

固体火箭发动机特性对空射滑翔式 弹道飞行器性能影响分析

余家泉, 张 程, 袁 亚, 黄慧慧
(中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘 要: 为研究空射滑翔式弹道飞行器固体火箭发动机特性对飞行器综合性能的影响, 构建了基于序列二次优化法 (SQP) 的弹道优化模型, 设计了多套不同推力形式、不同特性参数的固体火箭发动机方案。通过开展空射滑翔式弹道飞行器弹道仿真分析, 获取了不同动力特性下的最优爬升攻角变化规律, 对比分析了相关弹道特征指标。结果表明: 采用长时间-小推力的推力形式, 能够增加飞行器弹道顶点速度和射程能力; 采用多脉冲或单室-双推力的推力形式, 能够减小飞行器飞行动压, 对降低飞行器承载及防热结构质量十分有利。

关键词: 空中发射; 滑翔式弹道飞行器; 序列二次优化法; 固体火箭发动机; 推力形式
中图分类号: V421.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2022)01-0061-08

Analysis of the influence of solid rocket motor characteristics to air-launched glide ballistic vehicle performance

YU Jiaquan, ZHANG Cheng, YUAN Ya, HUANG Huihui
(China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: In order to investigate the effects of solid rocket motor (SRM) characteristics to the comprehensive performance of the air-launched glide ballistic vehicle, a ballistic optimization model based on sequential quadratic programming (SQP) method was constructed, and several SRM schemes with different thrust types and different parameters were designed. By the ballistic simulation analysis of air-launched glide ballistic vehicle, the optimum climbing attack angle variation laws under different SRM characteristics were obtained, and the key ballistic indicators were contrasted. It is found that vehicle has larger ballistic apex velocity and longer range with the thrust mode of long time-low thrust; and the max flight dynamic pressure is lower with dual-pulse or single-chamber double-thrust thrust type, which is beneficial to reduce the weight of load bearing structure and thermal protection structure.

Keywords: air-launched; glide ballistic vehicle; sequential quadratic programming method; solid rocket motor; thrust type

收稿日期: 2021-06-09; 修回日期: 2021-07-26

基金项目: 高校联合创新基金 (CALT20190103)

作者简介: 余家泉 (1990—), 男, 硕士, 工程师, 研究领域为飞行器总体设计。

0 引言

随着现代军事技术的不断发展,战术导弹在局部战争中占据着重要地位,临近空间滑翔式弹道导弹以其优越的机动性能、突防性能成为当前各军事大国研究的重点方向之一^[1-4]。由于轰炸机、歼击机等空中平台具有作战灵活性高、空域速域宽等特点,采用空基平台发射滑翔式弹道导弹能够极大提升导弹作战效能,增强空基平台防区外作战能力及作战半径。俄罗斯在 2018 年对外发布了“匕首”高超声速空面导弹,其搭载米格-31 平台发射,采用助推滑翔弹道体制,射程能力可达 2 000 km,极大提升了俄罗斯空军作战能力^[5]。美国也已在 2020 年采用 B-52 轰炸机完成了“空射快速响应武器 (AR-RW)”作战型“AGM-183”导弹的最后一次系挂试飞,即将具备转向实战化能力^[6]。

目前,关于空射弹道导弹或飞行器的技术研究主要集中在空中发射关键技术及弹道优化方面。辛朝军等对空中发射现状、趋势及关键技术进行了全面分析及总结^[7]。聂川义等针对空射弹道导弹水平发射特点提出了助推段弹道设计及优化方法^[8]。孙丕忠等提出了一种水平发射有翼固体运载火箭的飞程序角工程设计方法^[9]。杨明等提出了基于改进粒子群算法的空射飞行器的助推段弹道规划方法^[10]。在能量一定的前提下,发动机的推力形式、工作时间对飞行器的射程能力、载荷及防热设计具有较大影响,在飞行器论证初期,有必要结合总体需求、弹道特点对发动机推力特性进行优化调整,目前该类研究文献较少,需要开展相关研究。

本文针对单级不分离空射滑翔式弹道飞行器特点,建立了多约束弹道优化模型,并分析了不同动力特性对飞行器综合性能的影响,对工程设计具有一定指导意义。

1 空射滑翔式弹道飞行器弹道优化方法

对于单级不分离空射滑翔式弹道飞行器,其飞行弹道一般可分为投放段、助推段、惯性飞行段和机动飞行段。为保证载机平台安全,投放段主要依靠空气舵实现飞行器姿态稳定控制;当飞行器离开

