

一种航空发动机加速控制参数优化新方法

吴 贞, 缙林峰

(西北工业大学动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘要:研究航空发动机加速控制器参数优化问题,对衡量军用飞机性能优劣起着重要作用。针对目前适用于航空发动机加速控制器参数优化的方法很少且效果不佳的问题,根据发动机非线性和时变性强的特点,采用在常规N-M单纯形非线性优化算法的基础上,结合平移误差阈值判断,引入顶点平移的改进单纯形法对PID控制器的比例、积分、微分系数进行参数优化,以调节时间与误差平方和压气机喘振裕度乘积的积分建立目标函数,寻优过程用基于CodeBlocks平台的C语言编制控制算法实现。仿真结果表明,改进方法收敛速度快,实时性好,满足发动机加速过程响应时间短,不喘振、不超温的要求。

关键词:航空发动机;加速控制;改进单纯形法;顶点平移;压气机稳定裕度

中图分类号:V411.8 **文献标识码:**B

A New Method of Parameters Optimization of Aircraft Engine Acceleration Control

WU Zhen, GOU Lin - feng

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an Shanxi 710072, China)

ABSTRACT: Parameters optimization of aircraft engine acceleration control is very important for weighting military aircraft performance. For the problem of the poor effect of aircraft engine acceleration controller parameters optimization method, according to the problem that characteristics of aircraft engine is non-linear and time-varying, on the basis of the conventional N-M simplex nonlinear optimization algorithm, this paper combined with the translation error threshold judgment, introduced the improved simplex of vertex translation to optimize the parameters of proportion, integral and differential coefficients of PID controller. Take the integral of the product of adjusting time, the error sum of squares and compressor surge margin as the objective function, C language was used to compile control algorithm in the optimization process based on CodeBlocks platform. The simulation results show that the method has faster convergent speed and good real-time performance, and can meet the requirements of aircraft engine acceleration which requires short response time meanwhile avoids surge and over-temperature.

KEYWORDS: Aircraft engine; Acceleration control; Improved simplex method; Vertex translation; Compressor surge margin

1 引言

航空发动机加速过程是指油门杆从小推力状态角度迅速增大到另一角度,使得供油量和涡轮前总温快速增加,涡轮功率大于压气机功率,发动机转速以及其它一些参数也随之增加并最后稳定在新的工作点的过程。现代战斗机在紧急起飞、爬高、追击、逃逸和复飞等过程,都要求其具有优异的加速性,加速性能也成为衡量军用发动机性能的重要指标之一^[1,4]。但是发动机在提高加速供油量的同时,要受到压

气机稳定裕度、涡轮叶片强度和燃烧室稳定燃烧等因素的严格限制。深入分析发动机加速过程控制方法,最大限度地挖掘其加速潜能,一直是航空发动机控制领域研究的热点。

目前航空发动机控制系统已从液机械式控制器转变为全权限数字电子控制器(简称FADEC),控制策略采用变参PID控制算法。由于航空发动机是一个复杂的热力气动系统,在高低空和高低马赫数下均呈现强非线性和时变的特点。通常的PID参数整定方法,如Smith-Z-N和极点配置,对于发动机加速过程均不能获得理想的控制效果^[2,3,9-10]。再如最速下降法、共轭梯度法等优化方法在计算过程中为计算梯度所需要的大量计算时间与存储空间也是FADEC硬件

平台所不能满足的。因此,寻求适用于航空发动机加速控制的参数优化方法是一个亟待解决的问题。

鉴于以上矛盾,本文以某型航空双轴涡喷发动机为研究对象,设计一种基于改进单纯形法的发动机加速控制参数优化的新方法。该方法的优点在于不用计算梯度,能加速计算收敛速度,节省了计算时间与存储空间,并且可以达到较为理想的控制效果。该方法以 PID 控制器中的比例、积分、微分系数作为优化参数,选取调节时间与误差平方和压气机喘振裕度乘积的积分建立目标函数,以此衡量参数优化的效果。本方法针对常规单纯形方法收敛速度慢,且对初值较敏感的问题,在单纯形顶点迭代替换的基础上,引入最小顶点搜索和误差收敛阈值判断进行顶点平移,抑制末端扰动,加快反射中心收敛速度,减少迭代次数。通过数值仿真验证该方法有效可行,算法实时性好,可以明显缩短发动机加速过程调节时间,抑制超调量,同时保证加速过程不喘振、不超温。

