

文章编号: 1000-8055(2010)02-0379-05

航空二冲程活塞发动机与 定距螺旋桨的匹配研究

唐梓杰, 聿汀, 杜发荣, 韩树军, 张 奇, 张万兵
(北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 以长航时无人机的工作特点为基础, 结合二冲程发动机的功率输出特性和定距螺旋桨的功率吸收特性, 以及发动机的外特性曲线和螺旋桨的推进特性曲线, 得出了在地面飞行状态下二冲程活塞发动机匹配定距螺旋桨所采用的方法, 并通过为某型二冲程发动机匹配最优定距螺旋桨的试验, 证明了该方法可以应用于在地面及低空状态下, 为已知发动机匹配合适的定距螺旋桨。

关 键 词: 二冲程活塞发动机; 定距螺旋桨; 匹配; 外特性曲线; 螺旋桨特性曲线

中图分类号: V231.71

文献标识码: A

Method for match of two-stroke piston engine and set propeller

TANG Zi jie, DING Shu ting, DU Fa rong,
HAN Shu jun, ZHANG Qi, ZHANG Wan bing

(School of Transportation Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Based on the working characteristics of the long endurance UAV (unmanned aerial vehicle), and in combination with the power output characteristics of the engine and the power absorption characteristics of the set propeller, as well as external characteristic curve of the engine and propelling characteristic curve of the propellers, the method for matching of set propeller of the two-stroke piston engines was presented. This indicates that this method can be employed practically to select most suitable set propeller for one two-stroke engine under the conditions of ground and low altitude.

Key words: two-stroke piston engine; set propeller; match;
external characteristic curve; propeller characteristic curve

随着无人机应用范围的扩展, 对无人机发动机性能的要求也越来越高。对于小型航空用活塞式发动机, 要求具有体积小、升功率高、结构简单、使用维护方便等特性。特别是随着科技的发展, 对于无人机能够进行长航时工作的要求越来越高。由于无人机对速度的要求不是很苛刻, 所以普遍选择螺旋桨作为推进方式, 而螺旋桨所特有的低油耗等特点又满足了航空无人机本身对动力系统的要求^[1-2]。

螺旋桨可分为定距螺旋桨和恒速螺旋桨。对于小型的活塞发动机来说, 定距螺旋桨具有成本低, 结构简单的特点, 所以被广泛采用。螺旋桨桨距是指螺旋桨在不打滑和效率不损失的情况下, 每转动一圈向前移动的距离。桨距与桨叶角(桨叶弦线与螺旋桨旋转面的夹角)互成比例^[3]。

要实现配备螺旋桨的活塞发动机的飞行器能够进行长时间巡航, 可以采用两种途径: 一是发动机本身技术的提高, 降低单位时间燃油消耗量, 二

收稿日期: 2009-11-19; 修订日期: 2009-12-09

作者简介: 唐梓杰(1981-), 男, 四川中江人, 博士生, 研究方向: 小型航空二冲程活塞发动机设计。E-mail: tzjgyj@gmail.com

是找到与发动机匹配最佳的螺旋桨,使发动机在保证功率输出的情况下工作在较为经济的状态.所以,在主机选定的前提下,合理选择发动机的工作点,并做到发动机与螺旋桨的合理匹配就显得至关重要^[47].

1 理论分析

对于作为无人机动力单元的发动机,最重要的指标就是有效功率 P_e .

有效功率 P_e (kW) 的计算公式为

$$P_e = \frac{p_{me} V_h Z n}{30 \tau} \tag{1}$$

式中 p_{me} 为平均有效压力 (MPa), V_h 为单缸工作容积 (L), Z 为气缸数, n 为转速 (r/min), τ 为冲程数.

单位时间内活塞扫过的体积用 V 表示,则有以下等式:

$$V = \frac{V_h n}{60} \times 2 \tag{2}$$

$$V = v_m \times \frac{\pi D^2}{4} \tag{3}$$

式中 v_m 为活塞平均速度 (m/s), D 为气缸直径 (mm).

