DOI: 10.11883/1001-1455(2015)02-0267-06

爆燃动力装置内弹道的优化设计*

樊成飞,王耀华,王 强
(解放军理工大学野战工程学院,江苏 南京 210007)

摘要:为了研制一种具有特殊功能的爆燃动力装置,并确保该爆燃动力装置做功能力的精确化,涉及一种爆燃动力装置的内弹道数值模拟、优化设计及实验验证技术。在建立爆燃动力装置内弹道物理模型、分析装置做功过程的基础上,应用经典内弹道理论,获得了爆燃动力装置内弹道数学模型,并开展内弹道数值模拟;依据爆燃动力装置评价指标,确定了遗传算法的目标函数、优化设计变量及约束条件,获得了爆燃动力装置内弹道设计的优化解;依据相似理论原理,开展了爆燃动力装置推门模拟实验。实验表明,建立的爆燃动力装置内弹道数学模型合理,爆燃动力装置内弹道优化设计结果较理想。

关键词:爆炸力学;优化设计;遗传算法;爆燃动力装置;内弹道
中图分类号:O381;TJ012 **国标学科代码**:1303530 **文献标志码**:A

按照中国民用航空总局 CCAR-21-R3《民用航空产品和零部件合格审定规定》,飞行实验时必须采取足够的措施,保障试飞组成员的生命安全。

爆燃动力装置是应急逃生保障系统的关键装置,是形成飞机应急逃生通道的唯一终端执行机构。试飞飞机飞行过程中,遇紧急情况,机组人员须弃机离机时,应急逃生保障系统在完成预先设定的一系列动作后,起爆服务舱门上安装的多组爆燃动力装置,利用火药爆燃产生的高温高压气体,克服服务舱门上的气动阻力,将服务舱门向机舱内平推一定的距离,以最终形成无障碍应急逃生通道。爆燃动力装置推门示意图如图 1 所示。

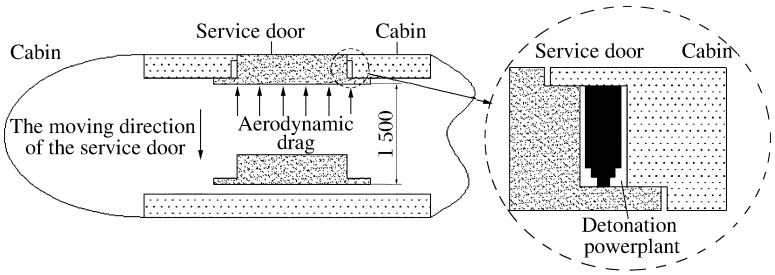

图 1 爆燃动力装置推门示意图

Fig. 1 Working principle of the detonation powerplant pushing door

为防止服务舱门运动对机组人员造成伤害、避免服务舱门运动中可能造成的其他次生灾害,必须精确控制爆燃动力装置的做功能力,优化爆燃动力装置的内弹道性能,确保飞机服务舱门按规定运动轨迹和飞行姿态运动。爆燃动力装置的内弹道性能与该装置的做功能力密切相关,因此有必要对爆燃动力装置的做功过程及其内弹道性能进行详细分析。中文中,采用数值模拟方法揭示爆燃动力装置内弹道性能变化规律,并利用遗传算法对爆燃动力装置内弹道进行优化设计,最终通过推门模拟实验验证爆燃动力装置数值模拟和遗传算法优化结果的合理性。

1 爆燃动力装置内弹道数值模拟

1.1 爆燃动力装置物理模型建立

爆燃动力装置物理模型如图 2 所示。其中:药筒高 H_1,外径 D_1,内径 d_1,空腔高度 h_1;滑筒高 H_2,

* **收稿日期**:2013-07-23;**修回日期**:2013-12-25
基金项目:中航集团航空重大科技专项项目(NJCX-RW-20100208)
第一作者:樊成飞(1986—),男,博士研究生,tjufcf@163.com。

外壁直径 D'_2，外裙边直径 D''_2，内径 d_2，外裙边高度 h_2；固定筒高 H_3，外径 D_3，内壁直径 d'_3，内裙边直径 d''_3，内裙边高度 h_3；底座内部空腔长 H_4，直径 d_4。令 $S_1=\pi D_1^2/4$，$S_2=\pi D''^2_2/4$，$L_1=H_2-h_2-h_3$，$L_2=H_1$。

