

文章编号: 1000-8055(2010)10-2379-07

涡扇发动机液压机械式自动加速器 优化设计

吴文斐, 郭迎清, 陆 军

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 以某型涡扇发动机的液压机械式自动加速器为研究对象, 以加速过程的上升时间、超调量和调节时间构造的评价函数为目标函数, 并充分考虑加速过程中的约束条件, 采用序列二次规划(SQP)算法对起决定作用的凸轮型面进行多目标优化设计。仿真结果表明优化设计后的自动加速器可使加速过程高压转子转速的超调量减小, 调节时间缩短, 加速性能得到明显改善, 且涡轮前最高温度降幅较大, 有利于延长涡轮等相关部件的使用寿命。

关 键 词: 涡扇发动机; 液压机械式自动加速器; 多项式曲线拟合; 序列二次规划(SQP)算法; 多目标优化

中图分类号: V233 7

文献标识码: A

Optimal design of the turbofan engine hydro-mechanical accelerator

WU Wen-fei, GUO Ying-qing, LU Jun

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A hydro-mechanical accelerator of one turbofan engine was chosen for the research. The decisive cam was designed by multi-optimal method using sequential quadratic programming (SQP) algorithm, wherein the object function was the evaluation function constructed by the rising time of the acceleration, overshoot and stabilization time with full consideration of the constraints in acceleration. The simulation results show that, the optimal design can reduce the overshoot of high pressure rotor speed, shorten the stabilization time and improve the acceleration performance. At the same time the maximum temperature before the turbine has sharply fallen, which is benefit to prolong the lifetime of turbine and other corresponding components.

Key words: turbofan engine; hydro-mechanical accelerator; polynomial curve fitting; sequential quadratic programming (SQP) algorithm; multi-objective optimization

众所周知, 加速性能是衡量航空发动机性能的重要指标之一, 它直接关系到飞机起飞、加速飞行和机动飞行等性能的好坏。因此对其自动加速

器进行优化设计在航空发动机控制领域具有重要意义。

在数字电子式自动加速器的优化研究方面,

收稿日期: 2009-09-10; 修订日期: 2009-11-11

基金项目: “十一五”航空推进技术验证计划

作者简介: 吴文斐(1986-), 男, 河南漯河人, 硕士生, 主要从事航空发动机控制系统仿真与优化设计研究。

美国学者开展工作较早,比较成熟的方法是以分段线性化为主要思想,以线性规划为优化方法,并以 F100 发动机为试验对象进行发动机推力控制优化的飞行实验,取得了令人满意的效果^[1];国内主要是对加速控制算法进行改进,传统方法是手动对航空发动机 PID (proportion integration differentiation) 控制器进行参数调整^[2]. 随着非线性优化算法的不断发展,在控制领域中的应用越来越多^[3-4]. 一些新的非线性优化算法如采用多目标遗传算法实现航空发动机 PID 控制器参数的自动整定,也可以获得令人满意的控制效果^[5]. 但是到目前为止还鲜有针对液压机械式自动加速器的优化研究. 液压机械控制系统技术成熟、可靠性高,能够完成复杂、高性能的控制任务^[6-7]. 国内航空发动机控制系统大多采用液压机械式调节器,因此对液压机械式自动加速器的优化设计更具有实际应用价值.

液压机械式自动加速器的加速规律主要由凸轮型面决定,即凸轮型面的设计直接影响发动机的加速性能. 本文以某型涡扇发动机的液压机械式自动加速器为研究对象,采用评价函数法把多目标函数转化为一个数值目标函数;基于序列二次规划(SQP)算法是求解非线性规划最有效的方法之一,求解中迭代次数少且有很强的沿约束边界进行搜索的能力,所以选用它作为优化算法. 仿真结果表明优化设计后的自动加速器在保证发动机安全稳定工作的同时,加速性能得到明显改善;且涡轮前最高温度降幅较大,有利于延长涡轮等相关部件的使用寿命^[8].

