

doi: 10.7690/bgzd.2015.06.006

## 悬浮弹旋翼结构参数对其气动力的影响分析

苏京昭<sup>1</sup>, 钱建平<sup>1</sup>, 黄维平<sup>2</sup>, 李定鹏<sup>1</sup>, 郭淳<sup>1</sup>

(1. 南京理工大学机械工程学院, 南京 210094; 2. 辽沈工业集团有限公司, 沈阳 110045)

**摘要:** 针对现有文献在小型旋翼的气动力研究上的不足, 建立一种旋翼升力与阻力的理论计算模型。基于旋翼叶素理论和矩形桨叶的拉力与阻力扭矩理论计算, 采用 CFD 仿真的方法对其流场进行仿真, 利用 fluent 软件建立旋翼流场的多参考系模型, 通过理论计算和试验相结合的方法对其气动力 CFD 仿真结果进行对比分析, 并计算不同结构参数的旋翼模型, 得到了包括桨叶数目、桨叶翼型、旋翼半径、桨叶宽度和桨叶安装角的结构参数对其气动力的影响。仿真结果证明了该 CFD 方法用于小型旋翼流场仿真的可行性, 为悬浮弹悬浮装置的设计中旋翼结构参数的选择提供了依据。

**关键词:** 旋翼气动; 小型旋翼; 结构特性; 流体仿真

**中图分类号:** TJ765.4 **文献标志码:** A

## Impact Analysis of Suspension Bullets Rotors Structure Parameters to the Aerodynamic Force

Su Jingzhao<sup>1</sup>, Qian Jianping<sup>1</sup>, Huang Weiping<sup>2</sup>, Li Dingpeng<sup>1</sup>, Guo Chun<sup>1</sup>

(1. School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science & Technology, Nanjing 210094, China;

2. Liaoshen Industry Group Co., Ltd., Shenyang 110045, China)

**Abstract:** For lack of existing literature on the aerodynamic study of a small rotor, this paper established a theoretical model of rotors lift and drag simulation. Based on the rotors blade element theory and rectangular blade lift and drag torque theoretical calculations using CFD simulation method to simulate its flow field. Using FLUENT software to Establish multiple systems model of rotor flow field. Combined theoretical calculation and experiment phase to compare the aerodynamic simulation results of CFD to prove the feasibility of this method to study rotors flow field. Calculated the different structural parameters of the rotor model, obtained the influence of structural parameters including the number of blades, blades airfoil, rotors radius, blades mounting angle and blade width to rotors aerodynamic characteristics. The paper proved the feasibility of this CFD simulation method for small rotorcraft flow field and provided an evidence for the rotors structure parameters selection of suspended ammunition design.

**Keywords:** rotor aerodynamic; small rotors; structural characteristics; fluid simulation

### 0 引言

悬浮弹是一种新概念弹药, 类似于空中“地雷”, 可用于舰船反导和地面低空防御。其工作原理是母弹升空抛洒子弹, 子弹在空中通过自身的悬浮装置实现滞空悬停, 形成弹幕群, 对来袭目标进行防御。子弹悬浮所需的升力源由小型旋翼提供<sup>[1]</sup>。

关于旋翼流场的研究, 肖永利、王适存和李振波等<sup>[2-4]</sup>结合动量法和叶素理论对旋翼拉力和扭矩进行了理论计算, 肖天航<sup>[5]</sup>也利用非定常三维 N-S 方程针对不同形式微型飞行器的低雷诺数值特征进行了一定的仿真, Lakshminarayan 等<sup>[6]</sup>采用嵌套网格 CFD 的方法共轴双旋翼的流场特性进行了计算。

旋翼气动力的计算, 是悬浮子弹升力装置设计中的一项重要内容。由于常规的旋翼气动力计算都是建立在大雷诺数的基础上的, 应用常规的空气动力学对于直径为 10~30 cm 级的小型旋翼来讲并不

