

涡轴发动机加速过程中的寿命延长优化控制

王运知¹, 成本林², 黄向华³

(1. 中国航空工业集团公司

南方航空工业(集团)有限公司 产品设计所, 湖南 株洲 412002;

2. 中国航空工业集团公司 航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;

3. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 在涡轴发动机加速控制中,同时考虑发动机性能和寿命,优化加速控制策略,设计寿命延长控制.分析了加速过程中的气动稳定性、强度、燃烧稳定性以及功率等限制条件,采用序列二次规划法(SQP)优化算法进行加速控制中的燃油流量优化;根据燃气涡轮第 1 级静子冷却叶片温度最大值及其叶片型面与端壁的最大温差是影响发动机寿命的主要因素,采用两种寿命延长优化算法,一种是改变涡轮前温度的限制值,另一种是将涡轮前温度和动力涡轮转速同时作为优化目标,根据加权法进行折中.针对某涡轴发动机加载控制过程分别对两种寿命延长控制优化算法进行了仿真,结果表明两种方法均能有效降低涡轮前温度,并对动态性能影响较小,因此优化后的控制策略能有效延长发动机寿命.

关 键 词: 涡轴发动机; 寿命延长控制; 加速过程优化策略; SQP 优化算法; 涡轮静子冷却叶片温度
中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Research on life-extending optimization control in acceleration control of turbo-shaft engine

WANG Yun-zhi¹, CHENG Ben-lin², HUANG Xiang-hua³

(1. Product Design Department, South Aviation Industry Limited Corporation,
Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;

2. Aviation Powerplant Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;

3. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In the acceleration control of turbo-shaft engine, life-extending control was designed by the acceleration schedule optimization by taking into consideration engine performance as well as life usage. Constraints such as aerodynamic stability margins, structural strength, combustion stability and power limitation were considered, sequence quadratic program (SQP) optimization algorithm was adopted to optimize the fuel flow of the acceleration schedule. Given that the major influential factors of engine life are the maximum temperature of the turbine first stage cooled stator and the maximum temperature difference between the airfoil and the endwall, two life-extending control methodologies were studied. The first methodology was used to modify the maximum temperature limitation to reduce the temperature of the first stage stator of turbine. The second methodology was performed by an optimization between turbine inlet temperature and shaft speed, and proper trade-offs were provided between them. Simulation of dynamic load process of a kind of turbo-shaft engine

showed that both optimization methodologies can drastically reduce turbine stator temperature with minimum sacrifice in performance, then the optimized acceleration schedule can effectively prolong the life of engine.

Key words: turbo-shaft engine; life-extending control; optimized acceleration schedule; sequence quadratic program (SQP) optimization algorithm; temperature of turbine cooled stator blade

传统航空发动机控制系统的主要目的是对飞行员的指令有尽可能快的推力或轴功率响应. 在某些条件下, 如起飞、盘旋、空中格斗或紧急降落, 希望响应要快; 然而, 快速响应导致的最显著的代价是减少发动机部件寿命, 这是由于增加的热负荷和机械负荷引起的. 发动机寿命延长控制是在保持发动机性能基本不变的前提下, 延长发动机部件寿命, 特别是热端重要寿命件如盘、叶片和静子的寿命, 它的目标是在没有显著性能损失的情况下减小发动机部件上的应力, 从而保证发动机更高的在翼时间, 增加飞机的作战效能, 同时降低维修次数, 减少维修费用; 对于民机领域来说发动机寿命的延长可以极大地降低航空公司的运营成本, 提高发动机的经济性.

