

文章编号:1674-8190(2020)05-672-07

中空长航时无人机恒速螺旋桨与发动机匹配研究

温占永, 罗洋

(中国航天空气动力技术研究院 航天彩虹无人机股份有限公司, 北京 100074)

摘要: 中空长航时无人机具有诸多优点, 可用于执行多种军事及民用任务, 已成为各国的研发热点。为使中空长航时无人机在各个飞行阶段均具有良好的动力性能和经济性能, 提出为航空活塞式发动机匹配恒速螺旋桨的方法; 根据发动机速度特性曲线、耗油率特性曲线选出发动机各经济工况点, 在无人机飞行高度-速度包线内对比分析各螺旋桨在选定发动机经济工况点的效率, 并进行全尺寸发动机-螺旋桨风洞试验。结果表明: 本文研究方法适用于为已初步选定的活塞式发动机选配最佳的恒速螺旋桨。

关键词: 中空长航时无人机; 活塞式发动机; 恒速螺旋桨; 匹配; 螺旋桨效率

中图分类号: V234

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.05.009

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Study on Matching Constant Speed Propeller for Piston Engine on MALE UAV

WEN Zhanyong, LUO Yang

(Aerospace Caihong UAV Co., Ltd., China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: The medium altitude long endurance (MALE) UAV has many advantages, which can be used to carry out a variety of military and civil missions, and has become the research and development hotspot of various countries. In order to make the MALE UAV have good dynamic and economic performance in all flight stages, a method of matching constant speed propeller for piston engine is proposed. According to the speed and fuel consumption characteristic curve of piston engine, the economic working points of the engine are selected and then efficiencies of each propeller on the economic working points above are compared and analyzed. Wind tunnel tests of full scale engine and propeller are conducted. Results show that the proposed method could be used to select optimal constant propeller for preliminarily selected piston engine.

Key words: MALE UAV; piston engine; constant speed propeller; match; propeller efficiency

0 引言

中空长航时无人机一般是指飞行高度为 3~9 km、飞行时间为 20~40 h 的无人机, 具有质量轻、价格便宜、耗油率低、推进效率高等特点, 可用

于执行侦察监视、对地打击、战场毁伤评估、电子战等军事任务或者自然灾害状况观测、通讯中继、气象研究、高空大气科学等民用任务^[1-4]。近年来随着导航、飞行控制、数据链等技术的发展成熟, 中空长航时无人机成为各国武器装备研发的热点, 代表

收稿日期: 2019-11-11; 修回日期: 2019-12-05

通信作者: 罗洋, luoy0201@163.com

引用格式: 温占永, 罗洋. 中空长航时无人机恒速螺旋桨与发动机匹配研究[J]. 航空工程进展, 2020, 11(5): 672-678.

WEN Zhanyong, LUO Yang. Study on matching constant speed propeller for piston engine on MALE UAV[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(5): 672-678. (in Chinese)

性的机型有美国的“捕食者”(MQ-1)、以色列的“苍鹭”(Heron)以及中国的“彩虹-4”(CH-4)、“彩虹-5”(CH-5)、“翼龙-1”等。中空长航时无人机一般飞行速度在300 km/h以内,在该速度范围内选用活塞式发动机与螺旋桨组合作为动力装置最为经济^[5-6]。随着飞行高度的升高,非增压活塞发动机的功率严重衰减,因而中空长航时无人机一般选用涡轮增压活塞式发动机^[7-8]。可变桨距、木质或复合材料恒速螺旋桨在宽广的飞行速度范围内可保持较高的螺旋桨效率,被广泛应用于中空长航时无人机上^[9-10]。

中空长航时无人机航时、航程等飞行性能的好坏不仅受发动机本身经济性能的影响,还取决于恒速螺旋桨与发动机匹配性能的优劣。最理想的情况是,在无人机飞行高度—速度包线内,发动机工作在经济区间且所选择的螺旋桨在各发动机经济工况点的效率均最高。唐梓杰等^[11]对某航空二冲程活塞发动机与定距螺旋桨开展了匹配研究,提出为小型二冲程活塞发动机选配最佳定距螺旋桨的方法;林漫群等^[12]对低空轻型无人机推进系统螺旋桨与发动机开展了匹配试验研究,考虑了风速对驱动力和耗油量的影响,但没考虑飞行高度的影响,该方法较适用于小型发动机与定距螺旋桨的优化匹配。