1 自动加速器工作原理

自动加速器的作用是在快速推油门加速时,通过限制转速控制器所调节的供油量来调节加速供油量,使发动机在加速过程中不喘振不超温,且调节时间短.

该型自动加速器采用换算参数控制,其控制规律如下:

$$w_{fm\text{cor}} = f(n_{2\text{cor}}) \quad (1)$$

式中 $w_{fm\text{cor}}$ 代表换算供油量, $n_{2\text{cor}}$ 代表高压转子换算转速. 式(1)经变换可写成

$$w_{fm} = p_{31} \cdot f(n_2, T_1) \quad (2)$$

式中 w_{fm} 代表供油量, p_{31} 代表高压压气机后空气压力, n_2 代表高压转子转速(主泵转速), T_1 代表发动机进口温度. 液压机械控制系统为解决乘法

运算的难题,对式(2)取对数,转化为加法运算

$$\lg w_{fm} = \lg p_{31} + \lg f(n_2, T_1) \quad (3)$$

动加速器由 n_2 转速测量装置、 T_1 温度测量装置、 p_{31} 压力测量装置、流量反馈及加速需油量给定装置、加速活门构成. 测量装置的作用是测量 n_2 , T_1 和 p_{31} , 计算加速需油量. 流量反馈及加速需油量给定装置由计量开关轴带动旋转,感受当前实际供油量. 通过比较加速需油量和当前实际供油量,决定加速活门的开度,调节加速供油量.

2 仿真模型及加速性能分析

2.1 联合仿真模型

AMESim (advanced modeling environment for simulation of engineering systems) 是一款多学科领域复杂系统建模仿真软件,适合对复杂液压机械控制系统进行建模仿真. 自动加速器有很多杠杆组,杠杆之间的传动关系以及凸轮型面非常复杂,鉴于建模对象中存在一些非常规部件而无法用 AMESim 中的标准库实现,可以利用 AMESim 和 Matlab 的接口在 Simulink 中实现这些非常规部件的功能^[9]. 利用 AMESim 和 Simulink 建立的联合仿真模型如图 1 和图 2 所示.

为保证模型中自动加速器特性与实际加速器特性吻合,对模型在各设计点以及不同 $f(n_2, T_1)$ 和 p_{31} 下进行了测试并和试车数据进行对比,所得数据和试车数据吻合. 同时还测试了加速活门开度、杠杆比、弹簧初始预紧力和弹性系数等影响加速性能的因素. 由此可以确定模型准确反映了某型涡扇发动机自动加速器的实际特性.

2.2 加速性能

模拟发动机在地面标准大气条件下,由巡航状态推到最大状态的加速过程(油门杆由 5° 推到 65°). 通过主燃油流量 w_{fm} , 高压转子转速 n_2 , 燃烧室出口总温 T_{41} , 发动机推力 F_n , 压气机稳定裕度 s_{mc} 和压气机出口总压 p_{31} 这六个典型参数分析发动机的加速性能.

图 3 中的实线表示原加速过程各参数变化. n_2 初始值是 14097 r/min, 最大值是 14856 r/min, 稳定值是 14810 r/min, 超调量 σ 为 6.45%, 上升时间 t_r 为 1.75 s, 调节时间 t_s 为 2.5 s. s_{mc} 最小值在 0.16 以上, 稳定后 w_{fm} 为 5510 kg/h, T_{41} 为 1729 K, F_n 为 76420 N, p_{31} 为 34.47 MPa. 分析可知由巡航状态推最大状态 n_2 超调量较大, 调节时

间较长; 同时 T_{41} 最高值较大, 导致加速过程涡轮前最高温度较高, 容易损坏涡轮叶片, 增加发动机关键部件的热机械损伤程度, 减少相关部件的使用寿命^[8]. 因此需要对自动加速器进行优化设计,

在保证发动机安全稳定工作的同时, 最大限度地减小加速过程 n_2 的超调量及调节时间, 降低 T_{41} 最高值, 改善发动机的加速性能.

