

文章编号: 1001- 2486(2009) 01- 0026- 07

战术导弹多学科设计优化*

邹汝平¹, 李晓斌^{1,2}, 张为华¹(1. 国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073;
2. 解放军 92493 部队 博士后科研工作站, 辽宁 葫芦岛 125000)

摘要: 建立了战术导弹多学科系统分析模型, 提出了战术导弹多学科设计优化方法。通过系统级总体设计优化和并行的子系统级发动机设计优化的嵌套循环, 得到满足战术导弹总体设计指标的最优发动机设计方案, 即得到内外弹道相匹配的发动机最优推力时间曲线, 实现了战术导弹多学科设计优化, 缩短了战术导弹总体和固体推进学科的设计周期。战术导弹设计优化时不仅考虑了导弹战技性能指标要求, 而且还考虑了 22 个典型攻击目标的运动特性, 增加了导弹最优设计结果的实用性。

关键词: 战术导弹; 多学科设计优化; 总体设计; 固体火箭发动机; 物理规划

中图分类号: V421. 1 文献标识码: A

Research on Multidisciplinary Design Optimization of Tactical Missile

ZOU Ru-ping¹, LI Xiao-bin^{1,2}, ZHANG Wei-hua¹(1. College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. Scientific Research Post-doctor Workstation, Unit 92493 of PLA, Huludao 125000, China)

Abstract: The multidisciplinary system analysis models for tactical missile are derived, and the multidisciplinary design optimization (MDO) methods are established accordingly. MDO methods can gain the optimal design consistent with system design constraints and the solid rocket motor thrust time curve, which is a best match for exterior trajectory by looping execution between system design optimization and parallel subsystem solid rocket motor design optimization, thus the design cycle for tactical missile system and solid rocket motor can be greatly reduced. The tactic-technical specifications, including the motion state of 22 typical targets, are taken into account in the design optimization process of tactical missile.

Key words: tactical missile; multidisciplinary design optimization; system design; solid rocket motor; physical programming

经过近 20 年的发展, 飞行器多学科设计优化(MDO—Multidisciplinary Design Optimization)理论日趋成熟, 飞行器设计开始大量采用 MDO 方法^[1]。导弹设计涉及气动、推进、结构、控制和弹道等多个学科, 初步设计阶段包括众多设计变量和设计准则, 各分系统相互影响, 耦合问题一般很难写出明确的耦合函数表达式, 可采用“松耦合”方式处理导弹 MDO 耦合问题^[2]。目前以固体发动机为动力的导弹总体设计大多采用一体化设计优化方法, 即以外弹道模型为中心, 集成气动、结构、控制等学科系统分析模型, 一般不考虑固体发动机装药、喷管和壳体设计, 需要导弹总体设计优化和发动机设计优化两个过程的多次协调与迭代, 才能得到满足总体要求的发动机最优设计结果。

1 战术导弹多学科设计问题描述

本文研究的战术导弹特指配备多功能战斗部, 用于攻击高价值点目标地面与低空的近程战术导弹。坦克正常行军时速为 70~ 80km, 防护最薄弱的环节为其顶装甲, 因而战术导弹应直接从坦克目标顶部实施攻击。武装直升机的优势主要体现在攻击的隐蔽性、突然性和良好的超低空飞行特性和机动性能, 国外现有武装直升机的机动过载为 2.5~ 3.5g。武装直升机最佳攻击时机为其从待机集结阵地向发射阵地转移的过程, 此时其飞行高度为 20~ 80m, 飞行速度为 20~ 40m/s, 武装直升机选择的发射阵地一般

