

一种滑翔飞行器弹道的参数优化方法研究

Research on Parameter Optimization Method of Air Vehicle Gliding Trajectory

金航数码科技有限责任公司 王方鹏 罗 竑 王海鹏

[摘要] 建立了飞行器滑翔弹道的数学模型,通过把控制变量攻角在空间域上离散成 100 段,将飞行器的弹道优化问题转化为参数优化问题,提出了一种自适应变终端反复趋近的参数优化方法。采用自适应模拟退火算法对节点处的攻角进行寻优,找到一个最优的攻角控制规律,使得射程最大,并与最大升阻比飞行方案进行比较和分析,得出了最优控制方案的航程大于升阻比最大飞行方案航程的结论并分析了原因。

关键词: 飞行器 滑翔弹道 弹道优化 参数优化 自适应模拟退火算法

[ABSTRACT] A mathematical model of air vehicle gliding trajectory is established and attack angle is regarded as control variable. The trajectory optimization problem is converted to parameter optimization problem by scattering attack angle into 100 sections in spatial domain. Based on that, a new adaptive parameter optimization method which approaches to the variable terminal repeatedly is proposed. Adaptive simulated annealing algorithm (ASA) is adopted to optimize the 101 nodes of attack angle. In the last a kind of control law of attack angle which achieves the maximum range is obtained.

Keywords: Air vehicle Gliding trajectory Trajectory optimization Parameter optimization Adaptive simulated annealing algorithm

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2015.S1.104

飞行器的滑翔弹道优化问题严格地讲为非线性,带有状态约束和控制约束、半定边界的过程优化问题^[1],以前都基于最优控制理论来得到最优滑翔弹道。但是由于飞行器空间运动的非线性常微分方程组本身就复杂,飞行器在大气层内飞行时,使用的气动力、大气参数严重的非线性以及大量的插值函数,加上控制变量和状态变量通常施加各种类型的约束,使得弹道优化问题的求解显得特别复杂。采用数值解法求解最优滑翔弹道是比较方便可行的方法,主要包括飞行器弹道优化问题的转化和参数优化问题的求解 2 部分。首先采用离散参数来逼近整个系统,将飞行器的弹道优化问题转化为参数优化问题;然后采用合适的算法对参数优化问

题进行求解。传统的,将过程优化问题转化为参数优化问题采用的是将控制变量在时域上离散,本文由于优化目标为射程最大,故将控制变量在空间域上进行离散,然后采用自适应模拟退火进行全局寻优,获得最远滑翔弹道。

1 滑翔段运动模型

飞行器在滑翔段进行无动力滑翔,只受重力和空气动力作用,忽略地球自转及大地曲率的影响,其在铅垂平面的质点运动方程组为^[2]:

$$\begin{cases} m \frac{dV}{dt} = -C_x q s - mg \sin \theta \\ m V \frac{d\theta}{dt} = C_y q s - mg \cos \theta \\ \frac{dL}{dt} = V \cos \theta \\ \frac{dh}{dt} = V \sin \theta \end{cases}, \quad (1)$$

其中, m 为质量, V 为速度, θ 为弹道倾角; L 为射程, h 为高度; q 为动压, s 为参考面积; C_y 和 C_x 分别为阻力系数、升力系数; g 为重力加速度。由于飞行高度不是很高,因此重力加速度取为常值 9.8。

大气模型采用文献 [3] 中所给出的拟合公式,气动系数采用线性插值获取,满足如下关系:

$$\begin{aligned} C_x &= f(h, Ma, a), \\ C_y &= f(h, Ma, a). \end{aligned} \quad (2)$$

可见,气动力系数均与攻角有关,可通过优化攻角得到最优的滑翔弹道。

2 滑翔弹道优化模型建立及分析

2.1 问题描述

本文旨在研究,在给定输入和控制条件下,某滑翔飞行器求取最大射程的滑翔弹道优化问题。整个飞行过程可描述为:在母飞行器飞行到弹道某点(本文为弹道倾角为 10° 的点,图 1 中 A 点)时,释放滑翔飞行器。滑翔飞行器随即展开翼面,舵机启动,使飞行器在满足给定约束的条件下,按照某种弹道方案(一定的攻角控制规律)飞行,最终滑翔到最远距离。