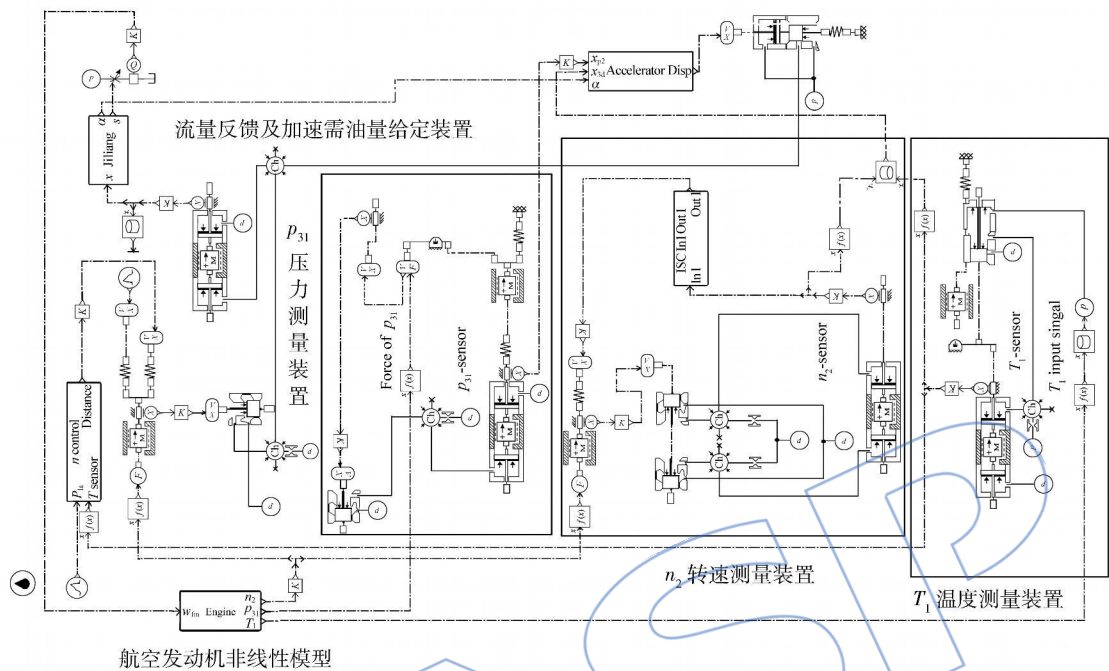


图1 AMESim 下联合仿真模型
Fig.1 Co-simulation model based on AMESim

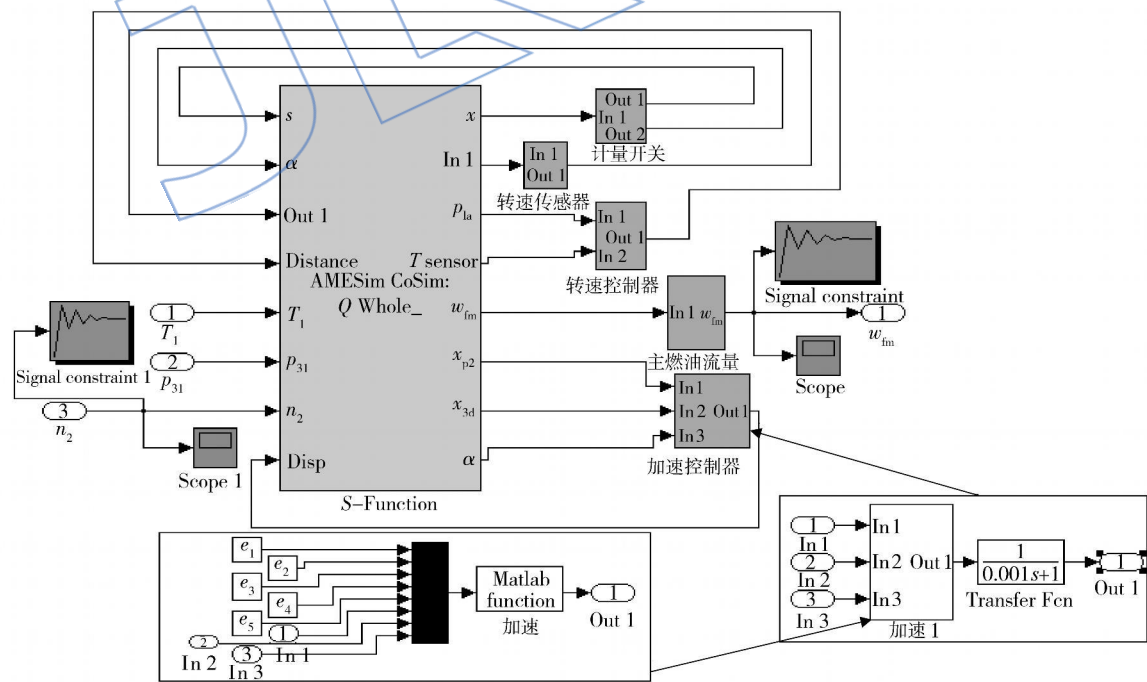


图2 Simulink 下联合仿真模型
Fig.2 Co-simulation model based on Simulink

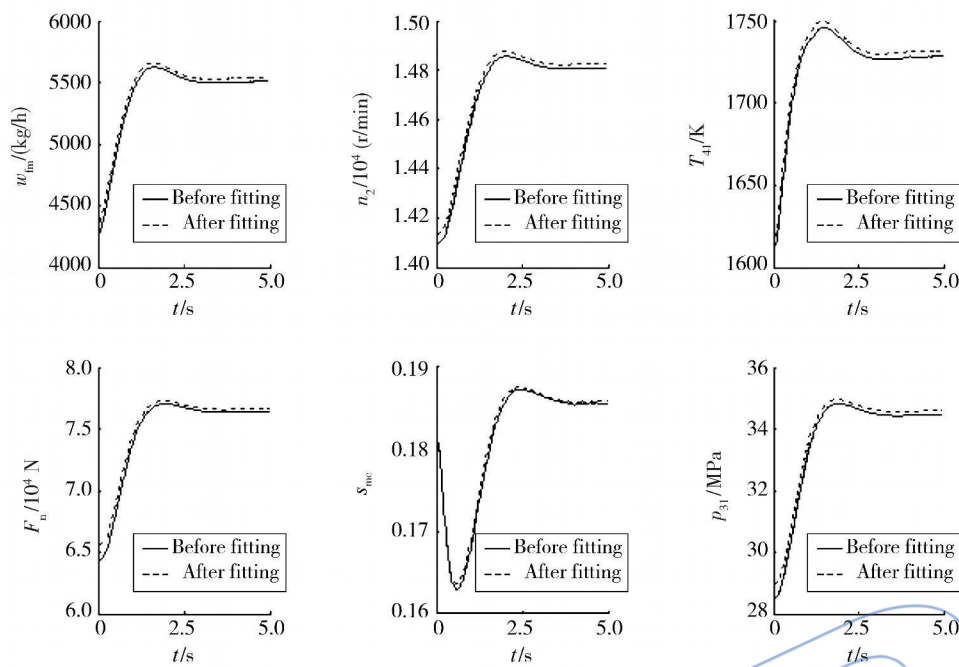


图 3 拟合前后加速过程各参数变化

Fig. 3 Parameters variation in the acceleration before and after fitting

3 自动加速器优化设计

液压机式自动加速器中的杠杆比和弹簧弹性系数、初始预紧力等属于微调系数,对整体加速性能的影响是线性变化的^[10],加速规律主要由凸轮型面决定,因此加速性能的好坏也就取决于凸轮型面.加速过程中转速控制器温度凸轮大车型面计算的供油量通过综合杠杆作用于比较杠杆的上端,同时加速控制器反馈凸轮型面计算的供油量通过反馈杠杆作用于比较杠杆的转动支点,通过调节比较杠杆的位置和支点决定加速活门开度,调节供油量^[11].加速过程调节供油量原理如图 4 所示,因此本文选取这两个凸轮型面作为优化对象.

