

空空导弹固体火箭冲压发动机设计 参数优化

曹军伟¹, 何国强¹, 王希亮², 单睿子², 贺永杰²

(1. 西北工业大学 航天学院 燃烧、热结构与内流场重点实验室, 西安 710072;

2. 中国空空导弹研究院 第四研究所, 洛阳 471009)

摘 要: 为使空空导弹在较宽的空域范围内获得优化的综合性能,提出了以导弹综合特性为目标函数来优化固体火箭冲压发动机设计参数的思路,以空空导弹在飞行高度分别为 5,10 km 和 15 km 的飞行距离和飞行速度的综合性能参数为目标函数,建立了固体火箭冲压发动机设计参数优化模型,利用遗传算法进行了固体火箭冲压发动机设计参数的优化。优化的结果表明:当参数选择适当时,采用非壅塞固体火箭冲压发动机的空空导弹在较宽的工作包线内也能够具有优秀的飞行性能,在高度为 5,10 km 和 15 km 时,空空导弹的飞行距离分别达到了 62.9,89.2 km 和 133.1 km,空空导弹的平均飞行速度也得到了提高。

关 键 词: 空空导弹; 固体火箭冲压发动机; 超声速进气道; 遗传算法; 优化设计

中图分类号: V438

文献标志码: A

Parameter optimization design of air-ducted rocket for airborne missile

CAO Jun-wei¹, HE Guo-qiang¹, WANG Xi-liang²,
SHAN Rui-zi², HE Yong-jie²

(1. Science and Technology on Combustion,

Internal Flow and Thermal-Structure Laboratory, College of Astronautics,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. The 4th Institute,

China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China)

Abstract: To obtain high overall performance of airborne missile in a broad flight envelope, the method with overall performance of airborne missile as object of optimization and the design parameters of unchoked air-ducted rocket (ADR) as variables had been proposed. The integrated performance of the airborne missile at height of 5 km, 10 km and 15 km was used as the objective function to establish the optimization model for ADR design. Genetic algorithms (GA) was introduced to obtain optimized ADR parameters. Numerical results show that reasonable performance can be achieved for the airborne missile with unchoked ADR as the power system in a broad flight envelope. At the height of 5 km, 10 km and 15 km, the corresponding airborne missile range are 62.9 km, 89.2 km and 133.1 km. At the same time, the average flight velocity has been increased.

Key words: airborne missile; air-ducted rocket; supersonic inlet;
genetic algorithm (GA); optimization design

作为一种能够满足导弹高速、远射程飞行的吸气式动力装置,固体火箭冲压发动机得到了广泛的研究^[1-6],并且已经在欧洲“流星”(meteor)等空空导弹(下文简称导弹)上开始了应用^[7].为适应导弹较宽飞行包线的需求,需考虑对固体火箭冲压发动机富燃燃料的流量进行调节^[8-10],非壅塞固体火箭冲压发动机的富燃燃料流量能够根据导弹不同的飞行状态进行自适应调节^[11],在一定程度上扩大了固体火箭冲压发动机的工作包线.

研制固体火箭冲压发动机的目的是要应用于导弹,在进行固体火箭冲压发动机设计时,不仅应该追求固体火箭冲压发动机在某一个飞行状态下的性能最优,必须综合考虑导弹总体对发动机的需求,使导弹总体综合性能在其飞行包线内达到最优.

由于固体火箭冲压发动机的工作特性与导弹总体气动布局以及飞行弹道、飞行姿态等密切相关,使得固体火箭冲压发动机的设计变得十分复杂^[12].如何设计整体式固体火箭冲压发动机的技术参数,从而使导弹总体性能达到综合最优,是进行固体火箭冲压发动机研究所必须要解决的主要技术问题之一.