完全合适, 因此笔者采用大型直升机悬停叶素理论与 CFD 方法相结合的方法计算小型旋翼悬停时包括拉力与阻力扭矩在内的气动力。

笔者采用 fluent 软件中的多重参考坐标系的方法对旋翼流场进行计算<sup>[7]</sup>, 以 EP1060R×3 旋翼为例, 利用旋翼叶素理论和 EP1060R×3 的升力试验对仿真结果进行验证, 证明文中 CFD 方法用于小型旋翼流场仿真的可行性。并且研究旋翼各结构参数对其气动力的影响, 从而为悬浮子弹升力装置设计中旋翼结构参数的选择提供依据。

### 1 旋翼叶素理论与矩形桨叶气动力的计算

#### 1.1 旋翼叶素理论

旋翼叶素理论是把桨叶看成由无限桨叶微段组成, 通过考察每个叶素的运动和受力情况, 得到叶素的几何特性、运动特性和空气动力特性之间的关系, 然后对一整片桨叶进行积分, 得到旋翼的拉力

收稿日期: 2015-01-14; 修回日期: 2015-02-15

作者简介: 苏京昭(1990—), 男, 山东人, 硕士, 从事飞行动力学与控制研究。

和阻力扭矩<sup>[3]</sup>分别为：

$$T = \frac{\kappa k \rho}{2} \int_0^R C_y W^2 b dr$$

$$M = \frac{k \rho}{2} \int_0^R C_x W^2 b r dr + \frac{\kappa k \rho}{2} \int_0^R C_y W^2 b \beta r dr$$

其中： $C_y$ 为升力系数； $C_x$ 为阻力系数； $W$ 为相对气流合成速度； $b$ 为桨叶宽度； $\kappa$ 为叶端损失系数； $\beta$ 为来流角。

$$\text{拉力系数 } C_T = \frac{\kappa k}{\pi} \int_0^1 C_y \bar{r}^2 \bar{b} d\bar{r}$$

$$\text{阻力系数 } m_k = \frac{k}{\pi} \int_0^1 C_x \bar{r}^3 \bar{b} d\bar{r} + \frac{\kappa k}{\pi} \int_0^1 C_y \bar{r}^3 \beta \bar{b} d\bar{r}$$

其中  $\bar{r} = r/R$ ， $\bar{b} = b/R$ ，当  $\beta$  很小时， $\bar{W} = W / \Omega \cdot r \approx \bar{r}$ ，则

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2} \rho \pi R^2 (\Omega R)^2}$$

$$m_k = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho \pi R^3 (\Omega R)^2}$$

## 1.2 矩形桨叶的拉力与阻力扭矩理论计算

对于采用矩形桨叶的旋翼来说， $\bar{b}$ 为常数，旋翼实度  $\sigma = k\bar{b}/\pi$ ，所以

$$C_T = \kappa \int_0^1 C_y \bar{r}^2 d\bar{r}$$

$$m_k = \sigma \int_0^1 C_x \bar{r}^3 d\bar{r} + \sigma \int_{\bar{r}}^{\bar{r}_*} C_y \bar{r}^2 \bar{v}_* d\bar{r}$$

假设升力系数  $C_y$ 、阻力系数  $C_x$  与诱导速度  $u_*$  沿旋翼桨叶半径方向为一常数，且等于旋翼特征剖面 ( $\bar{r} = 0.7$ ) 处的升力系数  $C_{y0}$ ，阻力系数  $C_{x0}$  和诱导速度  $u_i$ 。则

$$C_T = \frac{1}{3} \kappa K_T \sigma C_{y0}$$

$$m_k = \frac{1}{4} K_p \sigma C_{x0} + J C_T \bar{v}_i$$

其中： $K_T$ 为拉力修正系数； $K_p$ 为型阻功率修正系数； $J$ 为诱导功率修正系数。则

$$T = \frac{1}{2} C_T \rho \pi R^2 (\Omega R)^2$$

$$M = \frac{1}{2} m_k \rho \pi R^3 (\Omega R)^2$$

## 2 旋翼流场特性与气动特性 CFD 仿真

笔者首先以 EP1060R×3 型桨(图 1)为例，采用

多重参考坐标系 (MRF) 的方法对旋翼流场进行求解。所谓多参考系模型，即分别把旋翼和外部空气域置于旋转坐标系和固定坐标系下进行求解，通过定义坐标系的转动来模拟旋翼的旋转运动。因此整个计算域被分为旋转域与空气计算域。