3.1 凸轮型面曲线拟合

为了能够对凸轮型面进行优化设计,需要对原插值凸轮型面进行处理.利用 Matlab 里面的 Curve fitting 工具箱对两凸轮型面进行曲线拟合.曲线拟合最重要的是选取一个比较好的拟合方法,使拟合产生的误差尽可能小,精度尽可能高. Curve fitting 工具箱提供的拟合方法有 Fourier series 拟合, Gaussian 拟合,多项式曲线拟合法等^[12].鉴于拟合曲线的函数表达式应既简单又便于计算和分析,多项式函数可以很好地满足这

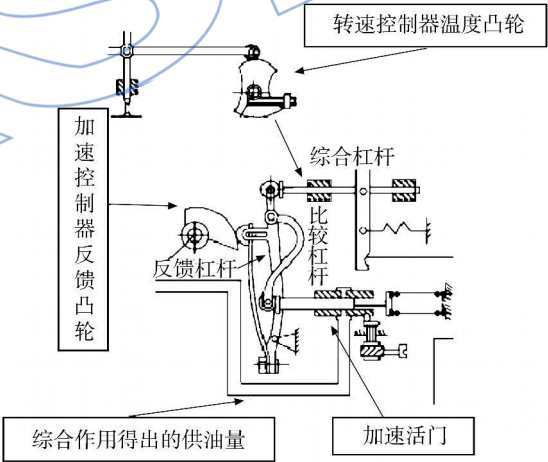


图 4 加速过程调节供油量原理

Fig. 4 Principle of adjusting the fuel flow for acceleration

种要求;且用其作为拟合曲线能使优化前后凸轮型面的变化直观可见,所以本文选用多项式曲线拟合法处理凸轮型面.为保证拟合精度,对复杂凸轮型面采用分段多项式曲线拟合方法.拟合后的转速控制器温度凸轮大车型面

$$y_1 = c_1(x + 220.0)^2 + c_2(x + 220.0) + c_3(x + 220.0) \leq 195.0 \quad (4)$$

$$y_1 = c_4(x + 220.0)^3 + c_5(x + 220.0)^2 + c_6(x + 220.0) + c_7 195.0 < (x + 220.0) \leq 245.0 \quad (5)$$
$$y_1 = c_8(x + 220.0)^2 + c_9(x + 220.0) + c_{10}(x + 220.0) > 245.0 \quad (6)$$

其中 x 代表大车凸轮角度($^{\circ}$), y_1 代表大车凸轮半径(cm), $c_1 \sim c_{10}$ 代表凸轮型面拟合系数, 温度凸轮大车型面初始角度为 220.0° .

加速控制器反馈凸轮型面

$$y_2 = a_1 e^4 + a_2 e^3 + a_3 e^2 + a_4 e + a_5 \quad (7)$$

其中 e 代表反馈凸轮角度($^{\circ}$), y_2 代表反馈凸轮半径(cm), $a_1 \sim a_5$ 代表凸轮型面拟合系数.

图 3 中的虚线表示两凸轮型面拟合后加速过程各参数变化. 对比图 3 中拟合前后各参数变化, n_2 最大相对误差为 19 r/min , 最大误差率为 0.128% , 超调量 σ 误差为 0.27% , 上升时间 t_r 和调节时间 t_s 基本不变, 最小 s_{mc} 及稳定后的 w_{fm} , T_{41} , F_n , p_{31} 误差率分别为 0.45% , 0.54% , 0.17% , 0.29% 和 0.35% . 由此可见对原插值凸轮型面的曲线拟合精度高, 拟合误差对加速性能的影响可以忽略.

