

文章编号: 1000-8055(2007)07-1200-04

航空发动机过渡态全局寻优 控制方法研究

赵琳, 樊丁, 陕薇薇

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 为了对发动机的动态过程进行控制, 提出了一种基于 SQP 的全局寻优控制方法. 每一步寻优过程分为长程优化和短程优化两个阶段. 根据长程优化结果, 重构了关联目标函数, 在此基础上, 进行了短程优化修正, 并利用修正结果进行控制. 将这种方法应用于某型航空发动机的过渡态控制中, 得到了理想的控制结果. 仿真结果表明该方法能较好地解决一般局部优化方法在有纯延迟、模型失配等情况下的优化控制效果下降的问题.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 全局寻优控制; 航空发动机; 非线性系统; 长程优化; 短程优化
中图分类号: V233.7 **文献标识码:** A

A global optimization approach to aero-engine under transient conditions

ZHAO Lin, FAN Ding, SHAN Wei-wei

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

Abstract: A global optimization based on sequential quadratic programming (SQP) is proposed for aero engine control in dynamic process. Optimization process consists of an overall and a component phase. The authors have implemented algorithm which employs the overall optimal results to redesign relating objective functions. Based on this, component optimization has been carried out with the purpose of correction and the result has been used for cycle control. This approach is applied to aero-engine control under transient conditions. As a result, the process is perfect. The simulation showed that this method can solve the problem that the general local optimization is unfeasible for the system with pure delay part and unmatched model.

Key words: aerospace propulsion system; global optimal control; aero engine; nonlinear system; overall phase; component phase

航空发动机的优化控制问题是发动机控制研究的重要课题. 近年来, 围绕发动机的过渡过程的优化开展了很多研究工作. 由于发动机的优化是多种约束下的优化, 而 SQP 方法沿约束边界的搜

索能力非常突出^[1-2]. 因而利用 SQP 方法进行发动机寻优控制符合发动机的控制需要. 然而这些方法存在着一定的缺陷, 表现在: 它进行的是局部优化, 即仅针对下一个控制点的控制输出变量进行优化, 实现目标的局部最优^[3-5]. 当被控对象含

收稿日期: 2006-06-07; 修订日期: 2006-10-25

作者简介: 赵琳(1979-), 女, 辽宁铁岭人, 博士生, 主要从事航空推进系统控制的研究.

有纯延迟环节、大惯性或为非最小相位特性时,或被控对象模型与实际有较严重的失配时,局部优化结果并不能保证其最优性。

本文提出一种新的基于 SQP 的全局寻优方法,进行长程和短程同时协调优化。既保证了模型失配和纯延迟环节情况下的优化效果,又有较好的稳健性,同时还有较快的优化速度。

1 发动机 SQP 寻优控制的原理与问题

被控对象是某型双转子混合排气加力式涡扇发动机,控制算法中采用的发动机数学模型为非线性实时模型。加速过程的燃油控制计划为:控制发动机的主燃油流量 W_f ,使低压压气机转速 N_1 即快又稳地达到并保持在给定的控制目标 N_{1c} 上。控制计划可以被描述为带约束的优化问题。目标函数^[6-7]

$$\min J = \int_0^T [N_{1c} - N_1(t)]^2 dt \quad (1)$$

离散后为

$$\min J = \sum_{i=1}^n (N_1[i] - N_{1c})^2 \quad (2)$$

所考虑的约束条件包括:压气机最小喘振裕度、高压涡轮前最高温度、受控转子最大转速、主燃烧室最大油气比、主燃烧室最小油气比、主燃烧室最大供油量、主燃烧室供油量变化率^[6]。

基于 SQP 算法的涡扇发动机加速过程优化的原理是:根据当前被控制量的状态反馈与控制目标值间的偏差量,利用 SQP 算法优化得到一组最佳的控制输出,在满足所有的状态约束的前提下,实现目标函数最小^[6,8-9]。

上述的优化序列的长度 $n=1$,故称为局部优化,若优化长度大于控制作用对系统影响的有效长度,则称为全局优化。实际上,由于优化的计算时间将随优化长度 n 的增加,呈 3 次以上的级数增加,且收敛性无法保证,所以直接进行全局优化是困难的。因而基于 SQP 的发动机优化控制研究通常采用局部优化。