* 收稿日期: 2008- 09- 01

作者简介: 邹汝平(1962—), 男, 研究员, 在职博士生。

距目标在机载武器最大射程的 $2/3$ 处。

通过分析确定战术导弹典型攻击目标类型包括:静止、横向和纵向匀速直线运动、蛇形匀速运动、匀加速运动坦克/直升机和急跃升降运动直升机。

战术导弹采用三级固体发动机和比例导引制导控制方式,本文研究只考虑固体推进、气动和制导控制三个学科的设计,而不考虑导弹其他部件(如导引头、战斗部、惯导组件、热电池、舵机等)的设计。固体推进学科设计变量包括:各级发动机装药几何参数、喷管喉径、喷管膨胀比;气动学科设计变量包括:弹翼展长、弦长,舵翼展长、弦长;制导控制学科设计变量包括:方案飞行程序系数和空间修正比例导引方程系数。依据导弹战技性能指标要求,确定战术导弹的设计准则为:

$$\begin{cases} g_m \leq g_m^{\max} & m = 1, 2, \dots, 35 \\ g_n \geq g_n^{\min} & n = 1, 2, \dots, 5 \end{cases} \quad (1)$$

式中, g_m 分别为:导弹质量、导弹长度、翼展、舵控制力、舵偏角、飞行轴向过载、飞行法向过载、飞行侧向过载、爬升段时间、最大射程飞行时间、导弹飞行速度、导引头跟踪视场范围和 22 个典型目标脱靶量; g_n 分别为:导弹静稳定度、助推发动机工作结束导弹飞行速度、增速发动机工作结束导弹飞行速度、导引头工作距离和攻击坦克最小着角; g_m^{\max} 和 g_n^{\min} 分别为设计准值上限和下限。

2 战术导弹多学科系统分析模型

战术导弹多学科设计涉及固体推进、气动、结构、制导控制和弹道 5 个学科。各学科有不同精度的数学模型,在建立战术导弹多学科分析模型时,应根据设计问题的具体需求,选择合适的学科分析模型。

2.1 固体推进学科系统分析模型

固体发动机设计系统分析模型主要包括: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,流程如图 1 所示。

给定推进剂配方、初温、燃烧室压强和环境压强,采用最小自由能法进行发动机热力计算,得到燃烧室内燃烧产物成分、绝热燃烧温度、热力学性质和输运性质,以及推进剂理论特征速度、发动机理论比冲、喷管出口截面上燃烧产物成分、温度、压强和热力性质等。利用经验公式进行两相流损失、扩散损失、边界层损失、燃烧损失、喷管潜入损失、化学动力学损失和喷喉烧蚀损失等在内的性能损失计算,得到发动机实际比冲。采用通用坐标法计算药柱燃面变化规律,采用一维准定常内弹道计算模型,计算得到燃烧室压强时间曲线。依据药柱设计结果和内弹道性能预估结果,完善发动机结构设计,确定燃烧室壳体、绝热层、包复层和喷管结构尺寸,发动机其他部件参照相关工程型号设计。最后进行发动机质量特性和推力计算,得到发动机性能参数。

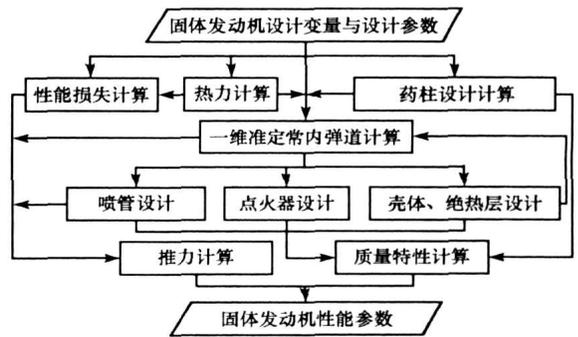


图 1 固体发动机设计系统分析流程

Fig. 1 Systems analysis flow chart of solid motor design

2.2 气动学科系统分析模型

对采用圆截面弹体和常规气动外形布局的导弹而言,基于部件组合法和细长体理论的气动工程估算方法较为成熟,预估精度可控制在 8% 以内,能够满足导弹初步设计需求。可将专有的气体动力估算程序集成到导弹多学科系统分析模型中^[3]。

2.3 结构学科系统分析模型

本文研究不涉及各部件结构设计,结构学科系统分析模型主要指导弹质量特性计算模型。质量方程分为展开型和导出型质量方程两类。展开型质量方程以导弹各部件质量和为基础,运用强度分析、几

