

文章编号: 1000-8055(2007)12-2105-08

基于物理规划的拦截弹反设计优化方法

王祖尧¹, 李晓斌², 张为华¹

(1. 国防科技大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073; 2. 92941 部队, 葫芦岛 125000)

摘 要: 提出了基于物理规划的拦截弹反设计优化方法, 建立了拦截弹多学科系统分析模型, 依据文献报道的拦截弹技术参数, 通过技术分析, 将拦截弹作为“灰箱”系统处理, 通过反设计优化研究, 得到了合理的拦截弹性能参数。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 拦截弹; 反设计优化; 物理规划

中图分类号: V448.1

文献标识码: A

Optimization of inverse design of antimissile interceptor based on physical programming

WANG Zu-yao¹, LI Xiao-bin², ZHANG Wei-hua¹

(1. College of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China; 2. 92941 Unit, Huludao 125000, China)

Abstract: The optimization method for inverse design of antimissile interceptor was put forward based on physical programming, and a multidisciplinary system analysis model was established. According to the performance parameters of antimissile interceptor in the literature, the antimissile interceptor was disposed as a “grey-box” system. The performance parameters of antimissile interceptor were gained through research of inverse design optimization.

Key words: aerospace propulsion system; antimissile interceptor; inverse design optimization; physical programming

弹道导弹攻防仿真是开展导弹总体方案论证和进行效能评估分析的有效手段, 拦截弹性能分析及工作过程仿真是开展弹道导弹攻防仿真研究的前提。拦截弹性能参数估计的准确程度直接影响弹道导弹性能评价的可信性, 作为弹道导弹攻防仿真的技术关键, 拦截弹性能参数的获取是必须攻克的技术难题。由于高度涉密, 拦截弹性能参数的获取十分困难, 国外有关拦截弹性能的报道十分有限, 且不同来源的资料存在较大偏差, 使人们难辨真伪, 公开报道的资料和数据无法满足拦截弹性能分析需要。因此, 开展拦截弹反设计理论

与方法研究, 对提高攻防仿真水平具有重要意义。依据文献报道的拦截弹技术参数, 通过拦截弹实际设计技术分析, 将拦截弹作为“灰箱”系统处理, 采用反设计优化方法, 对拦截弹进行复原设计, 最终得到合理的拦截弹性能参数。

反设计^[1]指已知事物相关信息, 寻求这些信息的科学性、技术性、先进性、经济性、合理性和国产化的可能性等, 通过充分消化和吸收, 进行改进、挖潜和再创造。实物反求指在已有实物条件下, 通过试验、测绘和详细分析, 进行再创造, 包括功能反求、性能反求、方案、结构、材质、精度、使用

收稿日期: 2006-12-01; 修订日期: 2007-04-29

作者简介: 王祖尧(1963-), 男, 山东济南人, 博士生, 研究方向: 导弹攻防仿真与效能评估。

规范等众多方面的反求,其对象可以是零件、部件或整机.气动外形反设计方法是以预先设计或要求的飞行器表面压力分布为目标,通过计算不断修正飞行器外形,使其表面压力分布的计算结果与目标值达到最佳拟合,从而得到飞行器外形的一种设计方法,其本质是将气动外形设计转化为反问题采用优化方法求解,该方法在翼型设计中得到广泛应用^[2].魏志军等^[3]对“爱国者 PAC23”型低空拦截弹主发动机药柱进行了反设计.胡泽保等^[4]参考同类发动机设计,对“标准-3”拦截弹发动机参数进行了复原设计.综上所述,反设计优化方法在飞行器气动外形设计、结构设计、控制系统设计、发动机装药设计和发动机总体设计中都有不同程度应用,针对不同应用对象,反设计优化方法具有不同内涵,目前尚未形成完善的拦截弹反设计优化方法.

本文提出了基于物理规划的拦截弹反设计优化方法,建立了拦截弹多学科系统分析模型,开展了拦截弹反设计优化研究.

1 物理规划

Messac A^[5]于 1996 年提出采用物理规划方法构造物理规划设计优化模型,代替传统设计优化模型,采用优化算法求解.物理规划方法同等对待设计准则,定量和定性描述设计问题,将设计准则分为软和硬两大类,并进行设计准则偏好分类,建立设计准则偏好函数,将所有软设计准则偏好函数综合起来得到综合偏好函数,将综合偏好函数作为物理规划设计优化模型的目标函数,结合重新定义的设计约束条件,应用优化算法得到最优解.物理规划不属于优化方法,而是一种通过设

计准则的映射构造设计优化模型的方法,物理规划设计优化模型表述为标准设计优化模型,采用优化算法求解.物理规划作为一种新的处理多目标设计优化问题的有效方法,将整个设计优化过程置于一个更加灵活、自然的框架中,从本质上把握设计者偏好,大大减轻多目标设计优化问题的计算负担.物理规划将设计准则的偏好分为四种不同类型,每种类型又分为软、硬两种情况,如图 1 所示.

