

基于 SQP 的航空发动机加速规律优化方法*

赵 琳, 樊 丁

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 提出了一种改善航空发动机加速性能的方法: 采用 SQP 寻优方法对航空发动机进行加速过程的寻优控制仿真计算, 获得以油/气压比为函数的优化加速燃油控制规律。选取工作包线内具有一定覆盖性的若干个状态点, 进行加速过程寻优控制仿真。考虑到根据油/气压线开环进行加速控制易于导致涡轮后温度瞬态超调, 提出了根据两类约束条件计算开环加速线, 对所获得的两条优化的加速线进行融合, 进而获得适用于全飞行包线范围内的加速燃油控制规律。仿真计算表明, 所提出的加速燃油控制规律可以在兼顾涡轮后温度不超温和压气机喘振裕度的情况下, 实现发动机加速时间最短的目标。

关键词: 航空发动机; 寻优控制; 加速控制规律

中图分类号: V231 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2010) 02-0216-03

Acceleration control law optimization in aero engine based on SQP

ZHAO Lin, FAN Ding

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

Abstract This paper proposes a new approach for improving aero engine performance. It optimized aero engine accelerations via SQP. Optimal acceleration control law, which is the function of fuel/pressure, was worked out. The simulation was carried out in numerous overlaid state points in engine work envelope. Control via the fuel/pressure curve may result in the turbine exit temperature overshoot momentarily. Computational acceleration curve based on two kinds of constraints consequently is presented. Two optimal curves were integrated, and optimal acceleration control law was obtained. The simulation indicates that this approach can minimize accelerated time, considering both the turbine exit temperature and the stable margin of compressor.

Key words Aero engine; Optimization; Accelerated control plan

1 引 言

对于战斗机而言, 减少发动机加速时间是提高飞机作战敏捷性的重要因素之一, 建立满足全包线范围要求的最优加速控制规律是减小加速时间的关键。目前, 理论上对加速寻优控制的研究有性能寻优控制、SQP 加速寻优、LQR 寻优等^[1, 2], 但是由于工程实现所需的计算速度、控制的稳定性和可靠性等原因, 实时的寻优控制距离工程应用还有一定的差距。另一方面, 国内工程上所采用的加速控制方法, 多是根据高压转子换算转速和高压压气机后空气压力参数, 控制燃油流量进行开环加速的方法。本文运用 SQP

寻优算法离线求取最优加速燃油控制规律, 使其能应用在发动机加速控制器上。以期研究结果可以直接应用于现役机种, 改善发动机的加速性能。

2 SQP 寻优计算应用方法

SQP 算法是当今求解光滑的非线性规划问题的算法之一, 主要求解如下非线性规划问题^[3, 4]

$$\begin{aligned} \min & J(x) \\ \text{s.t. } & c_i(x) = 0 \quad i = 1, 2, \dots, m_e \\ & c_i(x) \geq 0 \quad i = m_e + 1, \dots, m \end{aligned} \quad (1)$$

SQP 算法的最基本思想就是对优化问题的拉格朗日函数施行拟牛顿法, 将拟牛顿法推广至有约束的

* 收稿日期: 2009-02-19 修订日期: 2009-07-19

作者简介: 赵琳 (1979—), 女, 博士生, 研究领域为发动机控制。Email: echo_cm@126.com

最优化问题。具体计算步骤参考文献 [3 5]。在本文中, 控制对象为某型双转子混合排气加力式涡扇发动机。工程中所应用的开环加速过程控制规律可描述为

$$w_f = p_3^* \cdot f(n_2 / \sqrt{T_1^* / 288}) \quad (2)$$

即在加速期间, 使供油量 w_f 按预定的控制规律变化, 从而使高压转子转速 n_2 快速的达到目标转速 n_2 。由于其控制目标为燃油, 而不是转速, 因而通常称为开环加速控制。为获取优化的加速控制规律, 在寻优中, 采用了如式 (3) 的目标函数来使加速时间最短^[6 7], 这样在每个时间序列点上高压转子转速都能快速达到目标转速, 从而保证加速时间最短。

$$\min J = \int_0^T |n_2 - n_2(t)|^2 dt \quad (3)$$

离散化后为

$$\min J = \sum_{i=1}^n |n_2[i] - n_2|^2 \quad (4)$$

优化加速控制规律求取中, 受高压压气机稳定性约束、涡轮后温度约束、转速的限制约束、供油量的限制约束等^[7]。SQP 算法优化发动机加速控制规律的方法如下: 针对非线性发动机实时数学模型, 运用 SQP 算法优化寻优计算各飞行高度与马赫数的加速工况, 进而得到优化的发动机加速控制规律。