2.2 弹道的参数优化

本文采用打靶法,将控制变量攻角 α 在空间域上

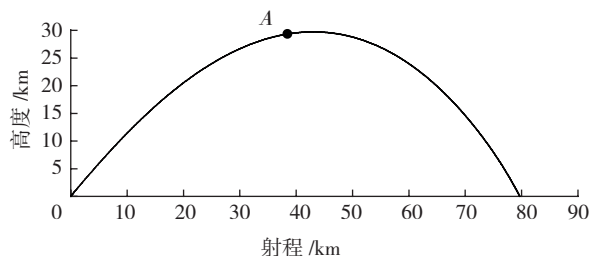


图1 母飞行器的常规抛物线弹道
Fig.1 Original flight trajectory of glide vehicle

离散,将过程优化问题转化为参数优化问题。具体的离散过程如下:将总的射程 $L=l_f-l_s$ 均匀分成100份,得到101个节点,即 $l_0, l_1, l_2, \dots, l_{100}$;控制变量 α 对应的空间节点值为 $\alpha_0, \alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_{100}$,不在节点上的任意射程 l 处的控制变量的值 $\alpha(l)$ 可由插值法获得。即:

$$a(l) = a(a_k, l) \quad (k = 0, 1, 2, \dots, 100), \quad (3)$$

式中, a_k 是需通过寻优确定的一组未知参数向量。最简单的插值法是线性插值,由于线性插值的精度不高,所以为了提高精度,本文采用3次样条插值,不仅可以保证插值曲线的连续性及插值结点处一阶导数和二阶导数的连续性,而且可保证在选择中的任意2个结点之间曲线的曲率最小。以后若要提高精度,只需要加密分划节点,而不需要提高样条函数的次数^[4]。即:

$$a(l) = g(l), \quad (4)$$

这样就得到了优化问题所需的参数向量为:

$$\mathbf{x} = (a_0, a_1, a_2, \dots, a_{100})^T, \quad (5)$$

性能指标为:

$$J = \phi(x(l_f), l_f) + \int_{l_s}^{l_f} L(x(l), \alpha(l), l) dl \\ = f(\alpha_0, \alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_{100}) \quad (6)$$

这种参数优化方法要求起点 l_s 和终点 l_f 都是确定的,而本文所优化的滑翔弹道为最远滑翔弹道,终点 l_f 为优化目标,是不确定的,故提出了一种自适应变终端反复趋近的参数优化方法:在优化开始前,先预估一个射程 l_{s1} ,在此后的优化迭代过程中,若积分得到的射程 l_{fn} 大于本次迭代开始设定的 l_{sn} ,则将 l_{fn} 赋值给下次优化开始设定的射程 $l_{s(n+1)}$,开始新一轮的迭代,否则继续将 l_{sn} 赋值给 $l_{s(n+1)}$ 进行寻优,因此 l_f 也一步步地收敛于最大射程。这也是本文没有将攻角在时域上进行离散,而在空间域上进行离散的原因。

2.3 弹道优化模型

利用最优控制问题的一般描述方法,将滑翔弹道的弹道优化模型列写如下:

(1)性能指标:

$$J = -L_{\max}, \quad (7)$$

即射程最大。

(2)状态方程为铅垂平面质心运动方程。

(3)优化控制量为攻角 $a(l)$ 。

(4)初始状态:滑翔起点 $\theta_0=10^\circ$,则初始高度、速度、水平距离等也确定了。

(5)约束条件:

配平攻角约束: $|\alpha_i| \leq 10^\circ \quad (i = 0, 1, 2, \dots, 100)$,

最大舵偏角约束: $|\delta_{\max}| \leq 12^\circ$,

静稳定度约束: $M_z^{C_y} = \frac{m_z^\alpha}{c_v^\alpha} \leq -4\%$ 。

(6)末端状态 $h_f = 0$ 。

3 自适应模拟退火算法

从上述优化模型可见,滑翔弹道优化问题涉及多种复杂约束,是一种非常复杂的最优控制问题,一般的优化算法难以解决。自适应模拟退火(ASA)算法^[5]是Lester Ingber在20世纪90年代研究传统的模拟退火(SA)算法和模拟淬火(SQ)过程的基础上,提出的一种用以解决具有多峰和非光滑高难度非线性优化问题的高效快速的全局优化算法,其优点是产生的解是全局最优解,而不是局部最优解,肯定收敛且收敛速度较快。它与传统的模拟退火(SA)算法一样,源于固体的退火过程,即固体缓慢冷却直到系统达到最低内能的热力学过程。它与局部优化算法的本质区别在于:在温度参量控制下,除了接受优化解之外,还根据一定的准则(例如Metropolis准则等)以一定的概率接受恶化解,这使得自适应模拟退火和模拟退火算法既有局部寻优的能力,又具有从局部最优“陷阱”中跳出的能力。此外,自适应模拟退火算法还使用了解空间生成概率函数、新解接受概率函数、回火及淬火等机制来导引算法的随机搜索过程,这使得自适应模拟退火算法成一种高效快速的全局优化算法。由于自适应模拟退火算法是一种非常成熟的算法,所以在这里对其算法不再做具体的介绍。

4 弹道优化平台的搭建

本文选择四阶龙格-库塔法+阿当姆斯预估-校正法这种组合数值积分算法进行微分方程组的数值解算,气动参数以及模型函数的解算用到了线性插值法,用VB.net计算机编程语言开发了模型的求解以及弹道曲线图的实时监控程序。采用有“软件机器人”^[6]之称的iSIGHT来搭建弹道优化平台,充分利用iSIGHT强大的图形化用户界面,对优化过程进行监视,使用iSIGHT中自带的自适应模拟退火算法进行全局寻优。

具体弹道优化流程图如图2所示。

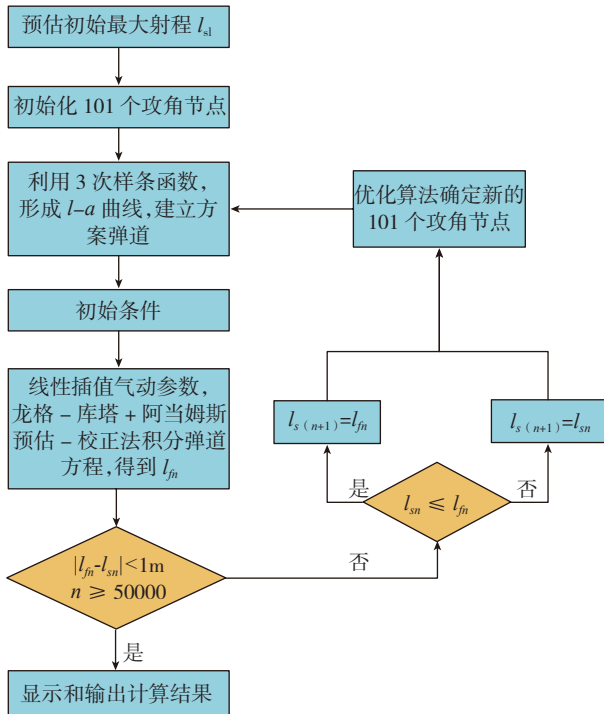


图2 弹道优化流程图
Fig.2 Flow chart of trajectory optimization

5 优化算例分析

初始条件为: 弹道倾角 $\theta_0=10^\circ$, 初始水平距离 $L_0=38.270\text{km}$, 初始高度 $h_0=29.311\text{km}$, 初始马赫数 $Ma=1.801$, 预估射程 $l_{s1}=160\text{km}$; 质量 $m=210\text{kg}$, 参考面积 $S=0.126\text{m}^2$ 。

图3为弹道参数优化的收敛曲线,从图中可以看出,最大射程已经趋于收敛,说明已寻到最优解。

将参数优化弹道与最大升阻比飞行弹道进行对比,终端参数如表1所示。

表1 优化结果

	射程/km	时间/s	马赫数	攻角/(°)
参数优化	245.503	775.5	0.248	9.96
最大升阻比	230.990	713.2	0.48	3.10

由表1可知,参数优化弹道比最大升阻比弹道射程大,终点速度小。高度、马赫数、升阻比、攻角与射程的关系曲线如图4所示。

在图4的A、B、C3点,两飞行弹道的射程和马赫数(动能)是相同的,只是高度(势能)不同。因此,只比较高度,就可以对比出在这3点飞行器所具有的机械能的大小。

A点: $L=95.042\text{km}$, $Ma=1.617$, $h_1=11.680\text{km}$, $h_2=11.687\text{km}$ 。在A点之前,弹道1与弹道2(1代表参数优化飞行弹道,2代表最大升阻比飞行弹道,下同)的