偏好函数 $\tilde{g}$ 作为设计准则 g 在正实数空间的映射函数,偏好函数越小代表设计者对该设计准则的取值越满意,设计优化问题描述等价于最小化偏好函数,通过确定设计准则 g 的各满意程度区间来表达设计者的偏好.对软设计准则,在可行域内偏好函数取值随设计准则取值变化,表示对设计准则不同的取值有不同的偏好;对硬设计准则,在可行域内偏好函数均取最小值,表示只要求设计准则可行即可.这种映射形式可确保将具有不同物理意义的各设计准则变换到统一数量级上.软设计准则偏好函数分区如图 2 所示,软设计准则可行域分为极好、较好、一般、较差和极差 5 个区域.

偏好函数各个偏好区间内采用分段样条函数形式,软设计准则偏好函数求解伪代码参见文献[6].综合各类软设计准则的偏好函数,得到设计优化问题的综合偏好函数作为物理规划设计优化问题的目标函数,物理规划设计优化问题描述如(1)式所示.式中 $x_{\max}$ 和 $x_{\min}$ 为设计变量 x 的上下限, p 为设计参数, $f(x, p)$ 为目标函数, $g(x, p)$ 为约束条件, n_s 为软设计准则数目, $g_i^s, \tilde{g}_i^s$ 表示第 j 类软设计准则及其偏好函数, g_i^h 表示第 j 类

