

# 基于火箭残骸实时定位信息的落点计算模型

王 强, 李 伟, 龚建泽, 丁思炜, 雷 鹏

(西昌卫星发射中心, 四川 西昌 615000)

**摘要:**为减轻航天发射任务落区残骸回收工作负担,需建设一套火箭残骸回收系统,基于火箭残骸坠落过程的自定位装置实时测量信息,利用精简适用型落点计算模型实现预定高度落点位置的精准预测,保证系统工作异常情况下也能实现残骸落点的精确预测和快速回收;建立了一种基于火箭残骸实时定位信息的动力学落点计算模型,以残骸坠落过程中的实时位置、速度信息为输入,以四阶“龙格—库塔”法求动力学运动微分方程解,计算出预测落点;并基于火箭残骸坠落试验获取的自定位实测数据,对模型精度进行了验证,计算结果理想,模型简化适用、准确有效,能够实现高度相差20 km以内偏差小于1 km的落点位置精准预测,满足工程应用指标要求。

**关键词:**实时定位;落点计算;残骸回收;坠落过程

## Model for Computing Rocket Wreckage Landing Point Based on Real-time Location Information

Wang Qiang, Li Wei, Gong Jianze, Ding Siwei, Lei Peng

(Xichang Satellite Launch Center, Xichang 615000, China)

**Abstract:** In order to reduce the wreckage recovery workload in space launch mission landing area, a rocket wreckage recovery system needs to be built. In the process of falling, according to the real-time measurement information from the rocket wreckage with self-positioning device, a simplified and applicable calculation model, which used for predicting the landing point at the predetermined height accurately, can make sure that the wreckage landing point prediction and recovery can be realized under the abnormal operation of the system. Taking the real-time position and velocity information of the wreckage as input, and solving the differential equation of dynamic motion by the fourth-order “Runge—Kutta” method, a dynamic model based on the real-time location information of the rocket wreckage is proposed to calculate the predicted landing point. Based on the measured self-positioning data from the rocket wreckage falling experiments, the accuracy of the model is verified and the calculation result is ideal, which shows that the model is accurate and effective, and it can accurately predict the location of the landing point with a height difference of less than 20 km and a deviation of less than 1 km, so as to meet the requirements of engineering application indicators.

**Keywords:** real-time location; calculation of the landing point; wreckage recovery; falling process

### 0 引言

随着陆地火箭落区地方经济发展、人口增加和基础设施建设,需要保护和关注的重要目标和重点部位越来越多,对残骸快速回收的要求也越来越高。然而,由于残骸落点计算精度不高,地面搜索范围较大,严重制约了残骸搜索回收的工作效率。

为减轻航天发射任务落区工作负担,提升落区应急处置速度,亟需建设一套火箭残骸回收系统。即在火箭分离体上(分离后称为残骸)安装有卫星导航定位以及发送定位数据的残骸自定位装置,利用北斗短报文实时发送残骸在空中的位置、速度信息,当残骸到达预定高度后,则进入伞控或舵控等可控坠落回收模式。

通过残骸坠落几次实测试验表明,当残骸高速进入稠密大气层后,其自定位装置可靠性不高,获取的有效定位

信息较少甚至会完全失联,严重后果会导致残骸失控失联以致地面搜寻不到残骸。进入稠密大气层前,残骸自定位装置工作稳定可靠。

本文基于工程实际经验和需求,以能够收到50 km高度残骸自定位信息为前提,研究建立一种精简的适用型精确落点计算模型,实现残骸坠落过程中在预定高度落点位置的快速精准计算。模型的工程应用价值在于,当残骸自定位装置工作异常后,模型可以实现预定高度(伞控或舵控工作点)落点位置精确计算,再根据伞控或舵控的可控坠落轨迹即可准确获取残骸的落地位置,从而实现快速回收。根据火箭残骸回收系统工程实际应用需求,要求模型计算精度为:50 km高度以下,高度相差20 km以内的预测落点位置偏差不大于1 km。

### 1 火箭残骸坠落过程的弹道特性分析

真实环境下火箭坠落过程的弹道非常复杂,受很多因

收稿日期:2020-10-24; 修回日期:2020-11-19。

作者简介:王 强(1985-),男,湖北广水人,工程师,硕士,主要从事航天测控技术方向的研究。

引用格式:王 强,李 伟,龚建泽,等.基于火箭残骸实时定位信息的落点计算模型[J].计算机测量与控制,2021,29(5):154-158.