3 利用 SQP 寻优算法确定函数关系 f

在选取约束条件为高压压气机稳定性约束、涡轮后温度约束的条件下, 在该型发动机的工作包线范围内, 按照高度和马赫数等间距确定 200 个加速过程控制规律寻优计算点。在每个寻优计算点下, 利用 SQP 寻优控制算法进行从慢车到中间状态的加速过程寻优控制仿真, 记录加速过程供油量 w_f , 高压压气机后压力 p_3^* 和高压转子转速 n_2 。可以得到在相应状态下, 实现最优加速的 w_f/p_3^* 与 $n_2 / \sqrt{T_1^*}$ 的函数关系, 加速优化线分别如图 1 所示。

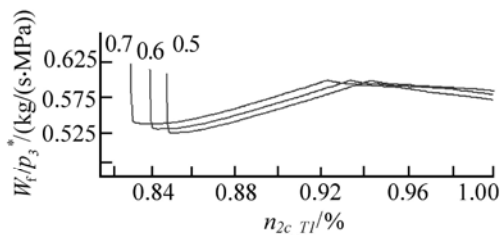


Fig. 1 Optimal accelerated curves in $H = 10000\text{m}$, $Ma = 0.5, 0.6, 0.7$ respectively

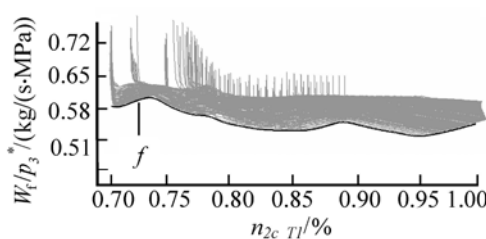


Fig. 2 Optimal accelerated curve f

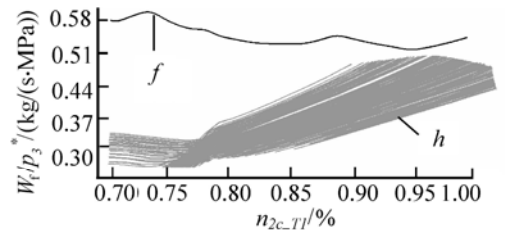


Fig. 3 Comparison of the fuel/pressure curves h in stable state and the optimal accelerated curve f

由于 SQP 寻优是基于裕度约束、温度约束下按时间最小进行的加速优化, 符合全包线要求的开环加速供油函数线只能在每一个状态点的加速线之下。因此 200 个均匀状态点加速线的下边缘线, 即为全包线范围的符合约束的加速线 f , 如图 2 所示 (图中 $n_{2c-T1} = n_2 / \sqrt{T_1^* / 288}$, 表示工程上常用的 n_2 对 T_1 的换算转速)。

然而, 由此得到的最优加速线 f 尚不能直接用于加速控制。由于在加速过程中, 开环燃油加速控制的逻辑是: 加速供油量与稳态 PID 控制燃油量相比进行选低, 这就形成了“稳态 - 加速 - 稳态”的交替控制逻辑, 因而加速线 f 必须较稳态的油 / 气压比曲线更高, 否则, 无法实现交替控制过程。在包线范围内, 获得 200 个状态点的稳态油 / 气压比曲线 h 与图 2 中的加速线 f 的对比, 如图 3 所示。

图 3 显示, 在加速的后期, 即大转速的加速范围内, 加速线 f 较稳态时的油 / 气压比非常接近, 若考虑发动机的个体差异或者是加速的开环燃油控制精度, 均可能导致加速控制线低于稳态工作线。目前, 解决这一问题的常用方法是将 f 线的大转速段向上偏移, 使其大于 h 线, 由于在大转速段制约 SQP 寻优的约束因素主要是涡轮后温度, f 线向上偏移将可能导致超温。此时, 将由涡轮后温度限控装置负责防止超温, 由限控装置辅助完成加速后期的控制。但是, 这样将带来两个缺陷: 一是限控装置过早的投入工作, 将可能导致加速后期过稳, 加速时间增长; 二是由于涡轮后温度传感器有数秒钟的惯性时间, 瞬态超温将难以避免, 这将降低发动机热端部件的寿命。

如果不考虑温度约束, 仅以高压压气机稳定裕度约束为条件, 在 200 个包线覆盖点内, 重新进行 SQP 寻优, 则可以得到新的加速线 g , 如图 4 所示。与图 3 对比可知, 按照加速线 g 控制将不存在加速限制稳态供油的问题 (但是有可能导致超温)。