1991年 Lorenzo 与 Merrill^[1]首次提出寿命延长控制(life-extending control, LEC)的概念, 随后美国航空航天局 Glenn 研究中心等机构^[1-4]用试验证明了在模拟状态下可以增加火箭发动机结构耐久性. 20世纪90年代中期, LEC 概念被应用到燃气涡轮发动机上^[5-6]. 通用电气、霍尼韦尔、普惠公司分别使用不同的方法进行研究, 以提高发动机的使用寿命. 研究表明, 通过提高发动机全权限数字控制的品质、降低加速后期的超调量, 仅降低最后10%的加速过程的燃油流量和涡轮温度, 就可以显著延长热机械疲劳和蠕变/断裂寿命, 同时加速时间增加很小, 仍可满足美国联邦航空管理局对发动机加速时间的要求. 航空发动机寿命延长控制可以通过调整发动机加减速逻辑, 也可以将发动机性能和寿命同时作为控制系统优化目标, 重新设计、优化控制策略, 达到寿命延长的目的. Glenn 实验中心的 Guo 等人^[7]建立某商用发动机的高压涡轮第1级冷却静子叶片热机械疲劳损伤模型, 将其作为优化目标函数, 对原有发动机的加速控制规律进行优化, 能明显降低叶片温度和叶片前后缘的温差, 使叶片寿命比原来增加近30%. 寿命延长控制目前已在服役的 FADEC 系统中得到了验证. 美国空军的 F110 发动机使用寿命延长计划使发动机的安全性和可靠性

提高、使用寿命延长、维护费用降低, 预计能使该发动机在 F16 战斗机上能够可靠地使用到 2025 年. 文献[8]认为由于发动机工作过程的性能蜕化造成涡轮间隙增加, 使涡轮效率降低, 从而使排气温度增加, 因而采用主动间隙控制可以将涡轮叶尖间隙调节到合适值, 能延长发动机33%的使用寿命.

本文以某型涡轴发动机为研究对象, 采用多目标非线性优化控制方法, 即将发动机性能和寿命同时作为控制系统优化目标, 在尽量不损失发动机的加速性能, 同时考虑到发动机运行的非线性特性、热机械疲劳的复杂性和加速限制等因素, 以延长发动机寿命.

1 涡轴发动机过渡态工作限制

某型涡轴发动机采用不可调喷管, 压气机进口导叶角度根据燃气发生器转速 n_g 开环调节, 在直升机飞行过程中, 保持动力涡轮转速 n_p 不变^[9-10]. 当推总距杆加载时, 由于发动机本身、减速器及传动装置的强度限制, 因此需要对于动力涡轮输出功率加以限制. 综合考虑气动稳定性、强度、燃烧稳定性^[11-12], 给出涡轴发动机过渡态工作过程主要限制参数如下^[13]:

燃气发生器最大转速 $n_{g, \max}$ 限制

$$n_{g, \max} = f_1(T_1, p_1) \quad (1)$$

式中 T_1 , p_1 分别为发动机进口总温和总压.

燃气发生器喘振裕度 M_s 限制

$$M_s > M_{s, \min} \quad (2)$$

式中 $M_{s, \min}$ 为 M_s 的最小值.

动力涡轮最大转速 $n_{p, \max}$ 限制

$$n_{p, \max} = f_2(T_1) \quad (3)$$

燃气涡轮进口最大温度 $T_{41, \max}$ 限制

$$T_{41, \max} = f_3(T_1) \quad (4)$$

动力涡轮最大输出功率或扭矩 M_{pt} 限制

$$M_{pt} < M_{pt, \max} \quad (5)$$

式中 $M_{pt, \max}$ 为最大输出扭矩值.

动力涡轮最小输出功率或扭矩限制

$$M_{pt} > M_{pt,min} \quad (6)$$

式中 $M_{pt,min}$ 为最小输出扭矩值。

加速时最大油气比限制

$$F_{ar,max} = f_4(n_{g,cor}) \quad (7)$$

式中 $n_{g,cor}$ 为燃气发生器换算转速。考虑到参数的可测性,油气比 F_{ar} 一般采用 W_f/p_3 来描述,其中 W_f 为燃油流量, p_3 为涡轮出口总压。

减速时油气比限制

$$F_{ar,min} = f_5(n_{g,cor}) \quad (8)$$

式(1)、式(3)、式(4)表征发动机强度限制,燃气涡轮前温度 T_{41} 较高而且测量困难,温度的限制通常采用燃气涡轮出口温度 T_{45} 代替,因而实际应用时通常将最高涡轮前温度限制 $T_{41,max}$ 换算到燃气涡轮后温度限制 $T_{45,max}$,式(2)表征压气机气动稳定裕度限制,式(5)为考虑减速器与传动装置强度限制给出的最大输出扭矩限制,式(6)为对于双发直升机功率匹配所提出的最小输出扭矩或功率限制。在实际工程应用中,动力涡轮的输出功率限制一般以动力涡轮输出扭矩 M_{pt} 的限制来表征。