载机一段距离后,固体火箭发动机点火助推,并依靠大攻角实现弹道快速拉起;发动机工作结束后,飞行器依靠惯性继续爬升,到达预定高度后开始机动飞行;机动飞行段通常可采用最佳升阻比攻角滑翔以实现最大射程。由于空射飞行器采用了水平发射方式,相较于传统地面垂直发射,飞行器在助推段需要更大的法向过载以实现弹道快速拉起,典型弹道飞行剖面见图 1。

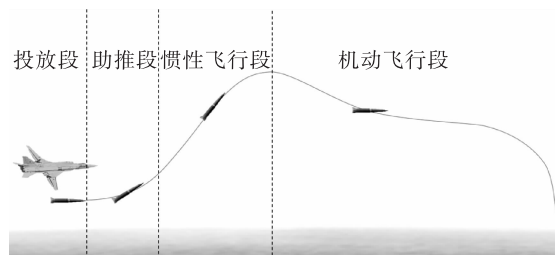


图 1 典型飞行剖面图

Fig. 1 Typical flight profile

1.1 运动模型

忽略地球自转及非球形摄动影响,飞行器在纵平面质点运动方程为^[11]

$$m \frac{dv}{dt} = F \cos \alpha - C_x p S - mg \sin \theta \quad (1)$$

$$mv \frac{d\theta}{dt} = F \sin \alpha + C_y p S - mg \cos \theta \quad (2)$$

$$\frac{dL}{dt} = v \cos \alpha \quad (3)$$

$$\frac{dh}{dt} = v \sin \alpha \quad (4)$$

$$\frac{dm}{dt} = -m_e \quad (5)$$

式中: v 为飞行速度; θ 为弹道倾角; L 为飞行器射程; h 为飞行高度; m 为飞行器质量; F 为发动机推力; α 为飞行攻角; g 为当地重力加速度; $C_x(Ma, \alpha)$ 、 $C_y(Ma, \alpha)$ 分别为气动阻力系数和升力系数; p 为动压; S 为参考面积; m_e 为发动机质量流率。

滑翔式弹道飞行器的主动段一般采用方案弹道,利用俯仰角 ϑ 进行控制,其计算式为

$$\vartheta = \theta + \alpha \quad (6)$$

由于俯仰角 ϑ 和气动系数 C_x 、 C_y 均与攻角 α 相关,因此在初步弹道设计时可攻角 α 作为优化参量。

1.2 发动机推力模型

考虑固体火箭发动机喷管设计状态及飞行高度变化,推力可以表示为

$$F = \dot{m}_e I_{sp} + (p_e - p_a) A_e \quad (7)$$

其中

$$I_{sp} = C_F c^* \quad (8)$$

$$c^* = \sqrt{RT_c / \Gamma} = p_e A_t / \dot{m}_e \quad (9)$$

$$C_F = \Gamma \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (10)$$

$$\xi = \frac{A_e}{A_t} = \frac{\left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{k-1}{k+1}}}{\sqrt{\left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{2}{k}} + \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k+1}{k}}}} \quad (11)$$

$$\Gamma = \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (12)$$

式中: \dot{m}_e 为发动机质量流率; I_{sp} 为发动机比冲; C_F 为推力系数; c^* 为特征速度; k 为燃气比热比; R 为气体常数; T_c 为燃烧室温度; p_e 为燃烧室压强; p_a 为喷管出口压强; p_a 为外界环境压强; A_e 为喷管出口面积; A_t 为喷管喉部面积; ξ 为喷管扩张比。

c^* 表征了推进剂的燃烧性能,复合推进剂的特征速度一般为 1 500 ~ 1 800 m/s; C_F 表征了喷管的膨胀性能,喷管扩张比 ξ 越大,表征燃气膨胀越充分,推力系数 C_F 也就越大。

1.3 弹道优化模型

1.3.1 优化问题描述

以总冲不变为原则,研究不同发动机推力形式、推力参数对弹道特性影响。将弹道最高点能量作为目标函数,助推段、惯性飞行段攻角作为控制变量,构建优化模型。

目标函数表示为

$$J = - (v_{top}^2 / 2 + g h_{top}) \quad (13)$$

式中 v_{top} 、 h_{top} 分别为弹道最高点速度和最高点高度。

将时间区间划分为 N 等份,有

$$\tilde{t} = (t_1, t_2, t_3, \dots, t_N)^T \quad (14)$$

按照时间区间将控制变量 α 进行线性化离散,离散后有

$$\tilde{\alpha} = (\alpha_{t_1}, \alpha_{t_2}, \alpha_{t_3}, \dots, \alpha_{t_N})^T \quad (15)$$

