高超声速飞行器多段弹道协作优化

周 浩 陈万春 殷兴良

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191) (中国航天科工集团公司, 北京 100830)

摘 要: 利用协作优化方法求解了高超声速飞行器多段弹道整体性能最优问题. 将高超声速飞行器在垂直平面的弹道分成多段,对引入段、滑行段、下降段进行了优化设计,期望引入段终端时刻速度最大、滑行段距离最远、下降段时间最短. 把3段弹道当成3个学科,以攻角和各段的初始状态作为输入,以末端状态作为输出. 开发了并行协作优化设计软件 coplatform,并求解多段弹道的整体最优解. 其计算结果与 all in one 方法和全局敏度 GSE (Global Sensitivity Equations)方法求得的结果一致,也验证了协作优化方法的有效性.

关 键 词: 高超声速飞行器; 弹道; 优化

中图分类号: V 412.1

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2008)09-1092-04

Multi-phase trajectory collaborative optimization for a hypersonic vehicle

Zhou Hao Chen Wanchun

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Yin Xingliang

(China Aerospace Science and Industry Corporation, Beijing 100830, China)

Abstract: A approach was proposed to solve multi-phase trajectory optimization problem. The approach allowed the trajectory for hypersonic vehicle in vertical plane dividing into several phase, then obtained the multi-phase trajectory optimal value by collaborative optimization method. Only the transitional phase, gliding phase and descending phase were investigated. The expectation was that the terminal velocity maximum in transitional phase, the range maximum in gliding phase and the flight time minimum in descending phase. The three phase was regarded as three discipline, and the attack angle and initial condition were as input and terminal condition as output for every discipline. The collaborative optimization software coplatform was developed to solve the multi-phase trajectory problem. The result is identical with the one obtained by all in one method or globle sensitivity equation (GSE) method. It also shows the collaborative optimization method is effective to solve the multi-phase trajectory problem.

Key words: hypersonic vehicle; trajectory; optimization

高超声速飞行器具有飞行时间长、航程大的特点. 文献[1-2]分别用间接方法对高超声速飞行器的助推-滑翔弹道和跳跃式再入弹道进行了优化设计;文献[3-4]用最优控制理论分别求解了高超声速飞行器滑行段、引入段的最优弹道,文献[5]采用多重打靶法和直接配点法求解了多级入轨航天器的多段弹道优化设计问题.

把高超声速飞行器在垂直平面的飞行弹道分为上升段、引入段、滑行段、下降段. 本文只对引入段、滑行段、下降段这3段弹道进行研究. 旨在研究多段弹道协调优化设计方法. 将引入段、滑行段、下降段的弹道设计看成是3个不同的学科,3段之间的耦合条件就是各段之间的连接条件,借用多学科设计优化方法来解决多段弹道设计中各段的协调优化设计问题,以求得系统的整体最优解,即多段的整体最优弹道. 本文用协作优化的方

收稿日期: 2007-09-14

作者简介: 周 浩 (1976-),男,湖南宁乡人,讲师, zhouhao@buaa.edu.cn.

法[6]求解了多段弹道优化设计问题.

1　多段弹道优化的描述

1.1　数学模型

引入段是上升段结束到滑行段开始之间的弹道.引入段的数学描述如下:给定初始的高度 h_{t0}、马赫数 M_{t0}、弹道倾角 γ_{t0},末端高度 h_{tf}、弹道倾角 γ_{tf};寻找一个攻角规律使得末端速度 M_{tf}最大.同时保证热流过载约束:$\dot{Q}<\dot{Q}_{max}$, $n<n_{max}$.

滑行段定义为飞行器在关闭发动机的情况下以一定的马赫数以零弹道倾角开始的一种飞行.滑行段数学描述如下:给定初始的高度 h_{g0}、马赫数 M_{g0}、弹道倾角 γ_{g0},末端高度 h_{gf}、弹道倾角 γ_{gf}、马赫数 M_{gf};寻找一个攻角规律使得滑行航程 r_{gf}最大.同时保证热流过载约束:$\dot{Q}<\dot{Q}_{max}$, $n<n_{max}$.

下降段数学描述如下:给定初始的高度 h_{d0},初始的马赫数 M_{d0},初始弹道倾角 γ_{d0},末端高度 h_{df},末端弹道倾角 γ_{df};寻找一个攻角规律使得飞行时间 t_{df}最短.并保证热流过载约束:$\dot{Q}<\dot{Q}_{max}$, $n<n_{max}$.由于这 3段飞行都属于无动力飞行,没有质量变化,所以不考虑发动机模型.数学模型包括密度模型、动力学模型和空气动力模型.这 3段统一的数学模型见文献[3-4].