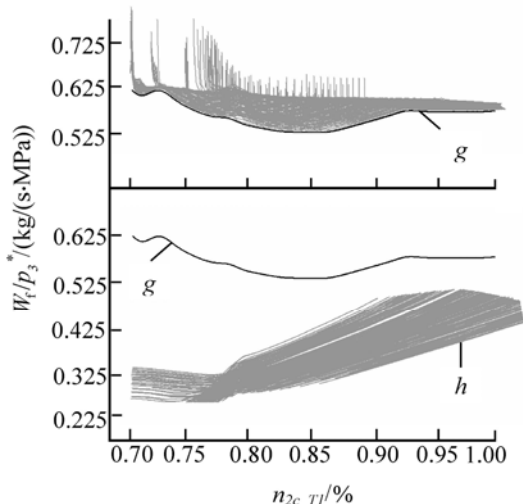


Fig. 4 Comparison of optimal accelerated curve g which ignore the limit about W_f/p_3^* and the W_f/p_3^* curves h

令当前发动机转速的导数为 dn , 设置一个数值稍小的加速导数阈值 $\bar{dn}$ (一般取平均加速导数的 $1/4$ 左右), 则可以令加速的供油量控制规律遵从下式

$$W_f = k \cdot p_3^* \cdot f(n_2 / \sqrt{T_1^* / 288}) + (1 - k) \cdot p_3^* \cdot g(n_2 / \sqrt{T_1^* / 288}) \quad (5)$$

式中当 $dn > \bar{dn}$ 时, $k = 1$, $0 \leq dn \leq \bar{dn}$ 时, $k = dn / \bar{dn}$, $dn < 0$ 时, $k = 0$ 。在这种融合加速线的控制方法下, 问题可以有效解决, 例如, 在易于加速超温的低空较大马赫 ($H = 2\,000\text{ m}$, $Ma = 0.85$) 状态下, 涡轮后温度和高压压气机工作线分别如图 5 所示。

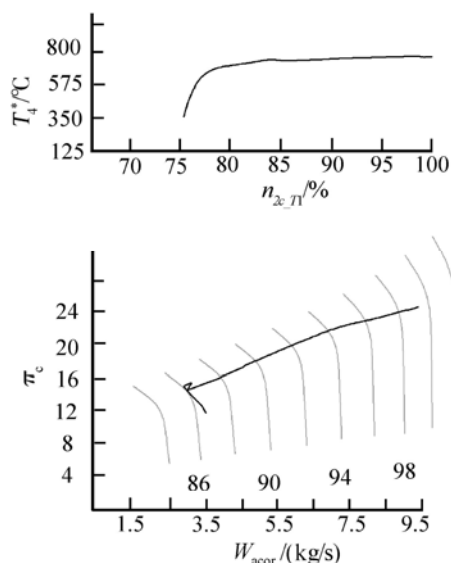


Fig. 5 Turbine exit temperature curve and high pressure compressor work lines in $H = 2\,000\text{ m}$, $Ma = 0.85$

需要说明的是, 从图 1 和图 2 中可以看出, 每个状态点加速线的前段有一个突降的过程。换言之, 加速初期的最优线需要的供油量应比下边缘线 f 供油量多一些, 按照 f 线控制的初期加速供油将相对不足。这是由这种加速控制的固有特点导致的。图 5 中显示了低空较大马赫数的加速过程中高压压气机的工作线变化情况, 加速过程工作线向喘振边界漂移, 相同换算转速的压比更高, 而加速初期的相对压比较低, 按照式 (2), p_3^* 较小, 则供油量偏小。特殊状况下, 有可能导致加速初期的冷悬挂, 这一点已在采用类似控制计划的发动机试飞中得到验证。

由于加速的起始转速不同, 这一点无法直接在加速函数 f 中反映, 合理的解决方法是在加速初期适当进行补油。

4 结束语

本文研究了使用 SQP 算法优化加速供油量控制规律的方法。这种方法将 SQP 航空发动机加速过程寻优控制的结果转换为可供发动机加速控制器使用的控制规律, 并可用目前工程实际中所使用的相对比较稳定可靠的开环加速控制器来实现, 从而可以有效的改善发动机的加速性能。这为先进控制方法应用于现役机种, 开辟了新的思路与方法。

参考文献:

- [1] Ome J, Gilyard G. Preliminary supersonic flight test evaluation of performance seeking control [R]. AIAA 93-1821.
- [2] Gastineau Zane D. Turbine engine performance improvements-A proactive approach [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2002, 124(2): 223~226.
- [3] 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.
- [4] Buskens Christof, Mauner Helmut. SQP methods for solving optimal control problems with control and state constraints, adjoint variables, sensitivity analysis and realtime control [J]. *Journal of Computational and Applied Mathematics*, 2000, 120(1).
- [5] 茨木俊秀, 福岛雅夫. 最优化方法 [M]. 北京: 世界图书出版社, 1997.
- [6] 陈光明. 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).
- [7] 戚学锋. 基于 FSQP [D]. 西安: 西北工业大学, 2005.

(编辑: 梅 瑛)