何尺寸和质量的关系建立质量方程,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,需要确定导弹各基本参数间的联系形式和相对质量系数,依赖于工程实际经验,虽然计算简单,但具有较大的不确定性。本文在建立战术导弹质量方程时综合应用了上述两种质量方程,对与设计优化变量相关的部件(如弹翼、舵翼、固体发动机药柱、壳体、绝热层、喷管等)采用展开型质量方程,以建立设计变量与质量的准确关系;而其他与设计优化变量无关的部件(如连接机构、舵机、安全点火装置、裙结构等)采用导出型质量方程。

2.4 制导控制学科系统分析模型

战术导弹方案飞行由爬升段和平飞段组成,俯仰角程序为:

$$\theta^* = \begin{cases} \theta_0 & 0 \leq t < t_1 \\ \theta_0 - \theta_r \left(\frac{t - t_1}{t_2 - t_1} \right) & t_1 \leq t < t_2 \\ \alpha^* \left(1 - k_h \frac{h - h_p}{h_{\max}} e^{-\frac{h - h_p}{h_{\max}}} \right) & t_2 \leq t < t_{zk} \end{cases} \quad (2)$$

$$\alpha^* = \frac{mg}{57.3(C_y^a - m_z^a/m_z^\delta C_{y^z}^\delta) qS + P}$$

式中, θ_0 , t_1 分别为助推段俯仰角和助推段结束时间; θ_r , t_2 分别为过渡段俯仰角变化率和过渡段结束时间; α^* 为平飞段所需攻角; h , h_p , h_{\max} 分别为导弹飞行高度、平飞高度和转平飞系数; C_y^a , m_z^a 分别为导弹升力和俯仰力矩系数斜率; $C_{y^z}^\delta$, m_z^δ 分别为俯仰控制舵升力和俯仰力矩系数斜率; t_{zk} 为方案飞行时间, $h_{\max} = \max\{h, h_p\}$ 。

战术导弹空间比例导引方程为:

$$\begin{cases} n_{y\text{need}} = k_y r > \theta_r - k_{ya} \sin(\theta_b - \theta_r) v > k_{yg} g \cos(\theta_b - \theta_r) \cos \theta_b \\ n_{z\text{need}} = -k_z r > \Psi_r \cos \theta_r - k_{za} \sin(\Psi_b - \Psi_r) v > \end{cases} \quad (3)$$

式中, θ_b , Ψ_b 分别为导弹弹道倾角和弹道偏角, k_y , k_{ya} , k_{yg} 分别为 y 方向导航比、加速度补偿系数和重力补偿系数, k_z , k_{za} 分别为 z 方向导航比和加速度补偿系数, $n_{y\text{need}}$, $n_{z\text{need}}$ 分别为导引弹道需用过载。 $k_y g \cos(\theta_b - \theta_r)$ 称为有效导航比,一般取 3~6, $k_{za} \approx k_{ya} \approx k_{yg} \approx 0.5k_y \approx 0.5k_z$ 。

导引弹道需用攻角 α_{need} 、侧滑角 β_{need} 、俯仰控制舵偏角 $\delta_{z\text{need}}$ 和侧滑控制舵偏角 $\delta_{y\text{real}}$ 为:

$$\begin{cases} \alpha_{\text{real}} = \frac{mg n_{y\text{need}}}{57.3(C_y^a - m_z^a/m_z^\delta C_{y^z}^\delta) qS + P} \\ \beta_{\text{need}} = \frac{-mg n_{z\text{need}}}{57.3(C_z^\beta - m_y^\beta/m_y^\delta C_{z^y}^\delta) qS + P} \\ \delta_{z\text{need}} = -\alpha_{\text{need}} m_z^a / m_z^\delta \\ \delta_{y\text{real}} = -\beta_{\text{need}} m_y^\beta / m_y^\delta \end{cases} \quad (4)$$

式中, C_z^β , m_y^β 分别为导弹侧力和偏航力矩系数斜率, $C_{z^y}^\delta$, m_y^δ 分别为偏航控制舵侧力和偏航力矩系数斜率。

2.5 弹道学科系统分析模型

战术导弹总体设计中不包括各级发动机设计时,将发动机推力简化为平均推力处理,则无法知道各级发动机的质心和转动惯量,从而无法计算全弹质心和转动惯量,弹道学科系统分析模型只能采用三自由度(DOF—Degree of Freedom)弹道模型,导弹 3DOF 多学科系统分析模型流程如图 2 所示。