爆燃动力装置底座两端安装高瞬发钝感电点火器，药筒内装填适当量的火药。当机组人员须弃机离机，起爆爆燃动力装置后，药筒内的火药燃烧生成大量高温高压气体，高温高压气体膨胀对外做功，推动药筒、滑筒运动，使飞机服务舱门按规定的运动轨迹和飞行姿态运动。

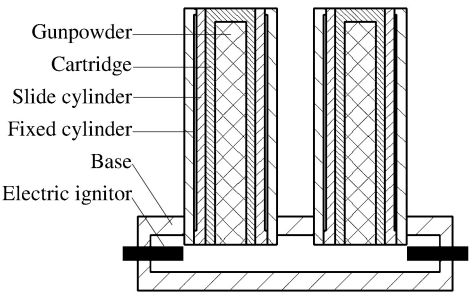

图 2 爆燃动力装置物理模型

Fig. 2 Physical model of detonation powerplant

1.2 爆燃动力装置做功过程分析

依据建立的爆燃动力装置物理模型，忽略气体后效作用，分析爆燃动力装置做功过程，主要分为以下 4 个阶段。

(1)定容燃烧阶段，是指从火药着火到药筒、滑筒开始运动的时间段。在此阶段，火药做定容燃烧，爆燃动力装置空腔内火药燃烧产生的气体压力 p 从零逐渐上升至启动压力 p_0。

(2)火药燃烧阶段，是指药筒、滑筒运动开始到火药燃烧结束的时间段。在此阶段，药筒、滑筒沿固定筒轴向方向运动，爆燃动力装置空腔内气体压力 p 持续上升。当火药燃烧结束时，爆燃动力装置腔内气体压力达到最大值 $p_{\max}$。

(3)第 3 阶段，是指火药燃烧结束到滑筒运动停止的时间段。该阶段内，高温高压气体继续膨胀对外做功，推动药筒、滑筒运动，同时爆燃动力装置腔内气体压力开始下降。当滑筒运动一定的距离后，滑筒下裙边碰触到固定筒上裙边，滑筒运动停止。

(4)第 4 段，是指滑筒运动停止到药筒与滑筒分离这个阶段。该阶段内，高温高压气体继续膨胀对外做功，气体压力继续下降，推动药筒沿滑筒内壁运动，直至药筒与滑筒分离，爆燃动力装置做功结束。

此后，服务舱门加速运动停止，获得了一定的初速度，开始做平抛运动，当与舱内地板接触后，舱门绕其水平质心轴旋转并继续先前做减速运动，直至速度减小为零，舱门倾倒在地板上。

1.3 内弹道数值模拟基本假设

参考江坤等[1]、侯健等[2]的工作，作如下假设：(1)爆燃动力装置结构左右对称，选取 1/2 部分建立数学模型；(2)忽略高瞬发钝感电点火器点火瞬间对爆燃动力装置内弹道性能的影响；(3)火药燃烧遵循几何燃烧规律；(4)火药药粒燃烧遵循燃烧速度定律；(5)不计爆燃动力装置腔内火药气体压力梯度，忽略气体泄漏；(6)在火药作用过程中，燃烧生成成份不变；(7)热损失通过减小火药力 f，或增加比热比 k 的方法进行修正。

1.4 内弹道数学模型建立与求解

针对爆燃动力装置不同工作阶段的不同特性，依据内弹道物理模型，借鉴内弹道火药燃气状态方程、燃烧方程、能量守恒方程、运动方程等内弹道经典理论[3]，分别构建 4 个阶段的内弹道数学模型。

定容燃烧阶段。此阶段的定容状态方程、火药形状函数分别为：

$$\psi=\frac{1/\Delta-1/\rho_{\mathrm{p}}}{f/p_0+\alpha-1/\rho_{\mathrm{p}}} \tag{1}$$