3.2 凸轮型面多目标优化

本文的主要工作是对某型涡扇发动机的液压机械式自动加速器进行优化设计, 控制量为主燃油流量 w_{fm} , 被控制量为高压转子转速 n_2 , 采用自动加速器对发动机非线性模型的 n_2 进行控制. 将两凸轮型面对应的多个待优化系数 $c_1 \sim c_{10}$ 和 $a_1 \sim a_5$ 输入自动加速器, 选用 Matlab 优化工具箱中的 SQP 算法及所属的 fmincon 优化函数对两凸轮型面进行多目标优化设计. 加速过程所考虑的各项约束条件为: $s_{mc} > 0.16$, $T_{41} < 1750 \text{ K}$, $n_2 < 14900 \text{ r/min}$, $p_{31} < 3.5 \text{ MPa}$. 多目标优化问题可以描述为

$$\begin{cases} \min t_r \\ \min \sigma \\ \min t_s \end{cases} \quad (8)$$

这三个性能指标具有明显的耦合关系, 单目标优化会导致其中一个性能指标得到改善的同时其他性能指标明显退化. 这就需要协调各目标函数, 取得综合最优的加速性能. 对于多目标优化极小值问题, 可以选用评价函数法, 根据控制规律设计积累的经验以及各个目标在加速性能中的重要程度, 分别赋予它们一个系数, 然后利用这些带系

数的目标构造把三个目标转化为一个数值目标的评价函数 $f(x)$. 鉴于加速过程超调量比较大, 调节时间比较长, 对发动机加速性能影响最明显; 而上升时间对发动机加速性能影响相对较小, 所以取 $\omega_1 = 0.2$, $\omega_2 = 0.4$, $\omega_3 = 0.4$. 即转化为

$$\min f(x) = \omega_1 t_r + \omega_2 \sigma + \omega_3 t_s \quad (9)$$

$$\sum_{i=1}^3 \omega_i = 1, \quad \omega_i > 0 \quad (10)$$

凸轮型面优化主流程如图 5 所示.

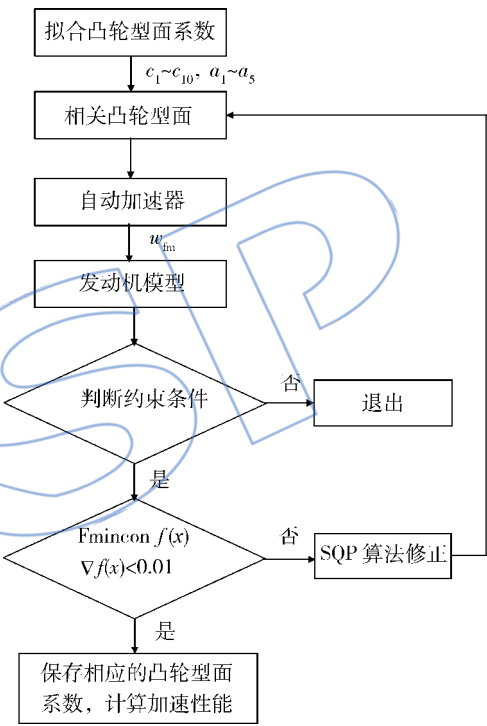


图 5 凸轮型面优化主流程
Fig. 5 Mainframe of optimization of cam surface

图 6 中的实线表示原加速过程各参数变化, 虚线表示两凸轮型面优化后加速过程各参数变化. 对比图中优化前后各参数变化, 加速前期各参数变化基本相同, s_{mc} 最小值基本不变; 加速后期 n_2 稳定值基本不变, 最大值由 14856 r/min 降到 14831 r/min , 相应的超调量 σ 由 6.45% 减小到 1.41% , 上升时间 t_r 延迟了 0.13 s , 调节时间 t_s 缩短了 0.62 s ; w_{fm} 保持平稳上升, 相应的 T_{41} , F_n 和 p_{31} 平稳上升, 且局部变化率均变小. 由此可知通过牺牲一点加速过程的上升时间, 可以使超调量减小, 调节时间缩短, 加速性能得到明显改善; 同时由于 T_{41} 上升曲线的平稳, 涡轮前最高温度降幅较大, 降低了发动机关键部件的热机械损伤程度, 有利于增加相关部件的使用寿命^[8].