1.2　各段弹道优化问题的描述

因为引入段的目标是使终端速度最大,滑行段的目标是航程最大,下降段的目标是时间最短.其中 3段权衡以航程最大作为最主要的优化目标.引入段的攻角控制规律形式近似为三段常值攻角的形式,优化这 3段的常值攻角 a_1, a_2, a_3,时间 t_{a_1}, t_{a_2}和初始高度 h_{t0}、初始马赫数 M_{t0},使包含引入段末端速度的综合性能指标函数最优.滑行段的攻角控制规律形式近似为 5段常值攻角的形式,优化这 5段的常值攻角 b_1, b_2, b_3, b_4, b_5,时间 t_{b_1}, t_{b_2}, t_{b_3}, t_{b_4}和初始高度 h_{g0},初始马赫数 M_{g0}、弹道终止高度 h_{d0},使包含滑行段航程的综合性能指标函数最优.下降段的攻角控制规律形式近似为一段常值攻角和一斜线的攻角控制规律,优化描述攻角大小的变量 c_1, c_2,时间 t_{c_1}, t_{c_2}和初始高度 h_{d0},初始马赫数 M_{d0},使包含下降段飞行时间的综合性能指标最优.同时各段都要考虑热流、过载的约束,下压段还需考虑终端弹道倾角、落点高度和速度的约束.各段之间的连接条件为:$h_{g0}=h_{tf}$; $M_{g0}=M_{tf}$; $\gamma_{g0}=\gamma_{tf}$; $h_{d0}=h_{gf}$; $M_{d0}=M_{gf}$; $\gamma_{d0}=\gamma_{gf}$.

1.3　多段弹道的设计结构矩阵表示法

引入段、滑行段和下降段之间的关系用设计结构矩阵描述如图 1所示. 3段是顺序耦合的,引入段的终端边值条件就是滑行段的初始输入条件,滑行段的终端边值条件就是下降段的初始输入条件.反馈是约束满足或不满足.

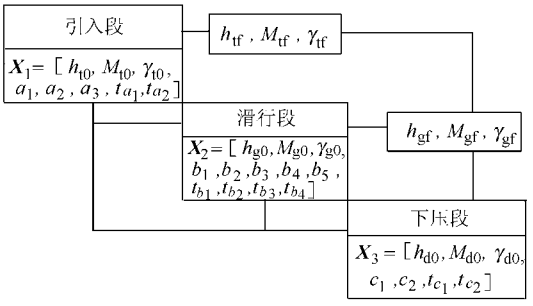


图 1　3段弹道之间的设计结构矩阵

1.4　优化的综合性能指标

因为要进行多段优化计算,需要一个考虑各段优化目标的一个综合的目标函数,用加权系数来描述如下:

$$J=-k_1\times\frac{M_{tf}}{\bar{M}_{tf}}-k_2\times\frac{r_{gf}}{\bar{r}_{gf}}+k_3\times\frac{t_{df}}{\bar{t}_{df}} \tag{1}$$

式中,M_{tf}, $\bar{r}_{gf}$, $\bar{t}_{df}$为常数,与 M_{tf}, r_{gf}, t_{df}大小相当; k_1, k_2, k_3为正常数,其大小反映各目标之间的权重,权重较大的为主要的优化目标,因为航程为主要的优化目标,故 k_2较大.

2　用协作优化方法解多段弹道设计

用协作优化方法求解多段弹道优化设计问题,对整段弹道进行解耦,这样可将大规模的非线性规划问题转化成多个规模较小的数学规划问题.同时各子系统的优化问题可同时进行,实现并行优化计算.具体框图如图 2所示.