投稿网址:www.jsjclzykz.com

素干扰,包括空气动力、空间目标特性、地球物理摄动影响、地球扁率和旋转等因素。其中空气动力又包括大气风场力和空气阻力,由于火箭在无控坠落过程中速度非常大,因而受空气阻力影响很大,而受大气风场力影响较小<sup>[1-2]</sup>。

忽略大气风场力,坠落段弹道主要运动参数是加速度 $\bar{V}(t)$ 、速度 $V(t)$ 及空气阻力 $X$ ,通过对这些参数的理论分析,并根据数值积分计算结果可得火箭弹道坠落段运动参数随时间变化的曲线如图1所示<sup>[3]</sup>。

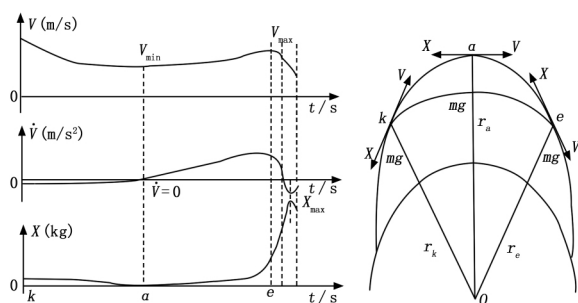


图1 坠落段运动参数随时间的变化规律

在弹道顶点,空气非常稀薄,而且速度也非常小,空气阻力接近为零,地球引力垂直于空气阻力,可认为此时火箭速度达到最小。当火箭飞行过顶点后,地球引力的切向分量与速度方向相同,而与阻力方向相反。由于引力的作用较阻力大,速度逐渐增大。随着火箭高度的降低,空气密度逐渐增大,空气阻力也在增大,当空气阻力与地球引力的切向分量再次相等时,此时的速度达最大值。随着飞行高度的急剧下降,空气密度急剧增加,空气阻力也相应地增加很快,加速度绝对值增大,速度不断减小。之后因速度减小,阻力也减小,同时也因速度倾角的绝对值增大,引力的切向分量增大,故加速度又有所回升,但仍为负值。

由以上分析可知,当火箭高速进入稠密大气层,由于空气阻力的作用,加速特性变化剧烈的气动加热和复杂的大气环境会产生较大的落点偏差。因此,在火箭的落点计算中加入空气阻力模型对提高落点计算精度是非常有必要的。

## 2 落点计算模型

### 2.1 建立运动微分方程

根据坠落过程的弹道特性分析,忽略大气风场力,考虑空气阻力的影响,火箭飞行速度为 $V$ 对当地水平线的倾角为 $\theta$ ,空气阻力为 $X$ ,坠落过程的运动特性如图2所示。

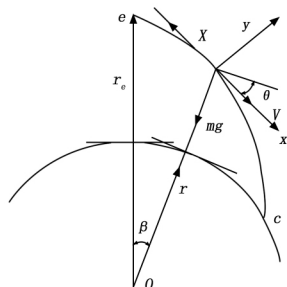


图2 考虑空气阻力的坠落段运动特性

坠落段动力学运动微分方程组为<sup>[3]</sup>:

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = -\frac{X}{m} - g \sin \theta \\ \frac{d\theta}{dt} = \left( \frac{V}{r} - \frac{g}{V} \right) \cos \theta \\ \frac{dr}{dt} = V \sin \theta \end{cases} \quad (1)$$

当火箭以高速进入稠密大气层时,在巨大的空气阻力作用下,将有一个较大的负加速度,速度会急剧下降。实践表明,火箭坠入50 km以下大气层,空气阻力均远远大于引力,而且加速度 $g$ 变化较小,可将其视为常数。