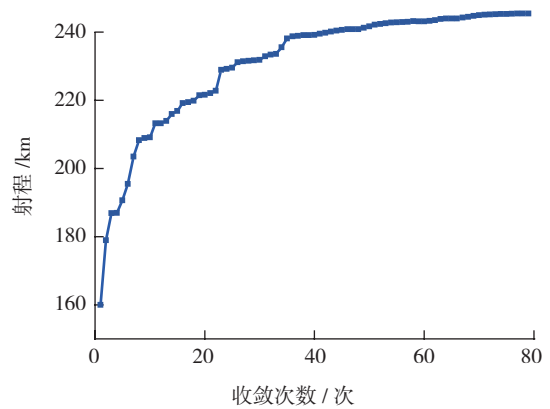


图3 弹道参数优化的收敛曲线
Fig.3 Convergence curve of trajectory parameter optimization

飞行轨迹几乎一致,说明参数优化弹道在这个阶段是按最大升阻比飞行的。

B点: $L=114.662\text{km}$, $Ma=0.937$, $h_1=14.709\text{km}$, $h_2=14.790\text{km}$ 。由A点到B点阶段,弹道2的攻角比弹道1大,升阻比增大,升力提高,使弹道2出现了一个很明显的拉起,但同时也导致了弹道2速度减小很快,跨过音速之后降到了亚音速段,但在B点两弹道的高度相差不多,可以看出,在B点,两者的机械能是相同的。

C点: $L=126.388\text{km}$, $Ma=0.941$, $h_1=12.895\text{km}$, $h_2=11.510\text{km}$ 。弹道1在C点的高度比弹道高了,说明弹道2在由B点到C点的过程中出现了较大的能量损失。从图4中可以看出,弹道2又跨了一次音速飞行到超音速段。在跨音速的过程中,弹道2的升阻比急剧下降,阻力剧增,升力减小,导致机械能损耗较大,高度下降很快。这也与飞行器尽量避免跨音速飞行的事实是一致的。

D点: $L=230.99\text{km}$, $Ma_1=0.526$, $h_1=0.974\text{km}$, $h_2=0\text{km}$ 。D为弹道2的终点,将弹道1和弹道2在D点的动能差转化为势能差,则两弹道的高度差,弹道2在从C点到D点的阶段取得了稍许优势。而从图中也可以看出,弹道2的升阻比曲线比较平缓,而弹道1受制于优化节点个数的限制,升阻比曲线有许多小的波动,但两曲线在走势上几乎是一致的。在这个阶段,采用最大升阻比飞行是有利的。

E点: $L=245.503\text{km}$, $Ma_1=0.248$, $h_1=0\text{km}$ 。E为弹道1的终点,相对于弹道2,弹道1的终点速度小了0.232马赫。从图4中可以看到,从D点到E点,弹道1的攻角增大,飞行器的升力增加,保持了飞行高度,充分的将动能转化为势能,增大了飞行距离。从图5中可以看出,弹道1在飞行末段有一个明显的平飞和拉起过程。

纵观整个飞行过程,可以看出,参数优化弹道的起伏较小,最大升阻比飞行由于在开始的超音速段盲目地

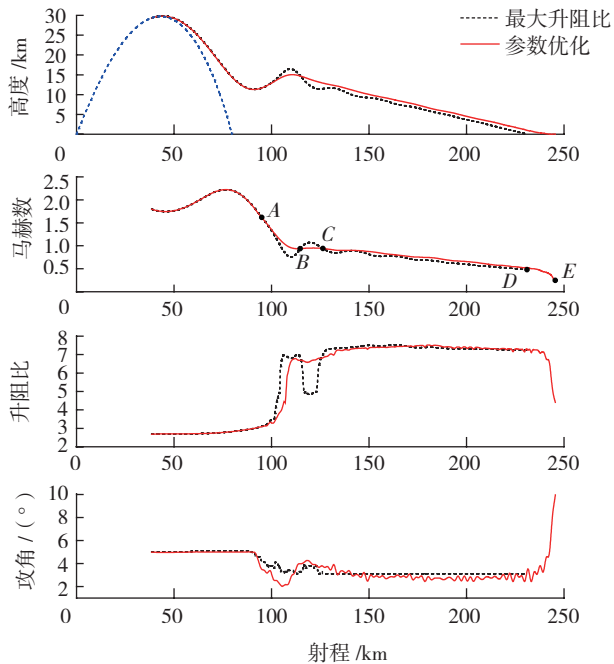


图4 参数优化弹道与最大升阻比弹道的对比曲线

Fig.4 Comparison curve of parameter optimization trajectory and maximum lift-to-drag ratio trajectory