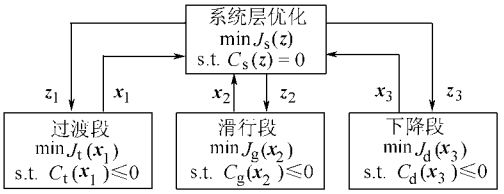


图 2　多段协作优化示意图

过渡段优化的目标函数 J_t为

$$J_t=\left(\frac{h_{t0}-h_{t0z}}{\bar{h}_{t0}}\right)^2+\left(\frac{M_{t0}-M_{t0z}}{\bar{M}_{t0}}\right)^2+\left(\frac{h_{tf}-h_{g0z}}{\bar{h}_{tf}}\right)^2+\left(\frac{M_{tf}-M_{g0z}}{\bar{M}_{tf}}\right)^2 \tag{2}$$

式中, $x_1=[\alpha_{t1}, \alpha_{t2}, \alpha_{t3}, t_{a_1}, t_{a_2}, h_{t0}, M_{t0}]$; $z_1=[\alpha_{t1z}, \alpha_{t2z}, \alpha_{t3z}, t_{a_1z}, t_{a_2z}, h_{t0z}, M_{t0z}, h_{g0z}, M_{g0z}]$; $\bar{h}_{t0}$, $\bar{M}_{t0}$, $\bar{h}_{tf}$,

$\bar{M}_{tf}$为与 $h_{t0}, M_{t0}, h_{tf}, M_{tf}$数量相当的常值. 过渡段的输入为 x_1,输出为 $y_1 = [h_{tf}, M_{tf}, \dot{Q}_{1max}]$. 过渡段的优化变量为 x_1.

过渡段的约束为最大热流不超过 $\dot{\bar{Q}}_{1max}$,即 $C_t \leq 0$,其中 C_t为

$$C_t(x_1) = \dot{Q}_{1max}(x_1) - \dot{\bar{Q}}_{1max} \tag{3}$$

滑行段优化的目标函数 J_g为

$$J_g = \left(\frac{h_{g0} - h_{g0z}}{\bar{h}_{g0}}\right) + \left(\frac{M_{g0} - M_{g0z}}{\bar{M}_{g0}}\right) + \left(\frac{h_{d0} - h_{d0z}}{\bar{h}_{d0}}\right) + \left(\frac{M_{gf} - M_{d0z}}{\bar{M}_{gf}}\right) + \left(\frac{\gamma_{gf} - \gamma_{d0z}}{\bar{\gamma}_{gf}}\right) \tag{4}$$

式中, $x_2 = [\alpha_{g1}, \alpha_{g2}, \alpha_{g3}, \alpha_{g4}, \alpha_{g5}, t_{b_1}, t_{b_2}, t_{b_3}, t_{b_4}, h_{g0}, M_{g0}, h_{d0}]$; $z_2 = [\alpha_{g1z}, \alpha_{g2z}, \alpha_{g3z}, \alpha_{g4z}, \alpha_{g5z}, t_{b_1z}, t_{b_2z}, t_{b_3z}, t_{b_4z}, h_{g0z}, M_{g0z}, h_{d0z}, M_{d0z}, \gamma_{d0z}]$; $\bar{h}_{g0}, \bar{M}_{g0}, \bar{h}_{d0}, \bar{M}_{gf}, \bar{\gamma}_{gf}$为与 $h_{g0}, M_{g0}, h_{d0}, M_{gf}, \gamma_{gf}$数量相当的常值. 滑行段的输入为 x_2,输出为 $y_2 = [h_{gf}, M_{gf}, \gamma_{gf}, \dot{Q}_{2max}]$. 滑行段的优化变量为 x_2.

滑行段的约束为最大热流不超过 $\dot{\bar{Q}}_{2max}$,即 $C_g \leq 0$,其中 C_g为

$$C_g(x_2) = \dot{Q}_{2max}(x_2) - \dot{\bar{Q}}_{2max} \tag{5}$$

下降段优化的目标函数 J_d为

$$J_d = \left(\frac{h_{d0} - h_{d0z}}{\bar{h}_{d0}}\right)^2 + \left(\frac{M_{d0} - M_{d0z}}{\bar{M}_{d0}}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{d0} - \gamma_{d0z}}{\bar{\gamma}_{d0}}\right)^2 \tag{6}$$

式中, $x_3 = [\alpha_{d1}, \alpha_{d2}, t_{c_1}, t_{c_2}, h_{d0}, M_{d0}, \gamma_{d0}]$; $z_3 = [\alpha_{d1z}, \alpha_{d2z}, t_{c_1z}, t_{c_2z}, h_{d0z}, M_{d0z}, \gamma_{d0z}]$; $\bar{h}_{d0}, \bar{M}_{d0}, \bar{\gamma}_{d0}$为与 $h_{d0}, M_{d0}, \gamma_{d0}$数量相当的常值.