战术导弹总体设计包括各级发动机设计时,可计算得到各级发动机质心和转动惯量,弹道学科系统分析模型则可采用六自由度弹道模型,导弹 6DOF 多学科系统分析模型流程如图 3 所示。

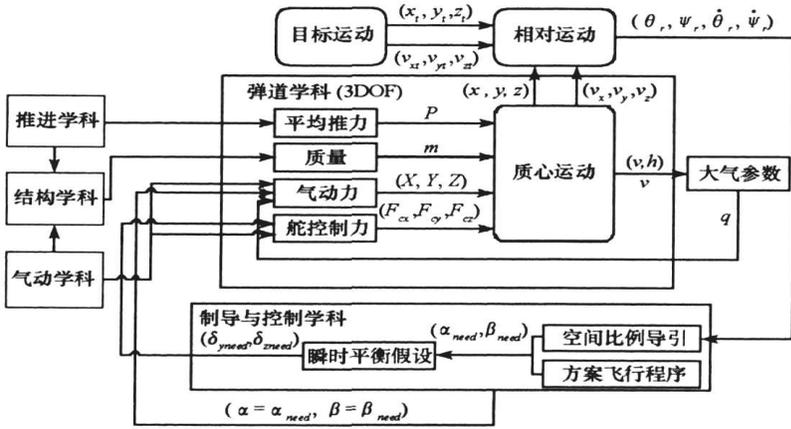


图2 导弹3DOF多学科系统分析模型

Fig. 2 Three degree of freedom multidisciplinary systems analysis model of missile

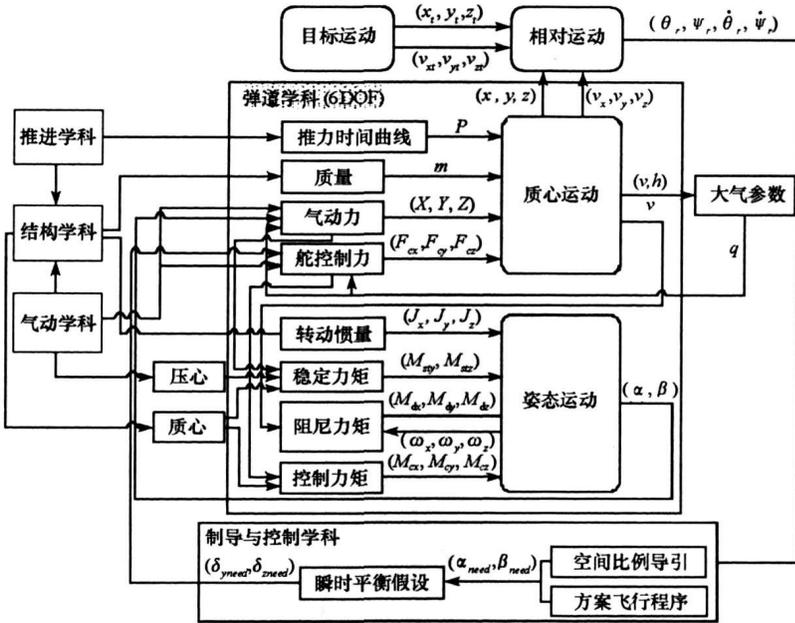


图3 导弹6DOF多学科系统分析模型

Fig. 3 Six degree of freedom multidisciplinary systems analysis model of missile

3 战术导弹多学科设计优化方法

3.1 多学科设计优化流程

战术导弹多学科设计涉及固体推进、气动、结构、制导控制和弹道5个学科,固体推进学科设计又包括助推、增速和续航三级发动机设计,从大系统理论讲,导弹总体设计和三级发动机设计可分解为层次系统求解^[1]。本文将战术导弹多学科设计优化分解为系统级导弹总体设计优化和并行的子系统级发动机设计优化,具体步骤如下:

(1) 系统级导弹总体设计优化

采用图3所示的导弹三自由度多学科系统分析模型,不考虑发动机设计,将发动机推力简化为平均推力处理,设计变量包括:各级发动机平均推力、工作时间,气动外形和制导控制设计变量,通过系统级设计优化,系统级向子系统给出子系统性能指标期望值(即各级发动机总体设计要求:总冲、质量、长度和工作时间等)。

