

滑翔飞行器多目标弹道优化的进化-配点混合求解策略*

丰志伟¹, 江增荣², 张青斌¹, 葛健全¹, 黄浩¹

(1. 国防科技大学空天科学学院, 湖南长沙 410073; 2. 中国人民解放军96901部队, 北京 100094)

摘要:针对高超声速滑翔飞行器弹道多目标优化问题, 综合考虑计算效率和精度, 结合分解进化算法与配点法提出一种混合求解策略。根据滑翔飞行器动力学模型和弹道设计中需要考虑的约束条件, 建立飞行器多目标弹道优化模型。利用控制量离散化方法将多目标弹道优化问题转化为带约束的多目标参数优化问题, 并采用罚函数法处理约束条件, 随后利用分解多目标进化算法进行求解。为了提高弹道优化的精度, 将椭圆聚合法与配点法相结合, 以多目标进化算法得到的 Pareto 解作为初始解进行迭代求解。通过典型的复杂约束多目标弹道优化的算例表明, 所提出的混合求解策略能够获得满足复杂约束要求的 Pareto 最优解集, 实现有效的多目标弹道优化。

关键词:滑翔飞行器; 弹道优化; 多目标优化; 混合算法

中图分类号: V412.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-2486(2020)01-084-07

Evolutionary-collocation hybrid optimization strategy for the multiobjective trajectory design of glider flight vehicle

FENG Zhiwei¹, JIANG Zengrong², ZHANG Qingbin¹, GE Jianquan¹, HUANG Hao¹

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. The PLA Unit 96901, Beijing 100094, China)

Abstract: A hybrid optimization method combining the evolutionary algorithm and the collocation method was presented for solving the MTOP (multiobjective trajectory optimization problem) of the hypersonic glider vehicle, in which the efficiency and accuracy were balanced. According to the flight dynamic equation of the glider vehicle and the constraint condition arising in the design of the glider vehicle trajectory, the multiobjective trajectory optimization model was developed. The MTOP was transformed into the multiobjective parameter optimization problem with constraints by using the control variables discretization method; the constraint condition was dealt with the penalty function method, and the MOEA/D (multiobjective evolutionary algorithm based on decomposition) was employed to solve the problem. In order to improve the accuracy of the result, the ellipsoid aggregation method was integrated into the collocation method, in which the Pareto solution produced by the MOEA/D was the initial solution. Simulation results for MTOP with the complicated constraints demonstrate that the proposed hybrid method can generate a set of Pareto solutions, in which the gliding trajectories satisfy all the complicated constraints.

Keywords: glider flight vehicle; trajectory optimization; multiobjective optimization; hybrid algorithm

高超声速滑翔飞行器(Hypersonic Glider Vehicle, HGV)具有高速度、高机动、长航程等诸多优势, 成为未来飞行器发展的一个重要方向, 具有广阔的军事应用前景^[1]。

弹道优化技术是高超声速滑翔飞行器的关键技术之一。随着研究的不断深入, 在进行高超声速滑翔飞行器弹道设计之中, 不仅要考虑飞行器在飞行过程中受到的气动热、动压、过载、控制量、终端约束等复杂约束条件的限制, 还需要考虑面向具体作战任务的要求, 如航路点、禁飞区等。面对诸多性能指标, 设计者往往不能追求单个指标

最优, 而是需要同时考虑多个相关的性能指标, 利用多目标优化方法进行求解, 获得 Pareto 最优解, 从而对各个指标进行权衡和折中^[2]。

对于高超声速滑翔飞行器的多目标弹道优化问题而言, 工程上常用的方法是利用偏好(权重)信息, 将多个目标聚合为单个目标, 并采用成熟的单目标优化算法进行求解。主要优化方法包括加权法、理想点法、物理规划法、主要目标法等^[3]。雍恩米等^[4]应用物理规划法设计再入飞行最优攻角; 谢愈等^[2]将物理规划法应用于高超声速飞行器多目标复杂约束滑翔弹道优化设计, 结合高斯伪谱法

* 收稿日期: 2018-09-28

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(11772353)

作者简介: 丰志伟(1984—), 男, 山西临汾人, 讲师, 博士, E-mail: fengzhw@nudt.edu.cn

获得了满足设计者偏好的满意解。上述基于偏好的方法每次只能优化得到一个解,无法得到整个 Pareto 前沿 (Pareto Front, PF)。为了获得多个 Pareto 最优解 (Pareto Set, PS), 通常需要采用多目标优化方法来进行设计。主要优化方法包括各种多目标进化算法、多目标粒子群算法等^[5]。例如, 陈刚、王明光等^[6-7]将多目标遗传算法 NSGA-II 成功应用于可重复使用运载火箭最优再入弹道优化设计; 丰志伟等^[8]应用分解多目标进化算法 (Multiobjective Optimization Evolutionary Algorithm based on Decomposition, MOEA/D) 求解火星再入飞行器一体化多目标优化设计问题。