针对中空长航时无人机用大型恒速螺旋桨与活塞式发动机的匹配研究相对匮乏的问题,本文结合发动机速度特性曲线、耗油率特性曲线、高空特性曲线及螺旋桨推进特性曲线,提出为已选定活塞式发动机匹配恒速螺旋桨的方法,以期中空长航时无人机用恒速螺旋桨的选配提供参考。

1 理论分析

1.1 螺旋桨基本公式

螺旋桨的基本特性公式^[13]如下:

$$\text{前进比: } J = \frac{V}{nD} \quad (1)$$

$$\text{功率系数: } C_P = \frac{P_e}{\rho n^3 D^5} \quad (2)$$

$$\text{拉力系数: } C_T = \frac{9.8T}{\rho n^2 D^4} \quad (3)$$

$$\text{飞行时的推力: } T = \frac{P_e \eta}{9.8V} \quad (4)$$

静止时的推力(净态推力):

$$T = \frac{C_T P_e}{9.8 C_P n D} \quad (5)$$

式中: V 为飞行速度,m/s; n 为螺旋桨转速,r/s; D 为螺旋桨直径,m; P_e 为发动机输出功率,W; ρ 为空气密度,kg/m³; η 为螺旋桨效率。

一般情况下,螺旋桨厂商提供基于螺旋桨前进比、功率系数的螺旋桨效率矩阵。根据式(1)和式(2)可计算出前进比和功率系数,再对厂商提供的螺旋桨效率矩阵插值计算可得出螺旋桨效率,进而可计算出飞行时螺旋桨的推力。通过式(1)~式(5)可知,飞行速度、螺旋桨直径、发动机功率、发动机转速、大气密度对前进比或功率系数有影响,进而对螺旋桨效率有影响。因此,螺旋桨与发动机的匹配分析应综合考虑上述因素。

1.2 匹配特性评价

中空长航时无人机飞行剖面一般分为起飞、爬升、巡航、下滑及着陆等飞行阶段。中空长航时无人机对航时、航程要求较高,因此恒速螺旋桨与活塞式发动机匹配的优劣在于是否在无人机飞行高度—速度包线内具有较低的单位推力燃油消耗率及较高的推力输出。单位推力燃油消耗率综合反映了活塞式发动机与螺旋桨组合作为动力装置的经济性能,如式(6)~式(8)所示。

$$sfc = \frac{W_f}{F} \quad (6)$$

$$W_f = b_e P_e \quad (7)$$

$$sfc = \frac{9.8 b_e V}{\eta} \quad (8)$$

式中: W_f 为燃油消耗率,g/h; F 为螺旋桨(或组合动力装置)推力,kgf; sfc 为单位推力燃油消耗率,g/(kgf·h); b_e 为发动机单位功率燃油消耗率,g/(W·h)。

通过公式(8)可见,在单位功率燃油消耗率和飞行速度不变时,螺旋桨效率 η 和单位推力燃油消耗率 sfc 在表征组合动力装置的经济性方面是等效的。在相同高度、发动机工况下,发动机功率及单位功率耗油率基本一致,因而在相同高度、发动

机工况下螺旋桨的效率越高则单位推力耗油率越低,动力装置经济性越好。通过公式(4)可见,在发动机功率及飞行速度不变时,螺旋桨的效率越高则推力越大。本文在相同飞行高度、发动机工况及相同飞行速度下对比分析不同螺旋桨与已选定发动机的匹配特性,故可采用螺旋桨效率作为综合评价不同螺旋桨与已选定发动机匹配优劣的指标。