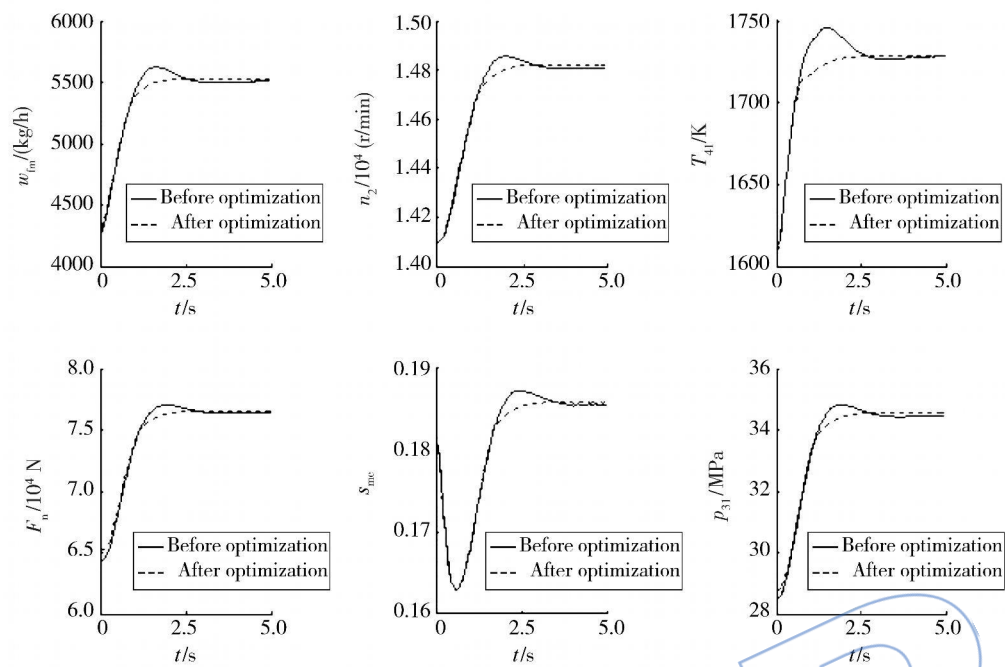


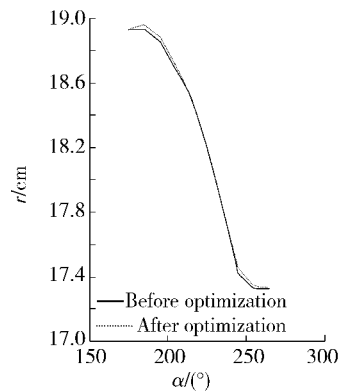
图 6 优化前后加速过程各参数变化

Fig. 6 Parameters variation in the acceleration before and after optimization

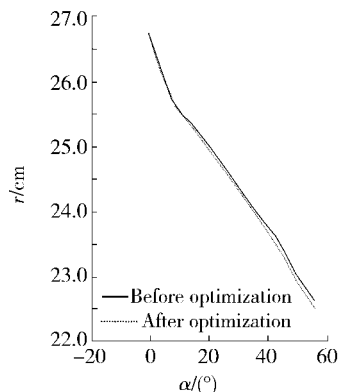
4 凸轮型面变化分析

自动加速器优化设计后两凸轮型面在一定角度范围内有细微的修正(图 7). 转速控制器温度凸轮大车型面在 245°~ 265°半径减小, 相当于转速控制器通过液压机械执行机构调小对应加速过程的供油量; 在 185°~ 205°半径增大, 相当于通过液压机械执行机构控制高压压气机导流叶片控制器减小发动机的空气流量, 使之与转速控制器调