1.3.2 过程约束条件

考虑弹体结构承载及防热、发动机过载烧蚀、

姿态稳定控制等影响,飞行过程中的约束条件主要包括:

1) 攻角约束

$$\alpha_{\min} \leq \alpha \leq \alpha_{\max} \quad (16)$$

2) 攻角变化率约束

$$\dot{\alpha}_{\min} \leq \dot{\alpha} \leq \dot{\alpha}_{\max} \quad (17)$$

3) 动压约束

$$p = \frac{1}{2} \rho v^2 \leq p_{\max} \quad (18)$$

4) 动压攻角乘积约束

$$|p\alpha| \leq Q_{\max} \quad (19)$$

5) 法向过载约束

$$n_y = \frac{F \sin \alpha + C_y p s}{mg} \leq n_{y\max} \quad (20)$$

6) 法向过载积分约束

$$\int_{t_1}^{t_2} n_y \leq N t_{\max} \quad (21)$$

7) 高度约束

$$h_{top} \leq h_{\max} \quad (22)$$

1.3.3 优化方法

针对上述多变量非线性优化问题,本文采用序列二次优化法(SQP)^[12-13]进行求解。SQP方法的基本思路是将复杂问题转化为目标点附近多个二次规划子问题进行求解,然后更新迭代搜索方向继续寻优,直至逼近最优解。

二次规划子问题可表示为

$$\begin{aligned} \min & 0.5 \tilde{\mathbf{d}}^T \cdot \mathbf{L}_{\tilde{\alpha}\tilde{\alpha}}(\tilde{\mathbf{d}}\tilde{\alpha}, \lambda) \cdot \tilde{\mathbf{d}}\tilde{\alpha} + \nabla \mathbf{L} \cdot \tilde{\mathbf{d}}\tilde{\alpha} \\ \text{s. t. } & g_i(\tilde{\alpha}) + \nabla g_i(\tilde{\alpha}) \cdot \tilde{\mathbf{d}}\tilde{\alpha} = 0 \quad i = 1, 2, \dots, n \\ & h_j(\tilde{\alpha}) + \nabla h_j(\tilde{\alpha}) \cdot \tilde{\mathbf{d}}\tilde{\alpha} \leq 0 \quad j = 1, 2, \dots, m \end{aligned} \quad (23)$$

式中: ∇ 为梯度; $\tilde{\mathbf{d}}\tilde{\alpha}$ 为增量; $\mathbf{L}_{\tilde{\alpha}\tilde{\alpha}}(\tilde{\mathbf{d}}\tilde{\alpha}, \lambda)$ 为 Hessian 矩阵,可通过 BFGS^[14]方法求得; $g_i(\tilde{\alpha})$ 、 $h_j(\tilde{\alpha})$ 分别为等式、不等式约束条件。

基本计算过程如下:

1) 获取初始点 $\tilde{\alpha}^k$ 附近满足式(23)的搜索方向 $\tilde{\mathbf{d}}\tilde{\alpha}^k$;

2) 采用罚函数 $P(\tilde{\alpha}, \lambda)$ 对搜索步长 λ^k 进行优化,得到满足 $\min P(\tilde{\alpha}^k + \lambda \cdot \tilde{\mathbf{d}}\tilde{\alpha}^k, r)$ 条件的最优解 λ^k 。 $P(\tilde{\alpha}, \lambda)$ 表示为

$$P(\tilde{\alpha}, \lambda) = J(\tilde{\alpha}) + \sum_{i=1}^n r_i |g_i(\tilde{\alpha})| + \sum_{j=1}^m r_j |h_j(\tilde{\alpha})| \quad (24)$$

式中 r_i, r_j 为罚因子。

3)更新 $\tilde{\alpha}^{k+1} = \tilde{\alpha}^k + \lambda \cdot d\tilde{\alpha}^k$, 并返回求解式(23), 重复上述迭代计算直至 $d\tilde{\alpha}$ 满足计算精度要求。

