

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2012.01.002

## 小型无人直升机活塞式发动机建模技术

徐志鑫<sup>1</sup>, 曾国贵<sup>2</sup>, 严峰<sup>2</sup>, 祖家奎<sup>1</sup>

(1. 南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016;

2. 中国直升机设计研究所无人机部, 江西 景德镇 333000)

**摘要:** 针对传统的无人直升机发动机研究方法存在的问题, 提出一种新的活塞式航空发动机系统建模方案。结合旋翼系统的特性, 利用叶素理论对旋翼桨叶进行分析, 分别建立了发动机功率特性模型和旋翼的负载模型, 根据发动机的动力学特性得到发动机的转速, 并通过 Matlab 仿真和试车台试验进行验证。仿真试验结果证明: 该模型合理可行, 能够满足无人直升机的仿真控制要求。

**关键词:** 无人直升机; 活塞发动机; 建模; 旋翼; 负载

**中图分类号:** TJ02 **文献标志码:** A

## Modeling Technique of Piston Engine System for Small Unmanned Helicopter

Xu Zhixin<sup>1</sup>, Zeng Guogui<sup>2</sup>, Yan Feng<sup>2</sup>, Zu Jiakui<sup>1</sup>

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics &amp; Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Unmanned Aircraft Vehicle Division, China Helicopter Research &amp; Development Institute, Jingdezhen 333000, China)

**Abstract:** For the problems of traditional research methods of unmanned helicopter engine, a new modeling method of piston aircraft engine system was proposed. Combining with the characteristics of rotor system, blade element theory is applied to analyze rotor blades. Then engine power characteristics model and rotor load model were established. According to the dynamics of engine, engine speed is calculated. Finally, Matlab simulation and ground test stand testing were carried out to verify the control performance. Simulation results show that the model is reasonable and feasible and meets the control requirements of unmanned helicopter simulation.

**Key words:** unmanned helicopter; piston engine; modeling; rotor; load

### 0 引言

无人直升机具有定点悬停、垂直起降和低空低速性好等一系列特点, 可以执行侦查定位、战损评估、通讯中继、资源勘探、电力巡检、交通监控、森林防火和航拍等任务, 在军、民用领域有着广泛的应用前景, 成为目前国内外的研究热点。无人直升机的操控面是旋翼系统, 而旋翼系统的动力源自于发动机, 所以发动机控制是直升机控制的基础<sup>[1]</sup>, 只有稳定可靠的发动机转速控制, 才能保证直升机的稳定飞行<sup>[2-3]</sup>。

传统的发动机研究方法是通过发动机试车台的开车试验来进行的, 给定不同的初始条件如风门和转速等得到发动机的功率和扭矩, 从而建立发动机的模型。而当前中小型无人直升机普遍使用的是活塞式航空发动机, 其转速不是简单的由发动机的输出功率决定的, 而是由发动机输出功率和旋翼的需用功率的匹配关系决定的, 因而针对无人直升机的发动机, 要在传统研究方法的基础上结合旋翼系统

的特性来对其进行建模。因此, 笔者对某型无人直升机的二冲程活塞式航空发动机和旋翼系统进行建模研究。

### 1 发动机系统建模方案

#### 1.1 发动机转速调速台

样例发动机转速调试台由试验台架、动力/传动系统、燃油系统、旋翼系统及操纵系统等组成<sup>[4-5]</sup>。台架上各系统部件的布置基本模拟样例发动机在某型无人直升机上的布局, 台架系统总体布置如图 1。

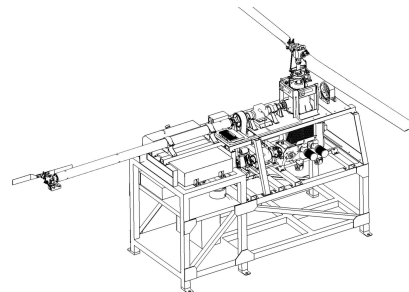


图 1 发动机转速调试台总体布置

收稿日期: 2011-08-23; 修回日期: 2011-09-15

基金项目: 飞行器自主控制技术教育部工程研究中心资助(南京航空航天大学)

