

# 直升机工作特性建模与飞行性能仿真\*

廖 瑛<sup>1</sup> 庄景钊<sup>2</sup> 梁加红<sup>3</sup>

(1. 国防科技大学航天与材料工程学院,湖南长沙 410073; 2. 中国酒泉卫星发射中心,甘肃兰州 732750;  
3. 国防科技大学机电工程与自动化学院,湖南长沙 410073)

**摘要** :以涡轮轴发动机工作特性建模为中心,对某系列直升机飞行性能进行仿真研究,力争实现对直升机实施“基于状态的维修”。讨论了直升机飞行性能和涡轮轴发动机特性的表述方法,建立了涡轮轴发动机的数学模型,并讨论了其解法与应用。基于发动机台架性能仿真程序对该模型进行简化,得到涡轮轴发动机工作过程的热力学模型。对发动机性能进行计算完成飞行性能仿真,应用结果表明该方法是可信、高效的。

**关键词** :直升机;涡轮轴发动机;建模与仿真;维修

中图分类号 :V235.12 文献标识码 :A

## The Modeling of the Working Characteristics and Simulation of the Flying Performance of Helicopters

LIAO Ying<sup>1</sup>, ZHUANG Jing-zhao<sup>2</sup>, LIANG Jia-hong<sup>3</sup>

(1. College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. China Jiuquan Satellite Launch Center, Lanzhou 732750, China;

3. College of Mechatronics Engineering and Automation, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract** :The modeling & simulation of the flying performance of helicopters is developed here in order to maintain them based on their states. It is centered on the modeling of the working characteristics of the turboshaft. First, the descriptions of the flying performance of helicopters and the characteristics of the turboshaft are discussed, and a math model of the working process of the turboshaft is built. Then the model is predigested according to the calculating program of the engine's test performance. Finally, the flying performance simulation is realized through the calculation based on the simplified model. The results show that this method is credible and high efficient.

**Key words** :helicopters; turboshaft; modeling & simulation; maintenance

本文尝试把系统仿真技术引入直升机的维护保障领域,进而探索并寻找一种有效的直升机维修保障方法。指导思想是从研究某系列直升机工作特性建模与飞行性能仿真入手,重点在于研究一种高效的建模方法,以契合直升机维护保养的需要。研究工作以直升机的动力部件——涡轮轴发动机为核心,分为以下几个步骤(1)建立直升机飞行性能和涡轮轴发动机工作特性的描述方法(2)建立涡轮轴发动机数学模型,描述涡轮轴发动机工作过程(3)建立以涡轮轴发动机数学模型为核心和基础的直升机飞行性能模型(4)基于直升机飞行性能模型完成仿真与评估。

### 1 直升机飞行性能与涡轮轴发动机工作特性的描述方法

#### 1.1 直升机的飞行性能

直升机的飞行性能主要是指其空气动力学特性。飞行性能仿真的任务是计算在垂直平面内的定常直线飞行状态下直升机在所有可能的高度上以各种速度飞行时的发动机功率、燃油消耗、迎角、安装角以及旋翼的其它特性。这些数据可以用来确定各种飞行条件下的垂直速度、航程和续航时间。直升机

\* 收稿日期:2004-03-04

基金项目:国家部委基金资助项目(20010695)

作者简介:廖瑛(1961—),女,教授,博士。

飞行性能仿真包括以下内容 (1)悬停性能 (2)垂直爬升能力 (3)平飞需用功率 (4)续航能力 (5)倾斜爬升性能。

## 1.2 涡轮轴发动机工作特性

直升机的动力装置由涡轮轴发动机、旋翼和尾桨组成。涡轮轴发动机的特性通常包括转速特性、高度特性和速度特性。发动机的特性可以在地面试车台、高空舱试车台、飞行试验台中用试验的方法取得。发动机特性也可以由计算的方法确定,即利用整机地面试车所得的共同工作线,或直接利用各部件的特性。