2 发动机与螺旋桨

2.1 发动机

2.1.1 发动机速度特性及耗油率特性

根据某型无人机设计起飞重量、升阻比及巡航速度等参数及其他发动机选型要求,选择某航空涡轮增压活塞式发动机提供动力,该发动机海平面标准大气环境下的速度特性、耗油率特性曲线如图 1 所示,图中横坐标为发动机转速,纵坐标为发动机功率;右侧所示 12.5%~115% 各数值为发动机油门位置,其中 115% 油门位置对应的功率-速度特性曲线称为全负荷速度特性曲线,也称外特性曲线,其他油门位置对应的速度特性曲线为部分速度特性曲线;虚线为等单位功率燃油消耗率曲线。

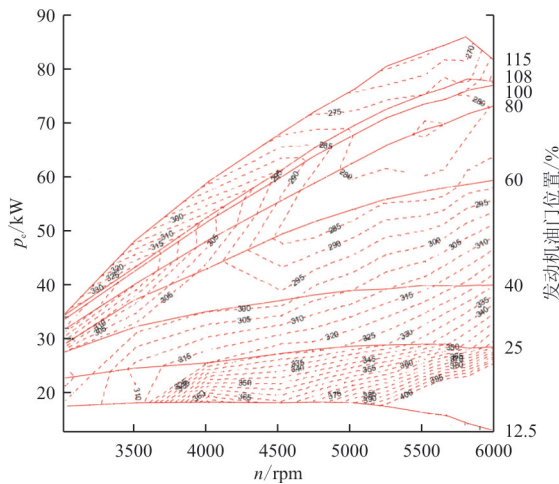


图 1 某发动机速度特性及耗油率特性曲线

Fig. 1 Speed characteristic curve and fuel consumption curve of the engine

从图 1 可以看出:为使发动机单位功率燃油消耗率较低,可将较小油门位置匹配较低的发动机转速、较高油门位置匹配较高的发动机转速,据此初步选出发动机经济工况点,如表 1 所示。

表 1 发动机经济工况点

Table 1 Economic operating points of the engine

工况点	油门位置/%	发动机转速/rpm
1	12.5	3 500
2	25	3 500
3	40	4 500
4	60	5 000
5	80	5 500
6	100	5 500
7	115	5 800

2.1.2 发动机高空特性

随着飞行高度的上升,空气压力和密度下降,发动机功率出现一定的衰减,如图 2 所示,可以看出:在较大油门位置,由于涡轮增压的作用,发动机功率衰减较慢;当飞行高度超过涡轮增压作用临界高度后($H=5$ km),发动机功率急剧下降^[14]。