2 固体火箭发动机推力特性影响分析

2.1 固体火箭发动机推力类型

固体火箭发动机通常通过调节推力形式进行能量管理^[15-20], 常用的推力形式主要包括单推力、单室双推力和多脉冲 3 种, 见图 2。

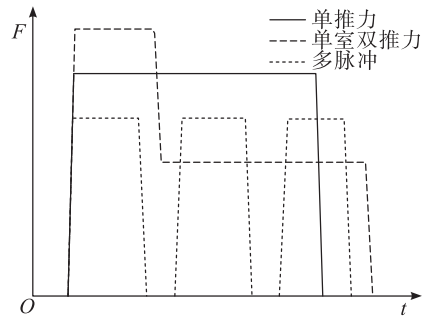


图 2 典型固体发动机推力形式

Fig. 2 Typical thrust types of solid rocket motor

本文采用类似“匕首”的单级不分离导弹为算例, 规模上进行一定缩比。飞行器长度 7 m, 直径 0.6 m, 质量 2 000 kg, 推进剂质量 1 100 kg, 飞行器投放高度 10 km, 投放速度 0.8 Ma。

开展单推力、多脉冲、单室双推力 3 种动力形式、不同推力特性参数下的弹道分析。其中, 单推力、多脉冲、单室双推力助推段压强按照 10 MPa 考虑, 10 km 高度比冲 270 s; 单室双推力续航段考虑压强降低, 结合式(10)对 10 km 比冲进行修正。

2.2 单推力特性影响分析

在总冲一定前提下, 分析单推力发动机不同推力-时间特性对飞行器综合性能的影响。发动机燃烧室压强按 10 MPa 考虑, 特征速度 c^* 取 1 600 m/s, 喷管出口压强按 10 km 高度设计, 根据式(7)~式(12)得到 4 种不同工作时间下发动机主要性能(见表 1)。

对不同发动机状态最高点前飞行弹道进行优化分析, 获取典型最优攻角-时间曲线(见图 3)。结果表明, 在满足约束条件前提下, 主动段采用大攻角快速拉起, 爬升段以 0° 攻角爬升, 获得的弹道最高点能量最大; 同时, 发动机推力越大, 所需要的拉攻角时间就越短。

表 1 单推力方案参数

Tab. 1 Parameters of single thrust schemes

| 指标 | 方案 1-1 | 方案 1-2 | 方案 1-3 | 方案 1-4 |
|------------------------------|--------|--------|--------|--------|
| 工作时间/s | 20.0 | 24.0 | 28.0 | 32.0 |
| 质量流率/(kg · s ⁻¹) | 55.0 | 45.8 | 39.3 | 34.4 |
| 喉部直径/mm | 106.0 | 97.0 | 90.0 | 84.0 |
| 出口直径/mm | 611.0 | 559.0 | 518.0 | 484.0 |
| 10 km 平均推力/kN | 145.5 | 121.3 | 104.0 | 91.0 |

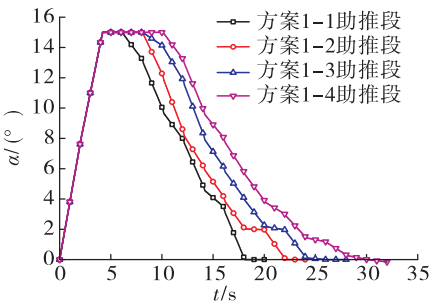


图 3 单推力方案攻角-时间曲线

Fig. 3 Angle of attack-time curve of single thrust schemes

对比不同推力-时间特性下弹道关键指标, 具体结果见表 2。关机点、最高点速度变化情况见图 4, 助推段射程-高度曲线见图 5。

表 2 弹道关键参数对比(单推力方案)

Tab. 2 Comparison of ballistic key parameters (single thrust schemes)

| 指标 | 方案 1-1 | 方案 2-1 | 方案 3-1 | 方案 4-1 |
|--------------------------------|--------|--------|--------|--------|
| 工作时间/s | 20 | 24 | 28 | 32 |
| 关机点速度/(m · s ⁻¹) | 2 152 | 2 146 | 2 134 | 2 129 |
| 关机点高度/km | 17.2 | 18.1 | 19.6 | 20.8 |
| 最高点速度/(m · s ⁻¹) | 1 919 | 1 927 | 1 935 | 1 942 |
| 最高点高度/km | 50 | 50 | 50 | 50 |
| 最高点能量/(kJ · kg ⁻¹) | 2 320 | 2 347 | 2 362 | 2 372 |
| 最大动压/kPa | 319 | 278 | 226 | 198 |
| 最大动压攻角积/[kPa · (°)] | 1 800 | 1 673 | 1 618 | 1 510 |
| 最大法向过载/g | 6.2 | 5.3 | 4.9 | 4.4 |
| 法向过载积分/(g · s) | 57.8 | 54.4 | 56.1 | 57.5 |