作者简介: 徐志鑫(1986—), 男, 安徽人, 硕士研究生, 从事无人直升机飞行控制技术、嵌入式系统开发等研究。

### 1.2 模型构建方案

针对图 1 所示的发动机转速调试台, 建立发动机的动力学模型。

模型主要分为 3 部分: 发动机输出功率模型、旋翼负载模型和发动机的动力学特性。首先把发动机功率的输出看作一个惯性环节, 根据不同风门量和转速值对应不同的发动机功率, 建立功率的二维插值表, 实时地插值得到发动机的功率, 并由经验公式对发动机的功率进行修正, 得到发动机的扭矩; 然后, 由旋翼的负载特性对旋翼系统进行理论建模, 从而得到旋翼的反扭矩; 最后根据发动机的动力学特性得到发动机输出转速。其结构图如图 2。

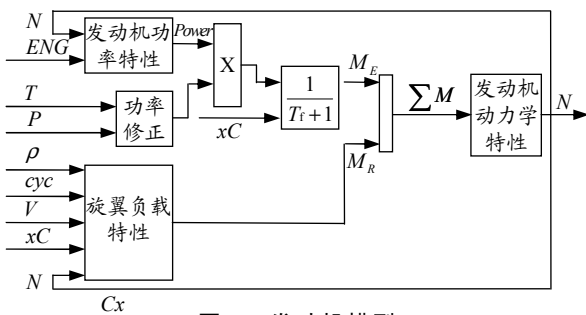


图 2 发动机模型

## 2 发动机建模的实现

### 2.1 发动机功率特性建模

发动机的功率特性可以描述为式 (1) 所示的函数<sup>[6]</sup>:

$$P = P(\Omega, \delta_e) \quad (1)$$

式中:  $P$  表示发动机功率;  $\Omega$  表示旋翼转速;  $\delta_e$  表示风门开度。

通过发动机试车台建立发动机输出功率的二维插值表, 图 3 为不同的转速下的发动机功率与风门开度的对应图。模型中采用二维数据插值的方法, 实时插出输出功率。

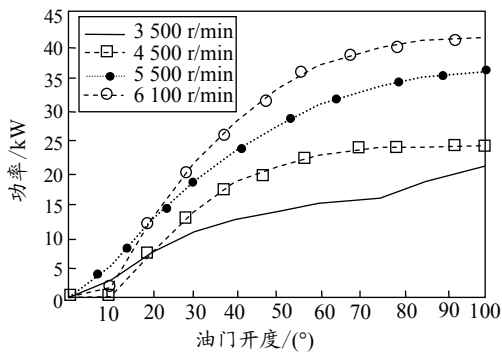


图 3 不同的转速下的发动机功率对应的的风门开度曲线

考虑到实际发动机功率的输出是有过程的, 所

以把发动机功率输出看作是一个惯性环节, 其传递函数如下:

$$G(s) = \frac{1}{T_f s + 1} \quad (2)$$

其中时间常数  $T_f$  跟总距关联, 可通过事先实验得到的总距与  $T_f$  的一维插值表实时的插值得到。

由于输出功率的二维差值表是在标准条件下实验得到的, 而发动机的输出功率跟其所处的大气环境是有很大大关系的, 所以还要考虑具体的大气条件对输出功率的影响。

非增压活塞发动机功率随高度变化的工程近似估算公式为:

$$N_h = [1.11 \frac{P_h}{P_0} \sqrt{\frac{T_0}{T_h}} - 0.11] N_0 \quad [7] \quad (3)$$

式中:  $N$  为发动机输出功率;  $P$ 、 $T$  分别为大气压强和大气温度 (下标 0 表示海平面状态,  $h$  表示工作高度  $h$  处状态)。根据发动机的高度特性, 可以对发动机的功率进行修正, 得到更加符合实际情况的发动机功率。

### 2.2 旋翼负载特性建模

利用叶素理论对旋翼桨叶进行分析, 把桨叶看成  $N$  个微元, 然后对每个微元进行分析, 计算每个微元所受到的升力和阻力, 最后把所有的微元所受的力加起来就能得到桨叶的升力和阻力。