2 发动机全局寻优控制方法

本文提出的全局寻优方法,借鉴了预测控制的思想^[10]。其具体包括了两个步骤:首先是长程预测优化,然后基于优化结果,重构关联目标函数,进行短程修正,将修正结果输出,基于修正结果,再进行下一轮的长程、短程优化,如此循环迭

代,进行滚动控制。

首先,构造长程参考优化序列: $\overline{W}_f^{(k)}[1], \dots, \overline{W}_f^{(k)}[n]$ 其中 k 为滚动循环次数,令其满足

$$\overline{W}_f^{(k)}[i] = \overline{W}_f^{(k)}[0] + [1 - \exp(-\alpha \cdot i/n)] \cdot \Delta W_f^{(k)} \quad (3)$$

其中 α 为柔化系数,可以是预先经验给定的。由于优化控制方法对 α 的取值有较强的容差性,本文不妨取 $\alpha=1$ 。

取 ΔW_f 为优化参数,利用局部 SQP 方法进行优化使目标函数(2)最小。长程优化得到参考优化序列: $\overline{W}_f^{(k)}[1], \dots, \overline{W}_f^{(k)}[n]$, 此时的转速序列为: $\overline{N}_1^{(k)}[1], \dots, \overline{N}_1^{(k)}[n]$ 可表示为

$$\overline{N}_1^{(k)}(i) = N_1(\overline{W}_f^{(k)}(1), \overline{W}_f^{(k)}(2), \dots, \overline{W}_f^{(k)}(n)), \quad (i=1, \dots, n) \quad (4)$$

令下一点的供油量为 $\hat{W}_f^{(k)}[1]$, 取供油控制序列为 $\hat{W}_f^{(k)}[1], \overline{W}_f^{(k)}[2], \dots, \overline{W}_f^{(k)}[n]$, 令此时的转速序列为: $\hat{N}_1^{(k)}[1], \dots, \hat{N}_1^{(k)}[n]$ 。则重构目标函数为

$$J = \sum_{i=1}^n f[N_{1c}(i), \overline{N}_1^{(k)}(i), \hat{N}_1^{(k)}(i)] \quad (5)$$

$f(\cdot)$ 具体表示为

$$\left\{ \begin{aligned} f(\cdot) &= [|N_{1c}(i) - \overline{N}_1^{(k)}(i)| + \beta \cdot |\overline{N}_1^{(k)}(i) - \hat{N}_1^{(k)}(i)|^2] \\ &\quad (Y_1 \leq 0, Y_2 > 0) \\ f(\cdot) &= [\overline{N}_1^{(k)}(i) - N_{1c}(i)]^2 \\ &\quad (Y_1 > 0, Y_2 > 0) \\ f(\cdot) &= \{\beta \cdot [N_{1c}(i) - \hat{N}_1^{(k)}(i)]\} \\ &\quad (Y_2 \leq 0) \end{aligned} \right.$$

而

$$Y_1 = |\overline{N}_1^{(k)}(i) - N_{1c}(i)| - |\hat{N}_1^{(k)}(i) - N_{1c}(i)|$$

$$Y_2 = [\overline{N}_1^{(k)}(i) - N_{1c}(i)] \cdot [\hat{N}_1^{(k)}(i) - N_{1c}(i)]$$

其中 β 为“谨慎”系数,一般有 $1 < \beta < 10$, β 越大,则修正越“谨慎”,可以根据系统的控制稳健性要求依据经验选取 β 值。

若需考虑输入量对目标函数的影响程度,也可以在目标函数上增加权系数,则公式(5)变为

$$\begin{aligned} J &= \sum_{i=1}^n (\omega)^\lambda \cdot f[N_{1c}(i), \overline{N}_1^{(k)}(i), \hat{N}_1^{(k)}(i)] \\ \omega &= |[N_1^A(i) - \overline{N}_1^{(k)}(i)] / [N_1^{Td}(i) - \overline{N}_1^{(k)}(i)]| \\ N_1^A(i) &= N_1(\overline{W}_f^{(k)}(1) + \Delta, \overline{W}_f^{(k)}(2), \dots, \overline{W}_f^{(k)}(n)) \\ N_1^{Td}(i) &= N_1(\overline{W}_f^{(k)}(1) + \Delta, \overline{W}_f^{(k)}(2) + \Delta, \dots, \overline{W}_f^{(k)}(n) + \Delta) \end{aligned} \quad (6)$$