2 航空发动机控制系统组成

2.1 航空发动机非线性数学模型

为了更加精确地研究发动机的动态特性,本文基于部件法建立某型双轴涡喷发动机非线性数学模型。加速过程中发动机各截面的热力与气动参数都要随时间变化。建立非线性模型时考虑了发动机部件气流通道的容积效应;高温燃气流与发动机结构部件之间的非定常热交换;主燃烧室及加力燃烧室内燃油燃烧的放热滞后;雷诺数对压气机及涡轮特性的影响;转子机械效率变化等等。本文建立的状态变量模型为:

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x, u) \\ y = \phi(x, u) \end{cases}$$

上式中 f 和 ϕ 是状态向量、控制向量的非线性函数。状态向量 $x = [n_H, n_L]^T$, 控制向量 $u = [W_f]^T$, 其中 n_H 为高压转速, n_L 为低压转速, W_f 为供油量。状态点由飞行高度和飞行马赫数确定。

2.2 PID 控制器的数学模型

PID 控制器是将偏差的比例、积分和微分通过线性组合构成控制器输出。对被控对象进行控制。在时域的输入输出关系为

$$u(t) = k_p e(t) + k_i \int_0^t e(t) dt + k_d \frac{de(t)}{dt}$$

式中, t 为时间, k_p 为比例系数, k_i 为积分系数, k_d 为微分系数, $u(t)$ 为控制输入, $e(t)$ 为误差。

3 改进单纯形算法设计

常规 Nelder - Mead 单纯形法(简称 NMSA)是一种非线性无约束最优化算法。其基本思路是:对非线性系统中的 n 个待优化参数,构造 $n+1$ 个顶点组成的简单图形,即单纯形,并对 $n+1$ 个顶点的目标函数值进行比较,通过反射、扩

张、收缩、减小棱长等换点操作舍弃最差点,在迭代过程中使单纯形向最优点区域收敛。此方法的不足之处在于对初值较为敏感,收敛速度慢,易陷入局部最优解。为了发挥单纯形法的优点,拓宽初值适用范围,文献[5-7]采用初值优化、收缩和扩张系数优化等手段进行改进,但这些方法均局限于仅仅依靠顶点本身迭代收敛,改进效果有限。

本文在 N - M 单纯形算法基础上,设计“顶点平移”的改进单纯形算法(简称 ISA)。其思路是:在迭代的初始阶段,由于误差较大,因此,在顶点迭代收敛的基础上,添加单纯形顶点平移操作以加快收敛过程。首先对 $n+1$ 个顶点的目标函数值进行最优搜索,确定平移方向。然后将单纯形中心点向目标函数值最好顶点方向适度平移。在迭代的末端过程, $n+1$ 个顶点与中心点近乎重合,依靠顶点自身的迭代已经可以很好的逼近最优解,此时如果继续进行顶点平移反而会添加扰动,增加迭代次数。因此,当迭代误差小于进行平移操作的误差阈值时,则放弃顶点平移操作。改进算法流程如下:

1) 对 n 维非线性模型,给定初始顶点 x_0 ,其余顶点按式(1)计算,可构造边长相等的正规单纯形。

$$x_i = x_0 + a \times [q, \dots, q, p_{(i)}, q, \dots, q]^T (i = 1, \dots, n) \quad (1)$$

其中, $p_{(i)}$ 表示第 i 个元素为 p ,

$$p = a(\sqrt{n+1} + n - 1)/(n\sqrt{2})$$

$$q = a(\sqrt{n+1} - 1)/(n\sqrt{2})$$

a 是单纯形边长;

2) 计算各顶点的目标函数值 $J(x)$, 确定最优点 x_l 、次优点 x_m 和最差点 x_h , 满足 $J(x_l) = \min_{0 \leq i \leq n} \{J(x_i)\}$, $J(x_h) = \max_{0 \leq i \leq n} \{J(x_i)\}$, $J(x_m) = \min_{0 \leq i \leq n, x_i \neq x_h} \{J(x_i)\}$ 的要求,并计算中心点 \bar{x} 和收敛误差 err ;

$$\bar{x} = (\sum_{i=0}^n x_i)/n \quad (2)$$

$$err = \left\{ \frac{1}{n+1} \sum_{i=0}^n [J(x_i) - J(\bar{x})]^2 \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (3)$$