大气密度的标准分布取为指数规律 $\rho = \rho_0 e^{-\alpha h}$ ,而 $\alpha = (T_0 \bar{R})^{-1}$ , $\bar{R}$ 为以重力工程制单位表示的海平面干燥空气之气体常数,其值为 $\bar{R} = 29.27$ , $T_0$ 为海平面的绝对温度,理想气体状态下 $\rho_0$ 为1.225 05,可根据实际气象环境条件取 $\rho_0$ 的值。火箭所受的大气阻力为<sup>[4-5]</sup>:

$$X = C_x S_m \rho V^2 / 2 \quad (2)$$

$C_x$ 为空气阻力的阻力系数,不但与飞行速度有关,而且由于实际大气存在粘性,空气阻力中还含有比重不大的粘性摩擦阻力,粘性摩擦阻力随着高度的增大而减少,因此阻力系数应是速度与高度的函数<sup>[6]</sup>。但是阻力系数在50 km高度以下的坠落过程中变化很小,若视为变量模型将非常复杂,因此,为简化模型,实现模型的可解性和适用性,本文应用于残骸回收系统的落点计算模型的阻力系数视为一个定量,可通过试验数据拟合求得。

而火箭的质量 $m$ ,为火箭残骸的总质量减去燃料的消耗量。残骸坠落过程的空间面积特性变化非常复杂,但由于坠落速度很快,受空气阻力很大,必然致使残骸姿态趋近速度方向,因而残骸的阻力受力面积 $S_m$ 取最小截面积。

### 2.2 过程参数计算

以残骸坠落过程实时自定位位置、速度信息 $[x_k \ y_k \ z_k \ v_{xk} \ v_{yk} \ v_{zk}]$ 为模型弹道参数点的输入,坠落飞行速度 $V$ 、速度倾角 $\theta$ 、地心径向距离 $r$ ,计算式如下<sup>[7]</sup>:

$$\begin{cases} V = \sqrt{v_{xk}^2 + v_{yk}^2 + v_{zk}^2} \\ \theta = \arctan \left( \frac{v_{zk}}{\sqrt{v_{xk}^2 + v_{yk}^2}} \right) \\ r = \sqrt{x_k^2 + y_k^2 + z_k^2} \end{cases} \quad (3)$$

对于坠落段飞行时间、射程角 $t, \beta$ 的计算,可根据所求解出的条件,采用时域有限积分算法,选取一定的时间步长逐步积分算出最终结果。“龙格—库塔”法是一种在工程上应用广泛的高精度单步积分算法,采用四阶“龙格—库塔”法,以数据采样点频率为步长进行数值积分计算。

四阶“龙格—库塔”法需要进行四次计算,是可以自启动的单步法,需要存储的数据量少,计算精度较高。取时间步长为 $h$ ,其基本公式如下<sup>[8-9]</sup>:

$$\begin{cases} k_1 = f(x_i, y_i) \\ k_2 = f(x_{i+1/2}, y_i + k_1 h/2) \\ k_3 = f(x_{i+1/2}, y_i + k_2 h/2) \\ k_4 = f(x_{i+1}, y_i + k_3 h) \\ y_{i+1} = y_i + h(k_1 + 2k_2 + 2k_3 + k_4)/6 \end{cases} \quad (4)$$

以中心机数据采样率为基准, 取时间步长  $\tau = 0.05s$ , 以火箭坠落过程实测的弹道参数点数据 (自定位速度、位置信息) 为初值, 采用四阶“龙格—库塔”法实现火箭坠落段的计算, 具体实现方法如下:

(1) 单步计算: 利用位置与速度的初值  $X_i = [V_i \ \theta_i \ r_i]^T$ , 及“龙格—库塔”基本公式, 计算下一时刻的  $t_{i+1} = t_i + \tau$  的位置与速度。

对于坠落段射程角, 利用三角正弦定理计算得到,  $\beta_i$  初值为 0, 计算式如下:

$$\begin{cases} \Delta\beta_i = \arcsin\left(\frac{\tau}{2}(V_i \cos\theta_i + V_{i+1} \cos\theta_{i+1}) \frac{\cos\theta_{i+1}}{r_i}\right) \\ \beta_{i+1} = \beta_i + \Delta\beta_i \end{cases} \quad (5)$$

(2) 判断控制: 单步计算的结果作为下一步计算的初值, 按此策略顺序计算, 其落点判断控制为  $r < R + h$ ,  $R$  为地球半径,  $h$  为工程要求的预定高度。如果成立, 则得到落点参数, 累计时间即为坠落段飞行时间  $t$ , 坠落段射程角  $\beta = \beta_{i+1}$ , 然后进行计算; 否则, 返回进行单步计算。