(2) 子系统级发动机并行设计优化

采用图 2 所示的发动机系统分析模型, 进行助推、增速和续航三级发动机并行设计, 设计变量包括各级发动机药型参数、喷管喉径和膨胀比, 各子系统设计者在只考虑本子系统约束情况下, 使子系统性能指标与系统级传递下来的性能指标期望值差距最小。

(3) 控制学科设计优化

采用图 4 所示的导弹六自由度多学科系统分析模型, 基于发动机子系统详细设计结果, 只考虑制导控制系统设计变量, 进行导弹总体评估, 判断导弹设计结果是否满足总体约束、导弹总体设计优化是否收敛, 如不满足重复执行(1)~(3)。

战术导弹多学科设计优化流程如图 4 所示。

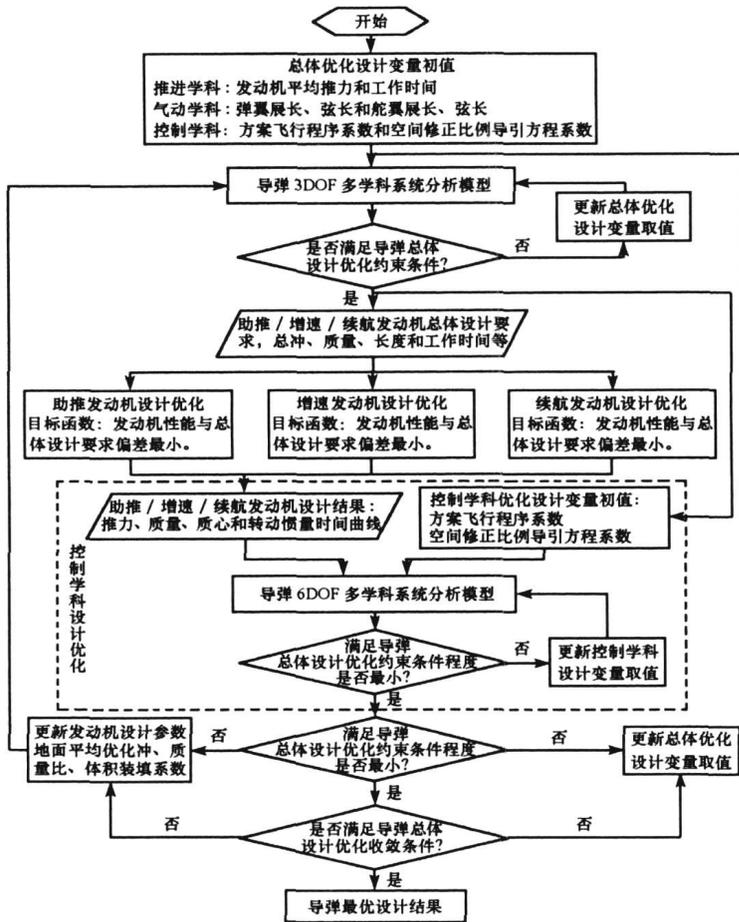


图 4 战术导弹多学科设计优化流程

Fig. 4 Multidisciplinary design optimization flow chart of tactical missile

战术导弹多学科设计优化问题的建立和求解比较复杂, 但自动实现导弹总体和发动机设计两个过程的协调, 可以得到导弹总体最优的各级发动机设计结果, 大大缩短导弹总体和固体推进学科的设计周期。

3.2 基于物理规划的设计优化模型

战术导弹设计问题可描述为若干设计准则。由于约束条件的限制, 设计空间通常为存在多个极值点的非连通非凸区域, 最优解通常位于约束条件边界, 得到的最优解不一定是工程实际中需要的最优解, 对位于约束边界不可行域的不可行解, 可能是工程实际可接受的较最优可行解更优的可行方案。

上述问题的解决可采用物理规划(Physical Programming)方法^[4], 物理规划方法同等对待设计准则, 没有将设计准则抽象为约束条件和目标函数, 而是结合工程实际情况, 定量和定性描述设计问题, 将设计准则分为软(1- s、2- s、3- s、4- s)和硬(1- h、2- h、3- h、4- h)两大类, 并进行设计准则偏好分类,