3) 如果收敛误差大于平移操作误差阈值 ε_k , 即 $err > \varepsilon_k$, 按式(4)向将单纯形所有顶点向最优点 x_l 进行平移;否则,执行步骤4);

$$x_i = x_i + \gamma(x_l - \bar{x}) \quad (4)$$

其中, $\gamma \in (0, 0.2)$ 是平移系数。

4) 进行单纯形反射、收缩、扩张、减小棱长操作计算^[8];

5) 如果收敛误差 err 大于迭代精度 ε_e 就返回2);否则,满足精度要求,迭代计算结束。

如上所述,在迭代过程中连续不断地向最优点移动单纯形,而且单纯形彼此相似,保证了单纯形不退化、不畸形,增强了该算法的收敛性。

4 发动机加速控制器设计与参数优化

以某型航空双轴涡喷发动机为研究对象,设计发动机加

速PID控制器。在发动机加速过程中,忽略机械效率时转子运动方程为:

$$\frac{dn}{dt} = \frac{1}{I(\frac{\pi}{30})^2 n} \left[C_{pq} T_4 W_g (1 - \frac{1}{e_r}) \eta_r - C_p T_2 W_a (\frac{e_c - 1}{\eta_c}) \right] \quad (5)$$

其中, n 为发动机转速, I 是转子对旋转轴的惯性矩, η_r 和 η_c 分别为涡轮和压气机的效率。为了实现发动机加速控制,必须增加供油量使其大于稳态供油量,提高涡轮剩余功率。同时保证发动机迅速且安全可靠地加速,供油量 W_f 必须按照一定的规律变化。本文采用如式(6)所示的以相似参数表示的加速控制律,这种控制律可以使加速过程不随飞行条件而变化。

$$\frac{W_f}{p\sqrt{T}} = f\left(\frac{n}{T}\right) \quad (6)$$

此外,对于双轴发动机而言,两个转子可以在各自的转速范围按式(5)积分计算,但是由于两个转子之间的气动联系,高压转子剩余功率与低压转子剩余功率也相互关联。通常高压转速增加较快,为防止高压压气机喘振,压气机稳定裕度 ΔSM 必须要考虑,其定义如式(7)所示^[1]。

$$\Delta SM = \left[\frac{(\frac{\pi_c}{W_{a,cor}})_s}{(\frac{\pi_c}{W_{a,cor}})_{ac}} - 1 \right] \times 100\% = 5\% \sim 7\% \quad (7)$$

发动机加速控制要求响应时间快,高压涡轮前不超温,压气机不喘振。控制器采用PID控制,但是比例、积分、微分系数对控制器的性能影响很大,尤其是对于航空发动机此类非线性和时变系统而言,经验法试凑或者常规的整定方法都不适合。考虑到N-M单纯形算法可以处理非线性模型、无需梯度计算等特点,本文采用小节3中的思路改进单纯形算法,对控制器中比例、积分、微分系数进行优化设计。以调节时间与误差平方和压气机喘振裕度乘积的积分建立目标函数 J 如下:

$$J = \int_0^T t(e(t)^2 + \Delta SM) dt = \min \quad (8)$$

引入 ΔSM 可以保证压气机稳定裕度,防止喘振发生。为了便于计算机编程实现,对式(8)离散化处理:

$$\begin{aligned} \Delta J &= J(t + \Delta T) - J(t) \\ &= \int_0^{t+\Delta T} \tau(e(\tau)^2 + \Delta SM) d\tau - \int_0^t \tau(e(\tau)^2 + \Delta SM) d\tau \\ &= \int_0^{\Delta T} \tau(e(\tau)^2 + \Delta SM) d\tau \end{aligned}$$