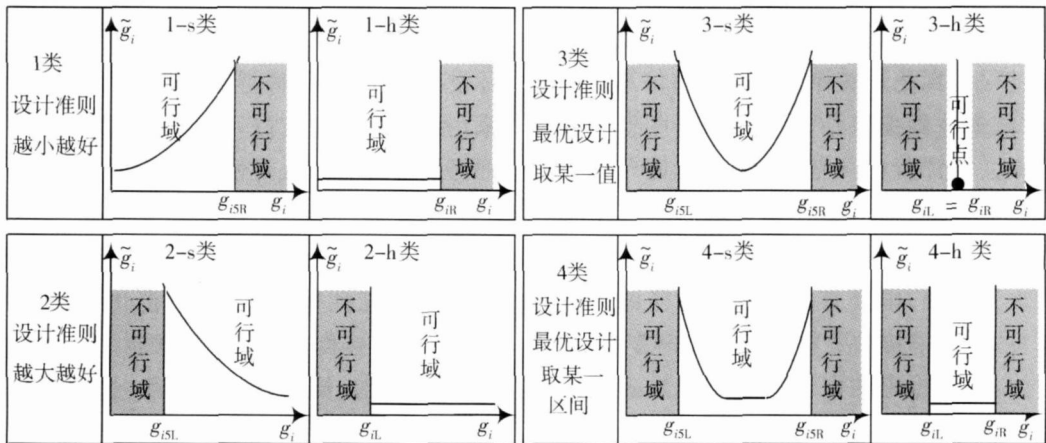


图 1 第 i 个设计准则偏好分类

Fig. 1 Preference function classification for i th design criterion

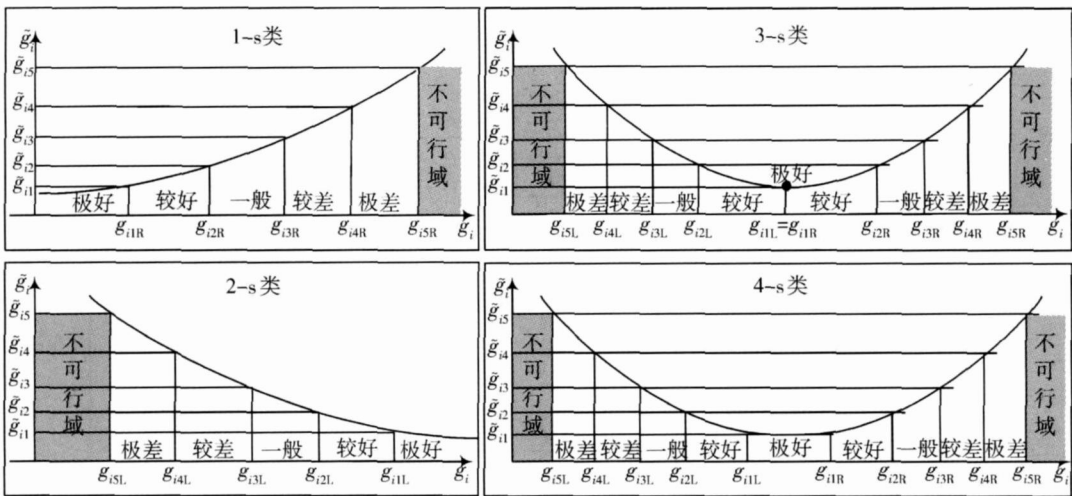


图 2 第 i 个软设计准则偏好函数分区

Fig. 2 Preference function regions for ith soft design criterion

硬设计准则, g_{i5L}^{is} , g_{i5R}^{is} , g_{iL}^{ih} , g_{iR}^{ih} 分别为不同类型设计准则的约束条件上下限, 如图 2 所示. 物理规划通过综合偏好函数将工程设计问题的多目标优化

转换为单目标优化, (1) 式作为标准的非线性规划问题, 采用优化算法求解.

$$\begin{cases} \min_x f(x, p) = \min_x \sum_j \sum_i \tilde{g}_i^{js}(g_i^{js}(x, p)) \\ \text{s. t.} \quad \begin{aligned} &g_i^{1s}(x, p) \leq g_{i5R}^{1s}, g_i^{2s}(x, p) \geq g_{i5L}^{2s}, g_{i5L}^{3s} \leq g_i^{3s}(x, p) \leq g_{i5R}^{3s} \\ &g_{i5L}^{4s} \leq g_i^{4s}(x, p) \leq g_{i5R}^{4s}, g_i^{1h}(x, p) \leq g_{iR}^{1h}, g_i^{2h}(x, p) \geq g_{iL}^{2h} \\ &g_i^{3h}(x, p) = g_{iL}^{3h} = g_{iR}^{3h}, g_{iL}^{4h} \leq g_i^{4h}(x, p) \leq g_{iR}^{4h} \\ &x_{\min} \leq x \leq x_{\max} \end{aligned} \end{cases} \quad (1)$$

2 基于物理规划的反设计优化方法

拦截弹反设计的主要目的是得到拦截弹性能参数, 进行拦截弹性能反求. 拦截弹反设计的主要步骤包括:

- (1) 依据相关文献报道得到拦截弹信息, 包括拦截弹结构布局、气动外形、动力系统、控制系统和性能参数, 对已知信息进行分析比较, 确定拦截弹已知参数、未知参数和反设计优化的设计准则;
- (2) 建立拦截弹多学科分析模型, 包括动力、气动、结构、控制、质量与尺寸和弹道六个学科;
- (3) 基于物理规划方法, 建立拦截弹反设计优化模型;
- (4) 依据反设计优化问题的具体特点, 选择相应的反设计优化算法, 求解拦截弹反设计优化模型, 得到拦截弹反设计优化结果, 包括拦截弹未知参数和拦截弹性能参数.

基于物理规划的拦截弹反设计优化流程如图 3 所示.

拦截弹反设计优化模型如 (2) 式所示

$$\begin{cases} \min_x f(x, p) = \sum_k \alpha_i \left| \frac{g_i^{cal}(x, p) - g_i^{true}}{g_i^{true}} \right| \\ \text{s. t.} \quad x_{\min} \leq x \leq x_{\max} \end{cases} \quad (2)$$

式中 $x_{\max}$ 和 $x_{\min}$ 为拦截弹未知参数 x 的上下限, p 为拦截弹已知参数, $f(x, p)$ 为目标函数, $g_i^{cal}(x, p)$ 为拦截弹第 i 个性能参数计算值, g_i^{true} 为拦截弹第 i 个性能参数真实值, α 为加权因子. (2) 式所示的拦截弹反设计优化模型属于基于加权因子的多目标优化设计问题, 针对加权因子法解决多目标优化设计问题存在的不足, 依据具体的物理特性, 拦截弹性能参数 $g_i(x, p)$ 分别作为 3-s, 3-h, 4-s 和 4-h 类设计准则处理, 得到基于物理规划的拦截弹反设计优化模型如下式所示

$$\begin{cases} \min_x f(x, p) = \min_x \sum_j \sum_i \tilde{g}_i^{js}(g_i^{js}(x, p)) \\ \text{s. t.} \quad \begin{aligned} &g_{i5L}^{3s} \leq g_i^{3s}(x, p) \leq g_{i5R}^{3s}, g_{i5L}^{4s} \leq g_i^{4s}(x, p) \leq g_{i5R}^{4s} \\ &g_i^{3h}(x, p) = g_{iL}^{3h} = g_{iR}^{3h}, g_{iL}^{4h} \leq g_i^{4h}(x, p) \leq g_{iR}^{4h} \\ &x_{\min} \leq x \leq x_{\max} \end{aligned} \end{cases} \quad (3)$$