其中 Δ 为足够微小的偏移量, $0 \leq \lambda \leq 1$, 当模型越准

确, λ 取值越大, 而模型失配越严重, λ 取值越小。

以公式(6)为目标函数, 约束条件不变, 采用 SQP 优化, 求得 $\hat{W}_i^{(k)} [1]$ 为控制输出, 令 $k+1 \Rightarrow k$, 进入滚动优化控制。

这种方法把全局的、长期的预测与当前的局部修正相结合, 用全局预测约束当前控制量, 使局部优化与全局优化的目标相一致, 从而通过滚动进行得到较优的控制序列。

3 全局寻优控制法仿真结果及分析

将全局 SQP 优化控制仿真应用于某型涡扇发动机, 考虑发动机存在 0.02 s 的燃烧延迟, 并简化约束条件, 考虑的约束包括: 高低压转子最大转速约束、压气机稳定性约束, 及最高温度约束、燃油变化率约束。取值 $\beta=6$, $\lambda=0.1$ 。取优化序列长度 $n=10$ 。为检验全局 SQP 优化控制的特点, 分三种情况进行仿真。

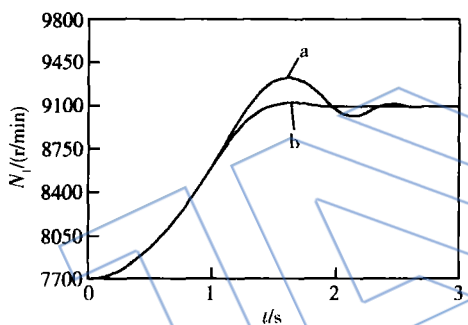


图1 单步与全局优化算法转速响应曲线对比图
Fig. 1 Comparison of response of rotating speed between local and global optimization algorithm

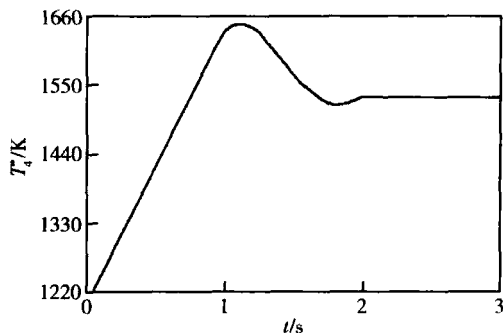


图2 涡轮前温度响应曲线
Fig. 2 Response of high-pressure turbine inlet temperature

第一种情况: 仿真一般条件下的一个加速过程, 转速变化如图1中曲线b所示, 涡轮前温度变

化如图2所示, 供油量变化如图3所示。从图中可以看出, 在加速过程中, 有效的利用涡轮前温度的裕度, 合理的改变供油量, 使得转速又快又稳的达到目标值。若采用局部 SQP 优化控制, 由于系统存在延迟, 就会出现小幅超调, 转速变化如图1中曲线a所示。