### 2.3 落点参数计算

模型建立和落点计算以收到高度 50 km 以下的残骸自定位数据为输入。考虑到火箭坠落段高度 50 km 以下, 弹道倾角较大, 射程较近, 地球摄动以及形体扁率影响很小, 可忽略不计, 模型不做地球摄动和扁率修正。以  $\beta$  为最终射程角, 通过球面三角形公式求得经纬度。

落点位置的地心纬度  $\varphi_c$ :

$$\begin{cases} \sin\varphi_c = \cos\beta \sin\varphi_k + \sin\beta \cos\varphi_k \cos\sigma_k \\ \varphi_k = \arcsin(y_k/r) \\ \sigma_k = \arctan(v_{zk}/v_{\theta k}) \\ \zeta_c = \frac{3J_2 a_e}{4P} [\beta \sin 2\varphi_k \sin\sigma_k \sin\beta + \\ \cos^2\varphi_k \sin 2\sigma_k (\sin\beta - \beta \cos\beta)] \\ \cos\beta_c = \cos\beta \cos\zeta_c \\ \sin\Delta\sigma_k = \frac{\sin\zeta_c}{\sin\beta} \\ \sigma_{kc} = \sigma_k + \Delta\sigma_k \end{cases} \quad (6)$$

式中,  $\varphi_k$  是用于模型计算的弹道参数所在位置的地心纬度,  $\sigma_k$  是起始位置的弹道参数点的速度偏航角,  $\sigma_{kc}$  是用于模型计算的弹道参数点至落点方位角,  $J_2$  为地球引力场二阶带球谐系数,  $a_e$  为地球赤道半径,  $P$  是地球椭圆的焦准距。

预定高度的落点位置与用于模型计算弹道参数点的经度之差:

$$\sin\Delta L_{kc} = \frac{\sin\beta \sin\sigma_{kc}}{\cos\varphi_k} \quad (7)$$

最终获得落点位置的大地经纬度为:

$$\begin{cases} L_c = L_k + \Delta L_{kc} \\ B_c = \arctan\left(\frac{\tan\varphi_c}{1 - e^2}\right) \end{cases} \quad (8)$$

其中:  $L_k$  是用于模型计算的残骸自定位信息的弹道参数点大地经度。

## 3 模型验证及分析

### 3.1 精度分析方法

模型的精度检验以模型计算的落点和实际测量的落点位置之间的距离  $\Delta S$  作为评价参数。若模型计算的落点经纬度为  $(L_c, B_c)$ , 而实际落点为  $(L_o, B_o)$ , 那么两点之间的距离  $\Delta S$  可由下述公式得到<sup>[10]</sup>:

$$\begin{cases} \varphi_0 = \arctan((1 - e^2) \tan B_o) \\ \cos\beta_{c0} = \sin\varphi_c \sin\varphi_0 + \\ \cos\varphi_c \cos\varphi_0 \cos(L_c - L_o) \\ r_0 = \frac{a_e \cos B_c}{\cos\varphi_c (1 - e^2 \sin^2 B_c)^{0.5}} \\ \Delta S = \beta_{c0} \frac{(r_c + r_0)}{2} \end{cases} \quad (9)$$

### 3.2 精度验证分析

关于火箭残骸坠落过程的自定位数据, 目前基于火箭残骸回收系统的先期试验, 获得了两个型号火箭残骸坠落过程中相对比较完整的北斗短报文实测自定位数据, 采用实测数据对模型进行精度验证。

1) 型号 I 数据验证:

型号 I 火箭残骸自定位数据通过北斗短报文下传的实测数据较少, 因早期残骸自定位装备可靠性不高, 高度 50 km 以下只获取高度 40 km 左右至 10 km 左右的数据。对模型的验证可基于高度 40、30、20 km 左右的实测数据, 代入模型计算获得较低高度的预测落点, 并与较低高度的实测落点 (经纬度) 进行比较来分析模型精度, 即是模拟利用坠落过程中自定位数据通过模型计算预定高度 (伞控或舵控工作点) 的落点位置。其中, 模型中阻力系数  $C_x$  可近似取值为常数, 基于实测数据通过正交拟合法求得为 0.2, 温度设定为 30 °C。