## 2 涡轮轴发动机工作过程数学模型的建立

### 2.1 涡轮轴发动机仿真模型

发动机数学模型是发动机性能等用数学表述的一种形式,是定量地反映发动机在工作中某一定物理工程和特点的数学抽象,并可在一定范围内和一定程度上描述和表示发动机。现在已发展了发动机性能模型、环境影响模型、可靠性模型、尺寸重量模型、进气道/发动机相容性模型<sup>[1]</sup>以及飞机机体—进气道—发动机—尾喷管一体化模型。

高精度的各部件数学模型或性能特性数据是建立发动机数学模型的基础。这些部件特性,可由计算获得,也可由独立的部件试验测出,或在发动机上直接测量。用解析的方法获得各部件的性能由于受建模不充分以及为了减少计算工作量而进行的简化的限制,很难满足系统仿真等对发动机性能模型的基本要求。利用单独的部件试验测量部件性能则很难完全模拟真实发动机中各部件的进出口条件和各部件间的相互作用以及许多机械因素综合影响,因而与发动机系统中的相应部件差别较大。可以通过发动机在高空实验舱模拟高空飞行状态的试验,测出部件的性能特性。但是这种方法费用较贵,且技术难度大,有的部件特性也不能够完全测量到。

综上所述,获得合理且相互匹配的各部件特性是发动机建模技术的关键。

### 2.2 涡轮轴发动机稳态数学模型及简化热力学模型

涡轮轴发动机稳态数学模型是把发动机看作由压气机、燃烧室、压气机涡轮、自由涡轮和排气管组成的系统,同时考虑大气条件、进气道等因素的影响,描述部件进出口热力学状态,以质量和能量守恒为依据,兼顾功率平衡,建立发动机各部件的共同工作方程<sup>[3]</sup>。

涡轮轴发动机稳态方程能够详细地描述发动机每个特征截面上的工作参数状态,因而通过求解稳态方程组能够很好地知道发动机的工作状况。但是该稳态方程组涉及到很多参数,需要知道相当多的部件特性才能够求解。实际上要找到一套完整的数据来进行计算是非常困难的。即使完整的部件特性数据可以通过部件实验的手段获取,也由于其代价异常昂贵而不适用于普遍的情况。因此,要在数据较少的情况下求解方程必须对模型进行适当而合理的简化。

在工厂中,经常利用发动机试车台架性能仿真来确定发动机的各项性能参数。在发动机性能未全部达到规定的验收标准时,通过对这些性能参数的了解以指导发动机的调整。由于在试车台上可以通过测量的手段获取部分参数,因而可以利用较少的方程计算出发动机的各项性能参数。

借鉴发动机试车台架性能仿真的方法对稳态方程进行简化,利用可测数据替代稳态方程模型中的相关参数,以及使用实际数据替代试车的数据,以减少计算的复杂性。由此得到发动机简化热力学模型,该模型的已知参数参照试车数据通过测量的手段给出。

简化热力学模型方程如下所示:

$$(1) \text{发动机进气温度 } T_1 = t_0 + 273.15;$$

$$(2) \text{发动机进气压力 } P_1 = P_0;$$

$$(3) \text{燃气发生气换算转速 } NG = n_{rg} \times \sqrt{\frac{288.15}{T_1}};$$

(4) 输出轴换算功率  $W'a = Wa \times \frac{101.325}{P_1} \times \sqrt{\frac{288.15}{T_1}}$  ;

(5) 燃油消耗量换算值  $C'H = CH \times \frac{101.325}{P_1} \times \sqrt{\frac{288.15}{T_1}} \times \sqrt[4]{\frac{288.15}{T_1}} \times \frac{H_{carb}}{10306}$  ;

(6) 压比  $P_{21} = \frac{\Delta P_a + P_0}{P_1}$  ;

(7) 流量管实测流量系数  $K = B_0 - \left[ A_0 \times \frac{\Delta P_{buse}}{P_1} \right]$  ;

(8) 实际的空气流量  $G_1 = \frac{K}{1000} \times \sqrt{\Delta P_{buse} \times \frac{P_1}{0.28704 \times T_1}}$  ;