其中 ΔT 为采样周期,由于 ΔT 一般远小于系统时间常数,所以可认为在采样周期内,被积函数 $\tau(e(\tau)^2 + \Delta SM)$ 为常数,所以单步增量可按式计算。

$$\Delta J = \tau(e(\tau)^2 + \Delta SM) \Delta T \quad (9)$$

综上所述,某型发动机加速控制系统如图1所示。该算法可根据发动机状态变化,在线完成PID控制器参数的优化计算,提高加速控制的动态性能。

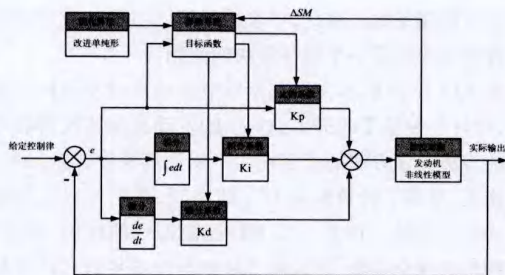


图1 发动机加速控制系统结构图

5 仿真与分析

航空发动机加速控制参数寻优过程由该航空双轴涡轮发动机的非线性数学模型和改进的单纯形算法(ISA)结合编程实现。寻优过程总流程如图2所示。

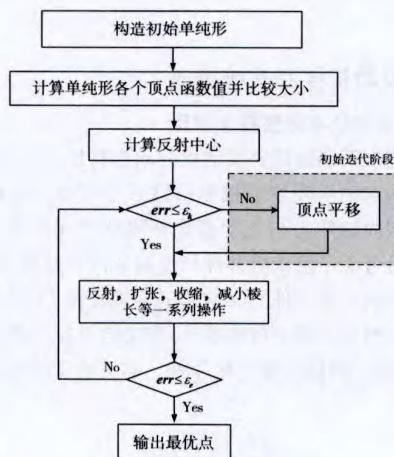


图2 ISA算法的计算流程图

在飞行包线内选取10个不同的工作点,涵盖了发动机在低空、中空、高空和失速限制边界的主要工作状态。基于CodeBlocks平台采用C语言编制控制算法,采样周期20ms,压气机喘振裕度 $\Delta SM = 5\%$ 。测试状态点见表1。

表1 测试状态点的高度和马赫数

状态点	高度(km)	马赫数
1	0	0
2	3	0.5
3	6	0.6
4	8	0.8
5	10	1.2
6	12	0.9
7	13	0.7
8	14	1.0
9	15	1.2
10	16	1.6

5.1 收敛性与实时性

在 10 个状态点油门杆角度均变化 +20% 进行阶跃加速响应参数优化计算,采用顶点平移的改进单纯形算法 (ISA) 与 N-M 单纯形算法 (NMSA) 完成迭代收敛所消耗的时间如图 3 所示,其中平移系数 $\gamma = 0.08$, 平移误差阈值为 $\varepsilon_k = 0.15$ 。

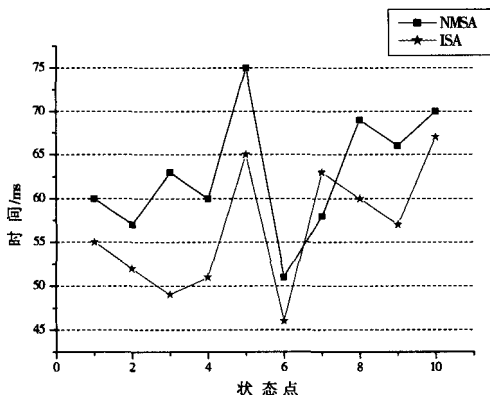


图3 NMSA 算法与 ISA 算法收敛性对比

根据图 3 可以看出 ISA 算法收敛性明显好于 NMSA 算法,平均可缩短 15% 的计算时间,尤其在中低空以下状态点。ISA 算法通过顶点平移加快单纯形向最优解的寻优搜索速度。

但是,在收敛末端迭代误差已很小,继续单纯形平移相当于引入扰动反而影响收敛速度,甚至无法收敛。将平移系数 $\gamma = 0.08$ 改为 $\gamma = 0.3$,重复 10 个状态点优化计算结果如图 4 所示。