#### 2.2.1 微元的面积

定义旋翼桨叶半径为  $R$ , 直径为  $D$ , 相对铰链长度为  $a$ , 桨叶实际长度为  $l_b$ , 用  $\Delta r$  表示微元。将桨叶分为  $N$  个微元, 如图 4, 其中  $O$  为桨毂中心。

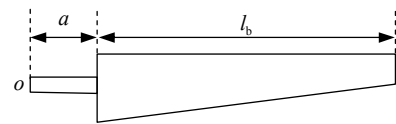


图 4 桨叶

由图 4 可知每个微元的长度为:

$$\Delta r_L = \frac{R - a}{N} = \frac{l_b}{N} \quad (4)$$

近似认为桨叶为梯形, 其底部弦长为  $c$ , 锥度为 taper, 则可以算得每个微元的弦长为:

$$\Delta r_{\text{chord}} = c [1 + \frac{0.5 + n}{N} (\text{taper} - 1)] \quad (5)$$

则可以得到每个微元的面积为:

$$A_{\Delta r} = \Delta r_{\text{length}} \cdot \Delta r_{\text{chord}} \quad (6)$$

2.2.2 微元的速度

$$\vec{v}_{\text{local}} = \vec{v}_{\text{flap}} + \vec{v} - \vec{v}_0 \quad (7)$$

其中： $\vec{v}_{\text{local}}$  是微元的矢量和速度； $\vec{v}_{\text{flap}}$  表示挥舞速度； $\vec{v}$  表示旋翼旋转的线速度； $\vec{v}_0$  表示桨叶相对空气速度。

2.2.3 桨叶微元的升力和阻力

如图 5，在某剖面段处， $\alpha$  表示翼型零升迎角， $\beta$  表示来流角， $W$  表示气流来向。

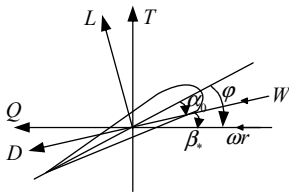


图 5 桨叶剖面

翼型升力和翼型阻力分别为<sup>[8]</sup>：

$$\begin{cases} \Delta L = \frac{1}{2} C_L \rho |\vec{v}|^2 A_{\Delta r} \\ \Delta D = \frac{1}{2} C_D \rho |\vec{v}|^2 A_{\Delta r} \end{cases} \quad (8)$$

式中： $\rho$  表示空气密度； $C_L$  表示翼型升力系数； $C_D$  表示翼型阻力系数； $v$  表示桨叶微元的合成速度， $A_{\Delta r}$  表示翼型表面积。

由于翼型升力  $L$  和拉力  $T$  之间存在来流角  $\beta$ ，因此翼型拉力和旋转阻力为：

$$\begin{cases} \Delta T = \Delta L \cos \beta - \Delta D \sin \beta \\ \Delta Q = \Delta D \cos \beta + \Delta L \sin \beta \end{cases} \quad (9)$$

所以旋翼扭矩  $M_R$  为：

$$M_R = \sum \Delta Q \cdot r = \sum (\Delta D \cos \beta + \Delta L \sin \beta) \cdot r \quad (10)$$

引入普朗特因数和旋翼修正因子来修正翼型的升力系数和阻力系数，以  $C_{L\alpha_0}$  表示翼型零升系数，则气流的入射角为<sup>[9]</sup>：

$$\varphi = \left[ \varphi_{\text{local}} + \sin^{-1} \left( \frac{\frac{v_{\text{local}}}{|\vec{v}_{\text{local}}|}, \text{normal}}{|\vec{v}_{\text{local}}|} \right) + C_{L\alpha_0} \right] \cdot F \cdot K - C_{L\alpha_0} \quad (11)$$

翼型的升力系数会随着速度和气流入射角的变化而变化。当考虑旋翼变距时，需要利用普朗特因

数和旋翼修正因子对翼型升力系数进行修正，此时的气流入射角修正为： $\varphi - \text{cyc} \cdot K \cdot F$ 。其中  $\text{cyc}$  表示旋翼的变距输入量。然后可以根据查表得到该翼型在一定速度和入射角下的升力系数。