此外在实际工程中,考虑到燃油泵供油量 W_f 和供油惯性以及转子惯性影响,还存在如下限制条件:

最小燃油流量限制

$$W_{f,min} = f_6(T_1, p_1) \quad (9)$$

最大燃油流量限制

$$W_{f,max} = f_7(T_1, p_1) \quad (10)$$

最大燃油流量变化率限制

$$\dot{W}_f < \dot{W}_{f,max} \quad (11)$$

加速时速率限制

$$\dot{n}_{g,acc} \leq p_1 f_8(n_g) \quad (12)$$

减速时速率限制

$$\dot{n}_{g,dec} \geq p_1 f_9(n_g) \quad (13)$$

2 涡轴发动机加速过程优化

2.1 涡轴发动机加速过程优化

本文采用 SQP 算法进行优化。SQP 算法是求解带约束的一般非线性优化问题最有效的算法之一^[14],其基本思想是在每一迭代点处,以目标函数的二次近似和约束函数的一次近似构造一个二次规划问题,通过二次规划问题的求解确立下降方向,以减少价值函数来取得下一个迭代点,重复这些步骤直到得出原问题的解^[15-16]。

在对发动机加速过程进行优化时,选择燃油流量 W_f 作为优化变量,首先建立涡轴发动机的

部件级数学模型,在此基础上将加速过程抽象成标准的优化问题^[17-18],通过分析抽象的优化目标函数与约束条件。发动机的加速性能优劣通常以加速时间来衡量,然而发动机加速过程为动态过程,加速优化得到的是按时间顺序排列的控制量序列,将加速时间作为优化目标函数需要完成从慢车转速到最大转速的全局优化。这种全局优化方案只适合离线进行,得到的最优加速计划无法实现对发动机工作环境的适应。本文将发动机加速过程的全局优化问题转换为每一个控制步长内的局部优化问题。如果每一个步长内都能尽可能地使发动机加速的更快,整个加速过程所需的时间自然也越短。

在涡轴发动机加速工作过程中,为使得旋翼高效工作,通常需要保持旋翼转速恒定,即保持动力涡轮转速 n_p 恒定,由此涡轴发动机加速过程的优化问题转化为动力涡轮转速的优化问题。选择如下函数作为优化目标函数:

$$J_k = (n_{p,ref} - n_{p,k})^2 \quad k = 0, 1, 2 \quad (14)$$

其中 J_k 表示第 k 个控制步长的优化目标函数, $n_{p,ref}$ 为动力涡轮转子目标转速, $n_{p,k}$ 表示第 k 个控制步长结束后的动力涡轮转子预测转速。目标函数式(14)的含义为,选择当前控制步长的控制量使得当前控制步长结束后,发动机动力涡轮转子的转速尽可能地接近目标转速。

发动机各物理量数量级相差较大,直接使用物理量进行计算不利于各约束条件间的比较,且影响数值计算的稳定性。所以,需要对各物理量进行归一化处理,对目标函数及约束条件分别归一化后可得到 k 时刻($k=1, 2, \dots, n$)涡轴发动机加速过程局部优化问题的标准形式

$$\min J_k = \left[1 - \frac{n_{p,k}}{n_{p,ref}} \right]^2 \Delta t \quad (15)$$

$$g_{1,k} = 1 - \frac{n_{g,k}}{n_{g,max}} \geq 0 \quad (16)$$

$$g_{2,k} = 1 - \frac{M_{s,k}}{M_{s,min}} \leq 0 \quad (17)$$

$$g_{3,k} = 1 - \frac{n_{p,k}}{n_{p,max}} \geq 0 \quad (18)$$

$$g_{4,k} = 1 - \frac{T_{41,k}}{T_{41,max}} \geq 0 \quad (19)$$

$$g_{5,k} = 1 - \left| \frac{n_{g,k} - n_{g,k-1}}{\Delta n_{g,max}} \right| \geq 0 \quad (20)$$

$$g_{6,k} = 1 - \frac{F_{ar,k}}{F_{ar,max}} \geq 0 \quad (21)$$

$$g_{7,k} = 1 - \frac{F_{ar,k}}{F_{ar,min}} \leq 0 \quad (22)$$

$$g_{8,k} = 1 - \frac{W_{f,k}}{W_{f,\max}} \geq 0 \quad (23)$$

$$g_{9,k} = 1 - \frac{W_{f,k} - W_{f,k-1}}{\Delta W_{f,\max}} \geq 0 \quad (24)$$

其中 $W_{f,k-1}$ 位上一个控制步长的优化燃油量, 对于当前控制步长内的局部优化问题来说为常数. 可见, 发动机加速局部优化问题为单目标函数, 多不等式约束的单变量非线性规划问题, 可以使用 SQP 算法求解.