对旋翼旋转域及外部空气计算域进行几何建模和网格划分。旋翼旋转域采用非结构化网格进行划分，并对边界层网格进行细化处理。对空气计算域进行分块处理以保证内部与旋转域连接处网格的精细度。定义湍流类型为 Spalart-Allmaras 模型；流体类型为不可压缩流动，定义旋转域参考系的转动速度为旋翼转速，固定空气计算域参考系。定义旋翼表面的边界条件为无滑移的壁面条件 (Wall)，定义空气计算域外表面的上下表面分别为压力入口 (pressure inlet) 和压力出口 (pressure outlet)，并定义大气压力值为标准大气压。定义区域交界面的边界为 Interface。

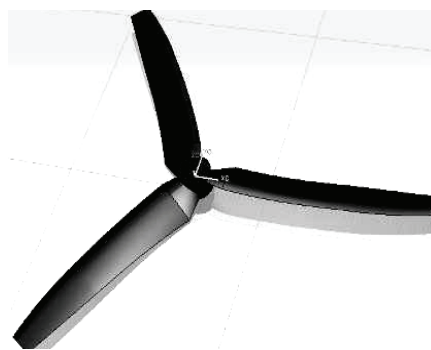


图 1 EP1060R×3 几何模型图

由图 2 并结合旋翼滑流理论可知：笔者对旋翼流场的仿真可基本反映旋翼流场内部空气的流动的基本规律，且对桨尖涡有较为良好的捕捉。为验证文中采用 CFD 方法对旋翼拉力与阻力扭矩的正确性，结合 EP1060R×3 升力实验与理论计算，笔者对仿真结果进行了验证。图 3 和图 4 分别列出了 EP1060R×3 从 3 000~8 000 r/min 时拉力仿真值 ( $T_f$ )、拉力理论计算值 ( $T$ )、拉力试验值 ( $T_0$ ) 和阻力扭矩仿真值 ( $M_f$ )、阻力扭矩理论计算值 ( $M$ ) 的结果对比。

由图 3 和图 4 可知，笔者所采取的 CFD 方法得到的旋翼拉力与阻力扭矩的结果与理论计算值和试验值吻合较好，说明采用本方法对旋翼进行流场与气动特性的分析具有较高的可信度，在后续旋翼结构参数对其拉力与阻力影响的研究中，可采用文中所采用的 CFD 的方法进行进一步的计算。