(1) 以高度 10 km 左右的实测位置为落点参照: 以高度 40、30、20 km 左右的实测数据为模型输入数据, 利用建立的模型计算高度 10 km 的落点位置, 与高度 10 km 实测位置进行比较计算偏差, 以偏差大小评价模型精度, 计算的落点结果比较如图 3 所示 (图中方形为实测位置, 菱形为计算位置, 下同)。

以高度 40 km 左右的实测数据为输入, 通过模型计算高度 10 km 左右的落点位置与实测位置偏差 1.36 km; 以高度 30 km 左右的数据, 计算高度 10 km 左右的落点位置偏差为 0.92 km; 以高度 20 km 左右的数据, 计算高度 10 km 左右的落点位置偏差为 0.78 km。

(2) 以高度 30、20 km 左右的实测位置为落点参照: 以高度 40、30 km 左右的实测数据为输入, 计算高度 20 km 左右的落点位置偏差; 以高度 40 km 左右的数据, 计算高度 30 km 左右的落点位置偏差。计算的落点结果比较如图 4 所示。

以高度 40 km 左右的实测数据为输入, 通过模型计算高度 20 km 左右的落点位置与实测位置偏差 0.52 km; 以高度 30 km 左右的数据, 计算高度 20 km 左右的落点位置偏

差为 0.14 km; 以高度 40 km 左右的数据, 计算高度 30 km 左右的落点位置偏差为 0.97 km。

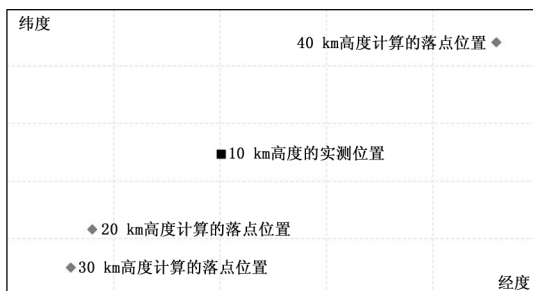


图3 型号 I 火箭残骸以高度 10 km 左右的实测位置为落点参照的计算结果比较

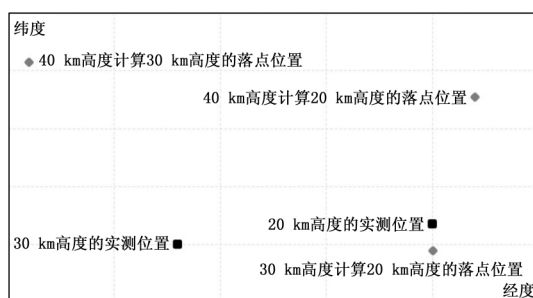


图4 型号 I 火箭残骸以高度 30、20 km 左右的实测位置为落点参照的计算结果比较

结果分析为: 高度相差 10 km, 计算的位置与实测位置平均偏差为 0.63 km; 高度相差 20 km, 平均偏差为 0.72 km; 高度相差 30 km, 偏差为 1.36 km。

## 2) 型号 II 数据验证:

型号 II 火箭残骸自定位数据获取较完整, 且在预定高度采用了伞控坠落模式, 按照设计的可控坠落轨迹坠落到预定地点。为与型号 I 火箭对比分析模型精度, 仍选用高度 40 km 左右至 10 km 左右的数据对模型精度进行验证。其中, 模型中阻力系数  $C_x$  基于实测数据通过正交拟合求得为 0.194, 温度设定为 20 °C。计算结果如图 5~6 所示。

图 5 中, 以高度 40 km 左右的实测数据为输入, 通过模型计算高度 10 km 左右的落点位置与实测位置偏差 1.27 km; 以高度 30 km 左右的数据, 计算高度 10 km 左右的落

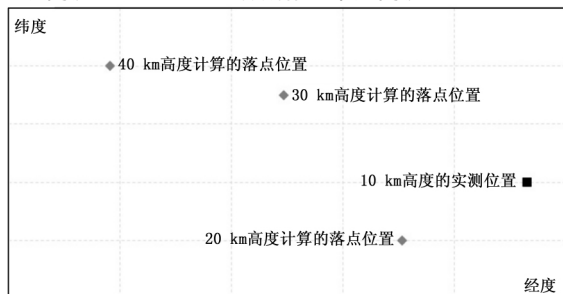


图5 型号 II 火箭残骸以高度 10 km 左右的实测位置为落点参照的计算结果比较

点位置偏差为 0.82 km; 以高度 20 km 左右的数据, 计算高度 10 km 左右的落点位置偏差为 0.45 km。

图 6 中, 以高度 40 km 左右的实测数据为输入, 通过模型计算高度 20 km 左右的落点位置与实测位置偏差 0.66 km; 以高度 30 km 左右的数据, 计算高度 20 km 左右的落点位置偏差为 0.21 km; 以高度 40 km 左右的数据, 计算高度 30 km 左右的落点位置偏差为 0.87 km。