使用 SQP 算法求解单个控制步长内的发动机加速局部优化问题时, 需要计算目标函数的梯度及约束函数的雅可比矩阵. 对于发动机部件级模型, 无法得到其解析解. 可以通过对燃油量施加一个小阶跃, 将梯度用差分来替代. 首先将发动机模型表示为如下形式:

$$[n_{g,k+1}, M_{s,k+1}, n_{p,k+1}, n_{i2,k+1}, F_{ar,k+1}] = f(W_{f,k}) \quad (25)$$

即在当前控制步长开始时, 发动机各状态变量都认为是已知常量, 加速优化过程认为在控制步长开始时完成, 则在控制步长结束时, 发动机的状态由当前控制步长内的燃油量 $W_{f,k}$ 唯一决定. 给燃油量施加一个小增量 δ , 得到

$$[n_{g,k+1} + \delta n_g, M_{s,k+1} + \delta M_s, n_{p,k+1} + \delta n_p, n_{i2,k+1} + \delta T_{i2}, F_{ar,k+1} + \delta F_{ar}] = f(W_{f,k} + \delta) \quad (26)$$

由式(16)~式(24)可以得到 $J_k(W_{f,k})$, $J_k(W_{f,k} + \delta)$, $g_{i,k}(W_{f,k})$ 及 $g_{i,k}(W_{f,k} + \delta)$, 其中 $i=1\sim 8$, 则目标函数及约束条件在 $W_{f,k}$ 处的梯度可以由以下公式求得:

$$\frac{\partial J_k(W_{f,k})}{\partial W_{f,k}} = \frac{J_k(W_{f,k} + \delta) - J_k(W_{f,k})}{\delta} \quad (27)$$

$$\frac{\partial g_{i,k}(W_{f,k})}{\partial W_{f,k}} = \frac{g_{i,k}(W_{f,k} + \delta) - g_{i,k}(W_{f,k})}{\delta} \quad (28)$$

$i = 1, \dots, 8$

2.2 加速过程的 LEC 控制

发动机的控制规律主要是保证发动机稳定工作的同时满足飞行器对于发动机性能的各项需求. 除极限限制条件之外, 在控制器加速控制规律的设计过程中通常不考虑发动机部件寿命, 这使得发动机部件在加速过程中处于不必要的恶劣条件而降低发动机寿命^[6].

航空发动机的热端部件, 如涡轮导向叶片、涡轮盘、涡轮叶片等是影响发动机寿命的主要部件, 因此这些部件又常常被称作寿命限制部件. 比较常见的寿命限制部件有压气机叶片、轮盘、燃烧

室, 涡轮叶片、轮盘以及主轴等. 燃气温度、转子转速、燃气成分等均影响其寿命.

涡轮导向叶片寿命长短与叶片上总应变量有直接关系, 并且总应变量与涡轮进口的最高温度 $T_{41,\max}$ 以及静子叶片型面与端壁之间的最大温差 $\Delta T_{\max}$ 呈正相关, 最大温差 $\Delta T_{\max}$ 越大, 总应变量越大^[8]. 如果在发动机加速过程中追求过高的加速性能, 将使得涡轮进口温度上升过快, 前后温度差增大, 叶片上形成较大的热应变量, 那么叶片的寿命就大大降低. 当加速后期供油量过大时, 发动机加速度过快, 转速很容易出现超调, 从而导致温差 $\Delta T_{\max}$ 过大. 若适当地限制发动机加速过程特别是加速后期转子加速度, 就可以降低加速过程中的最大温度差, 从而大大延长叶片的寿命.

综上所述, 本文在缺少完整寿命模型情况下, 对发动机寿命假设如下: ①发动机寿命与涡轮前温度相关; ②发动机寿命与涡轮在最高温度工作的时间相关; ③发动机寿命与涡轮前温度的变化速率相关.