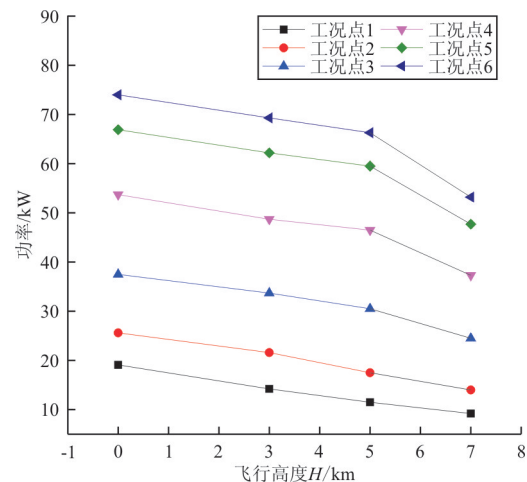


图 2 发动机高度特性曲线

Fig. 2 Altitude characteristic curve

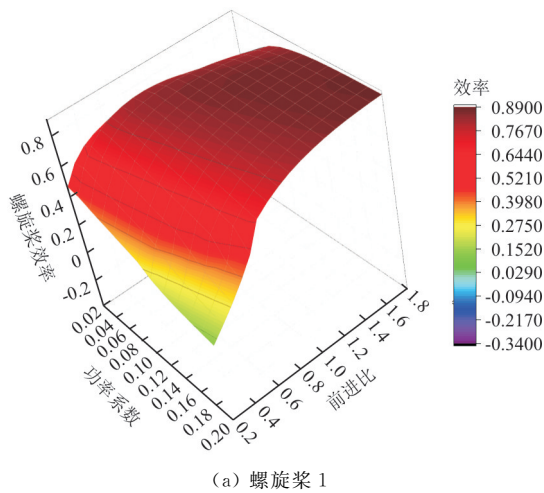
2.2 螺旋桨

根据发动机布置前后位置、螺旋桨直径限值条件、桨距控制形式及其他螺旋桨选型要求,需要在 3 条螺旋桨中选择最适合已选定发动机的螺旋桨。这 3 条螺旋桨均为可变距、三叶、木质恒速螺旋桨,其规格如表 2 所示,对应的螺旋桨效率如图 3 所示。

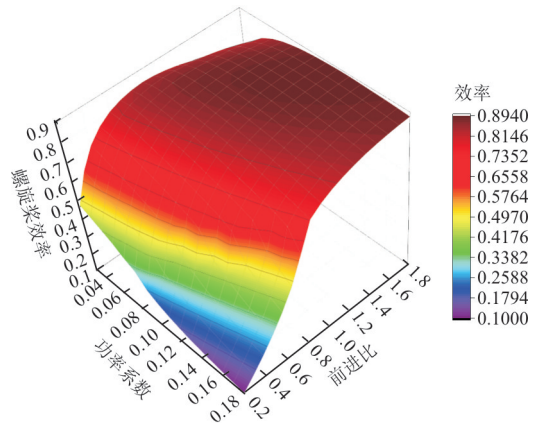
表 2 3 条螺旋桨规格

Table 2 Configuration of 3 propellers

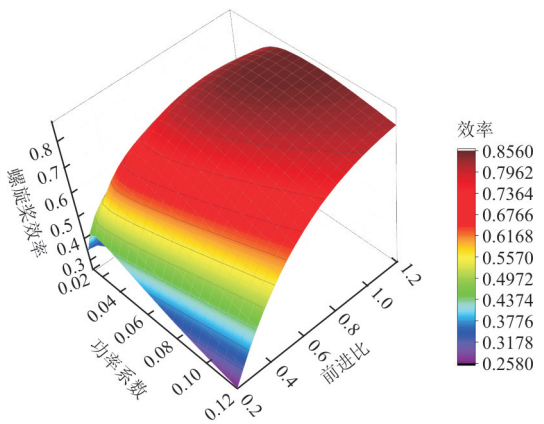
螺旋桨号	直径/m
1	1.55
2	1.87
3	2.03



(a) 螺旋桨 1



(b) 螺旋桨 2



(c) 螺旋桨 3

图 3 3 条螺旋桨效率曲面

Fig. 3 Efficiency surfaces of 3 propellers

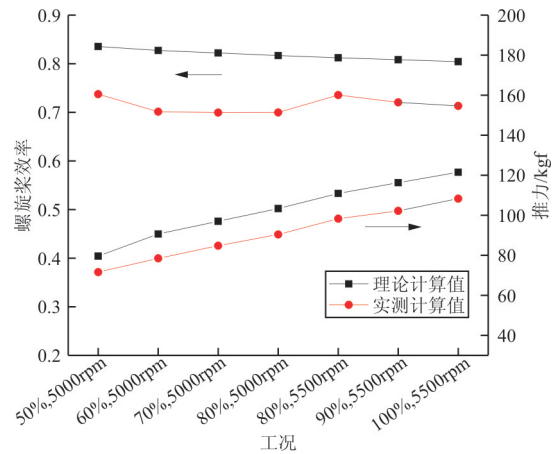
3 理论计算与试验结果对比

在某大型风洞内搭建全尺寸发动机—螺旋桨地面试验台。在试验台上可实测得发动机转速、扭矩、推力等参数,进而可计算出实际发动机功率、螺旋桨效率等参数。分别换装螺旋桨 1 和螺旋桨 2,