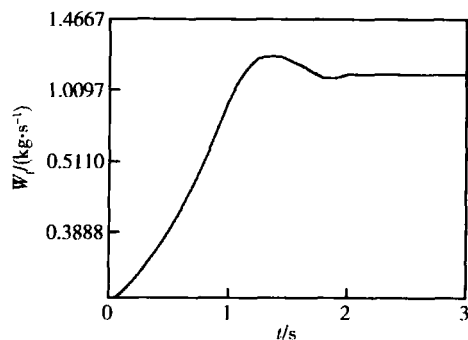


图3 供油量响应曲线

Fig. 3 Response of main fuel flow

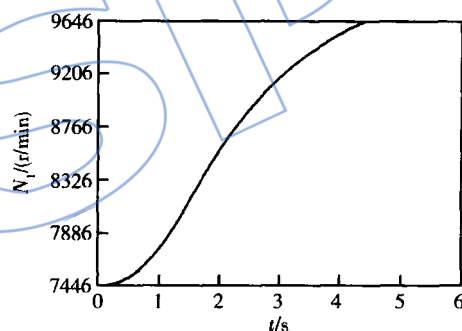


图4 高空下转速响应曲线

Fig. 4 Response of fan rotor speed in high altitude

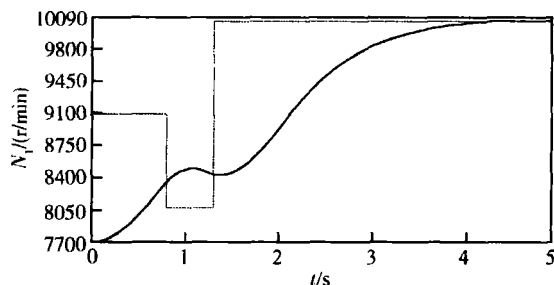


图5 转速目标变化线与优化控制后的转速响应线
Fig. 5 Object and response of fan rotor speed

第二种情况: 考虑在 12 000 m 高空条件下的全程加速过程, 考虑 0.06 s 的燃烧延迟, 则转速响应线如图4所示, 表明在高空条件下, 全局 SQP 方法依然能够较好的控制, 若采用局部 SQP, 则控制效果进一步恶化。在图4中, 由于压气机稳定性限制, 低压最大转速下降, 并且调节时间增长。

第三种情况: 仿真发动机油门手柄反复推动

(油门手柄给定的是目标转速,即: $N_{1c} = f(\alpha, T_1^*)$) 时的发动机的响应过程,目标转速如图 5 中的虚线所示,全局优化控制下的转速变化如图 5 中实线所示.从图可见,尽管目标转速变化剧烈,但全局寻优控制的结果仍然十分理想.

全局寻优控制的时间较单步优化有所增加,其增加的量随优化序列长度的增加而稍有增加.本算例中所需的计算时间约为局部 SQP 优化控制的 3.6 倍.

4 结 论

本文提出的全局寻优控制方法,既充分利用了 SQP 算法沿约束边界的快速搜索能力,又保证了多步全局优化,改善了算法的稳定性和适应性.可以满足航空发动机控制要求.

参考文献:

- [1] 茨木俊秀,福岛雅夫.最优化方法[M].北京:世界图书出版社,1997.
- [2] 杨冰.实用最优化方法及计算机程序[M].哈尔滨:哈尔滨船舶工程学院出版社,1994.
- [3] Daniele P, Campana E F. High-fidelity models and multiobjective global optimization algorithms in simulation-based design[J]. Journal of Ship Research, 2005, 49(3): 159-175.
- [4] Dachwald B. Evolutionary neurocontrol a smart method for global optimization of low-thrust trajectories[R]. AIAA 2004-5405.
- [5] Branscome C, Mavris D. A regression confidence band approach to global optimization[R]. AIAA 2004-4463.
- [6] 戚学峰,樊丁,陈耀楚.用多目标 FSQP 算法实现涡扇发动机多变量非线性控制[J].西北工业大学学报,2004,22(5):644-648.
QI Xuefeng, FAN Ding, CHEN Yaochu. On a novel multi-objective FSQP algorithm for multi-variable nonlinear control of turbofan engine[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2004, 22(5): 644-648.
- [7] 陈光明,樊丁. SQP 方法在航空发动机加速控制中的应用研究[J].航空动力学报,1999,14(3):313-316.
CHEN Guangming, FAN Ding. Application of SQP to aerospace power[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(3): 313-316.
- [8] Christof B, Helmut M. SQP-methods for solving optimal control problems with control and state constraints adjoint variables: sensitivity analysis and real-time contr[J]. Journal of Computational and Applied Mathematics, 2000, 120(1): 85-108.
- [9] 丁凯峰,樊思齐.变几何涡扇发动机加速控制规律优化设计[J].推进技术,1999,20(2):17-20.
DING Kaifeng, FAN Siqi. Optimal design of accelerating control law for variable geometry turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(2): 17-20.
- [10] 金以慧.过程控制[M].北京:清华大学出版社,1999.