由上述假设, 本文利用 SQP 对发动机加速过程进行 LEC 控制主要从以下两个方面进行: ①降低涡轮前温度; ②降低发动机在最高涡轮前温度工作的时间.

本文提出两种加速过程燃油流量的优化方法.

第 1 种方法考虑改变涡轮前温度限制条件 $T_{41,\max}$ 或与 $T_{41,\max}$ 相应的 $T_{45,\max}$ 实现降低涡轮前温度, 以式(15)作为目标函数进行单目标寻优.

第 2 种方法是在涡轮前最高工作温度限制条件确定的情况下, 考虑降低发动机在最高涡轮前温度的工作时间而实现发动机寿命的延长. 将加速过程的涡轮前温度作为目标函数, 由此 SQP 优化转变为双目标函数的最优化问题. 增加的涡轮前温度目标函数如下:

$$J_{2,k} = (T_{41,\text{ref}} - T_{41,k})^2 \quad k = 0, 1, 2, \dots \quad (29)$$

由于在目标函数 J_k 与 $J_{2,k}$ 之间存在相互影响和相互制约, 因此需要在两个目标函数之间进行折衷, 以便得出整体最优的解. 而 J_k 与 $J_{2,k}$ 之间的折中也就对应于发动机性能与发动机寿命之间的权衡. 对于多目标极小化问题, 通常有主目标函数法、分层序列法和评价函数法这 3 种处理方法. 本文采用评价函数法对该问题进行求解, 它的基本思路是: 根据多目标优化问题的特点和决策者的意图, 构造一个将 m 个目标转化为一个数值

目标的评价函数 $u(f(x))$, 其中 $f(x) = (f_1(x), f_2(x), \dots, f_m(x))^T$. 通过它对 m 个目标 $(f_1(x), f_2(x), \dots, f_m(x))$ 的“评价”, 将求解多目标极小化问题归结为求解与之相关的单目标极小化问题. 对于本文中的双目标函数问题, 采用线性加权和法构造评价函数如下:

$$J_k^* = (1 - \alpha) J_k + \alpha J_{2,k} \quad k = 0, 1, 2, \dots \quad (30)$$

通过调整评价函数中权重 α 的大小, 可以调整发动机工作在最高涡轮前温度的时间.

3 加速过程优化控制的仿真

在加速过程中, 飞行员推负载杆增加旋翼的需求功率, 负载扭矩增大, 而发动机控制器相应地增大燃油流量, 改变核心机工作状态, 提高动力涡轮进口温度, 增加动力涡轮输出功率以匹配负载变化, 以保持旋翼转速不变. 在地面标准条件对涡轴发动机进行旋翼加载仿真, 将负载扭矩在 5 s 内由 $100 \text{ N} \cdot \text{m}$ 加大至 $470 \text{ N} \cdot \text{m}$, 发动机分别采用串级 PID 控制和 SQP 优化控制的仿真结果如图 1 所示.

从图 1 中可以看到, 与串级控制相比, 采用 SQP 优化算法的加速过程中, n_p 的波动有明显减小, 从 3% 减少至 1.5% 以内; n_g 加速时间较串级控制有 2 s 左右的提升, 加速过程也更为平稳; 涡轮前温度 T_{41} 在加速初始阶段有较快的提升, 使