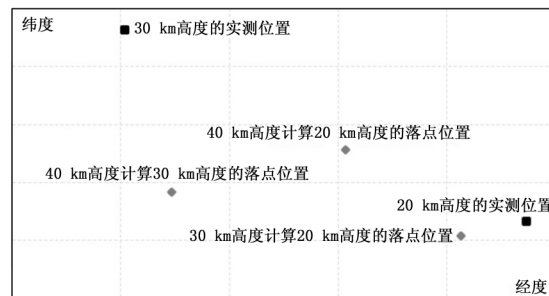


图6 型号 II 火箭残骸以高度 30、20 km 左右的实测位置为落点参照的计算结果比较

结果分析为: 高度相差 10 km, 计算的位置与实测位置平均偏差为 0.51 km; 高度相差 20 km, 平均偏差为 0.74 km; 高度相差 30 km, 偏差为 1.27 km。

## 3.3 分析小结

通过以上对型号 I、II 火箭残骸坠落过程实测数据的计算分析验证可知, 代入模型计算的实测自定位数据, 高度相差越小, 计算落点位置与实测位置越接近, 模型预测精度越高, 且高度越低模型预测精度越高。而且计算结果表明, 模型对于 50 km 高度以下高度相差 20 km 以内的落点位置预测, 偏差均小于 1 km, 而且通过残骸坠落几次实测试验表明, 残骸自定位装备已稳定可靠, 能够保证 40 km 以上坠落过程中实时自定位信息的完整获取。模型适用性很好, 满足火箭残骸回收系统工程指标要求。

该模型基于残骸坠落过程的实时自定位信息可实现落点的精确预测, 不仅能够应用于自定位装置异常情况实现预定高度落点位置精确计算, 也能推广应用至当伞控或舵控故障情况下实现残骸落点 1 km 以内的精确预测, 大大减少残骸搜索回收的工作量。同时, 模型可推广应用至基于可靠的弹道测量数据对火箭落点进行精确的预测计算。

另外, 从位置偏差可以看出, 落点预测误差呈现无规律性, 主要原因是存在高空风影响。模型计算过程中忽略了高空风影响, 未进行地球摄动和扁率修正, 阻力系数也为近似拟合值, 但最终计算结果较为理想。可深入研究, 在模型中加入高空风的大气风场力, 并辅以地球摄动、扁率等因素的精确修正, 从而进一步提升模型的落点位置预测精度。

## 4 结束语

基于火箭残骸回收系统工程需求, 通过对火箭残骸坠落过程的弹道特性分析, 建立了考虑空气阻力的动力学落

点计算模型,模型以残骸坠落过程中的实时自定位信息为输入,以四阶“龙格—库塔”法求模型运动微分方程解。最后基于火箭残骸坠落实测数据对模型验证分析。

分析结果表明,实时任务中若能获得预定高度以上 20 km 以内的残骸自定位数据,预定高度落点位置的预测精度可达到 1 km 以内。建立的基于火箭残骸坠落过程中实时定位信息的落点计算模型简化适用、精准有效,计算结果较为理想,非常适合应用于火箭残骸回收系统中,对坠落过程中的伞控或舵控工作点位置进行精确预测,从而最终实现残骸的快速回收,可大大缩小落区搜索范围,提高工作效率。而且模型扩展性好,可推广应用其他场景需求,通过模型精度可进一步研究提升。

参考文献:

[1] 汪新刚,姚 奕,刘勇志.再入段过程随机风对导弹弹头落点的影响[J].战术导弹控制技术,2006(2):40-43.  
[2] 肖亚伦,金长江.大气扰动中的飞行原理[M].北京:国防工业出版社,1993.