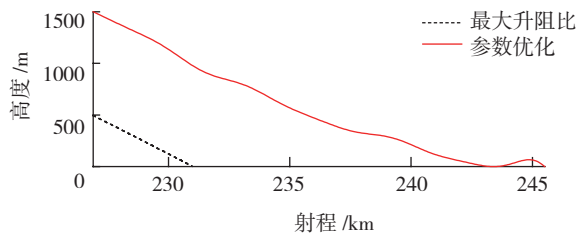


图5 飞行末段曲线

Fig.5 Trajectory curve at the end of flight

拉大攻角,导致进行了2次跨音速飞行,损耗了能量;而在飞行末段,又没有很好地利用剩余动能,导致了比参数优化弹道的射程小了。而参数优化弹道很好地解决了这两个问题,在其余阶段,基本上是以最大升阻比飞行的。

6 结束语

综上所述,可以得到如下结论:

(1) 本文采用的自适应变终端反复趋近的参数优化方法,可以很好地解决终端未知的复杂模型的弹道优化问题,在工程实际中具有很大的应用价值。

(2) 自适应模拟退火算法处理此类飞行器的复杂多约束多变量弹道优化问题是行之有效的。

(3) 除去特殊段(跨音速段和结束段),最大升阻比飞行确定是一种非常有利的飞行方式。在以后的研究中,可以只对特殊段进行优化,其他部分则采用最大升

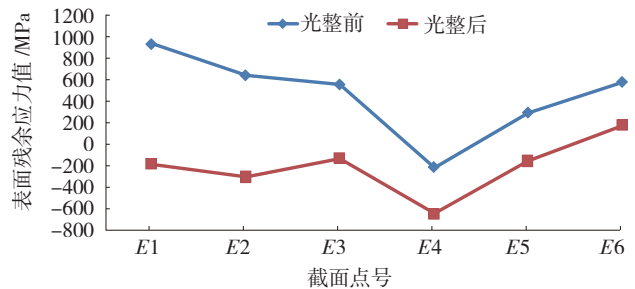
阻比飞行,减小优化难度。

参考文献

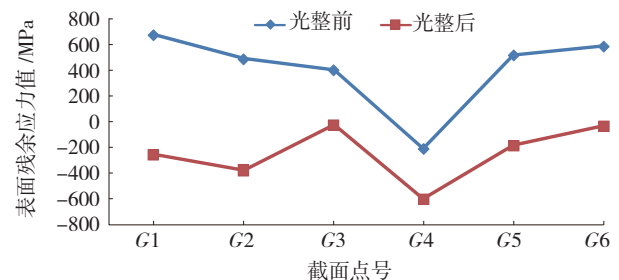
- [1] 雍恩米,唐国金,陈磊.飞行器轨迹优化数值方法综述.宇航学报,2008,29(2):398-406
- [2] 钱杏芳,林瑞雄,赵亚男.导弹飞行力学.北京:北京理工大学出版社,2000.
- [3] 贾沛然,陈克俊,何力.远程火箭弹道学.长沙:国防科技大学出版社,1993:40-42.
- [4] 丁丽娟.数值计算方法.北京:北京理工大学出版社,1997.
- [5] INGBER L. Adaptive simulated annealing(ASA): Lessons learned. J Control and Cybernetics, 1996,25(1):33-54.
- [6] Padula S L, Korte J J, Dunn H J, et al. Multidisciplinary optimization branch experience using iSIGHT software. An Overview of An Experimental Demonstration Aerotow Program, 1999, 20(2-4):216-224.

(责编 玲犀)

(上接第70页)



(c) 篦齿盘小端E截面图



(d) 篦齿盘小端G截面

图7 篦齿盘光整前、后表面残余应力对比

Fig.7 Labyrinth disc surface residual stress construct before and after finishing

证。重要的是该工艺方法可改变零件表面残余应力状态,有效提高零件表面的疲劳强度。

能够提高零件表面质量的光整加工技术已经成为改善零件和产品的使用性能、提高可靠性、延长使用寿命的重要途径之一。

参考文献

- [1] 杨胜强,李文辉,陈红玲,等.表面光整加工理论与新技术.北京:国防工业出版社,2011. (责编 一凡 古京)