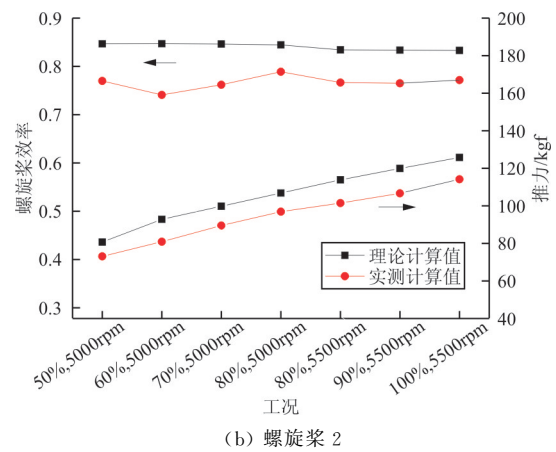
实测来流速度为 50 m/s 条件下各发动机工况点对应的螺旋桨效率和推力,与理论计算值的对比如图 4 所示,可以看出:在各个工况点实测推力与理论计算值变化趋势一致,实测螺旋桨效率和理论计算值变化趋势基本一致,但实测螺旋桨效率、推力均小于理论计算值,实测推力、螺旋桨效率值约为理论计算值的 90%,实测值较理论值低是因为受到机身遮挡、风洞洞壁效应的影响。

由于发动机油门—转速—飞行速度组合数量很多,采用试验的方式开展活塞式发动机与恒速螺旋桨匹配研究不仅耗资巨大而且耗时很长,理论计算值与实测值变化趋势一致表明可以采用理论计算的方法开展活塞式发动机与恒速螺旋桨匹配研究。

现代螺旋桨的规格已经标准化、系列化,通过理论计算值进行比较分析可得到满意的匹配结果,在初期螺旋桨选择过程中,可采用理论计算值进行比较各螺旋桨与发动机匹配的优劣^[15]。



(a) 螺旋桨 1



(b) 螺旋桨 2

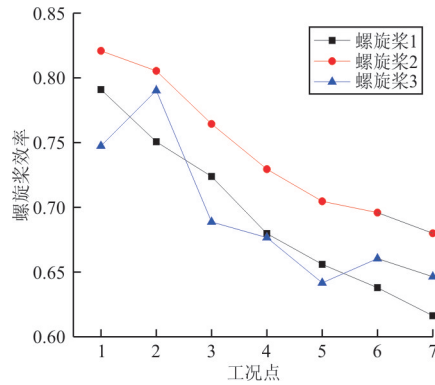
图 4 理论计算值和实测计算值对比($H=0$ km, $V=50$ m/s)

Fig. 4 Comparison between theoretical and measured values ($H=0$ km, $V=50$ m/s)