(9) 燃烧室油气比  $RIT = \frac{CH \times 2.704 \times 10^{-8}}{G_1} \times H_{carb}$  ;

(10) 压气机出口空气温度  $T_2 = T_1 \times K_{\Delta T}$  ;

(11) 涡轮进口换算的燃气温度  $T'_3 = T_3 \times \frac{288.15}{T_1}$  ;

(12) 涡轮进口相似流量  $K_T = \frac{G_1 \times 0.9918 \times (1 + RIT) \sqrt{T_3}}{P_3}$  , 其中 ,  $P_3 = (P_{21} \times P_1) \times$

$$\left\{ 1 - \left[ 5.6754 \times \left( \frac{G_1 \sqrt{T_2}}{P_{21} \times P_1} \right)^2 \right] \right\} ;$$

(13) 涡轮出口换算的燃气温度  $T'_4 = (t_4 + 273.15) \times \frac{288.15}{T_1}$  ;

(14) 燃油质量流量与压气机后压力之比  $\frac{C'H}{P'_2} = \frac{C'H}{P_{21} \times 101.325}$ °

求解上述方程即可获得发动机的相关工作性能参数。

### 3 飞行性能仿真

通过发动机的简化热力学模型可以获得在使用条件下的发动机性能特性。对于直升机整体飞行性能而言,由发动机特性所决定的部分具有重要的影响。

直升飞机的飞行性能数据由它在垂直平面内定常直线运动方程的解来确定。如图 1 所示,沿飞行轨迹方向和沿轨迹的法线方向的诸力之和等于零的方程式为:

$$G \sin \theta + Q_{BP} = -X, G \cos \theta = Y$$

式中,  $X$  和  $Y$  ——旋翼空气动力合力沿飞行速度方向及其法线方向的分量,  $X < 0$  时,旋翼产生前进力,  $X > 0$  时,旋翼产生阻力;  $Q_{BP}$  ——直升飞机非升力部件的迎面阻力;  $\theta$  ——直升飞机飞行轨迹相对于水平面的倾角。

为了确定各种飞行状态下的发动机功率以及寻求使用发动机最大功率时的状态,在运动方程中,还应附加旋翼所消耗的功率  $N_R$  与由发动机传到旋翼轴上的功率  $N$  相等的功率平衡方程  $N_R = N\xi$ 。

为了把各式化为无因次形式,将力除以  $\frac{1}{2}(\rho \omega R)^2 \sigma F$  将功率除以  $\frac{1}{2}(\rho \omega R)^2 \sigma F$  可得:

$$\frac{1}{\frac{1}{2}(\rho \omega R)^2 \sigma F} \sin \theta + \bar{c}_x \frac{\bar{V}^2}{\sigma} = -t_x, \quad \frac{G}{\frac{1}{2}(\rho \omega R)^2 \sigma F} \cos \theta = t_y, \quad \frac{75 N \xi}{\frac{1}{2}(\rho \omega R)^2 \sigma F} = m_K$$

在飞行性能仿真中的已知量为 (1) 直升飞机飞行重量  $G$  (2) 旋翼几何特性( 扭度、平面形状 )、实度

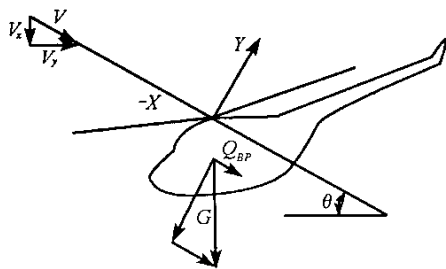


图 1 定常直线飞行时作用在直升机上的诸力  
Fig.1 The power acted on the helicopter of the horizontal fly

$\sigma$  和半径  $R$  (3) 旋翼桨尖速度  $\omega R$  (4) 所计算的飞行高度上的空气密度  $\rho$  和音速  $a$  (5) 直升飞机非升力部件迎面阻力系数  $\bar{c}_x = \frac{\sum c_x S}{F}$ ,  $F$  为旋翼扫掠面积,  $F = \pi R^2$  (6) 发动机特性功率  $N = N(H)$  和小时燃油消耗  $m_f = m_f(N, H)$  (7) 发动机功率利用系数  $\xi$ 。