[3] 赵汉元.飞行器再入动力学和制导[M].北京:国防科技大学出版社,1997.  
[4] 张 毅,肖龙旭,王顺宏.弹道导弹弹道学[M].北京:国防科技大学出版社,2005.  
[5] 孙 磊,廉 璞,常晓飞,等.临近空间大气环境建模及其对飞行器影响[J].指挥控制与仿真,2016,38(5):107-111.  
[6] 黄 华,徐幼平,邓志武.靶区大气环境对再入体落点精度影响仿真研究[J].系统仿真学报,2009,21(13):3910-3913.  
[7] 冯燕来,王红杰,李 旭,等.基于外弹道修正理论的导弹落点预测精度评估方法[J].指挥信息系统与技术,2017,8(4):48-52.  
[8] 张守信.外弹道测量与卫星轨道测量基础[M].北京:国防工业出版社,1999.  
[9] 夏克寒,牟建华,夏治寒.再入飞行器仿真系统设计与实现[J].弹箭与制导学报,2008,28(1):280-282.  
[10] 张铮文,张 健,张富堂.利用标准轨迹和遥测数据的动作高度推算方法与误差分析[J].遥测遥控,2002,23(1):42-45.

（上接第 149 页）

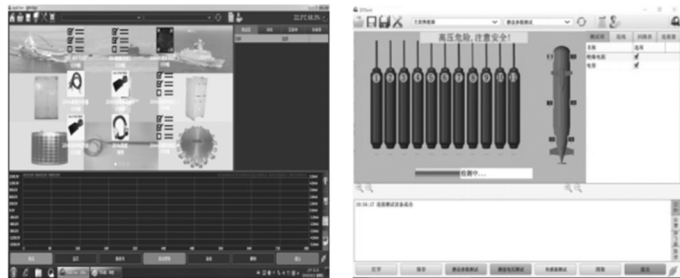


图 9 部分测试软件界面

表 2 测试结果

序号	电容测试值/nF		绝缘电阻测试值/MΩ	
	多路水听器参数扫描测试分析设备测试结果	数字电容表测试结果	多路水听器参数扫描测试分析设备测试结果	100 V 兆欧表测试结果
1	11.63	11.47	48	50
2	12.99	12.82	100	100
3	13.84	13.68	100	100
4	12.84	12.68	48.9	50
5	12.70	12.54	100	100
6	13.20	12.94	100	100
7	12.78	12.82	100	100
8	12.94	12.81	100	100
9	12.92	12.80	97.6	100
10	14.03	13.68	47.8	50

效率与测量精度。同时设备能自动记录存储测试数据,直接生成检测报告,自动判断是否符合要求,方便直观。为技术人员判断定位故障提供了技术支持。对于声纳水听器

5 结束语

多路水听器参数扫描测试分析设备具有人机交互友好,测试过程高效,测量精度高,操作简单,易于携带等特点,满足了声纳水听器日常检测与修理维护的测试需求,有效提高部队及装备保障部门的修理保障能力,是声纳湿端水听器检测的重要辅助手段。本设备的设计与研制为信息装备基地级维修提供了有力的保障。

参考文献:

[1] 陈文涛.传感器技术及应用[M].北京:机械工业出版社,2013.  
[2] 唐文彦.传感器[M].北京:机械工业出版社,2014.  
[3] 李启虎.数字式声纳设计原理[M].合肥:安徽教育出版社,2003.  
[4] 林 峰.多路声纳换能器绝缘电阻及等效电容智能检测仪研究[J].中国修船,2009,22(6):33-35.  
[5] 李耀波,孙璁烨,仲 秋,等.声纳换能器绝缘电阻自动测量电路设计[J].舰船电子工程,2015,35(10):185-188.  
[6] 唐 彪,孙璁烨,郝学超,等.声纳换能器等效电容自动测量电路设计[J].舰船电子工程,2016,36(5):147-150.  
[7] 邵学涛,李新娥.一种高精度测量微小电容的电路[J].山西电子技术,2011(1):5-6.  
[8] 张玉芹,洪源泉.数字式电容测量仪设计[J].廊坊师范学院学报(自然科学版),2011,11(3):52-54.  
[9] 张 静,杨惠珍,郝莉莉,等.一种换能器阻抗测试分析及数据管理系统的设计与实现[J].计算机测量与控制,2012,20(1):231-233.  
[10] 蔡启仲,邹光波.绝缘电阻测试仪高压可控电源与量程切换电路设计[J].自动化与仪器仪表,2012(1):98-99.