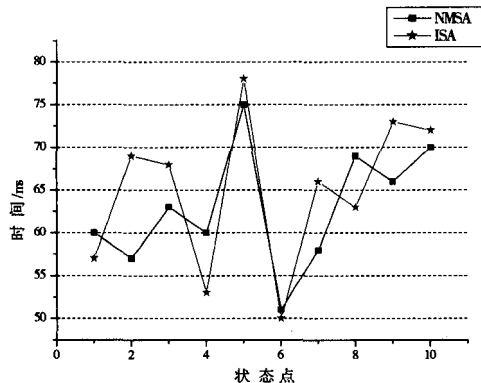


图4 NMSA 算法与 ISA 算法收敛性对比

从图 3 和图 4 的对比可看出,平移系数 γ 选取过大会导致 ISA 算法的收敛性降低,计算耗时加大。一般选择 $\gamma \in (0, 0.2)$ 。

此外,ISA 算法优化时间在 3-5 个采样周期内,不超过 100ms,相对于发动机本身 4-6 秒的加速响应时间,通过多线程计算是满足实时性要求的。

5.2 优化分析

在 10 个状态点加速响应中分别利用 Z-N 整定和 ISA 算法进行 PID 参数优化。以地面状态点 1 和高空状态点 10 为例,PID 控制器优化参数分别为 $K_{p1}^* = 1.9959$, $K_{i1}^* = 2.9410$, $K_{d1}^* = 1.1237$ 和 $K_{p2}^* = 0.6762$, $K_{i2}^* = 1.6686$, $K_{d2}^* = 0.6638$ 。仿真结果如图 5 和图 6 所示,高压转子转速数据采取基于稳态点的归一化处理 ($\bar{N} \in [0, 1]$)。

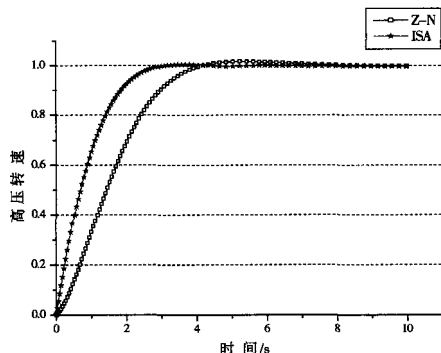


图5 高压转速阶跃响应曲线(地面点)

根据图 5 所示,优化前后高压转子转速的超调量由 3% 减小到 0.4%,调节时间由 6.54 秒减小到 4.8 秒。

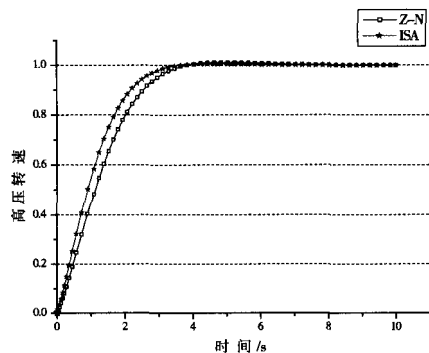


图6 高压转速阶跃响应曲线(高空点)

根据图 6 所示,优化前后高压转子转速的超调量由 1.6% 减小到 0.18%,调节时间由 5.37 秒减小到 3.12 秒。由图 5 和图 6 可以清楚看出寻优后的超调量和调节时间相比于寻优前有明显减小,并且利用 10 个状态点 ISA 优化后的 PID 参数进行加速控制时喘振裕度 $\Delta SM \leq 4.1\%$ 满足要求。

仿真结果表明,对加速过程 PID 参数利用 ISA 优化算法较传统的 Z-N 整定法,可以减小调节时间,抑制超调量,同时保证加速过程中压气机有一定的稳定裕度,验证了此方法是有效可行的。

6 结论

本文以某型航空发动机加速控制过程为研究对象,设计

了一种基于改进单纯形法的 PID 控制器参数优化方法。针对常规单纯形法对初值敏感、迭代次数多的问题,在迭代过程中结合平移误差阈值判断,引入顶点平移,加快单纯形向最优解收敛速度,满足实时性要求。选取比例、积分、微分系数为优化参数,以调节时间与误差平方和压气机喘振裕度乘积的积分建立目标函数,保证发动机加速过程响应时间短,并且不喘振、不超温。通过仿真,表明此方法有效可行。

参考文献:

- [1] 廉筱纯,吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,2005.
- [2] Zhao Chengyong, Lu Xiangdong, Li Guangkai. Parameters Optimization of VSC-HVDC Control System Based on Simplex Algorithm[J]. 2007 IEEE Power Engineering Society General Meeting, PES, 2007.
- [3] Lei Yang, Liu Xiangyang, Wang Ningfei, Wang Feng, The Structure Analysis and Design of a New Self-Optimizing Fuzzy Controller Based on Nelder-Mead Simplex Method[J], 2011 IEEE Power Engineering and Automation Conference, PEAM 2011, 2011-3: 136-139.
- [4] 樊思齐. 航空发动机控制[M]. 西安:西北工业大学出版社,2008.