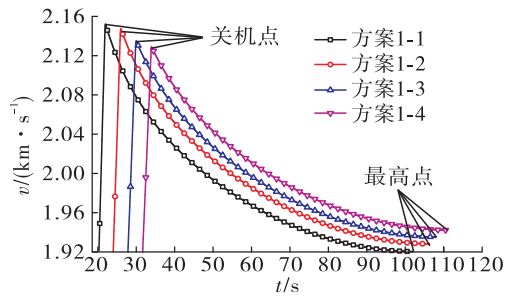


图 4 单推力方案速度-时间曲线
Fig. 4 Velocity-time curve of single thrust schemes

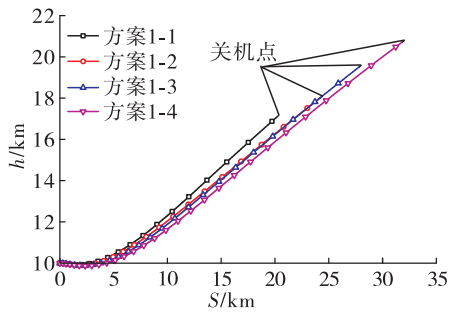


图 5 单推力方案射程-高度曲线
Fig. 5 Range-altitude curve of single thrust schemes

对比方案 1-4 与方案 1-1 结果表明:随着工作时间增加、平均推力减小,飞行器关机点速度减小 1.2%,关机点高度增加了 20.9%,对应弹道最高点能量增加了 2.4%,有利于提高飞行器综合射程能力;此外,飞行器的最大飞行动压减小了 37.9%、动压攻角积减小 16.1%、主动段法向过载减小 29.0%,有利于系统减重优化。因此,采用单推力方案在保证总冲能力一定前提下,应当尽可能增加发动机工作时间。

2.3 双脉冲推力特性分析

目前应用的多脉冲发动机以双脉冲为主,本文主要针对双脉冲推力特性开展研究。以单推力方案 1-4 为基线,构建不同间隔时间双脉冲发动机方案,具体见表 3。

对不同双脉冲推力的飞行弹道进行优化,最优攻角-时间曲线见图 6。结果表明,采用 I 脉冲大攻角拉起,间隔段恒定攻角过渡,II 脉冲小攻角继续拉起的弹道能够实现特定约束下最高点能量最大;随着脉冲间隔时间的不断增大,II 脉冲对爬升攻角的需求逐渐增大。

表 3 双脉冲方案参数
Tab. 3 Parameters of dual-pulse thrust schemes

| 指标 | 方案 2-1 | 方案 2-2 | 方案 2-3 |
|---------------------|--------|--------|--------|
| I 脉冲工作时间/s | 16 | 16 | 16 |
| I 脉冲平均推力(10 km)/kN | 91 | 91 | 91 |
| II 脉冲工作时间/s | 16 | 16 | 16 |
| II 脉冲平均推力(10 km)/kN | 91 | 91 | 91 |
| 脉冲间隔时间/s | 10 | 20 | 30 |

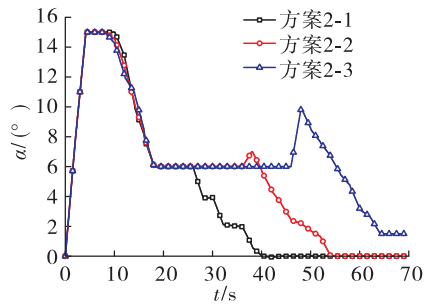


图 6 双脉冲方案攻角-时间曲线
Fig. 6 Angle of attack-time curve of dual-pulse thrust schemes

不同双脉冲方案对应的弹道关键指标统计情况见表 4。最高点前速度、高度、动压变化情况见图 7 ~ 图 9。

表 4 弹道关键参数对比(双脉冲方案)
Tab. 4 Comparison of ballistic key parameters (dual-pulse thrust schemes)

| 序号 | 方案 1-4 | 方案 2-1 | 方案 2-2 | 方案 2-3 |
|------------------------------|--------|--------|--------|--------|
| 间隔时间/s | — | 10 | 20 | 30 |
| 关机点速度/(m·s ⁻¹) | 2 129 | 2 102 | 2 070 | 2 088 |
| 关机点高度/km | 20.8 | 23.6 | 25.8 | 27.4 |
| 最高点速度/(m·s ⁻¹) | 1 942 | 1 944 | 1 930 | 1 907 |
| 最高点高度/km | 50 | 50 | 50 | 50 |
| 最高点能量/(kJ·kg ⁻¹) | 2 376 | 2 380 | 2 352 | 2 308 |
| 最大动压/kPa | 198 | 155 | 157 | 158 |
| 最大动压攻角积/[kPa·(°)] | 1 510 | 1 530 | 1 523 | 1 515 |
| 最大法向过载/g | 4.4 | 4.4 | 4.2 | 4.1 |
| 法向过载积分/(g·s) | 57.5 | 53.5 | 59.3 | 66.3 |