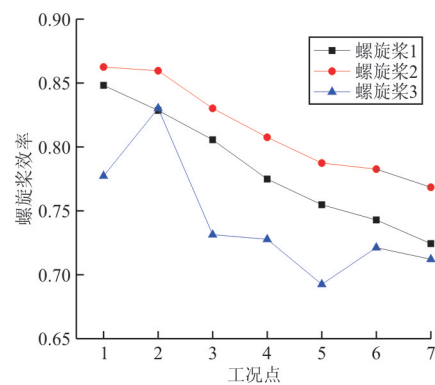
4 各飞行阶段螺旋桨效率对比分析

4.1 起飞着陆阶段

3 条螺旋桨在 7 个工况点的螺旋桨效率、推力如图 5~图 6 所示。



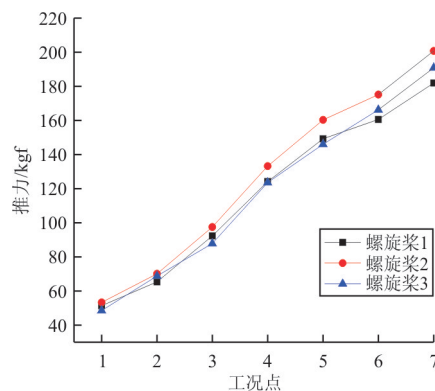
(a) $H=0$ km, $V=30$ m/s



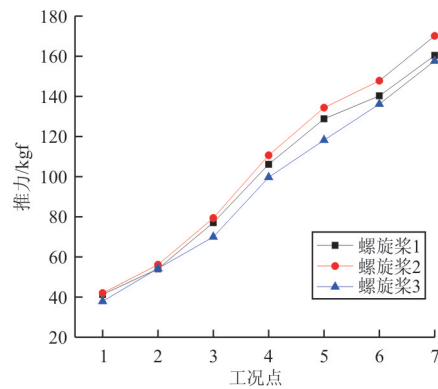
(b) $H=0$ km, $V=40$ m/s

图 5 各工况点螺旋桨效率

Fig. 5 Propeller efficiency at all working points



(a) $H=0$ km, $V=30$ m/s



(b) $H=0$ km, $V=40$ m/s

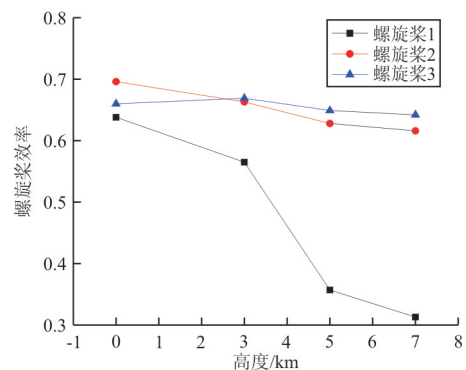
图 6 各工况点推力

Fig. 6 Propeller thrust at all working points

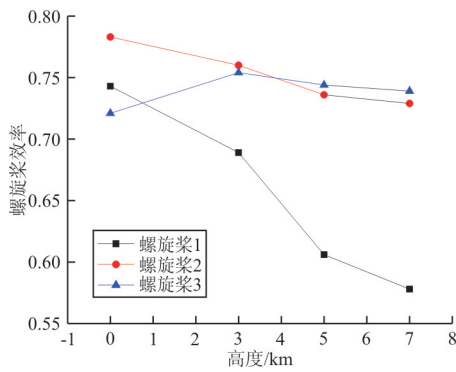
在某无人机起飞阶段,发动机油门位置设置在 115%、发动机转速设为 5 800 rpm,即工况点 7。在着陆阶段发动机油门一般设置在 25% 以下,即工况点 1 或 2。根据无人机总体气动布局形式,该无人机起飞离地速度、着陆滑跑速度一般在 40 m/s 以下,可知无论在起飞阶段还是着陆阶段,采用螺旋桨 2 与已选定发动机匹配时螺旋桨效率最高、推力最大。

4.2 爬升阶段

某无人机在爬升过程中一般以最大连续工作状态(工况点 6)爬升至约 7 km,爬升速度范围为 30~40 m/s。在 30、40 m/s 典型飞行速度下,0~7 km 飞行高度范围内,对比分析 3 条螺旋桨在发动机工况点 6 工作时的效率,如图 7 所示,可以看出:螺旋桨 1 在低、高空条件下效率均很低,螺旋桨 2 低空爬升时螺旋桨效率最高,在高空爬升时性能最佳略低于螺旋桨 3。



(a) 工况点 6, $V=30$ m/s



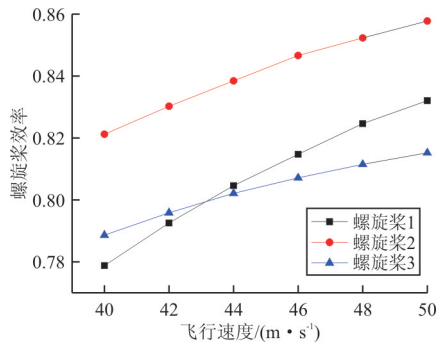
(b) 工况点 6, V=40 m/s

图 7 螺旋桨效率随飞行高度变化(爬升阶段)