由此可以得到升力的修正公式：

$$\begin{cases} L = L_1 + e \cdot (L_2 - L_1) \\ L_1 = \left( \frac{1}{2} \rho |\vec{v}|^2 \right) A_{\Delta r} C_{L1} \\ L_2 = \left( \frac{1}{2} \rho |\vec{v}|^2 \right) A_{\Delta r} C_{L2} \end{cases} \quad (12)$$

其中： $C_{L1}$  表示利用普朗特因数和旋翼修正因子修正过的升力系数； $C_{L2}$  表示未修正的升力系数； $e$  表示一个修正的常数。

则桨叶拉力力矩和翼型扭矩为：

$$\begin{cases} L = T \cdot r = (L \cos \beta_s - D \sin \beta_s) \cdot r \\ M = Q \cdot r = (D \cos \beta_s + L \sin \beta_s) \cdot r \end{cases} \quad (13)$$

2.3 活塞式发动机动力学建模

发动机动力学特性如图 6，根据动量定理，可以用微分方程描述发动机的动力学特性<sup>[10]</sup>：

$$J \dot{\Omega} = \eta M_E - M_R - M_0 \quad (14)$$

式中： $J$  为旋翼转动惯量， $\text{kg/m}^2$ ； $\Omega$  为旋翼转动角速率， $\text{rad/s}$ ； $M_E$  为发动机输出扭矩， $\text{N}\cdot\text{m}$ ； $\eta$  为发动机功率因子 (0.95~0.99)； $M_R$  为旋翼反扭矩， $\text{N}\cdot\text{m}$ ； $M_0$  为其它机载设备的等效负载特性， $\text{N}\cdot\text{m}$ 。将发动机等效为一个转动惯量环节，根据动量定理，合扭矩  $\Sigma M$  使得发动机转轴的转速变化率为  $\dot{n}$ ，经积分环节后，得到发动机转速  $n$ 。 $M_0$  相对  $M_R$  很小所以忽略，发动机功率因子  $\eta$  视为 1，上式可以简化为：

$$J \dot{\Omega} = M_E - M_R \quad (15)$$

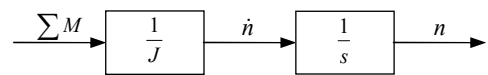


图 6 发动机动力学特性

3 模型仿真实验

笔者从开环控制和试车台试验 2 个方面来验证建立的模型的准确性。通过开环控制说明发动机模型的转速是可控的，并且功率的输出是符合实际情况的；然后根据模型设计的控制律，并在试车台上试验控制效果，从而验证所建立的模型的可行性。

### 3.1 开环验证

在 Matlab 环境下对发动机建立旋翼负载特性和发动机功率特性的模型, 利用 Simulink 模块搭建仿真框图进行开环数字仿真验证。

给定风门量 27.9°, 总距角初始值给定 15°, 80 s 后增加到 17°。图 7 是输出功率和发动机输出转速的曲线。

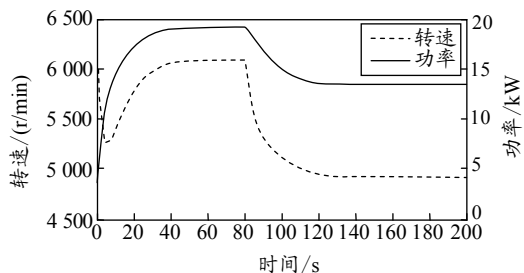


图 7 风门=27.9°时,总距角从 15°变到 17°的功率曲线和转速曲线

如图 7, 模型中设定发动机一个初始额定状态的输出转速 6 100 r/min, 由于功率输出有延时, 初始阶段可用功率不能满足负载的需用功率, 所以刚开始转速有所下降, 随着输出功率的稳定, 发动机的转速也稳定在了工作转速。80 s 时改变总距角, 即改变旋翼的负载, 可以看到此时发动机的转速降到 4 900 r/min。模型很好地反应了转速对负载和风门的响应。