作为一种优化方法,遗传算法自上世纪80年代兴起并且发展迅速,广泛应用于许多领域.Schoonover等^[13]利用遗传算法对固液混合发动机进行了总体参数优化,研究表明遗传算法用于求解连续和离散设计变量共存问题具有优势;解红雨等^[14]利用遗传算法,综合考虑固体火箭发动机内弹道性能和火箭外弹道性能,对固体火箭发动机进行了优化设计,获得了满意效果.罗文彩等^[15]研究了以固体火箭冲压发动机为动力的导弹总体方案设计问题,探讨了采用遗传算法实现冲压发动机导弹一体化优化设计技术,获得满足战术技术指标要求的最优总体方案和冲压发动机方案,得到优化接力马赫数、空燃比、设计马赫数、进气道入口面积、冲压喷管出口面积等参数.

本文以非壅塞固体火箭冲压发动机为例,利用遗传算法原理建立了固体火箭冲压发动机设计参数优化模型,并完成了某导弹整体式固体火箭冲压发动机的设计参数优化.

1 固体火箭冲压发动机工作特性及飞行性能计算模型

1.1 无喷管助推器装药计算模型

为满足发动机总体对助推器的要求,将初始

质量 m_0 的导弹由发射马赫数 Ma_1 加速到接力马赫数 Ma_b 所需推进剂的质量 m_p 按式(1)进行计算^[16]

$$m_p = m_0 \left[1 - \frac{1}{\exp \left[\frac{a(Ma_b - Ma_1) + g t_{ab} \sin \theta}{\alpha_x I_s} \right]} \right] \quad (1)$$

式中 a 为当地声速, g 为重力加速度, t_{ab} 为助推器工作时间, θ 为导弹发射倾角, α_x 为空气阻力影响修正系数, I_s 为助推器比冲.

1.2 固体火箭冲压发动机性能计算模型

根据气体动量定理,可以推导出冲压发动机的推力 F_m 的表达式^[16-17]

$$F_m = 2q_0 \phi A_1 \left[B_R \frac{Z(\lambda_e)}{\lambda_0} - 1 \right] - p_0 A_e - X_{ad} \quad (2)$$

式中 q_0 为空气来流流动压头, ϕ 为进气道流量系数, A_1 为进气道捕获面积, B_R 为补燃室综合参数, λ_e 为冲压喷管出口燃气速度系数, λ_0 为空气来流速度系数, p_0 为环境压强, A_e 为冲压喷管出口面积, X_{ad} 为进气道附加阻力.

1.3 发动机质量特性计算模型

整体式固体火箭冲压发动机在发射前的总质量 m_{dj} 主要包含助推补燃室质量 m_{br} 、燃气发生器质量 m_{rg} 、进气道质量 m_{iqd} 以及转级部件 m_{qj} 、点火器 m_{dhq} 和其他附属件 m_{fs} 等的质量.在进行发动机参数优化时,认为转级部件、点火器和其他附属件的质量为定值,而助推补燃室质量、燃气发生器质量以及进气道质量等随设计参数的变化通过计算得到.

在进行发动机质量计算时,在初始时可能某些参数还不确定,通过反复迭代几次就能够得到较为准确的发动机质量.

1.4 导弹气动力计算模型

在进行带有整体式固体火箭冲压发动机的导弹总体方案设计时,以及在固体火箭冲压发动机飞行性能计算评估过程中,气动布局选择以及气动力确定是一项非常重要的工作.

由于采用固体火箭冲压发动机导弹的气动力计算本身就是一个非常复杂、工作量巨大的工作,而本文重点不是对固冲发动机导弹的气动布局进行选型和气动力计算,只是应用了通过上述气动力计算方法所得到的导弹气动力结果.为使得对于固冲发动机飞行特性的计算更加接近实际,本

文利用吹风试验对按气动力计算模型所得到的固冲发动机导弹气动力结果进行了数据修正。

在进行导弹固冲发动机飞行性能计算和进一步的优化设计中,采用已经选定好的导弹气动布局 and 外部结构参数,并将导弹的气动力系数随马赫数 Ma 和高度 H 的变化制作成表格(见表1),供进行固冲发动机飞行性能计算时以插值的方式调用。