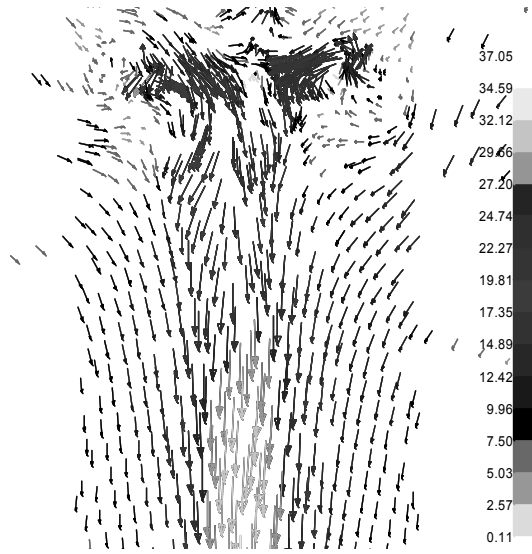


图 2 转速  $n=8\ 000\ \text{r/min}$  旋翼流场  $zOx$  面速度分布矢量

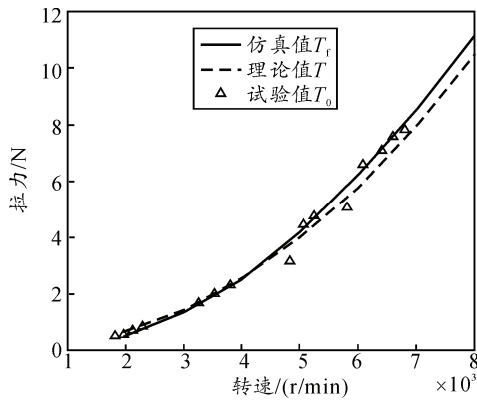


图 3 EP1060R×3 旋翼拉力-转速曲线

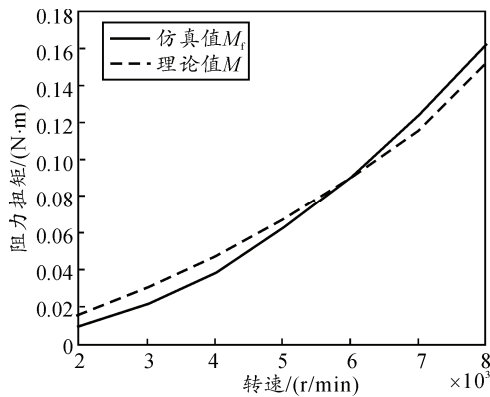


图 4 EP1060R×3 旋翼阻力扭矩-转速曲线

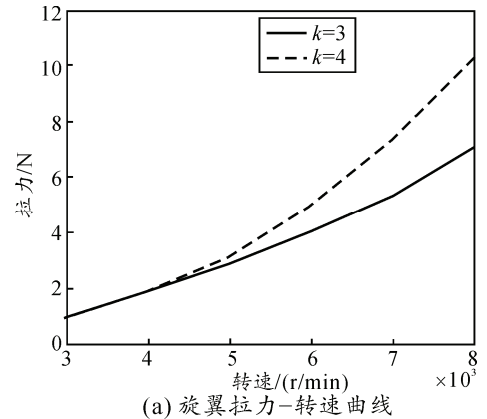
### 3 旋翼结构参数对其气动特性影响分析

由于考虑到悬浮弹结构特性以及对后期旋翼的折叠与加工，故不考虑桨叶的扭转和叶宽沿旋翼半径的变化。对于无变距运动的固定桨叶旋翼，其悬停时的运动参数为旋翼转速  $n$ ，其结构参数主要包括桨叶数  $k$ ，桨叶翼型  $A$ 、旋翼半径  $R$ 、桨叶宽度  $b$  和桨叶安装角  $\alpha$ 。

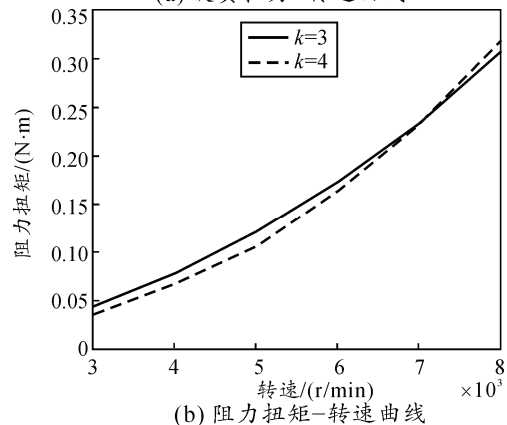
假设初始旋翼模型参数如下：桨叶数  $k=4$ ，桨叶翼型采用平板翼型，旋翼半径  $R=130\ \text{mm}$ ，叶宽  $b=20\ \text{mm}$ ，桨叶安装角  $\alpha=12^\circ$ 。在研究旋翼结构参数对其气动特性的影响时，通过改变研究变量，控制其他变量对其进行计算。