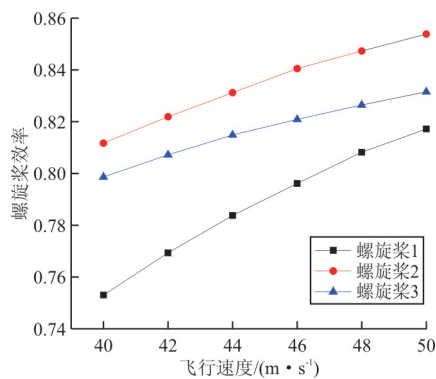
Fig. 7 Efficiency of 3 propellers vs H (Climbing stage)

4.3 巡航阶段

根据某无人机巡航飞行性能参数,在发动机工况点 3(40%油门,4 500 rpm)、3~5 km 飞行高度、40~50 m/s 巡航飞行速度范围内,对比分析 3 种螺旋桨的效率,如图 8 所示。



(a) 工况点 3, H=3 km



(b) 工况点 3, H=5 km

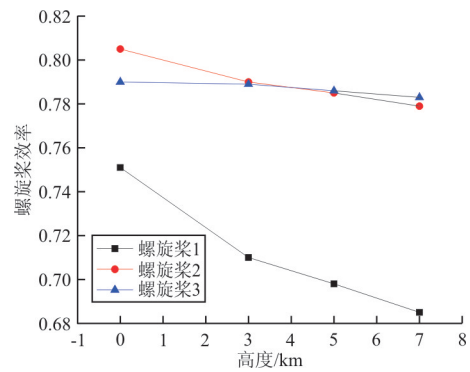
图 8 螺旋桨效率随飞行速度变化

Fig. 8 Efficiency of 3 propellers vs flight velocity

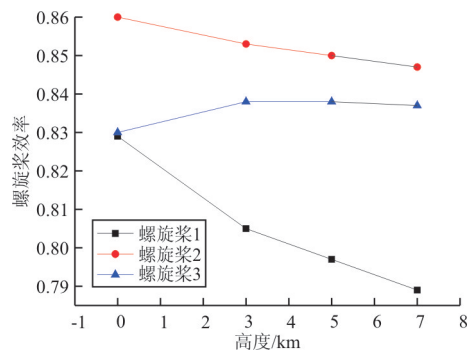
从图 8 可以看出:螺旋桨 2 匹配已选定发动机在巡航飞行高度-速度范围内均具有最高的螺旋桨效率,最适用于已选定发动机;螺旋桨 1 在低空较高速度下效率较高,螺旋桨 3 在较高飞行高度下效率较高,这和爬升过程中分析得到结果是一致的。

4.4 下滑阶段

某无人机下滑过程对推力需求较低,下滑速度范围为 30~40 m/s。在下滑阶段可将发动机设置在 25%油门位置,对应发动机转速 3 500 rpm(工况点 2)。在 30、40 m/s 典型飞行速度下,0~7 km 飞行高度范围内,对比分析 3 条螺旋桨在发动机工况点 2 工作时的效率,如图 9 所示,可以看出:在整个下滑过程中螺旋桨 2 和已选定发动机最为匹配。



(a) 工况点 2, V=30 m/s



(b) 工况点 2, V=40 m/s

图 9 螺旋桨效率随飞行高度变化(下滑阶段)

Fig. 9 Efficiency of 3 propellers vs H (Decline stage)

综合考虑,在各发动机经济工况点选配 3 条恒速螺旋桨,在某无人机起飞、爬升、巡航、下滑、着陆阶段对螺旋桨效率进行对比分析,可以看出螺旋桨 2 是与已选定发动机匹配最佳的螺旋桨。

5 结 论

(1) 在飞行高度、速度及发动机工况点一定的情况下,螺旋桨效率能综合反映动力装置的经济性能和动力性能,可作为评价恒速螺旋桨与已选定发动机匹配优劣的指标。

(2) 中空长航时无人机恒速螺旋桨与发动机匹配的关键在于恒速螺旋桨在发动机经济工况点应具有较高的效率。根据发动机速度特性及耗油率特性曲线选出发动机经济工况点,在起飞、爬升、巡航、下滑及着陆等飞行阶段对比分析各螺旋桨在发动机经济工况点的效率。

