佳的螺旋桨转速进行巡航,采用布雷盖(Breguet)方程<sup>[10]</sup>计算所得航程和航时结果如表 3 所示。由表 3 可知,随着巡航高度的增加,航程也随之增加,航时则基本保持不变。

下面进行螺旋桨转速对航程航时的影响研究,即巡航阶段保持某一螺旋桨转速不变,不同的螺旋桨转速对航程和航时的影响。6 km 高度巡航下,分别设定不同的螺旋桨转速进行巡航,相应的航程和航时计算结果如表 4 所示。由表 4 可知,采用恒定的螺旋桨转速计算所得的航程均小于采用最佳转速计算所得的航程。

若采用 8 km 高度最佳螺旋桨转速巡航策略,则航程为 4 974.67 km,相比于飞机原来 6 km 高度 2 000 r/min 恒速巡航策略,航程为 4 401.06 km,航程提高 13%。

表 2 螺旋桨选速表 (r/min)

高度/km	质量/kg					
	4 000	3 800	3 600	3 400	3 200	3 000
0	1 700	1 700	1 700	1 700	1 700	1 700
1	1 700	1 700	1 700	1 700	1 700	1 700
2	1 700	1 700	1 700	1 700	1 700	1 700
3	1 700	1 700	1 700	1 700	1 700	1 700
4	1 850	1 750	1 700	1 700	1 700	1 700
5	1 900	1 850	1 850	1 800	1 700	1 700
6	1 950	1 950	1 900	1 900	1 850	1 800
7	2 150	2 050	2 050	1 950	1 950	1 850
8	2 200	2 200	2 150	2 100	2 000	1 950

表 3 不同高度巡航航程和航时

名称/单位	数值					
高度/km	3	4	5	6	7	8
航程/km	3 557.67	3 834.91	4 119.73	4 409.59	4 705.15	4 974.67
航时/h	17.76	18.17	18.51	18.76	18.92	18.89

表 4 不同螺旋桨转速对巡航航程和航时的影响 (H=6 km)

序号	转速/(r/min)	航程/km	航时/h
1	1 700	4 388.08	18.67
2	1 800	4 405.23	18.74
3	1 900	4 407.12	18.75
4	2 000	4 401.06	18.72
5	2 100	4 387.40	18.66
6	2 200	4 363.87	18.56
7	最佳转速	4 409.59	18.76

## 4 结语

针对涡轮螺旋桨动力飞机,开展了螺旋桨和发动机性能仿真建模研究,基于飞行器需用推力开展了螺旋桨巡航阶段桨发匹配优化建模研究,在此基础上提出了桨发匹配优化思路。采用上述模型,计算了某型飞机巡航阶段桨发匹配性能,并进行了巡航剖面优化,优化后的飞机巡航航程提升了13%,显著地提升了巡航性能。充分说明了开展桨发匹配性能优化的必要性和意义。

### 参考文献:

- [1] 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.
- [2] Freeman, H. B. Comparison of Full Scale Propeller Having RAF-6and Clark-Y Airfoil Sections[R]. NACA Rept, 1943: 378-381.
- [3] David Biermann, Robert N. Conway. PropellerCharts for the determination of the rotational speed for the maximum ratio of the

propulsive efficiency to the specific fuel consumption [ R ].

NACA. Report, 1940: 749-751.

- [4] 亚历山大洛夫. 空气螺旋桨[M]. 王适存,译. 北京:国防工业出版社,1954.
- [5] 刘远强. 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):43-46.
- [6] 邓志伟,黄向华,田超. 涡桨发动机螺旋桨实时建模技术[J]. 航空动力学报,2014,29(2):434-440.
- [7] 田泽. 典型飞行剖面下变几何TBCC特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2013.
- [8] 吴宏升. 燃气轮机总体与空气系统耦合计算方法研究与匹配分析[D]. 南京:南京航空航天大学,2015.
- [9] Joachim Kurzke. GasTurb 10 User's Manual [ M ]. Germany: MTU Aero Engines, 2004.
- [10] 张锡金. 飞机设计手册(第6册):气动设计[M]. 北京:航空工业出版社,2006.

---

收稿日期:2018-02-02