性能仿真包含平飞需用功率、悬停需用功率、耗油量以及航程与续航时间计算等。以平飞需用功率的计算为例,平飞(飞行轨迹倾角  $\theta = 0$ )时,根据已知量,可以确定旋翼升力系数  $t_y$ ,尔后直升飞机平飞状态的计算任务可归结为确定各种速度  $\bar{V}$  ( $\bar{V} = \frac{V}{\omega R}$ ) 时的需用前进力系数  $t_x$ ,以及已知  $M_0$  ( $M_0$  为桨尖马赫数沿方位角的平均值:  $M_0 = \frac{\omega R}{a}$ ,  $a$  为当地音速),  $t_y$  和  $t_x$ ,按旋翼空气动力特性求出  $m_K$  ( $m_K$  为旋翼扭矩系数,与旋翼扭矩  $M_K$  的关系为:  $m_K = \frac{M_K}{\frac{1}{2} \rho \sigma \pi R^2 (\omega R)^2}$ ),最后确定旋翼消耗的功率  $N_R$ 。

### 4 飞行性能仿真

根据上面建立的发动机模型和飞行性能模型进行仿真,所得结果如下:

(1) 悬停需用功率随起飞重量的变化曲线,如图 2 所示。

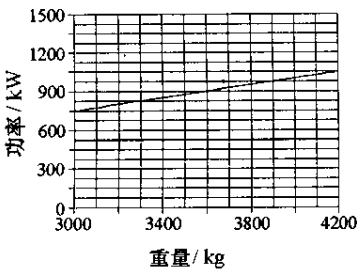


图 2 悬停需用功率随起飞重量的变化曲线

Fig.2 The power curve of the hanging fly

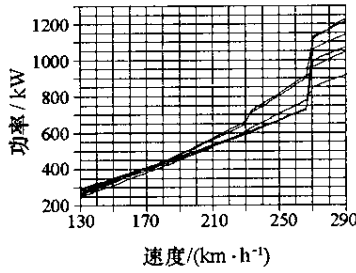


图 3 平飞需用功率随飞行速度的变化曲线

Fig.3 The power curve of the horizontal fly

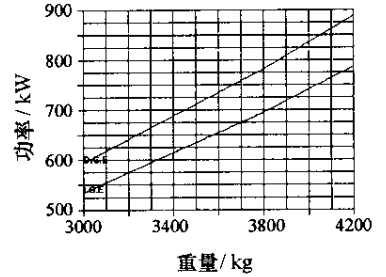


图 4 标准悬停需用功率曲线  
Fig.4 The standard power curve of the hanging fly

(2) 平飞需用功率随飞行速度的变化曲线,如图 3 所示。

图 4 是标准悬停需用功率曲线,比较图 4 和图 2 可以看出,通过文中所述的仿真方法可以在实际使用条件下获得直升机的性能曲线,因而上述直升机建模与性能仿真方法是可信、有效的。

### 5 结束语

通过仿真的方法得到对直升机当前性能的近似估计,为执行飞行任务和是否进行大修提供决策信息,从而使得从基于时间的维修转到基于状态的维修,从“定期维修”跨越到“视情维修”,提高设备的在位率,获得较好的使用效益和经济效益。进一步的研究工作将开发直升机在线仿真系统,实现对直升机状态的实时监控。

### 参考文献:

[1] Mckinney J S. Simulation of Turbofan Engines, Part 1, Description of Methods and Balacing Techniqu[e R]. AFAPL TR - 67 - 125, Pt. 1C (AD B25197), 1967.  
 [2] 尚义. 航空燃气涡轮发动机[M]. 北京: 航空工业出版社, 1995.  
 [3] 庄景钊. 直升机飞行性能和可靠性的仿真与评估研究[D]. 国防科技大学, 2002.