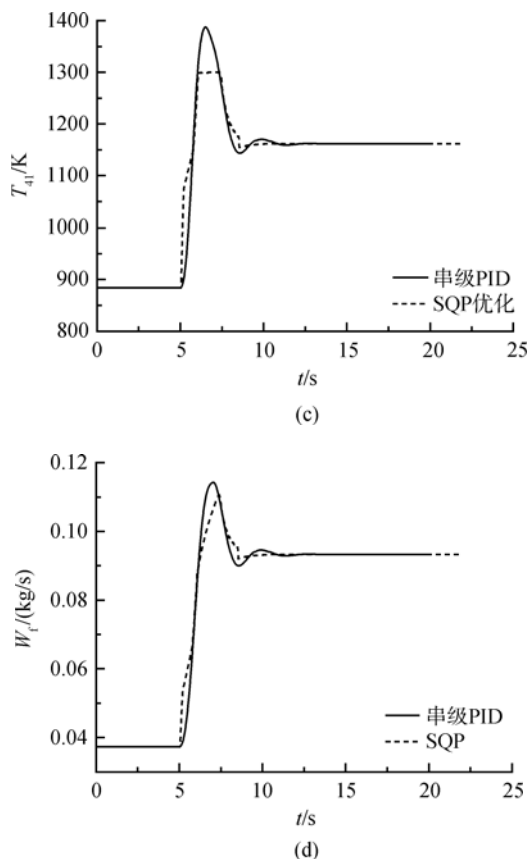
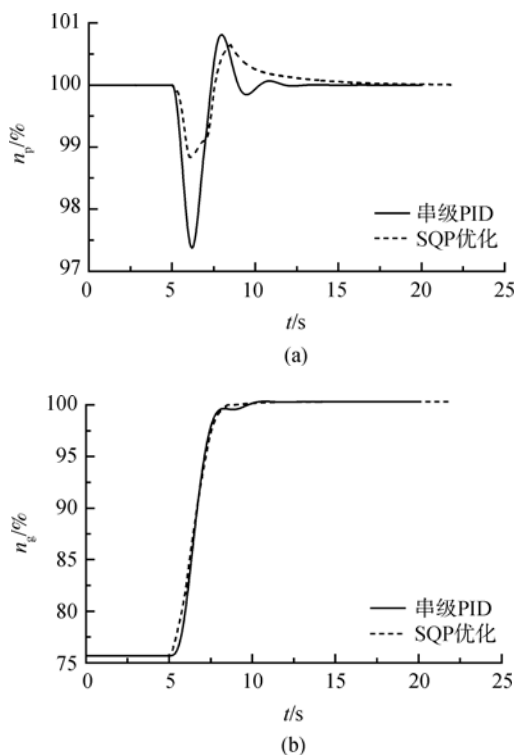


图 1 发动机加载过程 SQP 优化算法仿真结果

Fig. 1 Simulation results by SQP optimization algorithm in dynamic load process

得 n_g 在加速的初期速度上升较快, 而且最高 T_{41} 也较之前有大幅度的降低, 这是由于优化后的燃油流量在加速初期较大而在加速的后期则相对较小, 使得 n_g 迅速提升的同时降低了 n_p 的波动, 使发动机的加载性能得到一定程度的提高.

为了延长涡轮叶片的寿命, 考虑改变涡轮出口温度限制条件, 即通过修改式 (19) 中的 $T_{41, \max}$ 或相应的 $T_{45, \max}$ 的值以实现降低涡轮前温度. 选取 5 个不同的 $T_{41, \max}$ 限制进行仿真, 得到仿真结果如图 2 所示.

由图 2 可知, 改变涡轮前最高燃气温度限制 $T_{41, \max}$ 值之后, n_g 到达目标转速的时间几乎未发生改变, 而 n_p 在加载过程中下垂量略有增加, 因此采用降低涡轮前最高工作温度限制的方法进行 SQP 寻优可以实现发动机寿命与发动机性能的双赢.

图 3 为采用式 (30) 进行加速过程多目标优化的结果. 通过调整评价函数中权重 α 的大小, 调整发动机工作在最高涡轮前温度的时间. 本文选取 2 个权重值与单目标函数寻优结果进行对比仿真.