表1 导弹零升阻力系数表

Table 1 Coefficient of drag at zero-lift of the missile

H/km	零升阻力系数				
	$Ma=1.5$	$Ma=2.0$	$Ma=2.5$	$Ma=3.0$	$Ma=3.5$
5	0.805	0.557	0.535	0.427	0.343
10	0.844	0.602	0.581	0.471	0.385
15	0.884	0.649	0.629	0.517	0.430

1.5 导弹外弹道计算模型

导弹的弹道特性与导弹本身和目标的性能密切相关,目前在工程上普遍使用比例导引法。对于导引弹道的计算,一般在无控段结束后,导引头即输出控制信号控制导弹飞行直至命中目标。在计算中将导弹和目标两者都看成空间中的一个几何点,不考虑其姿态问题,但涉及气动、固体火箭冲压发动机特性等问题。

本文研究工作的目标在于进行导弹整体式固体火箭冲压发动机总体性能的优化设计,考核固体火箭冲压发动机设计性能的主要指标为导弹的射程和飞行速度,而不考虑飞行控制和操纵品质等问题,故本文中弹道计算采用简化的理论弹道或方案弹道。并且在弹道计算过程中,有如下假定:

- 1) 只考虑导弹本身的射程、速度等性能,而不考虑目标特性。
- 2) 视导弹为可控质点,按质点弹道作评估。
- 3) 仅研究导弹在水平面内的直线运动,导弹不做任何机动,攻角和侧滑角为零。
- 4) 助推段飞行结束后,冲压发动机立即接力工作。
- 5) 导弹的初始发射马赫数为定值。
- 6) 导弹的飞行终点时刻为导弹的速度减小到固体火箭冲压发动机和进气道均能正常工作的最低飞行马赫数。

这样外弹道计算模型可采用简化的平面三自由度刚体模型^[18]

$$\begin{cases} m \frac{dV}{dt} = p \cos \alpha - X - mg \sin \theta \\ mV \frac{d\theta}{dt} = p \sin \alpha + Y - mg \cos \theta \\ \frac{dy}{dt} = V \sin \theta \\ \frac{dx}{dt} = V \cos \theta \\ \frac{dm}{dt} = -\dot{m}_t \\ \theta = \theta(t) \end{cases} \quad (3)$$

2 设计参数优化模型

2.1 遗传算法简介

遗传算法是一种基于生物自然选择与遗传机理的随机搜索算法^[19-20]。与传统的搜索算法不同,遗传算法从一组随机产生的初始解,称为“种群(population)”,开始搜索过程。种群中每一个个体是问题的一个解,称为“染色体(chromosome)”。染色体是一串符号,比如一个二进制字符串。这些染色体在后续迭代中不断进化,称为遗传。在每一代中用“适值(Fitness)”来测量染色体的好坏。生成的下一代染色体,称为后代(offspring)。后代是前一代染色体通过交叉(crossover)或变异(mutation)运算形成的。新一代形成中,根据适值的大小选择部分后代,淘汰部分后代,从而保持种群大小是常数。适值高的染色体被选中的概率较高。这样,经过若干代之后,算法收敛于最好的染色体,它很可能就是问题的最优解或次优解。

GA 中最常用的算子有如下几种:

- 1) 选择算子(selection)。
- 2) 交叉算子(crossover)。
- 3) 变异算子(mutation)。

遗传算法中常用的控制参数有群体规模、最大进化代数、交叉概率和变异概率。遗传控制参数取值是否合理,对遗传优化的质量和效率会产生很大影响。

遗传算法在解优化问题时有如下优点:

1) 遗传算法对所解的优化问题没有太多的数学要求。由于它的进化特性,它在最优解搜索中不需要了解问题的内在性质。遗传算法可处理任意形式的目标函数和约束,无论是线性的还是非线性的,离散的还是连续的,甚至是混合的搜索空间。

2) 进化算子的各态历经性使得遗传算法能够非常有效地进行概率意义下的全局搜索,而传

统的优化方法则是通过邻近点比较而移向较好点,从而达到收敛的局部搜索过程.这样只有问题具有凸性时才能找到全局最优解,因为这时任何局部最优解都是全局最优解.