由式 (2) 和 (3) 可得

$$\frac{V_h n}{30} = 0.785 v_m D^2 \tag{4}$$

将式 (4) 代入式 (1), 得到

$$P_e = 0.785 \frac{p_{me} v_m Z D^2}{\tau} \tag{5}$$

可见,有效功率 P_e 受到上面各参数的影响.在设计转速和结构基本确定下来之后,影响有效功率的主要参数就是平均有效压力.平均有效压力的表达式为

$$p_{me} = \eta_t \eta_v \eta_m \frac{H_u \rho_s}{\alpha_0}$$

式中 η_t 为热效率; η_v 为充气效率; η_m 为机械效率; H_u 为燃料低热值; ρ_s 为进口状态下的空气密度; α_0 为理论空气量; α 为过量空气系数.

可见,影响平均有效压力,也就是影响有效功率的关键参数是指示热效率、气缸充气量 ($\eta_v \rho_s \alpha$) 和机械效率 η_m ^[8-9].

利用现有的商业软件,在确定了发动机的基本设计参数后,可以计算出发动机的各项性能指标和经济指标,如扭矩、功率、耗油量等.

对于作为长航时无人机的动力单元来说,发动机绝大部分时间在稳定工况下运行,负荷率较高,一般标定为 12h 功率.对于小型二冲程活塞发动机,取最高转速的 90% 的工况点,此时输出的功率为标定功率,发动机的转速为标定转速.

发动机工况是指发动机实际运行的工作状态,表征发动机的运行工况由下式给出:

$$P_e \propto T_{iq} \cdot n$$

式中 P_e 为发动机的有效功率, T_{iq} 为发动机的扭矩, n 为发动机的转速

因此,发动机的工况可由功率 P_e 和转速 n 来表示,它们与工作机械要求的功率和转速相适应.

在发动机与工作机械之间,通常还存在有减速器.通过减速器输出的扭矩 T_{iq1} 与发动机输出的扭矩 T_{iq} 之间的关系为

$$T_{iq1} = T_{iq} i_k i_o \eta$$

式中 T_{iq1} 是通过减速器输出的扭矩, T_{iq} 是发动机输出的扭矩, i_k 及 i_o 分别是变速器和主传动系的传动比, η 为传动系的效率.只有当发动机经过减速系输出的扭矩和工作机械的阻力扭矩相等时,发动机才能以一定转速按一定功率稳定运转;当工作机械的阻力矩、转速变化时,发动机的工况就会发生变化.对于小型航空活塞发动机,通常用发动机直接驱动螺旋桨,因此,只需要考虑发动机与螺旋桨之间的匹配.

螺距固定的螺旋桨所吸收的功率与转速的三次方成正比.所以,发动机带动螺旋桨工作时,有效功率也随转速的三次方变化,即

$$N_e = A n^3$$

式中 N_e 为螺旋桨吸收的功率, A 是常数,与螺旋桨的结构相关, n 为螺旋桨转速.

当发动机驱动螺旋桨稳定工作时,理想情况是要求其功率全部由螺旋桨吸收,所以可以得到

$$P_e = N_e$$

即当发动机发出的功率完全被螺旋桨吸收时,两者之间的匹配达到最佳状态^[10-12].

根据以上分析,可以归纳出在地面状态下,为小型二冲程活塞发动机选配最佳定距螺旋桨的方法.首先根据发动机各项基本设计参数,绘制出发

动机的外特性曲线, 并将最大功率的 90% 所对应的点作为发动机的标定点. 其次, 在同一张图上绘制出各条备选定距螺旋桨作为推力桨的推进特性曲线, 根据螺旋桨推进特性曲线的特点可以判断这些曲线必定会与发动机的外特性曲线产生交点, 观察这些交点, 在发动机特性已经确定的条件下, 越靠近标定点的所对应的螺旋桨则越能充分发挥发动机的动力性能.

2 试验验证

2.1 螺旋桨的选择

已知某型发动机的性能参数, 需要在 4 条桨中选择最适合此发动机的螺旋桨. 发动机的最高转速为 7500r/min, 对应的功率为 9.7kW.

4 条螺旋桨的规格(乘号前面的数字表示螺旋桨的直径, 后面的数字表示螺旋桨的桨距) 如表 1 所示.

表 1 4 条桨的规格
Table 1 Configuration of 4 propellers

桨号	规格	桨号	规格
1	600 mm × 480 mm	3	600 mm × 400 mm
2	810 mm × 300 mm	4	680 mm × 400 mm

发动机安装在试验台上, 根据桨号, 在发动机上依次安装不同的螺旋桨, 在试验台上测出发动机的扭矩、推力和油耗.