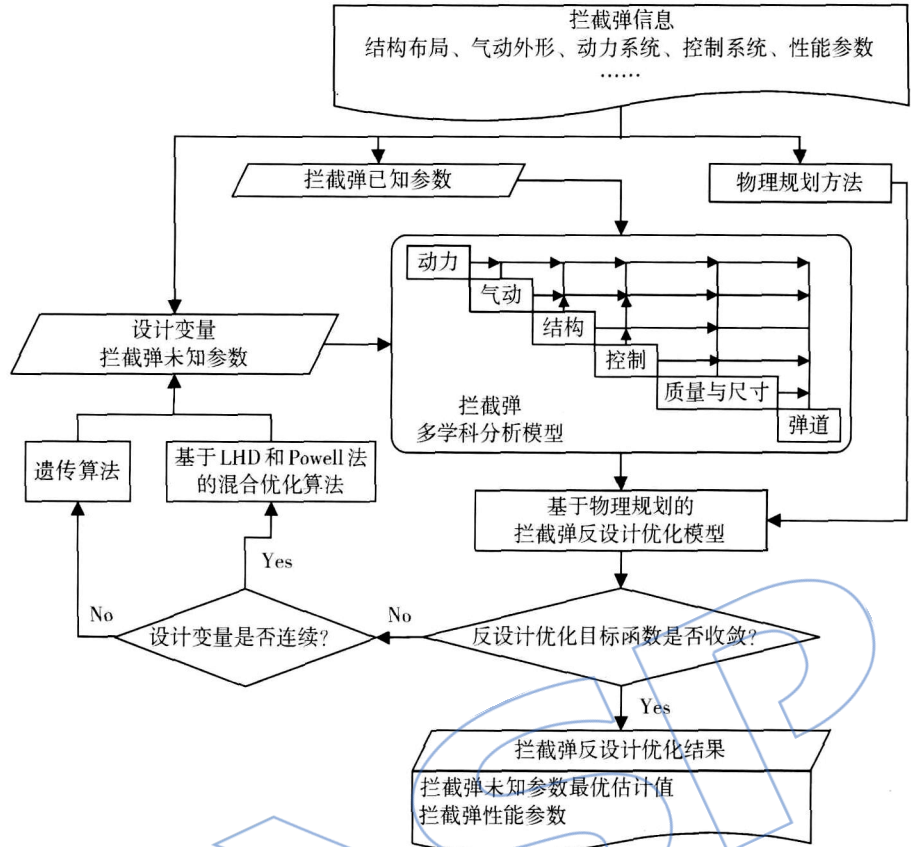


图 3 基于物理规划的拦截弹反设计优化流程

Fig. 3 Physical programming-based inverse design optimization flow chart for antimissile interceptor

在基于物理规划的拦截弹反设计优化模型中,拦截弹性能参数的真实值依据物理规划方法分为极好、较好、一般、较差和极差 5 个区域,而不是某一固定取值,这种处理更符合反设计实际情况,因为依据不同的文献报道通常得到拦截弹性能参数取值为某一区间。

3 拦截弹多学科分析模型

拦截弹多学科分析模型主要包括:动力系统计算模型、气动力计算模型、质量与尺寸计算模型和弹道计算模型。

3.1 动力系统计算模型

拦截弹采用固体火箭发动机,如果拦截弹所得信息较少时,给定拦截弹发动机真空比冲、工作时间、推进剂质量和喷管出口外径等基本参数,采用工程计算模型获得发动机推力时间曲线和质量时间曲线;如果拦截弹所得信息较多时,采用热力计算模型、性能损失计算模型、通用坐标法、一维准定常内弹道计算模型和质量特性计算模型等系统分析模型获得发动机推力时间曲线和质量时间曲线,固体发动机设计系统分析流程如图 4 所示。

3.2 气动力计算模型

对于采用常规气动外形布局的拦截弹而言,气动工程估算方法发展已很成熟,其预估精度在 10 % 以内,本文研究采用通用导弹气动力计算软件 DATCOM^[7] 计算拦截弹的气动特性。在完成了核心计算程序开发后,进一步利用 VC++ 进行了图形界面开发,用户可从界面输入参数,自动生成满足程序计算格式要求的文本文件,然后调用核心计算程序进行计算,输出结果在源代码提供的 12 个输出单元的基础上又增加了两个输出单元,将用户所关心的气动特性提取出来,从而大大简化了用户的输入输出工作,增加了程序的可视化功能,根据用户输入的几何参数实时显示导弹的三维模型,如图 5 所示。同时根据显示的模型可检验输入参数的正误。在输出窗口中,可用曲线图给出各马赫数下升力系数、阻力系数、压心系数、轴向力系数、法向力斜率随攻角变化的关系,如图 6 所示。