小的供油量相对应, 维持相应的油气比系数和余气系数. 同时加速控制器反馈凸轮型面在 10°~ 55°半径减小, 对应加速过程凸轮与反馈杠杆的接触点半径减小, 比较杠杆支点左移, 开大了加速活门通随动活塞上腔的放油路, 减小了对应加速过程的供油量^[11]. 通过修正转速控制器温度凸轮大车型面和加速控制器反馈凸轮型面, 达到了优化设计自动加速器的目的.



(a) 大车型面角度和半径的对应关系



(b) 反馈凸轮型面角度和半径的对应关系

图 7 优化前后凸轮型面变化

Fig. 7 Cam surface variation before and after optimization

5 结 论

液压机械式自动加速器是涡扇发动机主控制系统中最复杂的控制装置, 其正常工作涉及多个凸轮计算装置. 本文以某型涡扇发动机的液压机械式自动加速器为研究对象, 针对起决定作用的凸轮开展优化研究. 仿真结果表明本文所采用的优化设计方法是可行的, 可以使加速性能得到明显改善, 且有利于延长涡轮等相关部件的使用寿命^[8].

利用模型对某型涡扇发动机液压机械式自动加速器进行优化设计, 大大降低了实际试车的成本和风险. 优化设计方法对于涡扇发动机液压机械式自动加速器的调试、修改设计、改进改型有指导意义.

参考文献:

- [1] Connors T R. Thrust stand evaluation of engine performance improvement algorithms in an F-15 airplane[R]. AIAA-92-3747, 1992.
- [2] 孙健国. 面向 21 世纪航空动力控制展望[J]. 航空动力学报, 2001, 16(2): 97-102.
SUN Jianguo. Prospects of aeroengine control development in the early time of the 21st century [J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(2): 97-102. (in Chinese)
- [3] Betts J T. Computing optimal low thrust trajectories to the moon[J]. European Space Agency (Special Publication), 2003, 51(6): 143-146.
- [4] Herman A L. Optimal low-thrust earth-orbit transfer using higher order collocation methods[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2002, 25(1): 40-47.
- [5] 李玥, 孙健国. 基于遗传算法的航空发动机多目标优化 PID 控制[J]. 航空动力学报, 2008, 23(1): 174-178.
LI Yue, SUN Jianguo. Multi-objective optimization of aero engine PID control based on multi-objective genetic algorithms[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(1): 174-178. (in Chinese)
- [6] 谢寿生. A-31 加力涡扇发动机[M]. 西安: 空军工程学院出版社, 2002.
- [7] 任新宇, 郭迎清, 姚华廷. 基于 AMESim 的航空发动机防喘调节器性能仿真研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 572-576.
REN Xinyu, GUO Yingqing, YAO Huating. A simulation of the anti-surge regulator performance for the aero engine using AMESim [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 572-576. (in Chinese)
- [8] GUO T H, Chen P, Jaw L. Intelligent life-extending controls for aircraft engines[R]. AIAA-2004-6468, 2004.
- [9] 付永领, 祁晓野. AMESim 系统建模和仿真[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
- [10] 李阔, 郭迎清. AMESim 仿真技术在航空动力控制系统中的应用[J]. 计算机仿真, 2009, 32(1): 107-110.
LI Kuo, GUO Yingqing. Application of AMESim in aero power plant system [J]. Computer Simulation, 2009, 32(1): 107-110. (in Chinese)
- [11] 周宗才. 苏 27 飞机推进系统控制[M]. 北京: 中国人民解放军空军装备技术部, 1997.
- [12] 张志涌. 精通 MATLAB 6.5 版[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2003.