滑翔飞行器弹道优化问题是一个带有复杂约束的最优控制问题, 本文综合考虑计算效率和精度, 提出一种结合进化算法和配点法的混合、分层多目标优化策略。为了获得具有较高精度的全局最优解, 将多目标弹道优化问题的求解分为两步: ①使用较少节点对弹道优化问题进行离散化处理, 采用 MOEA/D 进行多目标优化计算, 获得 Pareto 前沿和全局最优解集; ②以多目标最优解作为基于二代小波节点自适应配点法^[9]的初始解进行精细优化, 获得较高精度的弹道。特别是, 在 MOEA/D 和自适应配点法中采用了椭球聚合方法^[10]将多个目标函数聚合为单个目标函数。

1 滑翔飞行器多目标弹道优化模型

1.1 再入动力学方程

以地心距 r 、经度 λ 和纬度 ϕ 描述飞行器位置, 以速度大小 V 、速度倾角 θ 和速度偏角 σ 描述飞行器速度, 建立的滑翔飞行器三自由度运动方程^[11]可表示为

$$\begin{cases} \dot{V} = -\frac{X}{m} - g\sin\theta + \omega_e^2 r \cos\phi (\sin\theta \cos\phi - \cos\theta \cos\sigma \sin\phi) \\ \dot{\theta} = \frac{Y \cos\nu}{mV} + \left(\frac{V}{r} - \frac{g}{V}\right) \cos\theta + 2\omega_e \cos\phi \sin\sigma + \frac{\omega_e^2 r \cos\phi}{V} (\cos\theta \cos\phi + \sin\theta \cos\sigma \sin\phi) \\ \dot{\sigma} = \frac{L \sin\nu}{mV \cos\theta} + \frac{V \cos\theta \sin\sigma \tan\phi}{r} + \omega_e^2 r \frac{\sin\sigma \sin\phi \cos\phi}{V \cos\theta} - 2\omega_e (\cos\phi \tan\theta \cos\sigma - \sin\phi) \\ \dot{\phi} = \frac{V \cos\theta \cos\sigma}{r} \\ \dot{\lambda} = \frac{V \cos\theta \sin\sigma}{r \cos\phi} \\ \dot{r} = V \sin\theta \end{cases} \quad (1)$$

其中: X 为阻力, Y 为升力, L 为侧向力, m 为飞行器质量, g 为引力加速度; 速度倾角 θ 为速度矢量与当地水平面的夹角, 速度偏角 σ 为速度矢量在当地水平面投影与正北方向的夹角; ω_e 为地球自转角速度, ν 为侧倾角。由于滑翔飞行器为面对称升力体, 通常采用倾斜转弯 (Bank To Turn, BTT) 技术, 在上述运动方程中假设侧滑角为零。

1.2 约束条件分析

滑翔飞行器多目标弹道设计约束条件^[12]包括: 热流、动压、过载、平衡滑翔、禁飞区、航路点等过程约束; 弹道末端需满足的终端状态约束; 对攻角、侧倾角的控制量约束。

1) 气动热、过载和动压约束: 为了保证飞行器结构安全, 对沿弹道飞行的热流密度、动压、过载等进行限制。

驻点热流密度约束为

$$\dot{Q} = k_s \rho^n V^m < \dot{Q}_{\max} \quad (2)$$

其中: \dot{Q} 表示热流, 单位为 kW/m^2 ; k_s 为取决于飞行器头部形状的热流传递系数; ρ 为大气密度; m 、 n 为常数, 对于高超声速再入问题, 可取 $m=3$ 或 $m=3.15$, $n=0.5$ 。

过载约束为

$$n_y = \frac{Y \cos\alpha + X \sin\alpha}{mg_0} < n_{y\max} \quad (3)$$

式中, α 为攻角。

动压约束为

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 < q_{\max} \quad (4)$$

2) 拟平衡滑翔约束: 为保证弹道平稳, 沿弹道飞行器可获得的最大升力须能够平衡其他力, 即

$$Y_{\max} > mg - m \frac{V^2}{r} \quad (5)$$

3) 禁飞区约束: 禁飞区指飞行需要规避的区域, 包括躲避雷达探测等。为便于计算, 假设禁飞区为无限高圆柱, 弹道点与禁飞区中心在地面投影的最短距离满足如下约束

$$\left| R_0 \cdot \arccos[\sin\phi \sin\phi_{\text{nflz}} + \cos\phi \cos\phi_{\text{nflz}} \cos(\lambda - \lambda_{\text{nflz}})] \right| > R_{\text{nflz}} \quad (6)$$