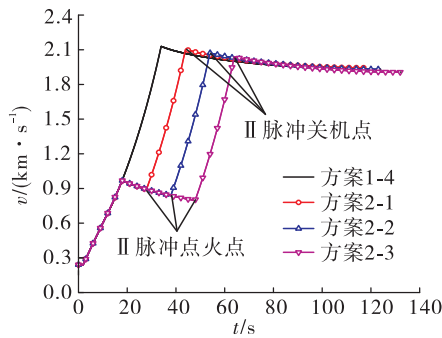


图 7 双脉冲方案速度-时间曲线

Fig. 7 Velocity-time curve of dual-pulse thrust schemes

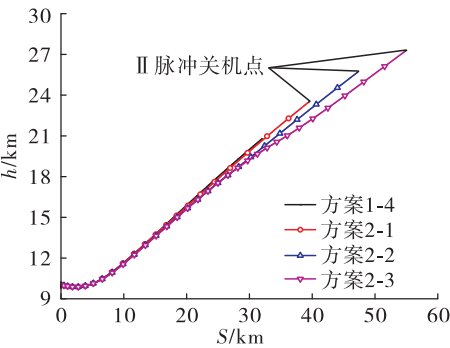


图 8 双脉冲方案射程-高度曲线

Fig. 8 Range-altitude curve of dual-pulse thrust schemes

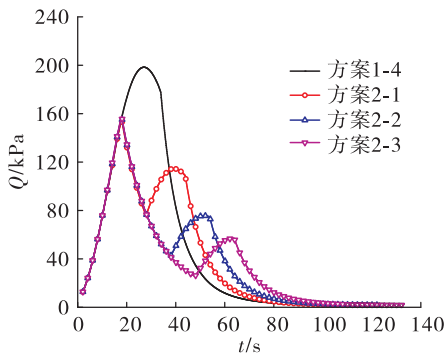


图 9 双脉冲方案动压-时间曲线

Fig. 9 Dynamic pressure-time curve of dual-pulse thrust schemes

表 4 仿真结果表明:相比于单推力方案,当脉冲间隔时间为 10 s 时,双脉冲关机点速度降低 1.2%,关机点高度增加 13.5%,对应弹道最高点能量基本相当,最大动压降低 21.7%,法向过载积分降低 7.1%;当脉冲间隔时间大于 10 s,弹道最高点能量最大下降 3.0%,最大飞行动压基本不变。因此,选择合适的双脉冲间隔时间,可以在保证能量不损失情况下降低飞

行动压,有助于飞行器结构减重设计。

2.4 单室-双推特性分析

以单推力方案 1-4 为基线,构建不同推力比下的单室双推力方案,其中续航段考虑工作压强降低对比冲进行修正,具体参数见表 5。

表 5 单室双推力方案参数

Tab. 5 Parameters of single-chamber double-thrust schemes

| 指标 | 方案 3-1 | 方案 3-2 | 方案 3-3 |
|--|--------|--------|--------|
| 助推段工作时间/s | 16 | 16 | 16 |
| 助推段平均推力(10 km)/kN | 91 | 91 | 91 |
| 助推段平均比冲(10 km)/(N·s·kg ⁻¹) | 2 646 | 2 646 | 2 646 |
| 续航段时间/s | 24 | 32 | 48 |
| 续航段平均推力(10 km)/kN | 60 | 43.3 | 34 |
| 续航段平均比冲(10 km)/(N·s·kg ⁻¹) | 2 577 | 2 519 | 2 450 |

对单室-双推动力形式的飞行弹道进行优化,最优攻角-时间曲线见图 10。结果表明,采用助推段大攻角、续航段小攻角、惯性飞行段零攻角的弹道爬升方案能够实现特定约束下最高点能量最大化。