试验台示意图如图 1 所示.

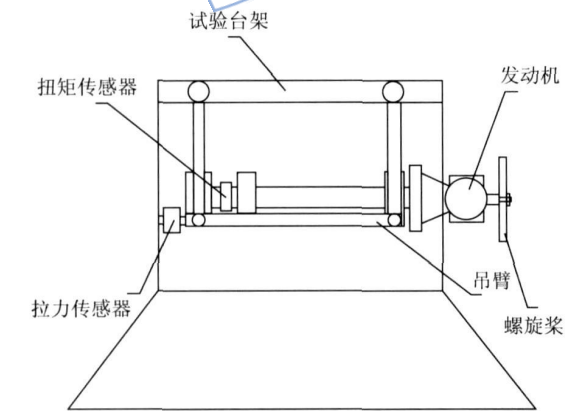


图 1 发动机试验台架

Fig.1 Experimental bench of engine

发动机与油箱之间装有油耗仪, 并在每缸的径向圆周方向上平均布置 3 个热电偶, 以监测温

度. 装配不同螺旋桨的缸套最高温度如表 2 所示.

表 2 4 条桨的最高转速和最高温度

Table 2 Maximum temperature and maximum speed of each propeller

桨号	最高转速/(r/min)	最高温度/℃
1	6 800	198.2
2	4 700	188.3
3	7 400	201.4
4	5 800	195.1

由表 2 可以看出, 发动机缸套温度在最高转速下相差不大, 所测得的数据基本上反映了发动机在配资不同螺旋桨下的最高性能.

根据测量到的扭矩和对应的转速, 可以得到发动机配资不同螺旋桨时, 发动机输出功率随转速的变化曲线, 即 4 条桨的螺旋桨特性曲线, 根据发动机的设计参数, 可以得到发动机的外特性曲线.

将 4 条桨的推进特性曲线与发动机的外特性曲线表示在功率-转速图上, 如图 2 所示.

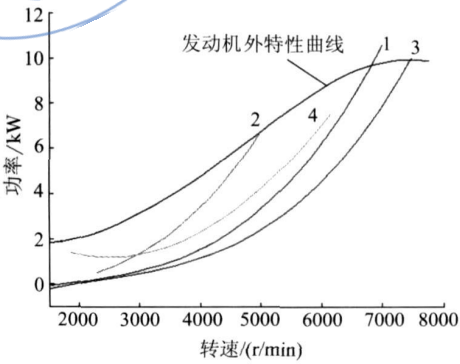


图 2 外特性曲线与 4 条桨的螺旋桨特性曲线

Fig.2 External characteristic curve and propeller characteristic curve of 4 propellers

取最大功率 9.7kW 的 90% 为标定功率点, 即 8.73kW 处. 可以看出 4 号桨的螺旋桨特性曲线与发动机的外特性曲线无交点, 这表明如果装配 4 号桨的发动机无法按照标定功率进行工作, 标定转速已经超过 4 号桨所能达到的最大转速. 其余的 3 条桨的螺旋桨特性曲线均与发动机外特性曲线相交, 并且 1 号桨的螺旋桨特性曲线与发动机的外特性曲线的交点靠近 8.73kW 的标定功率点. 依据以上介绍的方法, 在这 4 条桨中, 1

号桨应该是与发动机配合最好的螺旋桨。

2.2 动力性评价

绘制表示发动机配备 4 条桨的输出扭矩随转速变化情况的曲线, 横坐标表示发动机转速, 左侧纵坐标表示输出扭矩, 右侧纵坐标表示发动机输出功率, 图中标示 1~ 4 号数字的曲线为发动机装对应应桨号螺旋桨的螺旋桨特性曲线, 同时图中绘制了一组等值曲线, 表示发动机的等功率线, 如图 3 所示。