当转速稳定在额定工作状态下, 即发动机的转速为 6 100 r/min 时, 改变模型的风门输入量, 得到模型输出功率曲线, 将其和试飞时额定状态下的功率曲线比较如图 8, 可以看出发动机模型功率的输出是符合实际情况的。

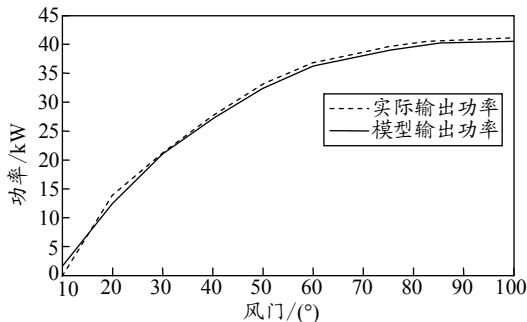


图 8 模型输出功率和实际功率输出对比曲线

### 3.2 试车台试验

依据所建立的发动机模型, 采用前馈与反馈的复合控制策略, 即根据负生油门前馈补偿; 根据发动机转速差, 采用 PI 反馈控制, 设计发动机转速控制律, 并根据无人直升机的不同飞行状态, 进行控

制律参数调整。

活塞式电喷发动机恒转速控制试验结果如图 9。试验结果表明: 在整个试验过程中, 旋翼负载 6~9°的快速往复变化, 发动机转速控制误差均≤2%, 符合发动机转速控制要求。所以作为控制律设计基础的模型是较为准确的。

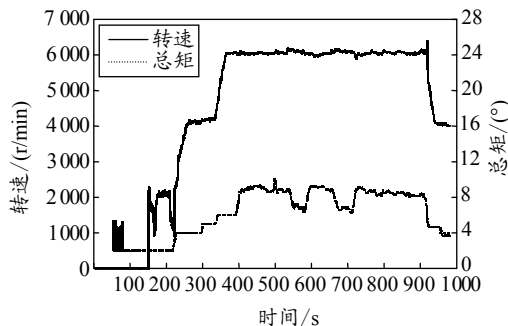


图 9 发动机恒转速控制试验结果

## 4 结束语

笔者针对小型无人直升机的特点, 详细分析了其发动机功率特性和旋翼的负载特性和发动机动力学特性, 给出了完整的数学模型。通过 Matlab 仿真与开车试验验证, 证明了该发动机模型较为准确。

### 参考文献:

- [1] 杨振祥, 阮红霞. 小型无人直升机动力装置活塞发动机的动态效应[J]. 直升机技术, 2006, 146(2): 32-35.
- [2] 彭召勇. 无人直升机飞行控制技术[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2000.
- [3] 黄向华, 彭召勇. 无人驾驶直升机发动机模糊自适应 PID 控制[J]. 航空动力学报, 2005, 20(3): 487-493.
- [4] 冀树德, 张辉, 贾祯, 等. ECU 控制性能的动态试验研究[J]. 车用发动机, 2008(176): 106-109.
- [5] 鹿海洋, 段文龙. 发动机试验中伺服控制系统抗干扰技术研究[J]. 固体火箭发动机, 2000, 23(1): 74-78.
- [6] 严峰, 赖水清, 李林华. 小型无人直升机发动机控制设计[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(3): 830-835.
- [7] 杨志明, 张才文, 周同礼. 小型螺旋桨飞机动力装置特性试验研究[J]. 南京航空航天的学学报, 1999, 31(1): 24-30.
- [8] 杨一栋. 直升机飞行控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- [9] Fan Xiande, Zhao Chengren, Ma Wenyan. Rotor Aerodynamics Based on Blade-Element Theory [C]/ Proceedings of Asia Simulation Conference 2002 / the 5th Intentional Conference on System Simulation and Scientific Computing(ICSC). Beijing: International Academic Publishers, 2002.
- [10] 马克沙依 A B, 波良斯基 H И. 航空发动机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1956: 145-169.