由图 3 可知, 加入涡轮前温度限制目标函数

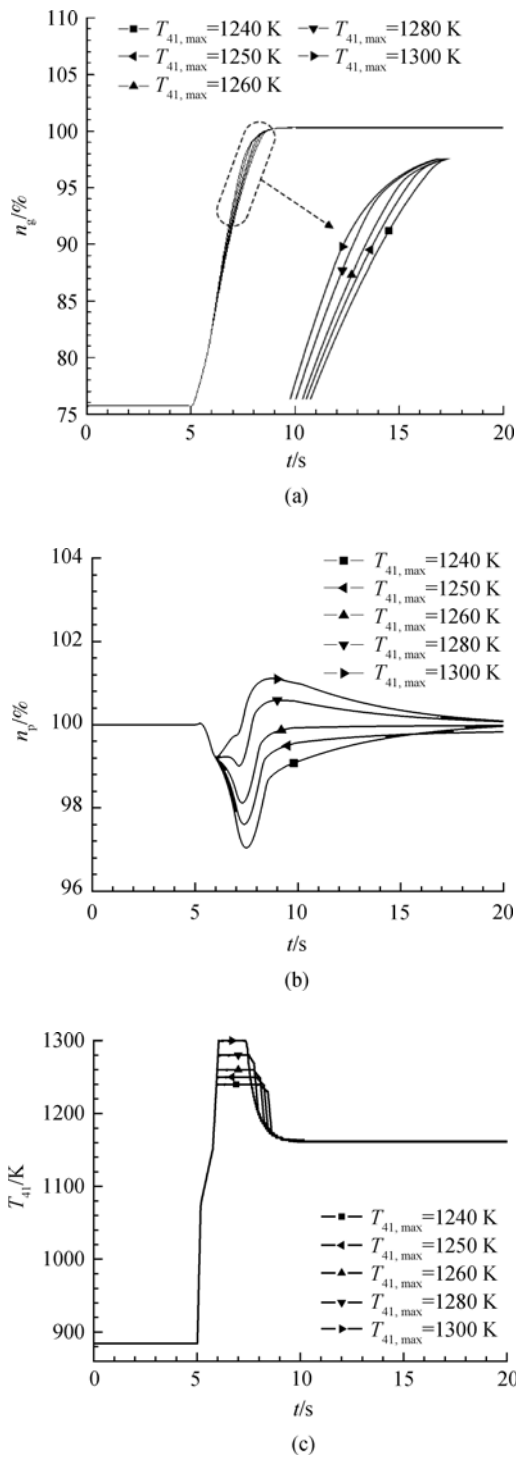


图2 改变最高温度限制加速过程仿真

Fig. 2 Simulation results by changing the maximum temperature limitation in acceleration process

之后, n_g 到达目标转速的所用时间有所增加, 且随着权重的增大时间不断增大, n_p 稳定时间变长; 发动机加速过程中停留在最高涡轮前温度的时间有一定的程度的缩短, 而且在从最高涡轮前温度下降至稳态温度的下降速率有所下降. 因此, 采用双目标优化函数使发动机处于最高涡轮前温

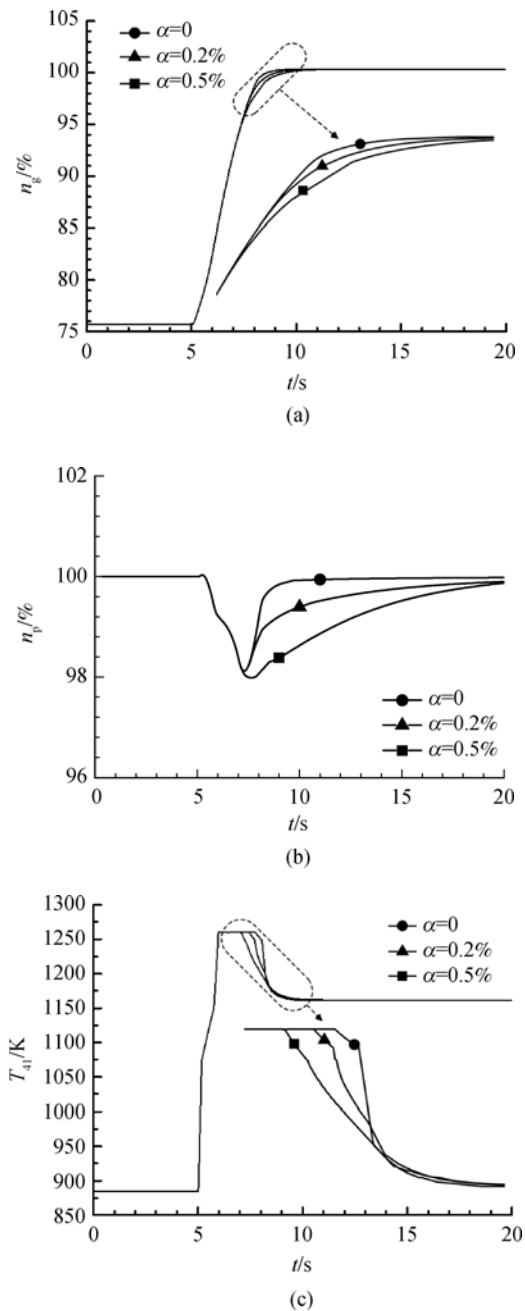


图3 改变双目标优化函数权重系数的加速过程仿真
Fig. 3 Simulation results by changing weight coefficient of bi-objective optimization function in acceleration process

度工作时间减少且温度变化速率降低, 实现了发动机加速过程的寿命延长.