$$\psi=\chi Z(1+\lambda Z) \tag{2}$$

火药燃烧阶段。此阶段的火药形状函数、火药燃烧方程、药筒和滑筒运动方程、药筒和滑筒运动速度与行程的运动学方程、能量方程分别为：

$$\psi=\chi Z(1+\lambda Z) \tag{3}$$

$$\mathrm{d}Z/\mathrm{d}t=\mu_1 p^n/e_1=p^n/I_{\mathrm{k}} \tag{4}$$

$$S_2 p = \varphi m \, \mathrm{d}v/\mathrm{d}t \tag{5}$$

$$v = \mathrm{d}l/\mathrm{d}t \tag{6}$$

$$S_2 p (l_\psi + l) = f\omega(\psi - \eta) - \theta\varphi m v^2/2 \tag{7}$$

第 3 阶段。此阶段的药筒和滑筒运动方程、能量方程分别为：

$$S_2 p = \varphi m \, \mathrm{d}v/\mathrm{d}t \tag{8}$$

$$S_2 p (l_1 + l) = f\omega(1 - \eta) - \theta\varphi m v^2/2 \tag{9}$$

第 4 阶段。此阶段的药筒运动方程、能量方程分别为：

$$S_1 p = \varphi m \, \mathrm{d}v/\mathrm{d}t \tag{10}$$

$$S_1 p (l_1 + l) = f\omega(1 - \eta) - \theta\varphi m v^2/2 \tag{11}$$

式中：ψ 为火药已燃分数；λ、χ 为火药形状特征量；Z 为火药已燃相对厚度；σ 为火药相对燃烧面积；Δ 为火药装填密度；ρ_p 为火药密度；α 为火药气体余容；μ_1 为燃速系数；n 为燃速指数；e_1 为火药弧厚；I_k 为压力全冲量；p 为火药气体压力；f 为火药力，ω 为装药质量，$\theta = k - 1$，k 为绝热指数；φ 为次要功计算系数；l 为药筒位移；l_ψ 为药室自由容积缩径长；当 $\psi = 1$ 时，$l_\psi = l_1$；m 为等效质量体质量；v 为药筒速度；η 为相对气体流量，且 $\eta = y/\omega$；假设药筒和等效质量体运动情况完全相同，忽略药筒和滑筒质量。启动压力 $p_0 = (mg + F')/S_2$，F' 为爆燃动力装置启动阻抗力，即飞机飞行过程中施加于服务舱门上的气动载荷。

爆燃动力装置内弹道数值模拟方程组中共有 p、v、l、t、ψ、Z 等 6 个自变量，其中：定容燃烧阶段含 2 个独立方程，2 个未知量可解；火药燃烧阶段由 5 个独立代数方程和常微分方程组成，选定自变量 t 时，其他 5 个未知变量可以利用数值方法求解；第 3、4 阶段分别含 2 个独立代数方程和常微分方程，选定自变量 t 时，3 个未知变量均可利用数值方法求解。

上述全微分方程的形式均为：

$$\begin{cases} \dfrac{\mathrm{d}y_i}{\mathrm{d}x} = f_i(x_1, y_1, y_2, \cdots, y_n) \\ y_i(x_0) = y_{i0} \end{cases} \qquad i = 1, 2, \cdots, n \tag{12}$$

利用 4 阶龙格-库塔(Runge-Kutta)法[4-5]，借助 MATLAB 软件编制程序，对微分方程组进行求解。

2　基于遗传算法的内弹道优化设计

由于内弹道过程复杂，影响因素诸多，以往传统的内弹道工程设计方法，多凭经验或借助程序进行内弹道设计，只能保证所选方案的可行性，而不一定是最优方案。为此，依据内弹道数值模拟方程组，选用遗传算法开展爆燃动力装置内弹道优化设计，获取最优以选取更科学合理的方案，提高设计质量，缩短设计周期[6-7]。遗传算法中，根据所求解问题的目标函数构造一个适应度函数，通过该函数对由多个解构成的一个种群进行评估、选择、交叉和变异，经过多代繁殖，将适应度值最大的个体作为所求解问题的最优解[8]。

2.1　目标函数的确定

为保证试飞组成员的生命安全，确保应急逃生通道的畅通，在爆燃动力装置结构尺寸严格受限的条件下，必须提高爆燃动力装置的装药利用率，满足爆燃动力装置做功能力的最大化。爆燃动力装置的做功能力与药筒最大出口速度成正相关关系，为此选择药筒出口速度 v 为优化目标函数。即：$f = \max v$。

2.2　优化设计变量的确定

优化设计变量必须是对目标函数影响最大、最敏感且相互独立的。由于爆燃动力装置只能安装于飞机机身门框与服务舱门之间的狭小缝隙内，装置安装空间、结构尺寸严格受限，装药量 ω、药室容积 V 对爆燃动力装置的做功能力和药筒出口速度的影响最显著，本文中将这 2 个参量作为优化设计变量。