3.3 质量与尺寸计算模型

质量计算模型是表征拦截弹起飞质量、结构

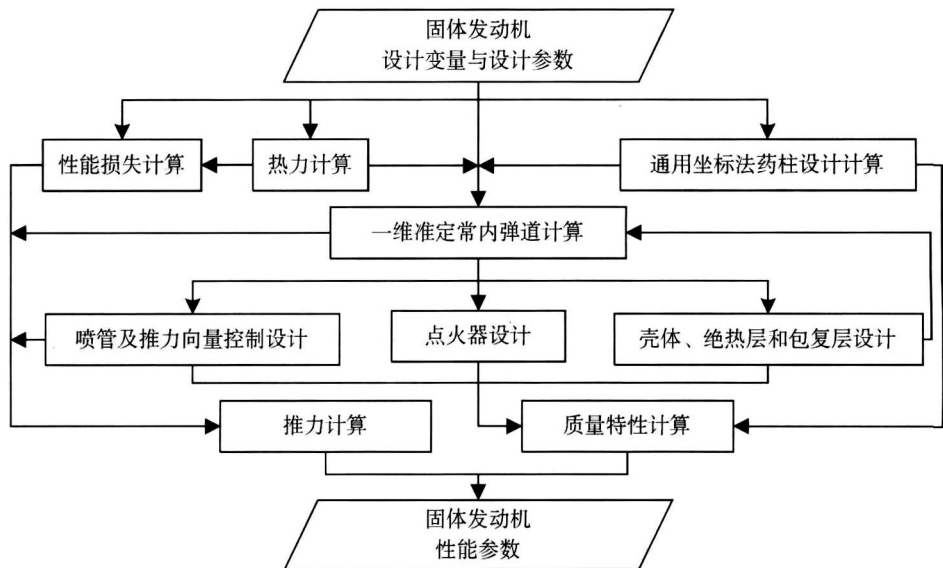


图 4 固体火箭发动机设计系统分析流程

Fig. 4 Flow chart of system analysis for solid rocket motor design

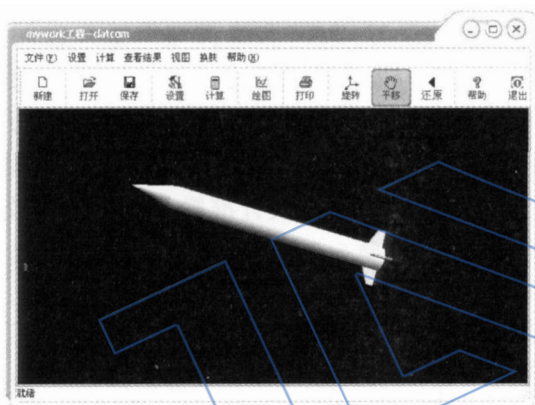


图 5 DATCOM 输入界面

Fig. 5 Input interface for DATCOM

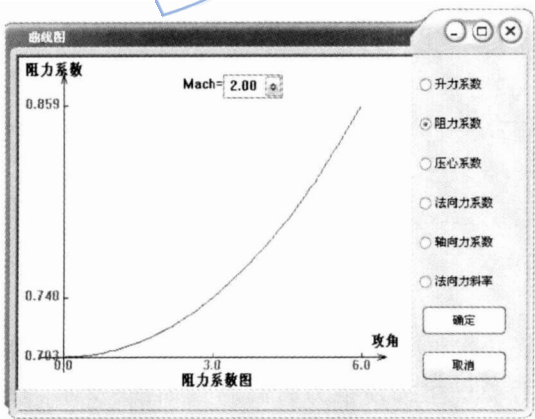


图 6 DATCOM 输出界面

Fig. 6 Output interface for DATCOM

特性及各主要设计参数之间关系的数学表达式, 又称质量方程, 是设计优化的基础. 质量方程分为展开型质量方程和导出型质量方程两类. 展开型

质量方程以拦截弹各部件质量为基础, 运用强度分析、几何尺寸和质量关系建立质量方程, 过程繁琐但质量计算准确度高. 导出型质量方程以设计参数和相对质量系数为基础建立质量方程, 需要建立拦截弹各基本参数间的联系, 依赖于工程经验, 虽计算简单, 但具有较大不确定性. 尺寸计算模型主要用于计算拦截弹质心和转动惯量, 给定拦截弹布局结构, 依据部件展开型质量方程和导出型质量方程计算结果, 完成质心和转动惯量计算. 本文在建立拦截弹质量方程时综合应用上述两种质量方程, 对与设计变量相关的部件采用展开型质量方程, 建立设计变量与质量方程的准确关系; 而其它与设计变量无关的部件采用导出型质量方程.