2.2 目标函数选取

对于采用整体式固体火箭冲压发动机的导弹而言,在对发动机尺寸和质量加以限制的条件下,射程肯定是用以衡量发动机性能的一个主要技术指标.但是,由于导弹所攻击的是高速、大机动空中目标,所以导弹的飞行速度也应是衡量固体火箭冲压发动机的另一个主要技术指标.在本文中,选取导弹的射程和飞行速度这两个参数作为整体式固体火箭冲压发动机优化设计的目标函数.

先将导弹的射程和飞行速度组合为一个目标函数作为每个个体的适值,然后利用选择算子对种群进行选择.有多种组合方法,在本文中,以导弹射程和导弹飞行速度的乘积作为目标函数.

对于导弹来说,同时要求固体火箭冲压发动机必须具有较宽的飞行包线.利用遗传算法对发动机在某个设计状态下所获得的优化结果,可能其他状态下不能够正常工作或者性能较差,因此,在发动机优化设计中,也必须考虑到导弹必须具有较宽飞行包线这一特点.

为了在满足导弹飞行包线前提下,使固体火箭冲压发动机的性能达到最优,本文采取了以下处理方法:

按照组合法分别计算规定好的高空 15 km,中空 10 km 及低空 5 km 共 3 个高度下每个个体的 3 个适值 E_1, E_2, E_3 (适值为导弹射程和导弹飞行速度的乘积),然后以 $E_1 \times E_2 \times E_3$ 作为每个个体最终的适值,即为目标函数.

2.3 约束变量的确定

在利用遗传算法进行整体式固体火箭冲压发动机优化设计时,必须考虑导弹总体对发动机尺寸、质量等要求的约束,同时也要满足导弹对冲压发动机飞行包线要求的约束,还必须考虑固体火箭冲压发动机能够正常工作的约束和目前现有技术可实现性的约束等.

1) 导弹总体约束:例如发动机外径、发动机总长、导弹及发动机质量、冲压喷管出口直径等.

2) 固体火箭冲压发动机能够正常工作的约束:例如进气道最低工作马赫数、进气道工作最小超临界裕度、冲压发动机最低工作压强、冲压发动机最大与最小空燃比等.

3) 设计变量及技术可实现性约束:例如富燃料推进剂最大、最小燃速、冲压喷管最大、最小喉径、富燃料推进剂装药性能参数、助推器装药性能参数以及燃气发生器最小工作压强等.

2.4 设计变量的选取

在进行本文研究过程中,曾采用两组不同的冲压发动机参数作为优化设计变量进行对比.一组设计变量为设计高度、设计马赫数、设计推力、空燃比,但在设计过程中却发现了可能会出现发动机某些参数在实际工程中无法实现的设计结果.通过进一步分析,确定了以下面 4 个参数作为设计变量.

2.4.1 设计高度

空气密度随着高度变化而出现剧烈变化,直接影响到通过进气道进入冲压发动机的空气流量,对固体火箭冲压发动机工作性能有着十分直接和显著的影响,设计高度实际上就决定了发动机工作的大气环境最佳值,导弹在设计高度上工作时,进入发动机空气流量恰好与燃气发生器流量相匹配,此时,发动机工作的超临界裕度正好满足设计状态.另外设计高度的选取也直接影响到导弹工作区域的大小.设计高度是设计导弹必须予以充分重视的因素.

2.4.2 设计马赫数(接力马赫数)

进气道的总压恢复系数决定了固体火箭冲压发动机工作时补燃室所能达到的压强,而进气道的总压恢复系数是由飞行马赫数决定的.所以,设计马赫数也是决定固体火箭冲压发动机状态的重要因素.本文以接力马赫数作为设计马赫数,所以设计马赫数也决定了助推器和冲压发动机之间的能量分配问题.