其中, λ_{nflz} 和 ϕ_{nflz} 分别表示禁飞区中心经纬度, R_{nflz} 表示禁飞区半径。

4) 控制量约束: 由于受执行机构能力限制, 攻角、侧倾角等物理量的幅值存在约束边界

$$\begin{cases} \alpha \in [\alpha_{\min}, \alpha_{\max}] \\ \nu \in [\nu_{\min}, \nu_{\max}] \end{cases} \quad (7)$$

5) 终端约束: 本文主要开展最大射程优化, 不约束滑翔段终点的位置和速度。

1.3 性能指标

按照飞行任务的不同, 可选择不同的性能指标。常用的优化目标有终端射程最大、飞行时间最短、总加热量最小等。如取终端射程最大为优化指标, 则

$$J = \min[-L(t_f)] \quad (8)$$

当选择总加热量最小作为性能指标时, 则

$$J = \min \int_{t_0}^{t_f} \dot{Q} dt \quad (9)$$

2 多目标优化问题的混合求解策略

多目标弹道优化问题的核心是获得一组较为精确的 Pareto 全局最优解集。为此, 本文提出结合分解多目标进化算法和配点法的混合求解策略。为了保证两种多目标优化方法求解问题的一致性, 均采用椭球聚合公式^[10]将多目标优化问题转化为单目标优化问题。

2.1 混合求解策略

混合求解策略优化流程如图 1 所示。具体计算过程如下:

- 1) 定义多目标弹道优化问题: 定义状态方程, 确定控制量、优化目标和约束条件。
- 2) 弹道优化问题的离散: 分别采用打靶法(仅离散控制量)和配点法(同时离散控制量和状态量)将弹道优化问题转化为多目标优化问题。
- 3) 全局多目标最优解集的构造: 采用 MOEA/D 对控制量离散方法得到的多目标优化问题进行优化计算。设置合理的优化参数, 如种群规模和迭代步数, 获得全局多目标最优解。
- 4) 最优解集的精细优化: 采用非线性规划算

法对配点法得到的优化问题进行求解, 以 MOEA/D 得到的控制量和状态量作为初始解进行优化迭代, 采用自适应配点法进行网格自适应加密以提高求解精度。

需要说明的是: ①为了求得全局最优解, 首先采用进化算法求解, 考虑计算效率问题, 采用打靶法仅离散控制量, 以降低设计变量的个数; ②为了获得较精细的弹道, 利用配点法和椭球聚合公式将多目标弹道优化问题转化为单目标的非线性规划问题, 利用非线性规划算法进行求解, 并进行节点自适应加密。

2.2 椭球聚合公式

在上述混合求解策略中, 利用非线性规划求解多目标问题时, 需要用聚合公式将多目标优化问题转化为一组单目标优化问题。为了保持目标函数的连续性, 本文采用椭球聚合公式^[10]。该方法使用具有特定方向和较大偏心率的椭球(椭圆)与可达目标区域 Ω 的最优边界相切, 并寻找边界上的切点, 从而在一定条件下给出 PF 的近似。

对于极小化问题而言, 在大多数情况下, PF 是可达目标区域左下边界 $\partial\Omega$ 的一部分。椭球聚合公式使用 N 个椭球(椭圆)与上述边界 $\partial\Omega$ 相切。通过位于边界 $\partial\Omega$ 上的切点给出 PF 的近似。该方法要求椭球具有一个较大的长轴和若干个较小的短轴。椭球的中心一般位于可达目标区域的左下侧, 通过控制椭球长轴的方向来获得不同的边界点, 如图 2 所示。在一般情况下, 当长轴方向均匀分布时, 椭球聚合公式可以产生近似均匀分布的 PF。具体的做法是: 将长轴方向与一组均匀分布的权重矢量相关联。