(上接第26页)

导弹1与导弹12对目标2和目标4优势值为0,即导弹1和导弹12未获取目标2和目标4信息,因此,目标2和目标4未满足饱和要求,而导弹1和导弹12也未能分配。

通过表4、表5比较可知,自组网络之间通过信息传递,各火力单元较为方便获取更多目标信息,使求解分配所得结果更加合理。在表6中,利用改进匈牙利算法,将分配过程跟目标饱和数相结合进行火力分配,在满足条件要求的情况下,可将多余的火力单元分配给其它所需的目标,节省了弹药量,提高了火力分配的效果。

6 结论

通过自组网络,在满足目标饱和需求的情况下,采用改进的匈牙利算法对不同网络情况下的火力分配进行了计算和仿真,算例表明,该方法在满足饱和分配的情况下,节省了弹药量。但当目标对火力数需求较大时,可能需要多次调用匈牙利算法进行分配,增加计算量,需做进一步的研究。

参考文献:

- [1] 徐加强,等. 基于时空约束的常规导弹火力分配建模与实现[J]. 系统工程与电子技术,2011,33(9):2025-2029.
- [2] 张年春,沈培华. 编队导弹攻击的火力分配研究[J]. 战术导弹技术,2007,(3):36-39.
- [3] 付自军,等. 网络化智能雷群的目标优化分配问题研究[J].

- [5] 王伟,于军琪. 基于单纯形法的最优PID控制器设计[J]. 装备制造技术,2009,(6):77-79.
- [6] 李婷. 非线性规划问题的单纯形算法[J]. 长春理工大学学报,2009,4(6):119-120.
- [7] 李春风,许承权,蒲文利. 改进的单纯形法及其在非线形参数估计中的应用[J]. 海洋测绘,2009,29(6):14-16.
- [8] 李国勇,等. 最有控制理论及参数优化[M]. 北京:国防工业出版社,2006.
- [9] Zhou Qinghua. On the use of simplex methods in constructing quadratic models[J]. Science in China Series A: Mathematics, 2007,(7):913-924.
- [10] Li Bo, Tang Yongzhe, Zhang Meng. Parameter Optimization of Transport Aircraft PID Controller Based on Particle Swarm Optimization Algorithm[J]. Computer Measurement & Control, 2009,17(10):1987-1989.



[作者简介]

吴贞(1988-),女(汉族),河南省正阳县人,硕士研究生,主要研究领域为航空发动机控制。

缙林峰(1975-),男(汉族),河南南阳市人,博士,副教授,主要研究领域为航空发动机控制及故障诊断。

火箭与制导学报,2009,29(3):235-244.

- [4] 刘卫东,等. 基于先期毁伤的舰空导弹网络化协同反导火力分配[J]. 船舶科学技术,2011,33(2):98-101.
- [5] 杨飞,王青,董朝阳. 实施饱和攻击的导弹多目标火力分配决策[J]. 北京航空航天大学学报,2010,36(8):996-999.
- [6] 周亚辉,等. 无线多跳互联网络连通性的分析[J]. 计算机工程,2009,35(8):143-146.
- [7] 姚玉斌. 基于邻接矩阵准平方法网络拓扑分析[J]. 电力系统保护与控制,2012,40(6):17-21.
- [8] 胡正东,洪波,张士峰. 反舰导弹武器系统的火力分配方法研究[J]. 战术导弹技术,2008,(2):01-03.
- [9] 张邦楚,等. 基于蚁群优化的多弹协同目标分配算法[J]. 火箭与制导学报,2012,32(4):69-74.
- [10] 黄力伟,许品刚,王勤. 基于匈牙利算法求解的火力分配问题[J]. 火力与指挥控制,2007,32(6):25-28.



[作者简介]

王琦(1963-),男(汉族),浙江省东阳市人,教授,硕士研究生导师,主要研究领域飞行器设计与优化算法。

李建立(1985-),男(汉族),河南省周口市人,硕士研究生,主要研究方向为控制工程。

彭琛(1979-),男(汉族),江西萍乡人,博士,讲师,研究方向为飞行器控制、制导与仿真技术等。