3.4 弹道计算模型

拦截弹弹道计算模型采用三自由度弹道方程. 由于发射轨迹与发射点位置、方向、环境等发射条件有关, 不同条件下获得的轨迹参数不同, 方案设计时只计算标准发射条件下的轨迹参数. 将拦截弹视为三自由度运动刚体, 采用质点轨迹方程求解质心运动轨迹; 首先暂不考虑拦截弹绕质心的转动, 将拦截弹当作可操纵质点来研究; 然后在此基础上研究拦截弹绕质心的转动运动. 这种简化处理方法基于“力矩瞬时平衡”假设, 即假定控制系统理想工作, 无误差也无时间延迟, 拦截弹在整个飞行过程中任一瞬时都处于平衡状态, 拦截弹绕质心运动的动力学方程则用力矩平衡关系代替.

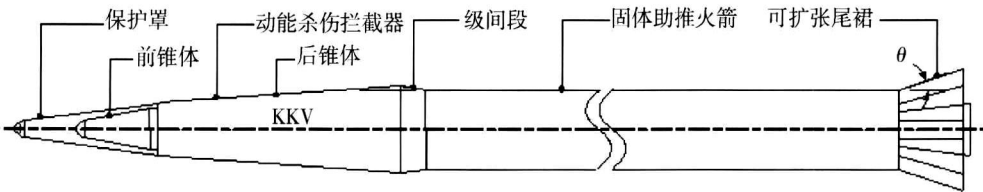


图 7 拦截弹

Fig. 7 Antimissile interceptor

4 拦截弹总体参数反设计优化

高速动能杀伤拦截弹由固体火箭推进系统、级间段和动能杀伤拦截器(KKV)组成,固体火箭推进系统由固体助推火箭、推力矢量控制系统和可扩张尾裙组成,如图 7 所示。

图 7 给出了拦截弹气动外形,其中尾裙扩张角 θ 未知, θ 的取值与最大化拦截弹静稳定度有关。拦截弹助推火箭反设计主要包括推进剂选择、结构设计和装药设计。推进剂选择 87% 固体含量的丁羟推进剂^[8],为缩短发动机长度和便于摆动喷管进行推力矢量控制,采用潜入喷管。收敛段采用椭圆形母线,喉部用圆弧连接,扩张段采用锥形。由于喷管较小,可采用整体碳-碳材料,以减轻质量。推力矢量控制采用球窝喷管结构形式,球窝喷管固定体和活动体之间的相对运动表面采用球窝与球头配合,使可动部分能够绕着喷管轴线上一点进行全轴摆动。拦截弹助推火箭具有大推力、短工作时间、大长径比特点,受拦截弹几何尺寸限制,要求具有较高的肉厚系数和体积装填系数,同时考虑到发动机壳体绝热设计要求,拦截弹助推火箭宜采用星形药柱。

拦截弹助推火箭总体参数反设计优化的主要

$$\left\{ \begin{array}{l} \min_x f(x) = \min_x \left\{ f(x) = \sum_{i=1,2,3} \tilde{g}_i^{1s}(g_i^{1s}(x)) + \sum_{i=1,2,3,6} \tilde{g}_i^{3s}(g_i^{3s}(x)) + \sum_{i=3,4,5} \tilde{g}_i^{4s}(g_i^{4s}(x)) \right\} \\ 196 \leq g_1^{3s}(x) \leq 204, 146 \leq g_2^{3s}(x) \leq 154, 2.5 \leq g_3^{4s}(x) \leq 2.8 \\ 900 \leq g_4^{4s}(x) \leq 1\,000, 0.0\% \leq g_5^{4s}(x) \leq 5\%, 16 \leq g_6^{3s}(x) \leq 18 \\ \text{s. t. } g_7^{1s}(x) \leq 0.5, g_8^{1h}(x) \leq 280, g_9^{1s}(x) \leq 0.08 \\ x_{\min} \leq x \leq x_{\max} \end{array} \right. \quad (4)$$