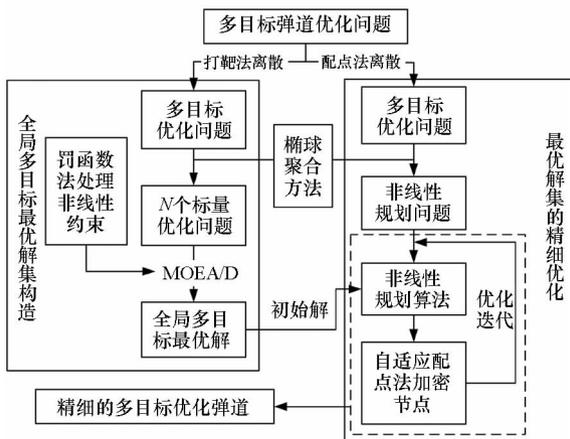


图 1 混合求解策略流程图

Fig. 1 Flow chart of hybrid optimization strategy

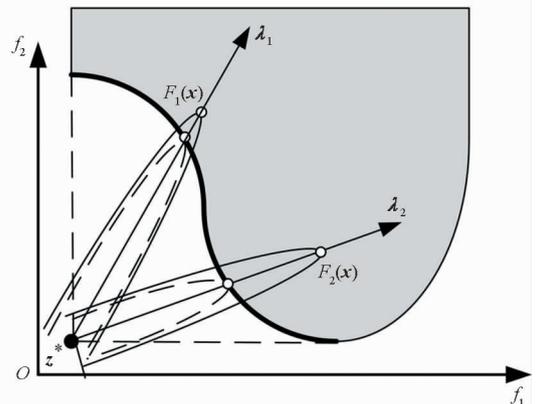


图 2 旋转椭球方法

Fig. 2 Rotated ellipsoid method

根据上述思想, 将多目标优化问题处理为 N 个单目标优化问题。令 λ 表示权重矢量, $R(\lambda)$

表示将第一个目标函数 F_1 的坐标轴旋转到权重矢量 $\boldsymbol{\lambda}$ 方向的坐标变换矩阵。椭球与边界 $\partial\Omega$ 的切点是式(10)所示单目标优化问题的全局最优解。

$$\min g^{\text{RE}}(\boldsymbol{x} | a, \mathbf{R}(\boldsymbol{\lambda}), \boldsymbol{z}^*) = \frac{\tilde{F}_1^2}{a^2} + \sum_{i=2}^m \tilde{F}_i^2 \quad (10)$$

s. t. $\boldsymbol{x} \in \Omega$

其中,

$$\tilde{\boldsymbol{F}} = \mathbf{R}(\boldsymbol{\lambda})(\boldsymbol{F} - \boldsymbol{z}^*) \quad (11)$$

$\boldsymbol{z}^* = (z_1^*, \dots, z_m^*)^T$ 是椭球的中心, a 是半长轴与半短轴之比。

2.3 分解多目标进化算法

分解多目标进化算法 MOEA/D 由 Zhang 和 Li 于 2007 年提出^[13], 该算法将多目标优化问题转化为多个单目标优化子问题, 对子问题采用进化算法以合作的方式同时进行优化。因此, 其具有进化机制简单、收敛速度快、PF 近似均匀等优点。

以椭球聚合公式为例, 将原始多目标优化问题分解成 N 个标量优化问题。令 $\boldsymbol{\lambda}^1, \dots, \boldsymbol{\lambda}^N$ 为均匀分布的一组权重矢量, \boldsymbol{z}^* 为参考点, 则第 j 个子问题的目标函数为

$$g^{\text{RE}}(\boldsymbol{x} | a, \mathbf{R}(\boldsymbol{\lambda}), \boldsymbol{z}^*) = \frac{\tilde{F}_1^2}{a^2} + \sum_{i=2}^m \tilde{F}_i^2 \quad (12)$$

因为 g^{RE} 关于 $\boldsymbol{\lambda}$ 连续, 所以当权重矢量 $\boldsymbol{\lambda}^i$ 和 $\boldsymbol{\lambda}^j$ 相互接近时, 子问题 $g^{\text{RE}}(\boldsymbol{x} | a, \mathbf{R}(\boldsymbol{\lambda}^i), \boldsymbol{z}^*)$ 的优化解应该接近 $g^{\text{RE}}(\boldsymbol{x} | a, \mathbf{R}(\boldsymbol{\lambda}^j), \boldsymbol{z}^*)$ 的优化解。因此与权重矢量 $\boldsymbol{\lambda}^i$ 相邻的关于 g^{RE} 的信息能够对子问题 $g^{\text{RE}}(\boldsymbol{x} | a, \mathbf{R}(\boldsymbol{\lambda}^i), \boldsymbol{z}^*)$ 的优化起到辅助作用。MOEA/D 包括初始化、更新和停止三个过程, 具体步骤见文献[13]。

在 MOEA/D 中, 通常采用欧式距离测量两个权重矢量之间的邻近性, 并用于确定矢量 $\boldsymbol{\lambda}^i$ 的邻居。获得较为精确的参考点 \boldsymbol{z}^* 通常要求解多个单目标优化问题, 比较耗时, 因此该算法首先进行初始化, 然后在迭代过程中进行更新。这样可以使得理想点的更新随着迭代优化而进行, 节省了计算时间。

2.4 自适应配点法

针对轨迹优化问题中精度和效率之间的矛盾, 丰志伟等曾提出基于二代小波的节点自适应加密方法^[9]。该方法采用 Runge-Kutta 方法将原轨迹优化问题转化为非线性规划问题, 并采用非线性规划算法求解; 根据控制或状态函数的小波

系数幅值确定自适应加密的节点, 并进行序列优化。

基于二代小波的节点自适应算法输入参数包括: 初始分辨率水平 J_0 (控制初始节点个数); 最大分辨率水平 J_{\max} (控制背景节点个数, 即最小节点间隔); 小波系数幅值的阈值 ε 。终止条件: 前后两次节点位置相同或达到预定的迭代次数。计算流程如下:

1) 根据初始分辨率 J_0 生成均匀节点 G^{J_0} (或 $\{\tau_i\}$) 以及该均匀节点上的状态函数 \boldsymbol{x} 和控制函数 \boldsymbol{u} 的初始猜测;

2) 利用非线性规划算法优化由原轨迹优化问题转化得到的非线性规划问题, 得到状态函数 \boldsymbol{x} 和最优控制函数 \boldsymbol{u} ;

3) 根据节点自适应算法确定下一步优化的自适应节点, 若存在多个控制函数, 则将这些控制函数分别得到的自适应节点进行合并;

4) 利用前一次优化计算的解 \boldsymbol{x} 和 \boldsymbol{u} , 利用小波插值计算新的自适应节点上的初始猜测, 并进行循环迭代, 直到满足终止条件。

需要说明的是, 小波系数幅值的阈值通常可取为 $\varepsilon = \gamma(u_{\max} - u_{\min})$ 。对于间断函数, γ 可取 0.005 ~ 0.01; 对于连续函数, γ 可取 0.001 ~ 0.005。

3 仿真分析

3.1 仿真条件和参数

以通用航空飞行器^[14] (Common Aero Vehicle, CAV) 气动性能为例进行多目标弹道优化, 通过拟合可得到 CAV-H 模型的气动系数

$$\begin{cases} C_L = (0.0509 - 0.0006Ma)\alpha \\ C_D = (0.1345 - 0.0121Ma + 3.7155 \times 10^{-4}Ma^2) + \\ (0.0011 - 5.6815 \times 10^{-5}Ma + 1.6309 \times \\ 10^{-6}Ma^2)\alpha^2 \end{cases} \quad (13)$$

优化指标包括射程最大和总加热量最小。考虑的约束条件包括驻点热流密度、动压、过载以及禁飞区约束, 仿真参数设置如表 1 所示。

利用本文提出的混合优化算法, 将攻角和侧倾角离散为 15 个点, 加上终端时间共 31 个设计变量。

在 MOEA/D 优化过程中采用旋转椭球聚合公式, 种群规模 (子问题个数) 为 300, 迭代步数为 1000, 邻居规模为 20。采用 300 个均匀分布的权重矢量, 每个权重矢量的分量为正值, 和为 1。节

表 1 弹道优化约束条件

Tab. 1 Constrained condition of trajectory optimization

约束条件	约束大小
过程约束	$q_{\max} = 65 \text{ kPa}, \dot{Q}_{\text{ymax}} = 20\,000 \text{ kW/m}^2, n_{\text{ymax}} = 3g$ 控制量: $\alpha \in [0, 20^\circ], \nu \in [-85^\circ, 85^\circ]$ 禁飞区(圆柱形): 中心点坐标 $\lambda_1 = 50^\circ$, $\phi_1 = 2^\circ$; 半径 500 km
端点约束	起始点: $V_0 = 6500 \text{ m/s}, \theta_0 = 0^\circ, \sigma_0 = 90^\circ$, $\phi_0 = \lambda_0 = 0^\circ, h_0 = 80 \text{ km}$ 终端点: $V_f = 1500 \text{ m/s}, \theta_f \in [-2^\circ, 2^\circ], \sigma_f \in$ $[80^\circ, 100^\circ], \lambda_f \in [-2^\circ, 2^\circ], h_f \geq 25 \text{ km}$

点自适应算法中,为了节省时间,将优化子问题数目取为 21,小波系数幅值的阈值取 $\varepsilon_i = 0.001 \cdot (u_{i\max} - u_{i\min})$ 。针对每个子问题,取 MOEA/D 优化结果中相应权重系数对应的子问题的解(控制量和飞行时间)进行积分得到状态变量,并作为配点法中的初始解。采用序列二次规划算法 SNOPT^[15] 求解非线性规划问题。

3.2 弹道约束条件处理

由于 MOEA/D 无法直接处理多目标弹道优化问题中存在的复杂非线性约束,需要对约束进行处理。对于不等式约束,在聚合目标 $g^e(\mathbf{x}|\boldsymbol{\lambda})$ 中引入惩罚项,MOEA/D 算法更新新解时不仅考虑了解的聚合目标,而且还融合了约束违约程度。采用罚函数的 MOEA/D 在求解控制-结构一体化设计中得到了成功应用^[16]。

假设第 i 个约束 $g_i(\mathbf{x}) \leq 0, i = 1, \dots, n_c$ 的违约度^[17] 定义为

$$W_i(\mathbf{x}) = \max[0, g_i(\mathbf{x})], i = 1, \dots, n_c \quad (14)$$

如果 $W_i(\mathbf{x}) = 0$, 则 \mathbf{x} 可行, 否则不可行。将目标函数修改为

$$\begin{aligned} F'(\mathbf{x}) &= [f_1(\mathbf{x}) + aW, \dots, f_m(\mathbf{x}) + aW]^T \\ &= [f'_1(\mathbf{x}), \dots, f'_m(\mathbf{x})]^T \end{aligned} \quad (15)$$