规定物理规划字典顺序,建立设计准则等级函数,构造物理规划设计优化模型。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可表述为标准设计优化模型,采用优化方法求解。

将式(1)中的设计准则:导弹质量、爬升段时间、最大射程飞行时间和22个典型目标脱靶量作为1-s类软设计准则处理;将导弹长度、翼展、舵控制力、舵偏角、飞行轴向过载、飞行法向过载、飞行侧向过载、导弹飞行速度、导引头跟踪视场范围作为1-h类软设计准则处理;将导弹压心系数、助推发动机工作结束导弹飞行速度、增速发动机工作结束导弹飞行速度作为2-s类软设计准则处理;将导引头工作距离和坦克攻击最小高低角作为2-h类软设计准则处理。基于物理规划的系统级导弹总体设计优化模型为:

$$\begin{aligned} \min_X F(X) &= \min_X \left\{ \sum_{i=1}^{25} h_i(g_i(X)) + \sum_{j=1}^3 h_j(g_j(X)) \right\} \\ \text{s. t.} &\begin{cases} g_i(X) \leq g_{i5R} & \begin{cases} i=1, \dots, 25 \\ \end{cases} & \begin{cases} 1-s \\ \end{cases} \\ g_j(X) \geq g_{j5L} & \begin{cases} j=1, \dots, 3 \\ \end{cases} & \begin{cases} 2-s \\ \end{cases} \\ g_m(X) \leq g_{mU} & \begin{cases} m=1, \dots, 9 \\ \end{cases} & \begin{cases} 1-h \\ \end{cases} \\ g_n(X) \geq g_{nL} & \begin{cases} n=1, 2 \\ \end{cases} & \begin{cases} 2-h \\ \end{cases} \\ X_L \leq X \leq X_U & \end{cases} \end{aligned} \quad (5)$$

将地面平均比冲、体积装填系数和质量比作为2-s类软设计准则处理;将发动机总冲、质量、长度和工作时间作为3-s类软设计准则处理。基于物理规划的子系统级发动机设计优化模型为:

$$\begin{aligned} \min_X F(X) &= \min_X \left\{ \sum_{i=1}^3 h_i(g_i(X)) + \sum_{j=1}^4 h_j(g_j(X)) \right\} \\ \text{s. t.} &\begin{cases} g_i(X) \leq g_{i5R} & \begin{cases} i=1, \dots, 3 \\ \end{cases} & \begin{cases} 2-s \\ \end{cases} \\ g_{j5L} \leq g_j(X) \leq g_{j5R} & \begin{cases} j=1, \dots, 4 \\ \end{cases} & \begin{cases} 3-s \\ \end{cases} \\ X_L \leq X \leq X_U & \end{cases} \end{aligned} \quad (6)$$

3.3 基于 iSIGHT 的多学科设计优化过程

战术导弹多学科设计优化流程包括系统级总体设计优化过程与3个并行的发动机设计优化、1个控制学科设计优化的嵌套循环,涉及5个学科的46个设计准则和42个设计变量,属于大规模MDO问题,本文采用Engineous软件公司开发的通用仿真设计平台iSIGHT^[5]及其提供的多种优化算法求解战术导弹MDO问题。

4 战术导弹多学科设计优化结果

某型战术导弹助推和增速发动机均采用星形药柱,药柱几何参数包括:药柱长度、星角数、星边夹角、角度系数、星尖过渡圆弧半径、星根过渡圆弧半径、药柱肉厚;续航发动机采用端面燃烧药柱;弹翼和舵翼采用“×-×”气动布局。采用上述建立的战术导弹多学科系统分析模型和MDO方法,进行了该型战术导弹多学科设计优化,经过系统级导弹总体设计优化与子系统级发动机设计优化55次嵌套循环,最终得到满足导弹总体要求的助推、增速发动机设计结果,如表1所示。表1还给出了采用传统设计优化方法得到的导弹设计结果。

与传统方法相比,采用MDO方法得到的设计结果更宜满足导弹总体设计约束条件:

- (1) 静稳定度 $\geq 15\%$;
- (2) 飞行速度 $\leq 220\text{m/s}$;
- (3) 飞行轴向过载 $\leq 15\text{g}$;
- (4) 飞行法向/侧向过载 $\leq 3\text{g}$;
- (5) 导弹轴线与视线夹角 $\leq 20^\circ$;
- (6) 典型目标脱靶量 $\leq 0.5\text{m}$ 。

表 1 导弹设计优化结果比较

Tab. 1 Comparative results of missile design optimization

设计优化结果比较		传统方法	MDO 方法
导弹起飞质量		95.6	100.2
助推发动机	总冲(kN·s)	2.96	2.75
	质量(kg)	3.5	3.3
	长度(mm)	345	338
	工作时间(s)	0.27	0.25
增速发动机	总冲(kN·s)	10.84	11.52
	质量(kg)	12.5	14.4
	长度(mm)	445	468
	工作时间(s)	1.5	1.65
续航发动机	总冲(kN·s)	18.67	20.72
	质量(kg)	19.8	21.5
	长度(mm)	558	578
	工作时间(s)	58.4	60.6
弹翼质量(kg)		3.52	4.23
舵翼质量(kg)		1.53	2.02
导弹静稳定度		15.2%	15.7%
导弹飞行最大速度(m/s)		225.4	218.9
导弹飞行轴向最大过载(g)		16.22	15.02
导弹飞行法向最大过载(g)		3.24	3.01
导弹飞行侧向最大过载(g)		2.82	2.85
导弹轴线与视线最大夹角(°)		24.2	18.9
典型目标最大脱靶量(m)		1.26	0.48

传统设计优化方法包括导弹总体设计优化和发动机设计优化两个独立的过程。导弹总体设计优化不考虑固体发动机装药、喷管和壳体设计，将发动机推力简化为平均推力处理，以导弹起飞质量最小为目标函数。与 MDO 方法相比，传统方法得到的导弹起飞质量设计结果小 4.5%，但一次设计优化无法得到满足导弹总体设计约束条件的各级发动机推力时间曲线，需要导弹总体设计和发动机设计之间多次迭代协调。

采用 MDO 方法得到导弹总体最优的发动机推力时间曲线见图 5。

在设计优化过程中发现，战术导弹攻击蛇形运动直升机时的脱靶量最大，飞行侧向过载、导引头跟踪视场范围、舵控制力和舵偏角等设计准则达到设计约束最大允许值。战术导弹攻击蛇形运动直升机的飞行弹道见图 6。

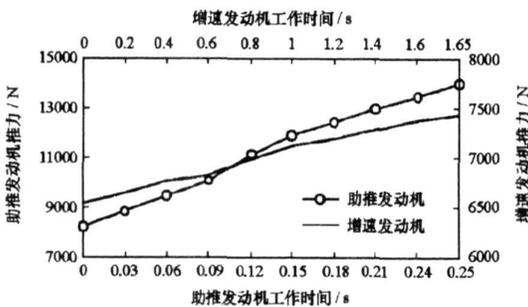


图 5 固体发动机推力时间曲线
Fig. 5 Thrust-time curve of solid motor

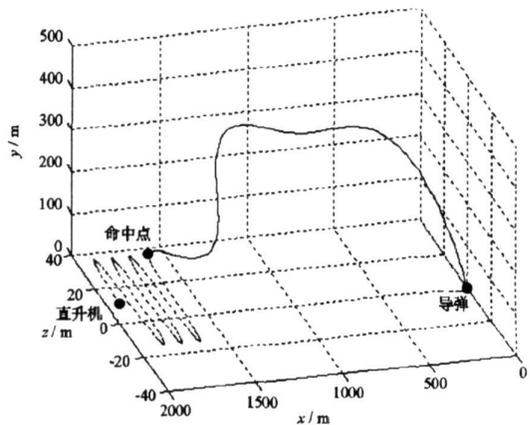


图 6 战术导弹飞行弹道
Fig. 6 Trajectory of tactical missile

参考文献:

- [1] 张俊宝, 雷廷权, 温广武, 等. 氮化硼先驱体热分解的研究[C]// 2000年材料科学与工程新进展, 北京: 冶金工业出版社, 2001: 1262-1265.
- [2] 张俊宝, 雷廷权, 温广武, 等. 先驱体法合成氮化硼研究进展[J]. 材料科学与工艺, 2000, 8(2): 1-7.
- [3] 刘晓光, 李国军, 仝建峰, 等. 硼吡嗪聚合物先驱体热解制备BN基复合材料[J]. 航空材料学报, 2002, 22(3): 55-58.
- [4] Economy J, Kim D P. Borazine Oligomers and Composite Materials Including Boron Nitride and Methods of Making the Same[P]. US Patent, 5399377, 1995.
- [5] Kim D P, Economy J. Fabrication of Oxidation-resistant Carbon Fiber/Boron Nitride Matrix Composites [J]. Chem. Mater., 1993, 5: 1216-1220.
- [6] Kim D P, Cofer C G, Economy J. Fabrication and Properties of Ceramic Composites with a Boron Nitride Matrix [J]. J. Am. Ceram. Soc., 1995, 78(6): 1546-1552.
- [7] Cofer C G, Saak A W, Economy J. Carbon/Boron Nitride Composites: An Alternative to Carbon/Carbon [J]. Ceram. Eng. Sci. Proc., 1995, 16: 663-671.
- [8] Seghi S, Fabio B, Economy J. Carbon/Carbon-boron Nitride Composites with Improved Wear Resistance Compared to Carbon/Carbon [J]. Carbon, 2004, 42: 3043-3048.
- [9] Seghi S, Lee J, Economy J. High Density Carbon Fiber/Boron Nitride Matrix Composites: Fabrication of Composites with Exceptional Wear Resistance [J]. Carbon, 2005, 43: 2035-2043.
- [10] Stock A, Pohland E. Borwasserstoffe, IX: $B_3N_3H_6$ [J]. Chemische Berichte, 1926, 59(9): 2215-2223.
- [11] Hough W V, Gubert C R, Hefferan G T. Method for the Synthesis of Borazine [P]. US Patent, 4150097, 1979.
- [12] Wideman T, Sneddon L G. Convenient Procedures for the Laboratory Preparation of Borazine [J]. Inorg. Chem., 1995, 34(4): 1002-1003.
- [13] Shore S G, Parry R W. The Crystalline Compound Ammonia Borane, $H_3N \cdot BH_3$ [J]. J. Am. Chem. Soc., 1955, 77: 6084-6085.
- [14] Duriez C, Framery E, Touy B, et al. Boron Nitride Thin Fibres Obtained from a New Copolymer Borazine-tri(methylamino) borazine Precursor [J]. J. Organomet. Chem., 2002, 657: 107-114.
- [15] 曾竟成, 陈朝晖, 向阳春, 等. 氮化硼纤维先驱体的合成及其热解研究[J]. 高分子材料科学与工程, 1999, 15(6): 53-55.
- [16] 李斌. 氮化物陶瓷基耐烧蚀、透波复合材料的制备与性能研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2007.

(上接第32页)

5 结束语

- (1) 实现了战术导弹多学科设计优化, 得到战术导弹总体最优的助推、增速、续航发动机设计结果, 缩短了战术导弹总体和推进学科的设计周期;
- (2) 子系统级发动机设计优化相互独立, 可并行实现, 从而进一步提高计算效率;
- (3) 本文提出的方法可推广应用于其他导弹、火箭等飞行器总体/发动机多学科设计。

参考文献:

- [1] 王振国, 陈小前, 罗文彩, 等. 飞行器多学科设计优化理论与应用研究[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.
- [2] 王书河, 何麟书. 飞行器多学科设计优化概述[J]. 宇航学报, 2004, 25(6): 697-700.
- [3] 杨维维, 陈小前, 李晓斌, 等. 通用导弹气动计算软件 DATCOM 的开发与校验[J]. 固体火箭技术, 2006, 29(3): 161-164.
- [4] Messac A. Physical Programming: Effective Optimization for Computational Design [J]. AIAA Journal, 1996, 34(1): 149-158.
- [5] iSIGHT User's Guide [EB]. <http://www.engineous.com/>, 2008.