下降段的约束为最大热流不超过 $\dot{\bar{Q}}_{3max}$,最大过载不超过 $\bar{n}_{3max}$, $C_d \leq 0$,其中 C_d为

$$C_d(x_3) = [\dot{Q}_{3max}(x_3) - \dot{\bar{Q}}_{3max}; n_{3max}(x_3) - \bar{n}_{3max}] \tag{7}$$

系统层的优化:

$$\begin{cases} \min\limits_{x} J \\ \text{s.t. } C_s(z) = 0 \end{cases} \tag{8}$$

优化的设计变量: $z = [z_1, z_2, z_3]$,其中 z_1, z_2, z_3均为向量,和 x_1, x_2, x_3相对应,每一个变量都有一个区间限制,在相应的范围内寻找最优值.

综合性能指标函数 J如式(1)所示;约束 $C_s(z)$为一致性约束,可以表示为

$$C_s(z) = J_t + J_g + J_d = 0 \tag{9}$$

以子系统优化得到的 x作为优化 z的初始变量,使得性能指标最优. 通过满足一致性约束(式(9)). 而在实际计算中考虑到等式约束不容易满足,本文用惩罚函数来表达新的性能指标函数 $\bar{J}$,如式(10)所示,使得 $\min\limits_{z} \bar{J}$, k_c为惩罚函数的系数,为一数值很大的正常数.

$$\bar{J} = J + k_c \times (J_t + J_g + J_d) \tag{10}$$

系统层优化和各段的优化计算均用 SQP算法进行优化计算,经过多次迭代当前后两次计算结果小于某一小量时迭代停止,这样就求得了多段综合最优弹道. 具体程序设计流程如图 3所示. 3段的优化计算可以实行并行优化计算.

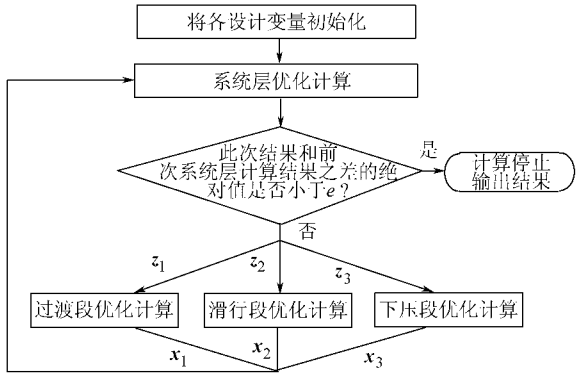


图 3 协作优化的流程

开发了基于 tcp ip协议的服务器/客户机构架的分布式协作优化软件 cop la tfo rm,实现了并行协作优化设计. 文中的各段的优化计算分别在不同的计算机上进行,这些计算机相当于计算服务器. 而进行系统层优化的计算机相当于一台客户机,可以根据需要调用计算服务器的计算资源.

3 数值计算结果及分析

优化变量: $h_{t0}, M_{t0}, a_1, a_2, a_3, t_{a_1}, t_{a_2}, h_{g0}, M_{g0}, h_{d0}, b_1, b_2, b_3, b_4, b_5, t_{b_1}, t_{b_2}, t_{b_3}, t_{b_4}, h_{d0}, M_{d0}, c_1, c_2, t_{c_1}, t_{c_2}$. 各优化变量都在其相应的范围内进行寻优.

初始及边界条件:过渡段初始弹道倾角为 0,弹道积分的终止条件是弹道倾角再次为 0;滑行段的初始弹道倾角为 0,弹道积分的终止条件是高度为 h_{d0}.

约束条件:过渡段、滑行段、下降段的热流密度均小于 600W/cm^2,法向过载均小于 15;下降段结束时刻弹道倾角小于 γ_{fc}.

连接条件:过渡段终端时刻的马赫数、高度、弹道倾角与滑行段的初始马赫数、高度、弹道倾角

一致.滑行段终端时刻的马赫数、高度、弹道倾角与下降段的初始马赫数、高度、弹道倾角一致.优化的综合性能指标如式(1)所示,其中 $k_1 = 0.1$, $k_2 = 1$, $k_3 = 0.1$.

用协作优化方法求最优弹道,求得的最优性能指标为 -1.3513,各过程约束和终端约束均满足要求.其归一化的弹道曲线、攻角随时间变化的曲线如图 4、图 5所示.