采用基于 LHD 和 Powell 法的混合优化算法^[9]求解式(4)所示的拦截弹助推火箭总体参数

任务是:依据已知拦截弹性能参数,确定助推火箭未知参数,得到拦截弹助推火箭的性能反设计结果。拦截弹助推火箭总体参数反设计优化的设计变量选择:尾裙扩张角、燃烧室设计平均压强、喷管膨胀比、星角数、星边角、星形角分数、星尖倒圆半径、星根倒圆半径和星形装药肉厚。拦截弹助推火箭总体参数反设计优化的设计准则选择:最大射程 $\approx 200\text{ km}$,最大射高 $\approx 150\text{ km}$,最大飞行速度 $= 2.5 \sim 2.8\text{ km/s}$,起飞质量 $= 900 \sim 1\,000\text{ kg}$,静稳定度 $= 0\% \sim 5\%$,助推发动机工作时间 $= 16 \sim 18\text{ s}$,助推发动机喉通比 < 0.50 ,助推发动机喷管出口直径 $< 280\text{ mm}$,助推发动机装药残药系数 < 0.08 。依据物理规划方法,需将上述设计准则分为软和硬两大类,软设计准则分为极好、较好、一般、较差和极差 5 个区域。将最大射程 g_1^{3s} 、最大射高 g_2^{3s} 和助推发动机工作时间 g_6^{3s} 作为 3-s 类设计准则处理,最大飞行速度 g_3^{4s} 、起飞质量 g_4^{4s} 和静稳定度 g_5^{4s} 作为 4-s 类设计准则处理,助推发动机喷管出口直径 g_8^{1h} 作为 1-h 类设计准则处理,助推发动机喉通比 g_7^{1s} 和药残药系数 g_9^{1s} 作为 1-s 类设计准则处理。基于物理规划的拦截弹助推火箭总体参数反设计优化模型如下式所示

反设计优化问题,最优设计结果如表 1 所示,得到拦截弹助推火箭推力时间曲线如图 8 所示,总体

表 1 拦截弹助推火箭反设计优化结果

Table 1 Inverse design optimization results for antimissile interceptor

尾裙扩张角	15.5°	燃烧室设计平均压强	10.6 MPa	喷管膨胀比	9.6
星角数	6	星边角	40.5°	星形角分数	0.88
星尖倒圆半径	8.5 mm	星根倒圆半径	11.5 mm	星形装药肉厚	84.5 mm

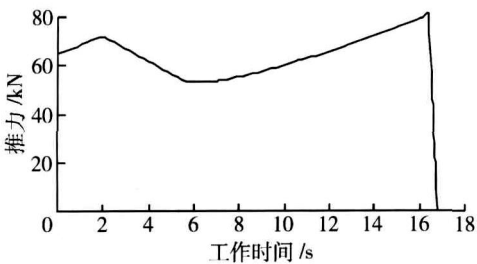


图 8 拦截弹助推器推力时间曲线

Fig. 8 Thrust-time curve for antimissile interceptor

参数反设计结果如图 9 中星形所示。

5 结束语

本文基于物理规划方法提出了拦截弹反设计优化方法,建立了拦截弹多学科系统分析模型,通过拦截弹总体参数反设计优化应用研究,得到了拦截弹合理的总体性能参数.本文提出的方法还可推广应用于其它类型拦截弹的反设计研究,为获取合理的拦截弹性能参数提供了可行途径。