2.4.3 富燃料推进剂燃速

选择富燃料推进剂燃速作为设计变量,是因为它受到目前推进剂技术状态的限制.如果选择其他参数作为设计变量来优化冲压发动机参数,可以得到对富燃料推进剂燃速的需求,但是这样得到的推进剂燃速可能在目前的技术状态下无法实现,从而使优化出的冲压发动机设计参数无法实现.

2.4.4 冲压喷管喉径

与以富燃料推进剂燃速作为设计变量一样,冲压喷管喉径同样也存在一个可实现性问题,冲压喷管喉径要受到导弹直径和冲压发动机燃烧室

内径的约束。

根据上述4个设计变量,可以通过设计得到固体火箭冲压发动机的其他参数,包括发动机在设计推力和空燃比、燃气发生器的喷嘴面积、进气道空气流量以及进气道入口面积等,进而得到发动机的基本性能。

2.5 整体式固体火箭冲压发动机设计参数优化

设计程序流程

程序流程见图1。

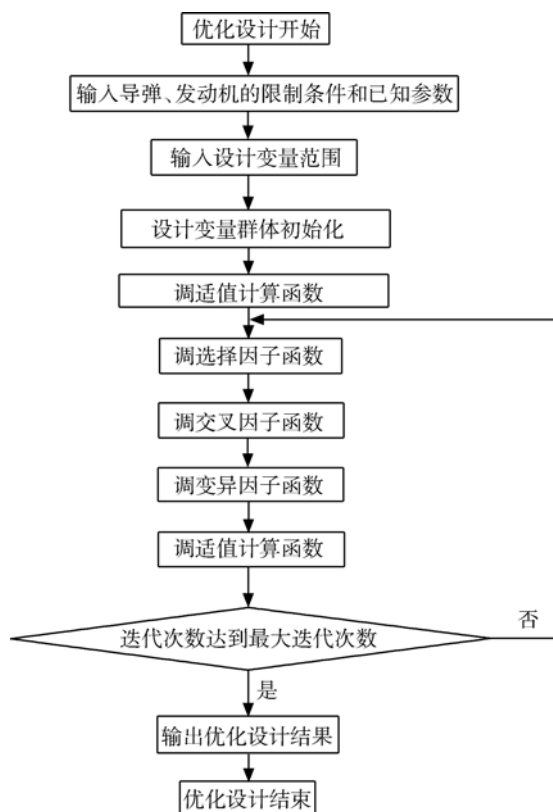


图1 固体火箭冲压发动机设计参数优化主程序流程框图

Fig. 1 Integral optimization design chart for the air-ducted rocket

3 整体式固体火箭冲压发动机设计参数优化过程分析

以某导弹为例,利用前面所建立的优化设计模型,进行整体式固体火箭冲压发动机优化设计。

遗传算法的参数选取:群体个数为60,交叉概率为0.95,变异概率为0.01,最大进化代数为50。

经过优化设计计算,得到了一组优化参数为:设计高度、设计马赫数、冲压喷管喉径、富燃料推进剂燃速。

目标函数的进化过程见图2。4个设计变量的进化过程见图3~图6。

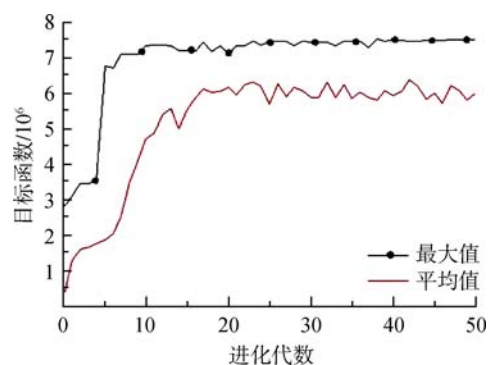


图2 目标函数的最大值和平均值的进化收敛过程

Fig. 2 Evolution of the max and average value of the objective function

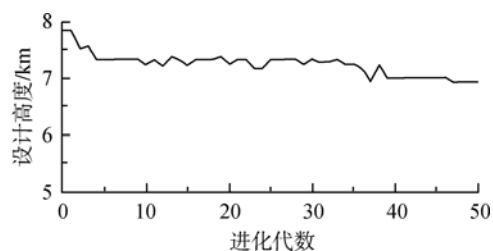


图3 设计高度的进化收敛过程

Fig. 3 Evolution of the design altitude

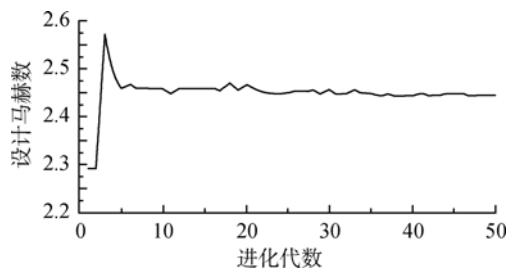


图4 设计马赫数的进化收敛过程

Fig. 4 Evolution of the design Mach number