#### 3.1 旋翼桨叶数 $k$ 对旋翼气动力的影响

图 5 是在其他参数为默认值的情况下，改变旋翼桨叶数  $k$  ( $k=3$  和  $k=4$ ) 对平板翼型旋翼的拉力与阻力扭矩进行仿真计算结果。图 6 直接从数值上体现了  $k=3$  和  $k=4$  对旋翼拉力和扭矩的影响，当转速  $n$  大于  $4\ 000\ \text{r/min}$  左右，桨叶数  $k=4$  的旋翼拉力大于桨叶数  $k=3$  的旋翼拉力，当转速  $n$  为  $7\ 000\ \text{r/min}$  左右  $k=4$  的旋翼阻力扭矩和  $k=3$  的阻力扭矩接近。仿真结果表明：桨叶数为 4 时，在相同的驱动力矩下，其产生的拉力要大于桨叶数为 3 的旋翼，并且其差值随着转速的逐渐增加而增大。



(a) 旋翼拉力-转速曲线



(b) 阻力扭矩-转速曲线

图 5  $k=3, 4$  旋翼拉力-转速和阻力扭矩-转速曲线

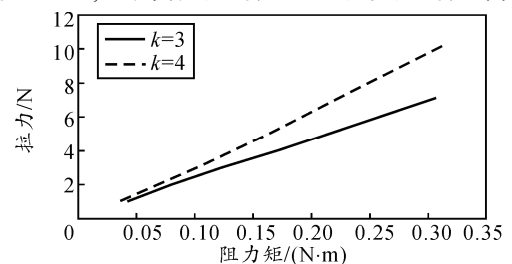


图 6  $k=3$  和  $k=4$  拉力-阻力扭矩曲线

### 3.2 桨叶翼型 A 对旋翼气动力的影响

其他参数为默认值, 改变旋翼桨叶翼型(平板翼型和 BE6356 翼型)对旋翼拉力与阻力扭矩进行仿真计算。如图 7 所示, 在相同的拉力情况下, 平板翼阻力扭矩远大于同等结构参数下采用气动性能较好的 BE6356 翼型的旋翼。因此, 在设计旋翼结构式应选用升力特性较好的翼型。

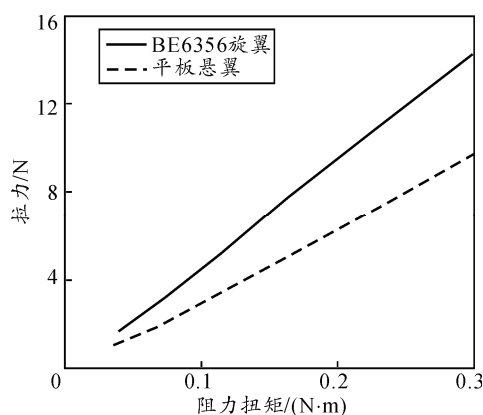


图 7 平板型旋翼和 BE6356 型旋翼拉力-阻力扭矩曲线

### 3.3 旋翼半径 $R$ 对旋翼气动力的影响

旋转半径是影响旋翼气动力的重要结构参数, 在其他结构参数为默认值的情况下分别取旋翼半径为 90, 110, 130 和 150 mm 的 BE6356 翼型旋翼进行仿真计算, 其拉力与阻力扭矩曲线如图 8 所示。

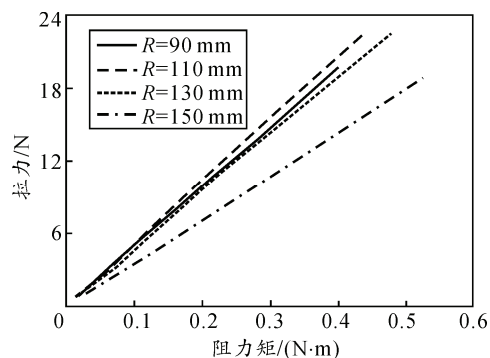


图 8 不同半径的 BE6356 型旋翼拉力-阻力扭矩曲线

由仿真结果可知: 半径为 110 mm 的 BE6356 翼型旋翼的气动力特性最好, 此时旋翼悬浮效率最高。其次依次为 90, 130 和 150 mm 的旋翼, 当旋翼半径为 150 mm 时, 其阻力扭矩上升较快, 旋翼效率下降明显。