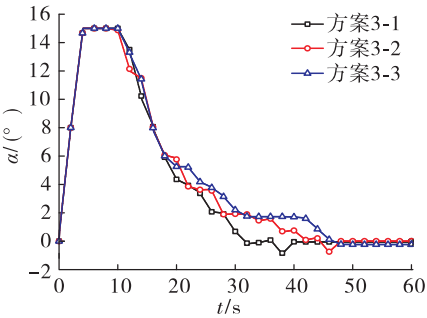


图 10 单室-双推方案攻角-时间曲线

Fig. 10 Angle of attack-time curve of single-chamber double-thrust schemes

不同推力比单室-双推发动机方案对应的弹道关键指标对比情况见表 6。最高点前速度、高度、动压变化情况见图 11 ~ 图 13。

表 6 仿真结果表明:相比于单推力方案,随着单室-双推力两级推力比增加,飞行器关机点速度降低 2.1% ~ 4.6%,关机点高度增加 19.7% ~ 54.3%,最大动压降低 20.7%,法向过载积分增加 3.8% ~ 13.4%,最高点能量基本维持不变。因此,采用单室双推力方案虽然增加了续航段工作时间,但续航段比冲同步下

降,在综合作用并未体现出明显的能量优化特性。

表 6 弹道关键参数对比(单室-双推方案)
Tab. 6 Comparison of ballistic key parameters
(single-chamber double-thrust schemes)

| 序号 | 方案 1-4 | 方案 3-1 | 方案 3-2 | 方案 3-3 |
|--|-----------|-----------|-----------|-----------|
| 助推/续航压强比/s | — | 1.67 | 2.00 | 2.50 |
| 关机点速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$) | 2 129 | 2 085 | 2 058 | 2 031 |
| 关机点高度/km | 20.8 | 24.9 | 28.7 | 32.1 |
| 最高点速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$) | 1 942 | 1 938 | 1 938 | 1 938 |
| 最高点高度/km | 50 | 50 | 50 | 50 |
| 最高点能量/($\text{kJ} \cdot \text{kg}^{-1}$) | 2 376 | 2 368 | 2 368 | 2 368 |
| 最大动压/kPa | 198 | 157 | 153 | 153 |
| 最大动压攻角积/[$\text{kPa} \cdot (^{\circ})$] | 1 510 | 1 542 | 1 575 | 1 520 |
| 最大法向过载/g | 4.4 | 4.5 | 4.5 | 4.5 |
| 法向过载积分/($\text{g} \cdot \text{s}$) | 57.5 | 59.7 | 63.7 | 65.2 |

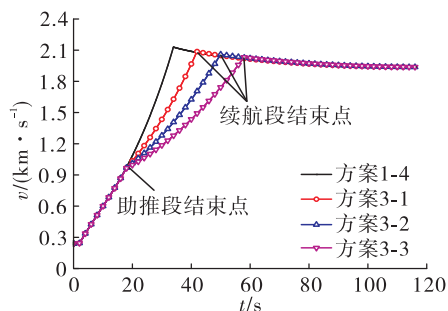


图 11 单室-双推方案速度-时间曲线

Fig. 11 Velocity-time curve of single-chamber double-thrust schemes

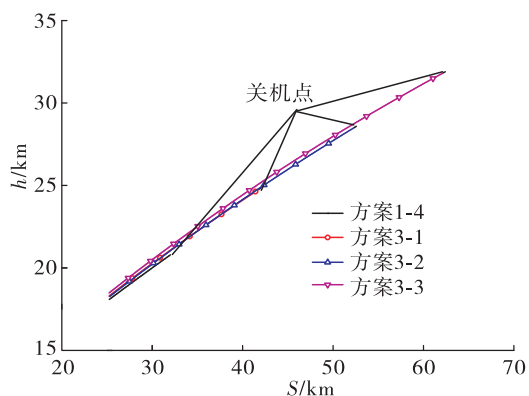


图 12 单室-双推方案射程-高度曲线

Fig. 12 Range-altitude curve of single-chamber double-thrust schemes

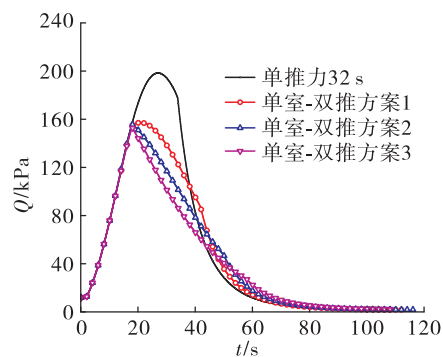


图 13 单室-双推方案动压-时间曲线

Fig. 13 Dynamic pressure-time curve of single-chamber double-thrust schemes

3 结论

本文围绕空射滑翔式弹道飞行器动力装置特性影响开展研究,构建了单推力、双脉冲、单室-双推力 3 类动力形式、多种动力参数的固体火箭发动机方案,并引入基于 SQP 算法的弹道优化模型,针对不同动力参数对弹道特性的影响开展数值仿真分析,得到如下结论:

1) 针对单推力发动机方案,当工作时间增加 60%,飞行器关机点高度增加 20.9%,弹道最高点能量增加 2.4%,有利于提高飞行器射程;对应弹道最大飞行动压减小 37.9%、动压攻角积减小 16.1%、主动段法向过载减小 29.0%。

2) 相较于单推力发动机方案,双脉冲发动机引入了能量管控措施,当脉冲间隔时间小于 10 s 时,弹道最高点能量基本相当,最大动压能够降低 21.7%;当脉冲间隔时间大于 10 s,弹道最高点能量下降 3.0%,最大飞行动压基本不变。

3) 相较于单推力发动机方案,单室-双推力发动机采用大推力拉起、小推力续航的方案,飞行器关机点速度降低 2.1% ~ 4.6%,关机点高度增加 19.7% ~ 54.3%,最大动压降低 20.7%,法向过载积分增加 3.8% ~ 13.4%,最高点能量基本维持不变。表明单室双推力方案虽然增加了续航段工作时间,但续航段比冲同步下降,在综合作用并未体现出明显的能量优化特性。

4) 本文研究结果尚未考虑推进剂燃速对长时间-小推力的限制、多脉冲方案带来的点火结构复杂化、单室双推力方案带来的装填比下降等问题,在

实际发动机参数论证过程中需要综合考虑上述因素影响。

参考文献:

- [1] 王少平,董受全,隋先辉,等. 助推滑翔高超声速导弹发展趋势及作战使用研究[J]. 战术导弹技术,2020(1): 9-14.
- [2] 张灿,林旭斌,刘都群,等. 2019 年国外高超声速飞行器技术发展综述[J]. 飞航导弹,2020(1):16-20.
- [3] 王鹏飞,王光明,蒋坤,等. 临近空间高超声速飞行器发展及关键技术研究[J]. 飞航导弹,2019(8):22-28.
- [4] PHILLIPS T H. A common aero vehicle (CAV) model, description, and employment guide [R]. New York: Schafer Corporation for AFRL and AFSPC, 2003.
- [5] PUTIN V. Presidential address to the federal assembly [EB/OL]. (2018-03-01). <http://en.kremlin.ru/events/president/news/56957>.
- [6] DONALD D. Final captive test for U. S. air force's hypersonic weapon [EB/OL]. (2020-08-10). <https://www.ain-online.com/aviation-news/defense>.
- [7] 辛朝军,蔡远文,姚静波. 空中发射技术现状及趋势分析[J]. 装备学院学报,2014,25(5):67-73.
- [8] 聂川义,郭建国,周军,等. 空射弹道导弹助推段弹道设计与优化[J]. 飞行力学,2012,30(4):357-361.
- [9] 孙丕忠,朱伯鹏,夏智勋,等. 水平空中发射固体有翼运载火箭总体/动力/气动/轨道一体化设计与优化[J]. 固体火箭技术,2005,28(3):157-160.
- [10] 杨明,刘明,郑伟,等. 空射近空间飞行器助推弹道规划方法[J]. 弹道学报,2019,31(3):7-11.
- [11] 钱杏芳,林瑞雄,赵亚男. 导弹飞行力学[M]. 北京:北京理工大学出版社,2000.
- [12] 石国春. 关于序列二次规划(SQP)算法求解非线性规划问题的研究[D]. 兰州:兰州大学,2009.
- [13] 李瑜,杨志红,崔乃刚. 助推-滑翔导弹弹道优化研究[J]. 宇航学报,2008,29(1):66-71.
- [14] 冯还涛. 求解非线性无约束优化问题的修正 BFGS 方法[D]. 南京:南京理工大学,2010.
- [15] 鲍福廷,侯晓. 固体火箭发动机设计[M]. 北京:中国宇航出版社,2016.
- [16] 侯晓,付鹏,武渊. 固体火箭发动机能量管理技术及其新进展[J]. 固体火箭技术,2017,40(1):1-6.
- [17] 贾晓玲,田晓丽,杨东,等. 固体火箭发动机单室双推力装药设计[J]. 指挥控制与仿真,2019,41(1):125-130.
- [18] 丁杰,赵启扬,余明敏,等. 多脉冲固体火箭发动机研究概述[C]//第五届空天动力联合会议暨中国航天第三专业信息网第41届技术交流会论文集(第二册). 南京:[s. n.], 2020.
- [19] 张翼,郑哲. 空空导弹双脉冲固体火箭发动机能量分配研究[J]. 科技与创新,2019(24):4-7.
- [20] 野邵文. 双脉冲固体火箭发动机能量分配优化研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2013.