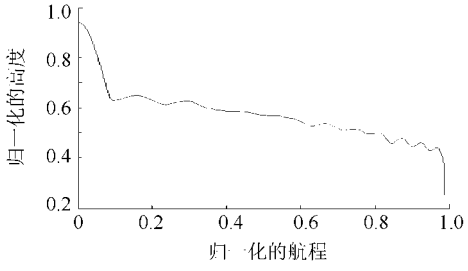


图 4　归一化的弹道曲线

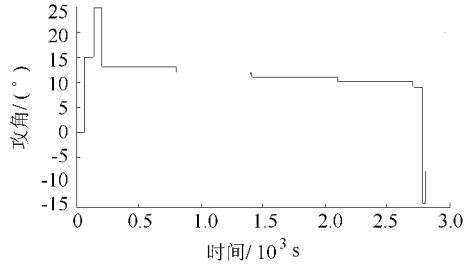


图 5　攻角随时间变化的曲线

协作优化算法进行到第 3步就开始收敛,其收敛曲线如图 6所示,3段在协作优化过程中的最大约束误差均小于 1×10^{-15}.

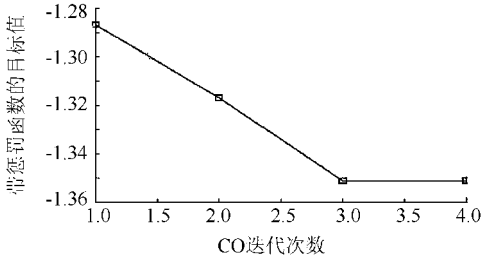


图 6　协作优化收敛曲线

用协作优化方法计算,系统层需要优化计算,各子系统也需要优化计算.故计算量相对较大,采用并行计算来提高计算效率.用一台 AMD2800 +电脑进行计算,总共耗时 743.4 s用两台 AMD 2800 +和一台 P4 1.5进行并行计算,总共耗时 620.2 s,计算时间比单台电脑计算节省了16.6%.其中各段的计算时间列表如表 1所示.

将 CO方法的计算结果和 all in one方法、GSE(Globle Sensitivity Equation)方法计算的结果对比如表 2所示.3种方法计算的结果比较接近,也验证了 CO方法计算结果的正确性.

表 1　并行协作计算中各段计算时间列表　s

迭代次数	过渡段	滑行段	下降段	系统层
1	80.53	100.13	11.03	102.84
2	10.52	100.95	20.11	107.66
3	9.98	103.55	19.49	99.05

注:过渡段、滑行段和系统层型号为 AMD2800,下降段型号为 P4 1.5.

表 2　几种方法计算的结果比较

设计方法	综合性能指标	过渡段末端马赫数(归一化)	滑行段航程(归一化)	下降段时间(归一化)
All in one	-1.3413	0.9855	0.9926	0.9873
GSE	-1.3538	0.9900	0.9917	0.8403
CO	-1.3513	0.9910	0.9896	0.8297

4　结　论

将高超声速飞行器的弹道分成多段,把每一段的弹道设计看成一个独立的学科来设计,借用多学科设计优化中的协作优化方法来求解高超声速飞行器多段最优弹道,计算过程中采用了并行计算,取得了较好的结果.但由于过渡段和下降段的计算量与滑行段的计算量相差较大,故并行计算的效率并没有得到很大提高.通过与 all in one方法和 GSE方法的数值计算结果比较可知,CO是一种有效的计算多段最优弹道的方法.

参考文献 (References)

[1] Chuang C H, Morimoto H. Periodic optimal cruise for a hypersonic vehicle with constrains[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1997, 34(2): 165 - 171

[2] Istratie V. Optimal skip entry with terminal maximum velocity and heat constraint[R]. AIAA-98-2457, 1998

[3] 周浩,陈万春,殷兴良. 高超声速飞行器滑行航迹优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(5): 513 - 518
Zhou Hao, Chen Wanchun, Yin Xingliang. Optimization of glide trajectory for a hypersonic vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(5): 513 - 518 (in Chinese)

[4] 周浩,周韬,陈万春,等. 高超声速滑翔飞行器引入段弹道优化[J]. 宇航学报, 2006, 27(5): 970 - 973
Zhou Hao, Zhou Tao, Chen Wanchun, et al. Trajectory optimization in injection phase for hypersonic gliding vehicel[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(5): 970 - 973 (in Chinese)

[5] Gath Peter F. CAMTOS-A software suite combining direct and indirect trajectory optimization methods[D]. Stuttgart: Institute of Flight Mechanics and Control, University of Stuttgart, 2002

[6] Sobieski J S. Aircraft design using collaborative optimization [R]. AIAA-96-0715, 1996

(责任编辑:张　嵘)