### 3.4 安装角 $\alpha$ 对旋翼气动力的影响

在其他结构参数为默认值的情况下, 分别取旋翼桨叶安装角为  $5^\circ$ 、 $8^\circ$ 、 $12^\circ$  和  $16^\circ$  的 BE6356 翼型旋翼进行仿真计算。由其拉力-阻力扭矩升力曲线图

9 得出, 当安装角为  $8^\circ$  时, 旋翼的拉力-阻力扭矩线斜率较大, 旋翼此时的提升效率较高。

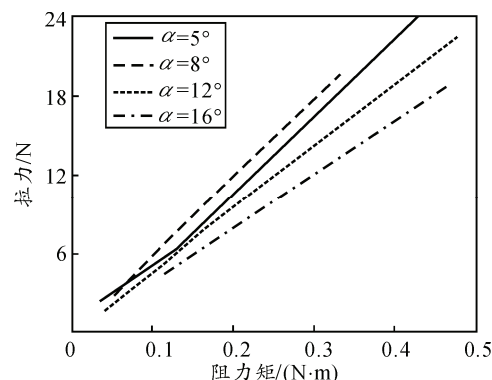


图 9 不同安装角的 BE6356 旋翼拉力-阻力扭矩曲线

### 3.5 桨叶宽度 $b$ 旋翼气动力的影响

分别对桨叶宽度  $b$  为 17, 20 和 23 mm 的 BE6356 型旋翼进行仿真计算, 其拉力-阻力扭矩仿真结果如图 10 所示, 仿真结果表明: 桨叶宽度  $b=17$  mm 时的旋翼效率较高, 但与桨叶宽度为 20 mm 和 23 mm 的旋翼并无明显差别。

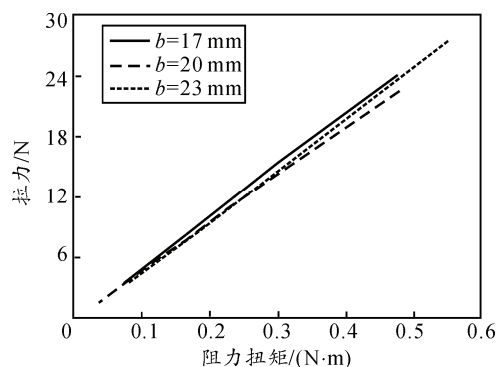


图 10 不同桨叶宽度的拉力-阻力扭矩曲线

## 4 结论

笔者通过对不同结构参数的旋翼模型进行仿真研究分析得出:

1) 低雷诺数下的小型旋翼所产生的拉力与其阻力扭矩成线性关系, 即同一旋翼的拉力与阻力扭矩的比值为定值。

2) 由 EP1060R $\times$ 3 旋翼的仿真与试验结果及理论计算值比较得出, 采用文中所用的 CFD 仿真方法可以良好地计算小型旋翼的流场。

3) 旋翼的结构参数与其气动性能密切相关。笔者通过对不同模型仿真结果的对比可知: 对于小型旋翼来说, 桨叶数为 4 的旋翼气动性能优于桨叶数为 3 的旋翼; 尽管平板翼型旋翼易于加工制造, 但其气动性能较差, BE6356 翼型的旋翼要远远优于平板型旋翼; 旋翼半径在 110 mm 左右时, 四桨叶

BE6356 型旋翼的气动性能最好,当旋翼半径增大至 150 mm 时,其阻力扭矩上升较快,旋翼气动特性较差;安装角为 8°时,旋翼的气动特性较好;在一定范围内,桨叶叶宽对旋翼的悬浮效率影响不大,在选择叶宽时,应综合考虑旋翼工作拉力、旋翼悬浮转速和旋翼桨叶强度的因素。

**参考文献:**

[1] 胡西博,钱建平,季溢栋,等. 涡轮驱动悬浮装置动力特性分析和试验[J]. 四川兵工学报, 2013(3): 21-25.  
 [2] 肖永利. 厘米级旋翼型微型飞行器研究方向与设计[D]. 上海: 上海交通大学微纳米科学技术研究院信息存储中心, 2001.