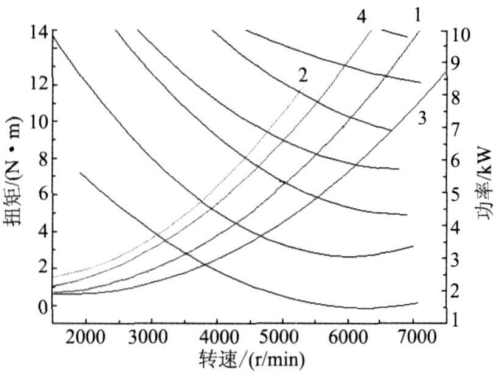


图 3 螺旋桨特性曲线与等功率曲线
Fig. 3 Propeller characteristic curve of 4 propellers and power contour

4 条曲线旁边的数字代表桨号. 将发动机的最大转速下调 10%, 即为发动机的最高安全转速。

通过各条螺旋桨的最大安全转速点所对应的性能参数, 可以清晰的看出配备 1 号桨的输出功率、扭矩都为最大, 4 号桨和 3 号桨次之。

2.3 经济性评价

绘制装配 4 条桨的发动机的万有特性曲线, 横坐标表示发动机转速, 左侧纵坐标表示输出扭矩, 同时绘制了一组等值曲线, 表示发动机的推力比油耗曲线, 如图 4 所示。

绘制装配 4 条桨的发动机的万有特征曲线, 横坐标表示发动机转速, 左侧纵坐标表示输出扭矩, 同时绘制了一组等值曲线, 表示发动机的功率比油耗曲线, 如图 5 所示。

4 条曲线旁边的数字代表桨号, 从图 4 和图 5 可以看出, 无论是图 4 所示的是评价航空螺旋桨发动机所特有的推力比油耗, 还是图 5 所示的是评价发动机机所通用的功率比油耗, 都可以看出 2 号桨虽然油耗偏低, 但不能够发挥出发动机内在的动力, 而其他 3 条桨在安全转速下具有几乎同等程度的油耗水平。

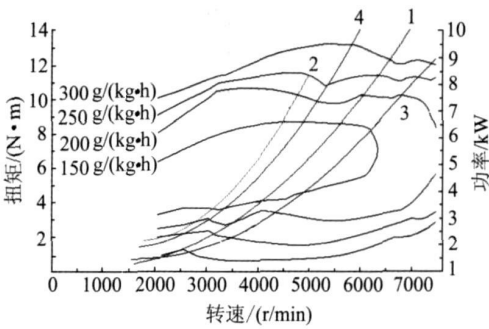


图 4 螺旋桨特性曲线与推力比油耗曲线
Fig. 4 Propeller characteristic curve of 4 propellers and thrust oil consumption contour

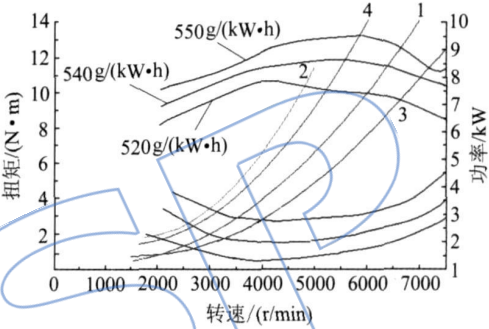


图 5 螺旋桨特性曲线与功率比油耗曲线
Fig. 5 Propeller characteristic curve of 4 propellers and power oil consumption contour

2.4 综合评价

将得到的 4 条螺旋桨的螺旋桨特性曲线所表示的最高转速下调 10%, 得到发动机的最高安全转速, 为了计算方便, 选用每个转速点附近整数值, 如表 3 所示。

表 3 4 条桨的最高转速和参考转速
Table 3 Maximum speed and reference speed of 4 propellers

标号	最高安全转速/(r/min)	参考转速/(r/min)
1	6 120	6 100
2	4 230	4 200
3	6 600	6 600
4	5 220	5 200

绘制在这 4 种参考转速情况下发动机的部分负荷特性曲线, 如图 6 所示. 图中每个标号下方的曲线, 表示表 3 中标号所对应的转速下, 发动机的负荷特性曲线. 可以看出在 4 200 r/min 转速下,

发动机的油耗最小, 但此时发动机输出的功率也最小, 无法满足飞行器对于动力的要求. 在 5 200 r/min 转速下, 发动机的动力性和经济性均处在中游水平. 在 6 100 r/min 和 6 600 r/min 的转速下, 发动机的油耗水平相当, 并且功率输出十分接近发动机的标定功率, 因此可以判定, 6 100~6 600 r/min 的转速范围内, 发动机处在动力性与经济性的理想区域. 通过图 2 所绘制的 4 条桨的推进特性曲线与发动机的外特性曲线的交点分布情况, 可以看到, 1 号桨的推进特性曲线与发动机的外特性曲线的交点所对应的转速处在 6 100~6 600 r/min 的转速范围内, 因此对于文中所涉及的发动机, 1 号桨是 4 条桨中最佳的定距螺旋桨.