其中

$$W = \max[W_1, \dots, W_{n_c}] \quad (16)$$

n_c 是约束的个数, 参数 $a > 0$ 。

3.3 优化结果分析

利用进化算法得到的近似 PF 如图 3 所示, 从图中可以看出, 最大射程解在图中以“ ∇ ”标示, 此时射程为 13 799 km, 总加热量为 18 173 MJ/m²; 最小总加热量解以“ Δ ”标示, 此时总加热量为 10 745 MJ/m², 射程为 10 930 km。两个目标具有明显的冲突性, 即射程最大时, 总加热量也最大, 反

之亦然。为了进一步对比分析, 图 4 给出了三条多目标优化典型弹道(两条单目标最优弹道; 一条典型折中解, 图 3 中以“ \square ”标示)对应的控制量以及主要弹道参数。从图 4 曲线可以看出, 最大射程弹道的攻角为最大升阻比攻角; 最小总加热量弹道攻角较大, 且高度在纵平面大幅跳跃。

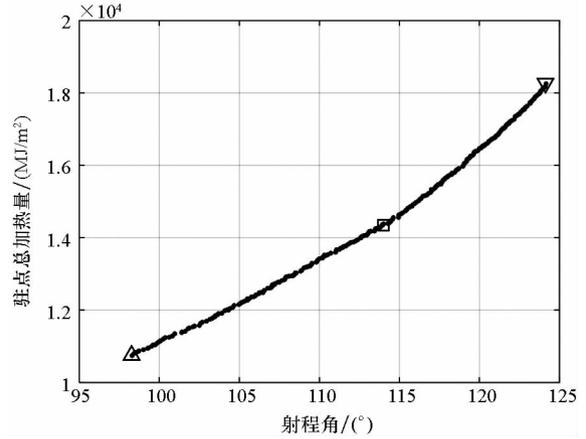
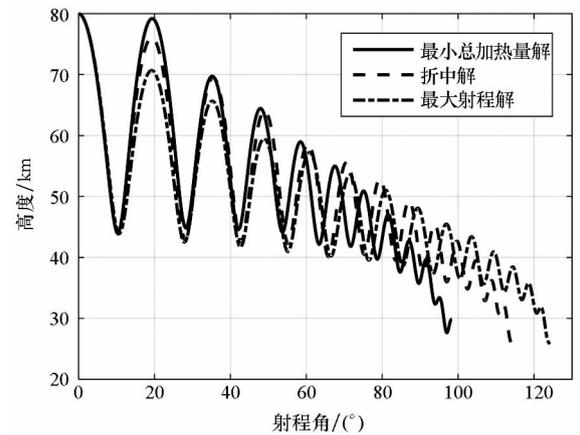