4 结 论

在涡轴发动机加速过程的燃油控制中, 通过优化控制的方法, 在快速提高发动机推力同时, 保证涡轮前温度上升平缓, 通过降低过渡过程中的峰值温度, 可以增加高温结构重要零部件的寿命. 本文综合考虑了发动机在加速过程中的各种限制

条件、性能指标以及影响寿命的因素,采用两种方法进行优化控制,得到如下结论:

1) 基于动态过程 SQP 优化算法可以获得较好的发动机加速过程的动态性能,通过调整最高涡轮前温度可以实现发动机寿命的延长。

2) 采用双目标优化函数加权的方法,可以使发动机在加速过程中同时兼顾动态过程和发动机寿命。

参考文献:

- [1] Lorenzo C, Merrill W C. An intelligent control system for rocket engines: need, vision, and issues[J]. IEEE Control Systems Magazine, 1991, 11(2): 42-46.
- [2] Ray A, Dai X, Wu M K, et al. Damage-mitigating control of a reusable rocket engine[J]. AIAA Journal of Propulsion and Power, 1994, 10(2): 225-233.
- [3] Ray A, Wu M K, Carpino M, et al. Damage-mitigating control of mechanical systems: Part I concept development and model formulation[J]. AIAA Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control, 1994, 116(9): 437-447.
- [4] Ray A, Wu M K, Carpino M, et al. Damage-mitigating control of mechanical systems: Part II formulation of an optimal policy and simulation[J]. AIAA Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control, 1994, 116(9): 448-455.
- [5] Caplin J, Ray A. Life extending control of gas turbine engines for aircraft propulsion[R]. San Diego: 36th IEEE Conference on Decision and Control, 1997.
- [6] Guo T H. A roadmap for aircraft engine life extending control[R]. Piscataway: American Control Conference, 2001.
- [7] Guo T H, Philip C, Link J. Intelligent life-extending controls for aircraft engines[R]. NASA/TM-2005-213373, 2005.
- [8] Baptista M, Kumar A, Brunell B, et al. Model-based life extending control for aircraft engines[R]. AIAA-2004-6465, 2004.
- [9] 倪斌斌. 航空动力装置建模与过渡态控制规律研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
NI Binbin. Research on aircraft power model design and transition law[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [10] 杨征山, 李胜泉, 章霖官. 涡轴发动机动力涡轮转速控制回路方案研究[J]. 航空发动机, 2005, 31(2): 45-50.
YANG Zhengshan, LI Shengquan, ZHANG Linguan. Speed control loop schemes for power turbines of turboshaft engine[J]. Aeroengine, 2005, 31(2): 45-50. (in Chinese)
- [11] 丁琳. 涡轴发动机数字控制与仿真技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
DING Lin. Research on digital control and simulation technology of turbo-shaft engine[D]. Nanjing: University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [12] 黄开明. 涡轴发动机性能与控制规律仿真及试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
HUANG Kaiming. Study of simulation and experiment of performance and control law for turbo-shaft engines[D]. Nanjing: University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [13] 成本林. 涡轴发动机总体性能设计及试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
CHENG Benlin. Research of turboshaft engine performance design and test[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [14] 郭腊梅. 涡轴发动机最优加速控制研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2003.
GUO Lamei. On Improving control of turbo shaft engine acceleration[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2003. (in Chinese)
- [15] 马昌凤. 最优化方法及其 Matlab 程序设计[M]. 北京: 科学出版社, 2010.
- [16] 陈金飏. 计算机控制技术[M]. 长沙: 中南工业大学出版社, 1990.
- [17] 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 aeroengine PID control based on multi-objective genetic algorithms[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(1): 174-178. (in Chinese)
- [18] 邹先权, 孙健国, 张海波. 旋翼/涡轴发动机的自适应模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(10): 1192-1196.
ZOU Xianquan, SUN Jianguo, ZHANG Haibo. Adaptive model of rotor/turbo-shaft engine[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(10): 1192-1196. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)