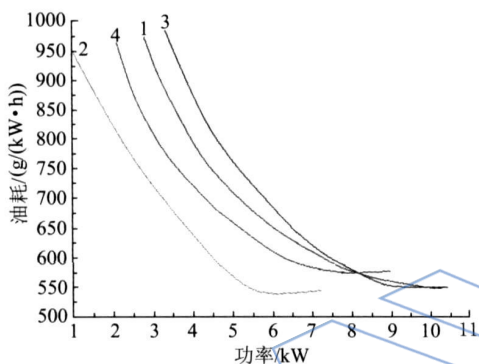


图6 4条桨的部分负荷特性曲线

Fig. 6 Part load performance curve of 4 propellers

通过对发动机动力性和经济型的综合评价及分析, 可以看出, 1 号桨在最大安全转速下, 是动力性最好的桨, 同时也能够最好的兼顾燃油经济性, 是对应本发动机最合适的定距螺旋桨, 同时也成功的验证了关于本文所提出的为活塞发动机匹配定距螺旋桨的方法, 是具有实际可行价值的.

3 结 论

通过上述分析计算与比较, 可以得出以下结论:

1) 发动机与螺旋桨的匹配的关键在于确定发动机的功率标定点, 以及发动机所输出的功率能被螺旋桨吸收的程度;

2) 本文所采用的方法能够在地面低空飞行

条件下, 选择出与发动机匹配较好的定距螺旋桨, 在充分发挥发动机的动力性能的同时, 还兼顾到发动机的燃油经济性;

3) 本文所述的方法主要是在地面低空飞行状态下, 为已知发动机选配较为适合的定距螺旋桨, 而要达到高空状态下完全的匹配, 则要根据发动机及螺旋桨在不同高度、速度情况下的性能进行研究匹配, 同时这也为以后的研究提供了方向.

参考文献:

- [1] 寿尔康. 航空模型发动机[M]. 北京: 航空工业出版社, 2007.
- [2] 灵泰. 遥控飞机螺旋桨的选择[J]. 遥控世界, 2003, 8: 13 14.
JIONG Tai. Choice of the remote control plane [J]. Model World, 2003, 8: 13 14. (in Chinese)
- [3] 葛劳渥. 螺旋桨理论[M]. 北京: 新华书店, 1950.
- [4] 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.
- [5] 周盛. 航空螺旋桨与桨扇[M]. 北京: 国防工业出版社, 1994.
- [6] 陈凤仁. 对置活塞发动机[J]. 陕西汽车, 1994, 2: 9 11.
CHEN Fengren. Opposed piston engine [J]. Shanxi Auto, 1994, 2: 9 11. (in Chinese)
- [7] 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.
LIU Yanhua, SUN Ying, SUN Zhixiao. Performance matching of piston engine to unmanned aerial vehicle [J]. Aircraft Design, 2007, 27(4): 10 12. (in Chinese)
- [8] 秦有方. 车辆内燃机原理[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1997.
- [9] 周龙保. 内燃机学[M]. 北京: 机械工业出版社, 2000.
- [10] Anderson J D, Jr. A history of aerodynamics and its impact on flying machine[M]. Cambridge: Cambridge Aerospace Series, 1997.
- [11] 马晓平, 朱笔锋. 提高小型无人机螺旋桨效率的工程方[J]. 西北工业大学学报, 2004, 22(2): 209 212.
MA Xiaoping, SONG Bifeng. Practical measures for raising propeller efficiency of low speed mini UAV [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2004, 22(2): 209 212. (in Chinese)
- [12] 荆晓东, 徐寒清. 航空活塞发动机使用[J]. 中国科技信息, 2005, 19: 77.
JING Xiaodong, XU Hanqing. Use of the aero piston engine [J]. China Science and Technology Information, 2005, 19: 77. (in Chinese)