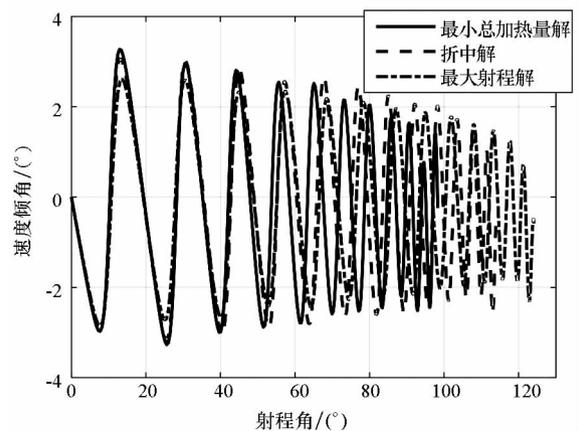
图 3 最大射程-最小总加热量两目标 PF

Fig. 3 PF for maximizing down range and minimizing total heating



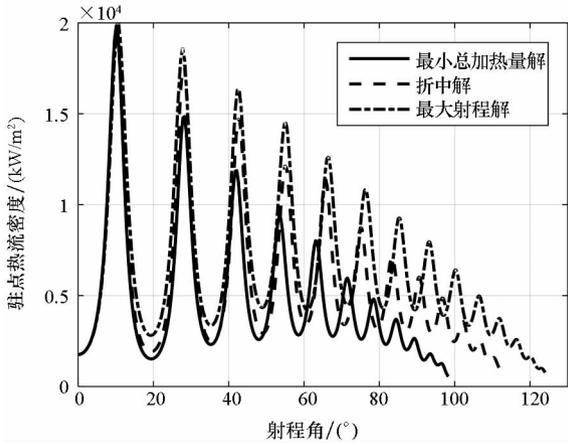
(a) 高度

(a) Height



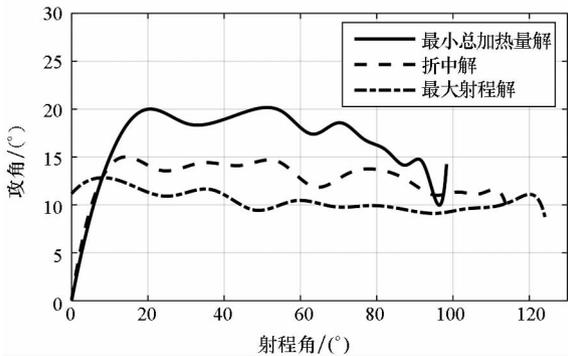
(b) 速度倾角

(b) Velocity dip angle



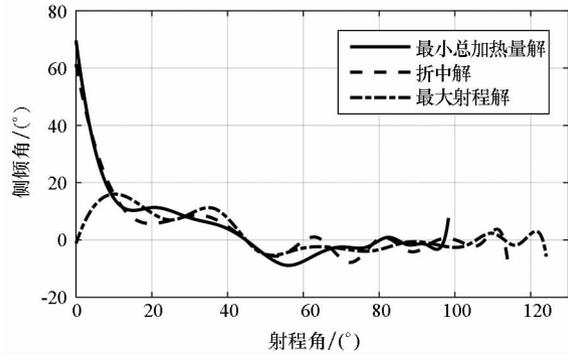
(c) 驻点热流密度

(c) Heating rate of stagnation point



(d) 攻角

(d) Attack angle



(e) 侧倾角

(e) Bank angle

图 4 多目标优化弹道典型解 (MOEA/D)

Fig. 4 Typical solutions of multiobjective trajectory optimization (MOEA/D)

采用自适应配点法优化得到的近似 PF 如图 5 所示,与进化算法 MOEA/D 优化得到的近似 PF 相比,近似 PF 得到较好的改善。在最大射程解附近,MOEA/D 较接近配点法获得的解,而在最小总加热量解附近其偏差较大。由此说明采用 15 个点近似攻角和侧倾角来优化最大射程是足够的,但是为了优化最小总加热量弹道,需要增加设计变量的个数。

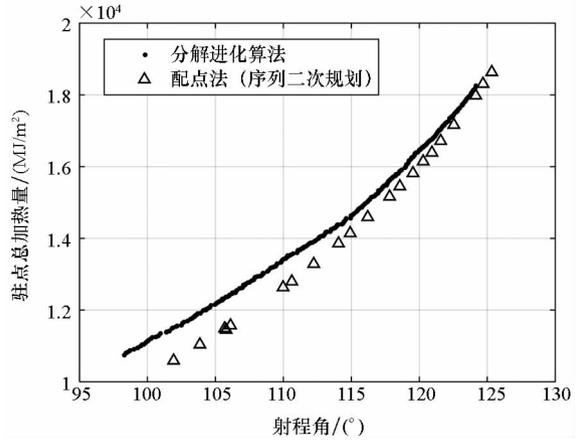
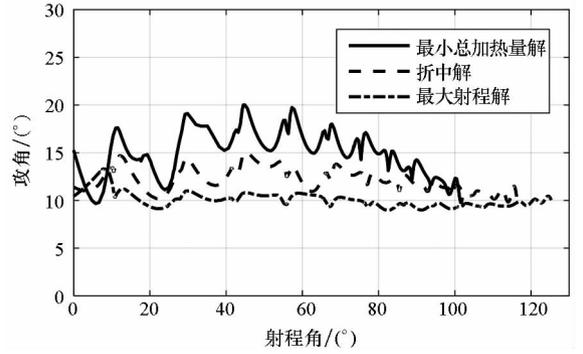


图 5 两种方法的 PF 对比

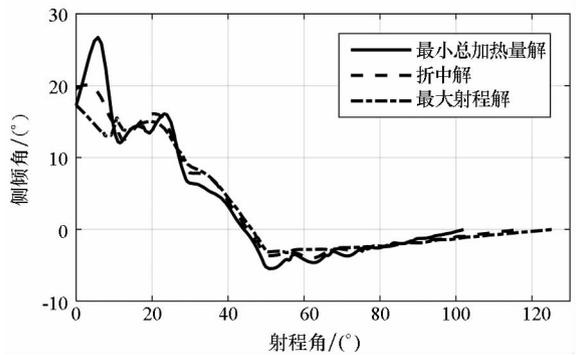
Fig. 5 PF comparison of two methods

自适应配点法优化得到的攻角和侧倾角曲线如图 6 所示。整体规律与进化算法得到的解一致,但是最小总加热量解攻角曲线更复杂。



(a) 攻角

(a) Attack angle



(b) 侧倾角

(b) Bank angle

图 6 多目标优化弹道典型解 (自适应配点法)

Fig. 6 Typical solutions of multiobjective trajectory optimization (adaptive collocation method)