2.3　约束条件的建立

基于爆燃动力装置安装空间及零部件结构强度的考虑，等式约束条件为气体最大压力 $p_m = 260$ MPa；药室容积不仅与爆燃动力装置的安装空间有关，而且与滑筒、药筒的结构尺寸也有密切关系，

因此取约束条件：380 mm^3≤V≤570 mm^3；飞机飞行过程中面临的复杂强烈振动环境，同时考虑到火药燃烧性能及压药密度的可能性，取约束条件：1.7 g≤ω≤4.8 g。

2.4 遗传算法优化过程

爆燃动力装置内弹道遗传算法优化流程（见图 3）为：(1)对爆燃动力装置内弹道参数进行二进制编码，生成由一定数量个体组成的初始种群；(2)对种群进行译码，带入内弹道模型，依据既定的评价指标对初始种群内所有个体进行个体评价进行个体评价，计算可行解；(3)计算可行解的适应度函数；(4)依据适应度函数对生成的可行解种群进行评价，并更新非劣解集；(5)按照遗传算法中的选择、交叉和变异操作，生成新一代种群；(6)反复迭代循环执行(2)～(3)过程，直至获得爆燃动力装置内弹道参数最优解，计算结束[9-10]。

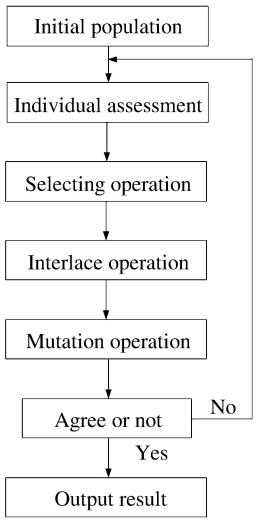

图 3 遗传算法流程图

Fig. 3 Flow chart of genetic algorithms

3 数值模拟结果和实验验证

3.1 数值模拟结果分析

遗传算法历代收敛状况如图 4 所示。由收敛状况曲线可知，遗传算法优化设计变量、约束条件以及目标函数在遗传算法搜索前期震荡剧烈，随着迭代次数的增加，震荡范围逐渐减小，当算法迭代次数达到 500 次时，算法已经收敛，获得了爆燃动力装置内弹道优化的最优解。获得最优设计点为：V=471 mm^3，ω=2.8 g，优化后药筒出口速度为：v=8.9m/s。

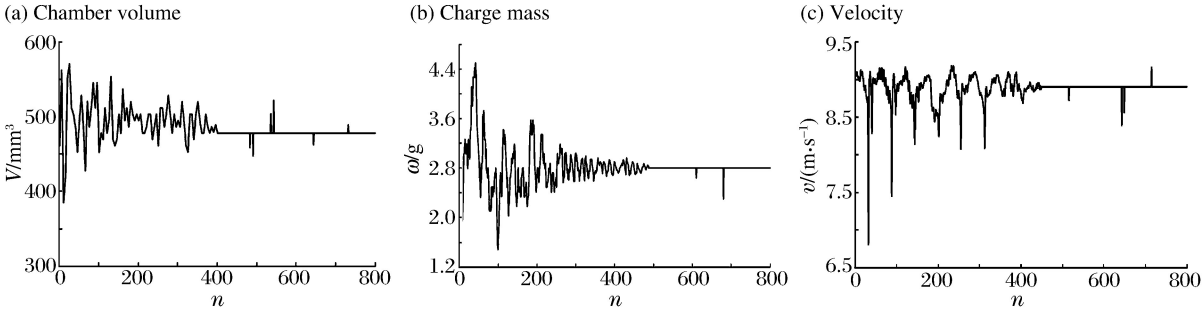

图 4 收敛曲线

Fig. 4 Convergence curves

3.2 爆燃动力装置推门模拟实验

依据相似理论原理，研制了爆燃动力装置推门模拟实验装置（推门模拟实验原理框图如图 5 所示），舱门的结构尺寸、质量、受力状况等均与真实飞机舱门相同。为准确掌握爆燃动力装置的做功能力和内弹道性能，推门模拟实验过程中，对爆燃动力装置的内弹道性能进行测试，测试系统框图如图 6 所示。