(3) 本文方法考虑了飞行高度、速度等因素对发动机功率、螺旋桨效率的影响,可用于中空长航时无人机用恒速螺旋桨选配,为已选定活塞式发动机匹配最佳的恒速螺旋桨。

参考文献

- [1] 李权,曹巍,冯海勇,等.中空长航时无人机高升力层流翼型综合设计[J].飞行力学,2014,32(3):200-204.
LI Quan, CAO Yi, FENG Haiyong, et al. Integrated design of high-lift laminar airfoil for MALE UAV[J]. Flight Dynamics, 2014, 32(3): 200-204. (in Chinese)
- [2] 刘城斌,李杰,李鑫,等.某螺旋桨长航时无人机气动力改进设计与分析[J].飞行力学,2012,30(3):209-212.
LIU Chengbin, LI Jie, LI Xin, et al. Improved design and analysis on aerodynamics for a propeller-driven long-endurance UAV[J]. Flight Dynamics, 2012, 30(3): 209-212. (in Chinese)
- [3] 刘艳华,孙颖,孙智孝.活塞发动机与无人机构能匹配分析[J].飞机设计,2007(4):10-12,30.
LIU Yanhua, SUN Ying, SUN Zhixiao. Performance matching of piston engine to unmanned aerial vehicle[J]. Aircraft Design, 2007(4): 10-12,30. (in Chinese)
- [4] SADRAEY M. Unmanned aircraft design: a review of fundamentals[M]. Williston: Morgan & Claypool Publishers, 2017.
- [5] 廉筱纯.航空发动机原理[M].西安:西北工业大学出版社,2005.
LIAN Xiaochun. Principle of aero engine[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005. (in Chinese)
- [6] 朱之丽.航空燃气涡轮发动机工作原理及性能[M].2版.上海:上海交通大学出版社,2018.
ZHU Zhili. Working principle and performance of aircraft gas turbine engines[M]. 2nd ed. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2018. (in Chinese)
- [7] DONATEO T, SPEDICATO L, TRULLO G, et al. Sizing and simulation of a piston-prop UAV[J]. Energy Procedia, 2015, 82: 119-124.
- [8] CARLUCCI A P, FICARELLA A, LAFORGIA D, et al. Supercharging system behavior for high altitude operation of an aircraft 2-stroke diesel engine[J]. Energy Conversion and Management, 2015, 101: 470-480.
- [9] PARK H. Advanced turboprop composite propeller design and analysis using fluid-structure interaction method[J]. Composites Part B: Engineering, 2016, 97: 111-119.
- [10] GUDMUNDSSON S. General aviation aircraft design: applied methods and procedures[M]. Oxford: Butterworth-Heinemann Publishers, 2016.
- [11] 唐梓杰,丁水汀,杜发荣,等.航空二冲程活塞发动机与定距螺旋桨的匹配研究[J].航空动力学报,2010,25(2):379-383.
TANG Zijie, DING Shuiting, DU Farong, et al. Method for match of two-stroke piston engine and set propeller[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 379-383. (in Chinese)
- [12] 林漫群,王国文,张士志,等.无人机推进系统螺旋桨与发动机匹配实验研究[J].航天制造技术,2016(3):1-4,9.
LIN Manqun, WANG Guowen, ZHANG Shizhi, et al. Experimental study on propeller-engine matching of UAV propulsion system[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2016(3): 1-4,9. (in Chinese)
- [13] 王培基.一种无人机螺旋桨的设计与实验研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2017.
WANG Peiji. Design and experiment research of an UAV propeller[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017. (in Chinese)
- [14] MANSOURI H, OMMI F. Performance prediction of aircraft gasoline turbocharged engine at high altitudes[J]. Applied Thermal Engineering, 2019, 156: 587-596.
- [15] 陈嵩禄.动力装置系统设计[M].北京:航空工业出版社,2006.
CHEN Songlu. Power plant system design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2006. (in Chinese)

作者简介:

温占永(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:无人机动力系统的设计。

罗洋(1987—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器总体设计。

(编辑:马文静)