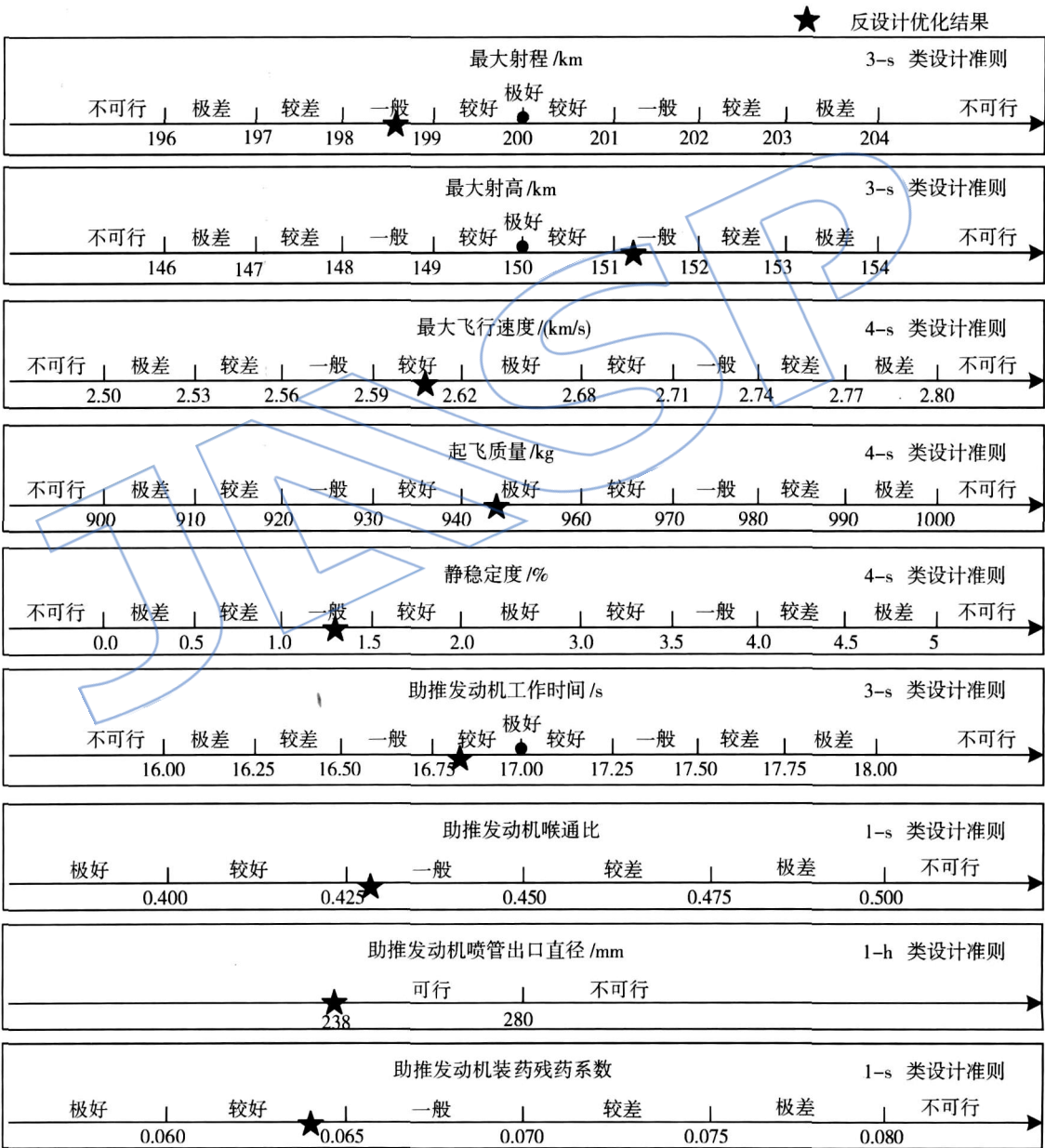


图 9 拦截弹设计准则偏好结构及反设计结果

Fig. 9 Preference regions and inverse design optimization results for antimissile interceptor design criterions

参考文献:

- [1] 周睿. 反设计的运用及现实意义 [J]. 包装工程, 2006, 27(1): 206-208.
ZHOU Rui. Application of inverse design and its practical meaning [J]. Packaging Engineering, 2006, 27(1): 206-208.
- [2] Wang X, Damodaran M, Lee S L. Inverse transonic airfoil design using parallel simulated annealing and computational fluid dynamics [J]. AIAA Journal, 2002, 40(4): 791-794.
- [3] 魏志军, 张平, 方蜀州. “爱国者 PAC23”型导弹主发动机装药药型反设计[J]. 固体火箭技术, 2004, 27(2): 114-116.
WEI Zhijun, ZHANG Ping, FANG Shuzhou. Analysis on the grain design of the solid rocket motor for PATRIOT PAC-3 missile [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2004, 27(2): 114-116.
- [4] 胡泽保, 张振鹏. “标准-3”拦截弹发动机参数复原设计[R]. 上海:中国宇航学会固体火箭推进专业委员会第21届年会, 2004.
- [5] Messac A. Physical programming: effective optimization for computational design [J]. AIAA Journal, 1996, 34(1): 149-158.
- [6] 李晓斌, 张为华, 王中伟. 基于物理规划的固体火箭发动机不确定性优化设计 [J]. 固体火箭技术, 2006, 29(3): 165-168, 173.
LI Xiaobin, ZHANG Weihua, WANG Zhongwei. Uncertainty optimization design of solid rocket motor based on physical programming [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2006, 29(3): 165-168, 173.
- [7] 杨维维, 陈小前, 李晓斌, 等. 通用导弹气动力计算软件 DATCOM 的开发与校验 [J]. 固体火箭技术, 2006, 29(3): 161-164.
YANG Weiwei, CHEN Xiaoqian, LI Xiaobin, et al. Development and verification of a common software DATCOM for missile aerodynamic force calculation [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2006, 29(3): 161-164.
- [8] 温羨峤, 郑慧敏. 美国战区高空防御系统 (THAAD) 分析 [J]. 现代防御技术, 2006, 34(4): 1-15.
WEN Xianqiao, ZHENG Huimin. Theater high altitude area defense analysis [J]. Modern Defence Technology, 2006, 34(4): 1-15.