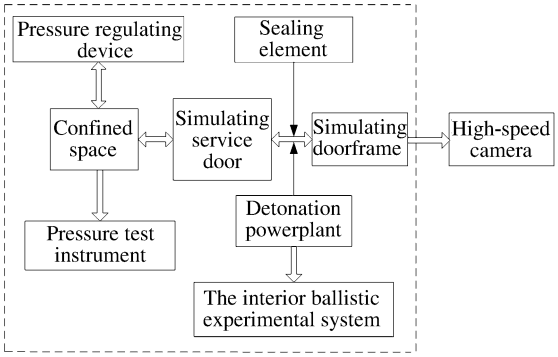

图 5 推门模拟实验原理框图

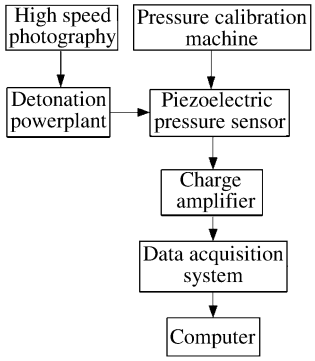

图 6 爆燃动力装置内弹道测试系统

3.3　数值模拟结果与实验结果的比较

爆燃动力装置做功过程中的最大压力 p_{max}、工作时间 t、出口速度 v 等内弹道参数如表 1 所示，内弹道压力实测与理论计算曲线基本吻合，如图 7 所示。可见，建立的爆燃动力装置内弹道数学模型合理。

表 1 爆燃动力装置内弹道实验与计算结果

Table 1 The interior ballistic results of the detonation powerplant

方法	p_{max}/MPa	t/ms	v/(m·s^{-1})
理论	117.1	4.97	8.9
实验	112.6	5.28	8.4
ε/%	3.84	6.23	5.62

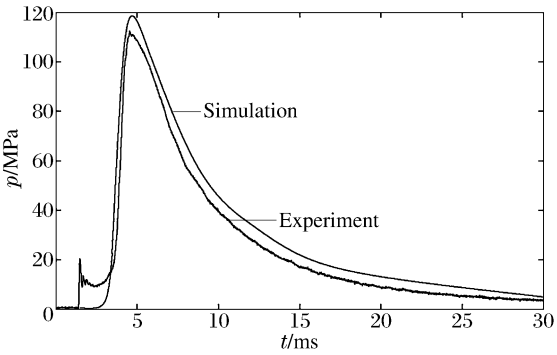

图 7 爆燃动力装置腔内气体压力曲线

Fig. 7 Pressure curves of detonation powerplant

由图 7 可见，压力的计算结果与实验结果有一定的误差，但最大误差小于 3.84%。两者的微小差异，是由于爆燃动力装置做功过程中的热损失波动、火药燃烧不完全以及除间隙泄漏外的其他气体泄漏等造成的。

内弹道遗传算法优化前后，爆燃动力装置推门模拟实验及内弹道测试过程如图 8 所示。内弹道遗传算法优化前，推动模拟舱门运动的距离达不到规定要求，且舱门发生较大角度的偏转，爆燃动力装置做功能力不符合预期目标；爆燃动力装置内弹道遗传算法优化后，推动模拟舱门的运动距离符合相关技术指标，且模拟舱门做平移运动，其翻转角度满足规定要求，能够按照规定的运动轨迹和飞行姿态运动，爆燃动力装置内弹道遗传算法优化设计结果达到了预期目的。