[3] 王适存. 直升机动力学[M]. 南京: 南京航空学院印刷厂, 1985: 11-99.  
 [4] 李振波,陈佳品,张琛. 低雷诺数四旋翼飞行器升力分析和计算方法研究[J]. 中国机械工程, 2005, 16: 249-252.  
 [5] 肖天航. 低雷诺数非定常流场的数值方法机器在微型飞行器上的应用[D]. 南京: 南京航空航天大学航空宇航学院, 2009.  
 [6] Lakshminarayan V K. Computational investigation of Micro-Scale coaxial rotor aerodynamics in hover[D]. Maryland: Department of Aerospace Engineering, University of Maryland, 2009.  
 [7] 王福军. 计算流体动力学分析: CFD 软件原理与应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2004: 125-176.

\*\*\*\*\*

(上接第 6 页)

表 2 修正后的数据

储存年限/a	样本量	失效数	失效率	修正后失效率
0	—	—	0.005	—
5	0	0	0	0.018 7
10	100	1	0.01	0.029 9
15	100	0	0	0.038 5
17	100	2	0.02	0.047 2
19	40	0	0	0.067 2
21	30	1	0.033	0.101 3

3.1 对 2 种分布模型的参数进行计算

威布尔分布模型公式如下所示:

$$F(t) = 1 - \exp(-(t/434.6875) \wedge (-0.3216)) \quad (8)$$

极小值分布模型公式如下所示:

$$F(t) = 1 - \exp(-\exp((51.0714 - t) / 32.4657)) \quad (9)$$

上述 2 种模型的弹药可靠度为  $R(t) = 1 - F(t)$ 。

3.2 采用极小  $\chi^2$  检验法检验

威布尔模型  $\chi^2 = 1.1654$ 。

极小值模型  $\chi^2 = 0.4079$ 。

显然,极小值分布是 2 种模型中较优分布模型。

3.3 可靠性评估

在计算时,取置信水平为 0.9,结果如表 3 所示。

表 3 可靠度计算结果

年限/a	GJB 可靠度	文中可靠度
5	0.955 0	0.974 0
10	0.990 0	0.971 1
15	0.977 2	0.952 0
17	0.977 0	0.942 5
19	0.944 1	0.938 1
21	0.923 7	0.919 9

采用极小值分布模型计算的可靠度逐年呈递减趋势,符合弹药可靠度的变化规律。通过 GJB 计算方法的验证,文中的计算方法所得的可靠度较为保守。在可靠度不低于 0.9 时,通过该分布模型计算得到该弹的储存寿命为 24 a。

4 结论

笔者在对弹药长期储存后较优的可靠度分布模型的选取后,采用 GJB 中规定的计算方法进行验证,并通过实例计算,得出某型弹药在可靠度下限为 0.9 时的可靠储存寿命。由于文中计算的方法较 GJB 保守,所以建议对该批弹药在储存年限达到 24 a 时进行可靠性试验,并结合历史试验数据更为准确地计算该批弹药的储存寿命。

**参考文献:**

[1] 阮金元. 产品贮存可靠性工作的发展及建议[J]. 机械设计, 2001(10): 48-50.  
 [2] 王伟. 制导弹药可靠性评定方法的研究[J]. 兵工学报, 2007, 28(7): 800-803.  
 [3] 刘朝阳. 基于可靠储存寿命的弹药维修方法[J]. 火力与指挥控制, 2013, 38(5): 144-151.  
 [4] 曹锬增. 弹药长期储存后可靠性评估方法研究[J]. 华东工学院学报, 1992(5): 48-52.  
 [5] 祝逢春. 航空弹药失效分布拟合方法比较研究[J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26(2): 922-925.  
 [6] 祝逢春. 航空弹药可靠贮存寿命评定方法[J]. 弹道学报, 2007(1): 68-71.