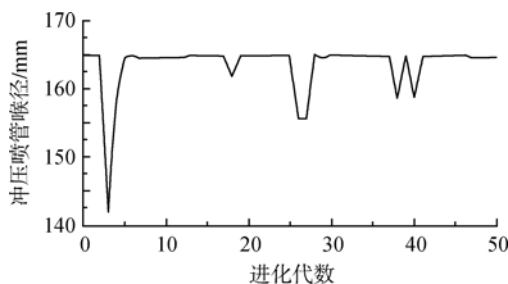


图5 冲压喷管喉径的进化收敛过程

Fig. 5 Evolution of the ramjet nozzle

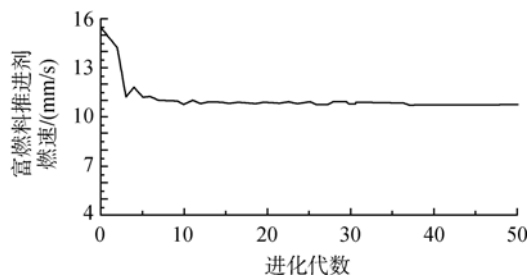


图6 富燃料推进剂燃速的进化收敛过程

Fig. 6 Evolution of the burning rate of fuel-rich propellant

固体火箭冲压发动机优化前的原方案性能参数与优化后的性能参数比较见表2。

表2 方案优化前后参数对照表

Table 2 Comparison between the original and optimized project

参数		原方案	优化后方案
设计	设计高度/km	10	6.921
	设计马赫数	2.3	2.45
	冲压喷管喉径/mm	160	164.5
	富燃料推进剂燃速/(mm/s)	9.0	10.7
性能	5 km 高度飞行距离/km	49.7	62.9
	5 km 高度平均速度/(m/s)	736.5	767.0
	10 km 高度飞行距离/km	92.3	89.2
	10 km 高度平均速度/(m/s)	887.6	929.0
	15 km 高度飞行距离/km	121.3	133.1
	15 km 高度平均速度/(m/s)	986.5	1056.7

通过与原方案的对比,经过优化后整体式固体火箭冲压发动机综合性能得到明显提高。

4 结 论

1) 本文选取了设计高度、设计马赫数、富燃料推进剂燃速、冲压喷管喉径等4个变量作为进行整体式固体火箭冲压发动机设计参数优化的设计变量,根据这4个设计变量可以确定发动机的其他设计参数和基本性能。由于富燃料推进剂燃速、冲压喷管喉径都在实际可行的范围内选取,因此就能够设计出既符合实际又满足要求的整体式固体火箭冲压发动机参数。

2) 利用遗传算法进行整体式固体火箭冲压发动机设计参数优化设计的技术路线是可行的,在选取合适的设计变量的基础上,可以得到理想的优化设计结果。

3) 存在一组优化的固体火箭冲压发动机设计参数,使得整体式固体火箭冲压发动机的综合性能达到最优。

4) 优化的结果表明,当参数选择适当时,采用非壅塞固体火箭冲压发动机的导弹在较宽的工作包线内也能够具有较优的飞行性能。

参考文献:

- [1] Hewitt P W. Status of ramjet programs in the United States[R]. AIAA-2008-5265, 2008.
- [2] Fry R S. A century of ramjet propulsion technology evolution[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(1): 27-57.
- [3] Hans L, Besser H L. History of ducted rocket development at Bayern-Chemie[R]. AIAA-2008-5261, 2008.
- [4] Yamano Y. Performance demonstration of a variable flow ducted rocket engine by test flight[R]. AIAA-2009-5031, 2009.
- [5] Besser H L, Strecker R. Overview of boron ducted rocket development during the last two decades[J]. Journal of Propulsion and Power, 1991, 7(2): 133-178.
- [6] Wilkerson F S, Lucac J T. Variable flow solid propellant gas generator for missile control systems[R]. AIAA 81-1464, 1981.
- [7] 任森, 王秀萍. 2011年国外空空导弹发展综述[J]. 航空兵器, 2012(3): 3-7.
REN Miao, WANG Xiuping. Overview on foreign air-to-air missiles development in 2011[J]. Aero Weaponry, 2012(3): 3-7. (in Chinese)
- [8] 胡声超, 鲍福廷, 赵瑜. 基于变量化设计技术的整体式固冲发动机一体化设计系统[J]. 科学技术与工程, 2012, 12(14): 3405-3410.
HU Shengchao, BAO Futing, ZHAO Yu. A integrative design system for integral ramjet rocket motor based on variational technology[J]. Science Technology and Engineering, 2012, 12(14): 3405-3410. (in Chinese)
- [9] Christoph B. Modeling of a throttleable ducted rocket propulsion system[R]. AIAA-2011-5610, 2011.
- [10] Tokunaga H. Development of wide-range supersonic intake for variable flow ducted rocket engine[R]. AIAA-2009-5223, 2009.
- [11] 张炜, 方丁酉, 夏智勋, 等. 非壅塞固体火箭冲压发动机工作特性研究[J]. 固体火箭技术, 1999, 22(4): 10-13.
ZHANG Wei, FANG Dingyou, XIA Zhixun, et al. Operating characteristics of solid unchoked ramjet[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 1999, 22(4): 10-13. (in Chinese)
- [12] 曹军伟, 徐东来, 王虎干. 固体火箭冲压发动机工作包线分析[J]. 航空兵器, 2006(1): 53-56.
CAO Junwei, XU Donglai, WANG Hugan. The operating envelope analysis of solid propellant ramjet motor[J]. Aero Weaponry, 2006(1): 53-56. (in Chinese)
- [13] Schoonover P L, Crossley W A, Heister S D. Application of genetic algorithm to the optimization of hybrid rockets[J].

- Journal of Spacecraft and Rockets, 2000, 37(5): 622-629.
- [14] 解红雨, 张为华, 李晓斌, 等. 遗传算法及其在固体火箭总体/发动机一体化设计中的应用[J]. 弹箭与制导学报, 2001, 21(3): 53-55.
- XIE Hongyu, ZHANG Weihua, LI Xiaobin, et al. Genetic algorithms and it's use in solid rocket optimizing design [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2001, 21(3): 53-55. (in Chinese)
- [15] 罗文彩, 陈小前, 罗世彬, 等. 固体火箭冲压发动机导弹一体化遗传算法优化设计[J]. 固体火箭技术, 2002, 25(3): 1-4.
- LUO Wencai, CHENG Xiaoqian, LUO Shibin, et al. Genetic algorithm applied to integral design optimization of missile propelled by solid rocket ramjet[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2002, 25(3): 1-4. (in Chinese)
- [16] 刘兴洲, 吕文树, 张家骅, 等. 飞航导弹动力装置[M]. 北京: 宇航出版社, 1992.
- [17] 鲍福廷, 黄熙君, 张振鹏, 等. 固体火箭冲压组合发动机[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2006.
- [18] 樊会涛, 吕长起, 林忠贤, 等. 空空导弹系统总体设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- [19] 张文修, 梁怡. 遗传算法的数学基础[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1999.
- [20] 刑文训, 谢金星. 现代优化计算方法[M]. 北京: 清华大学出版社, 1999.

(编辑: 叶 青)