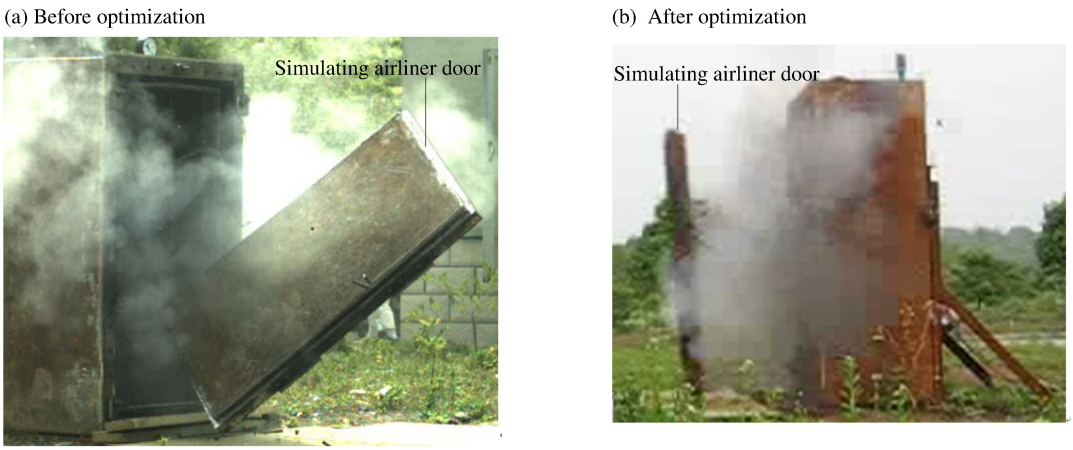

图 8 爆燃动力装置推门模拟实验

Fig. 8 Experiment of simulating pushing airliner door

4　结　论

通过爆燃动力装置内弹道数值模拟、遗传算法优化设计及相关实验验证等，可得到如下结论：

(1)爆燃动力装置的做功过程分析正确，建立的爆燃动力装置内弹道数学模型正确可信，数值模拟计算结果合理可信；

(2)爆燃动力装置内弹道数学模型可以作为基于遗传算法的爆燃动力装置内弹道优化设计模型，且目标函数、优化设计变量、约束条件选择合理，优化结果达到了预期目标；

(3)爆燃动力装置推门模拟试验装置设计合理，能够反映飞机服务舱门的实际情况；

应用本文中分析方法研制的爆燃动力装置，已成功应用于某国产支线客机的试飞实验中。

参考文献:

[1] 江坤,王浩,郭锦炎,等.拉杆活塞式发射装置内弹道建模与仿真[J].弹道学报,2011,23(1):13-17.
Jiang Kun, Wang Hao, Guo Jin-yan, et al. Modeling and simulation of interior ballistics of slide rod piston launching device[J]. Journal of Ballistics, 2011,23(1):13-17

[2] 侯健,魏平,李金新.锥膛炮内弹道建模与仿真计算[J].兵工学报,2010,31(4):419-422.
Hou Jian, Wei Ping, Li Jin-xin. Interior ballistics modeling and simulation of conic-chamber gun system[J]. Acta Armamentar, 2010,31(4):419-422.

[3] 金志明.枪炮内弹道学[M].北京:北京理工大学出版社,2007:53-94.

[4] 李建良,蒋勇,汪先光.计算机数值方法[M].江苏:东南大学出版社,2000:72-102.

[5] David D, 王国荣.数值分析[M].北京:机械工业出版社,2005:127-149.

[6] Gambardella L M, Mastrololli M, Rizzoli A E. An optimization methodlogy for intermodal terminal management [J]. Journal of Intelligent Manufacturing, 2001,12(5):521-634.

[7] 刑文训,谢金星.现代优化计算方法[M].北京:清华大学出版社,2005:13-17.

[8] 汪定伟.智能优化算法[M].北京:高等教育出版社,2007:24-36.

[9] 赵博文.随行装药内弹道优化设计及数值模拟[D].南京:南京理工大学,2010.

[10] Goldberg D E. Genetic algorithms in search, optimization and machine learning[M]. Massachusetts: Addison-Wesley Publishing Company, 1989:47-52.

Interior ballistic optimal design of detonation powerplant

Fan Cheng-fei, Wang Yao-hua, Wang Qiang
(*College of Field Engineering, PLA University of Science and Technology, Nanjing* 210007, *Jiangsu*, *China*)

Abstract: In order to develop a special detonation powerplant and ensure the accuracy of the work capacity of the detonation powerplant, the interior ballistic numerical simulation, optimal design and corresponding experimental verification technology of detonation powerplant were investigated. On the basis of getting physical model and analyzing working process of detonation powerplant, the interior ballistic mathematical model was established and calculated. According to the interior ballistic evaluation index of detonation powerplant, the objective function, the optimized interior ballistic design variables, and the constraint condition were obtained with the genetic algorithm. According to the similarity theory, the simulation test of pushing airliner door was carried out. It shows that the calculated results coincide with the test results, the interior ballistic mathematical model is reasonable, and the optimized interior ballistic result is acceptable.

Key words: mechanics of explosion; optimal design; genetic algorithm; detonation powerplant; interior ballistics

(责任编辑 丁 峰)