4 结论

针对滑翔飞行器多目标弹道优化设计问题,综合考虑计算效率和精度,结合分解多目标进化算法和自适应配点法提出一种分层、混合优化方

法。以美国 CAV-H 为例进行仿真分析,计算结果验证了所提混合优化方法的有效性,不论是 MOEA/D 还是配点法,均能够得到较均匀分布的 Pareto 前沿。

参考文献 (References)

- [1] 叶友达. 近空间高速飞行器气动特性研究与布局设计优化 [J]. 力学进展, 2009, 39(6): 683-694.
YE Youda. Study on aerodynamic characteristics and design optimization for high speed near space vehicles [J]. Advances in Mechanics, 2009, 39(6): 683-694. (in Chinese)
- [2] 谢愈, 潘亮, 谷学强, 等. 高超声速飞行器多目标复杂约束滑翔弹道优化 [J]. 国防科技大学学报, 2017, 39(2): 9-17.
XIE Yu, PAN Liang, GU Xueqiang, et al. Gliding trajectory optimization with multiple objectives and complicated constraints for hypersonic vehicles [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2017, 39(2): 9-17. (in Chinese)
- [3] Messac A. Physical programming: effective optimization for computational design [J]. AIAA Journal, 1996, 34(1): 149-158.
- [4] 雍恩米, 陈磊, 唐国金. 基于物理规划的高超声速飞行器滑翔式再入轨迹优化 [J]. 航空学报, 2008, 29(5): 1091-1097.
YONG Enmi, CHEN Lei, TANG Guojin. Trajectory optimization of hypersonic gliding reentry vehicle based on the physical programming [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(5): 1091-1097. (in Chinese)
- [5] 范培蕾. 多目标优化方法及其在高超声速试飞器系统中的应用研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2009.
FAN Peilei. Research on multi-objective optimization methods and their application to hypersonic test vehicle [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009. (in Chinese)
- [6] 陈刚, 胡莹, 徐敏, 等. 基于 NSGA-II 算法的 RLV 多目标再入轨迹优化设计 [J]. 西北工业大学学报, 2006, 24(2): 133-137.
CHEN Gang, HU Ying, XU Min, et al. Implementing a multi-objective optimization of RLV reentry trajectory [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006, 24(2): 133-137. (in Chinese)
- [7] 王明光, 袁建平, 罗建军. RLV 再入轨迹机载快速优化 [J]. 宇航学报, 2005, 26(3): 253-256.
WANG Mingguang, YUAN Jianping, LUO Jianjun. Onboard optimization of reentry trajectory for RLV [J]. Journal of Astronautics, 2005, 26(3): 253-256. (in Chinese)
- [8] 丰志伟, 张青斌, 高兴龙, 等. 火星探测器气动外形/弹道一体化多目标优化 [J]. 航空学报, 2014, 35(9): 2461-2471.
FENG Zhiwei, ZHANG Qingbin, GAO Xinglong, et al. Aerodynamic shape and trajectory integrated multiobjective optimization for Mars explorer [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(9): 2461-2471. (in Chinese)
- [9] 丰志伟, 张青斌, 唐乾刚, 等. 基于二代小波的轨迹优化节点自适应加密 [J]. 航空动力学报, 2013, 28(7): 1659-1665.
FENG Zhiwei, ZHANG Qingbin, TANG Qiangang, et al. Node adaptive refinement for trajectory optimization based on second-generation wavelets [D]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(7): 1659-1665. (in Chinese)
- [10] 丰志伟. 多目标进化算法研究及在飞行器动力学系统中的应用 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2014.
FENG Zhiwei. Research on multiobjective evolutionary algorithm and its application in the flight vehicle dynamics system [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2014. (in Chinese)
- [11] 赵汉元. 飞行器再入动力学和制导 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997.
ZHAO Hanyuan. Reentry dynamics and guidance of flight vehicle [M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 1997. (in Chinese)
- [12] 刘欣. 助推-滑翔式飞行器弹道设计与制导技术研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2012.
LIU Xin. Research on trajectory design and guidance approach for boost-glide vehicle [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2012. (in Chinese)
- [13] Zhang Q F, Li H. MOEA/D: a multiobjective evolutionary algorithm based on decomposition [J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2007, 11(6): 712-731.
- [14] Phillips T H. A common aero vehicle (CAV) model, description, and employment guide [R]. Schafer Corporation for AFRL and AFSPC, 2003.
- [15] Gill P E, Murray W, Saunders M A. SNOPT: an SQP algorithm for large-scale constrained optimization [J]. SIAM Journal on Optimization, 2002, 12(4): 979-1006.
- [16] Feng Z W, Zhang Q B, Tang Q G, et al. Control-structure integrated multiobjective design for flexible spacecraft using MOEA/D [J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2014, 50(2): 347-362.
- [17] Deb K. Multi-objective optimization using evolutionary algorithms [M]. New York: John Wiley & Sons, 2001.