

文章编号: 1000-8055(2004)01-0159-05

推进系统优化控制模式研究

袁春飞, 孙健国, 熊 智, 李松林

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 在不同的飞行任务段采用不同的优化控制模式, 能够充分发挥发动机的性能潜力, 提高飞机性能。利用机载自适应模型, 使优化控制模式具有自适应能力。优化过程采用线性规划(LP)方法结合发动机的物理响应过程来解决非线性的发动机性能优化问题。文中阐述了优化控制的设计和控制算法, 并进行了数字仿真试验, 结果表明: 在平飞加速工况下, 采用最大推力模式, 可提高发动机推力约 10%; 在亚音速巡航时, 采用最小油耗模式, 可节省单位油耗约 2%, 验证了推进系统优化控制模式的性能效益。

关键词: 航空、航天推进系统; 线性规划; 优化控制模式; 自适应模型; 性能优化

中图分类号: V 233. 7

文献标识码: A

A Study of Propulsion Optimization Control Modes

YUAN Chun-fei, SUN Jian-guo, XIONG Zhi, LI Song-lin

(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Propulsion optimization control modes compute a set of trim commands to the Digital Electronic Engine Controller by Linear Programming, this approach results in significant performance improvements of aero-engine. Adaptive engine model is applied in order to accommodate the off-nominal effects and engine-to-engine variations. The structure of the optimization control system is designed and control algorithm is developed. Digital simulations are conducted with two optimization modes: maximum thrust mode and minimum fuel consumption mode. Simulation results presented here demonstrate that during accelerating flight at constant altitude thrust increases up to approximately 10 percent in the maximum thrust mode, and at subsonic cruise specific fuel consumption decreases up to 2 percent in the minimum fuel consumption mode.

Key words: aerospace propulsion system; linear programming; optimization control mode; adaptive model; performance optimization

随着对现代飞机性能要求的提高, 传统的飞机和发动机控制系统的独立设计方法已经不能适应发展需要, 原因在于独立设计方法不考虑飞机和发动机之间的耦合, 为了保证发动机安全, 通常会使发动机的性能得不到充分发挥。例如为了保

证在所有条件下发动机都不喘振, 传统的设计方法是: 以发动机在最恶劣的工况下有足够的喘振裕度进行设计, 而在其他工况下, 发动机的喘振裕度就显得很大。这意味着以牺牲发动机性能为代价, 来求得发动机稳定工作。推进系统优化控制模

收稿日期: 2003- 04- 21; **修订日期:** 2003- 06- 30

基金项目: 航空科学基金资助项目(00C52030); 博士点基金资助项目(2000028701)

作者简介: 袁春飞(1977-), 男, 江苏海门人, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 主要从事航空发动机建模、飞/推综合控制及发动机智能控制研究

式是要解决在基本不增加控制硬件的条件下,通过选择最优的控制方案,实现发动机的某项或综合性能指标的最优,最大限度地挖掘发动机的性能潜力。

美国进行飞/推综合控制研究的工作开展较早,经历了若干个研究阶段。上个世纪 80 年代中后期 NASA 的专家研究在特定的飞行任务段通过优化算法校正发动机的控制指令,使得发动机的单项性能达到最优来提高飞机和发动机的整体性能,他们在 F-15 上进行了大量的试飞研究,效果显著^[1~5],国内从 90 年代开始也进行了这方面的研究,建立了用于发动机性能优化的、能准确反映发动机实际工作状态的自适应模型^[6],并把线性规划方法用于非线性的发动机对象^[7,8]。本文在此基础上,阐述了推进系统优化控制模式的设计和算法,并在某型涡喷发动机上进行了数字仿真试验来验证其所能产生的性能效益。

1 优化控制模式原理

优化控制的思路是:综合飞机和发动机的信息,利用优化模块在发动机安全运行的前提下,对发动机性能进行优化,充分发掘发动机的性能潜力,并由此来提高飞机的作战效能。原理图如图 1 所示,从中可以看出:

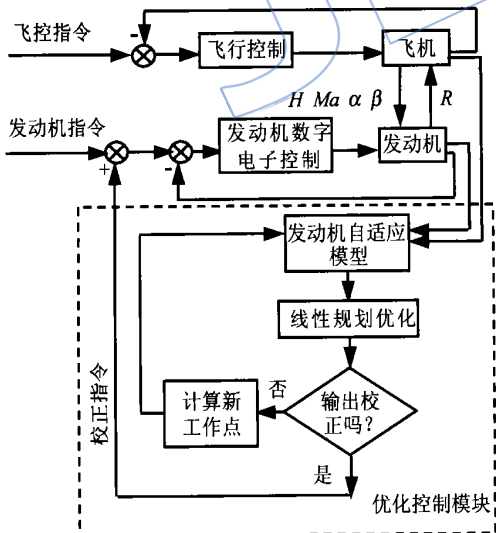


图 1 推进系统优化控制原理图

Fig. 1 Scheme of propulsion optimization control

(1) 实时优化控制模块输出优化修正指令对发动机闭环指令信号进行校正,并不改变发动机闭环控制系统,从而不改变发动机控制系统的动态品质及稳定性,因此这种方案风险小,原有的发

动机数字电子控制器不必作变动。

(2) 实时优化控制模块是一独立的模块,存在于单独的机载计算机上,并与其它模块进行通信。

优化模块包括两个部分:机载自适应模型和优化算法。实际工作的发动机受到制造安装公差和使用寿命期内性能蜕化影响而往往工作在不确定的非额定工作状态,按额定工作特性建立的机载模型不能反映发动机的这种非额定工作特性,不能给优化控制模块正确提供能反映发动机实际工作的不可测输出参数和性能参数。所以,要设计机载自适应模型来在线估计优化控制模块所需的发动机不可测输出量和性能量,以使得基此进行在线性能优化能适应发动机实际工况。自适应模型接收来自发动机的测量参数,利用卡尔曼滤波器对发动机参数进行在线最优估计,然后用这些输出偏离量的估计值来校正机载发动机模型的输出,使之与真实发动机输出一致,从而使机载模型获得自适应能力^[6]。

2 推进系统在线性能优化

2.1 推进系统优化控制问题描述

优化本身是一门成熟的技术,有很多成熟的,甚至商业化的优化软件,但推进系统优化控制模式需要实时进行,因此难点在于:对带有众多约束的复杂的非线性发动机进行实时优化,即满足实时性要求。本文的研究方法是把带众多约束条件的非线性规划问题转化成线性规划问题,然后在一系列线性化区域内用线性规划方法求局部最优解,而这一系列的局部最优解依靠发动机的实际物理响应最终收敛至全局的最优解。

推进系统优化控制就是要获得使某项性能指标最优的发动机工作点。我们知道,在飞行高度和飞行马赫数等飞行环境一定的条件下,发动机的工作点由控制量唯一确定。所以优化控制问题实质上就是确定一组控制量,使得在这些控制量的作用下,发动机工作的某个性能指标达到最大或最小的工作点。对这一问题的数学描述就是:

设发动机的稳态数学模型为一组非线性方程:

$$F(U) = 0 \quad (1)$$

式中:

$$F(U) =$$

$$[f_1(U), f_2(U), f_3(U), \dots, f_m(U)]^T$$

$$U = [u_1, u_2, u_3, \dots, u_n]^T$$

表示发动机的控制量(如供油量 W_F , 尾喷口面积 A_9)。

这样, 优化控制问题被表述为下面的数学规划问题:

性能指标为: $Y(U)$

求满足约束条件:

$$\begin{cases} (u_i)_{\min} \leq u_i \leq (u_i)_{\max} \\ i = 1, 2, 3, \dots, n \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} g_j(U) \leq 0 \quad (\text{or } \geq 0, \text{ or } = 0) \\ j = 1, 2, 3, \dots, l \end{cases} \quad (3)$$

的控制 U 使 Y 最大或最小。

(2)式的约束条件是由于控制装置功率和控制执行机构位移限制不能超过某限定范围值产生的, (3)式反映了发动机的安全工作不允许出现转子超转、涡轮超温和压气机的喘振等现象。由此可知, 优化控制问题实质上为非线性的数学规划问题。

2.2 推进系统矩阵(PSM)

用线性规划来解本身属于非线性规划问题的发动机优化控制问题, 首先要把性能函数(目标函数)和约束条件线性化, 在近似认为是线性的各个小区域上, 我们得到发动机的状态变化时的性能函数和约束条件的线性表示式, 进而才能把这一非线性优化问题转化成线性优化问题用LP(线性规划)方法来求解^[7]。所以, 我们首先要通过线性化的方法来确定在各小区域线性范围内的性能指标和约束条件与控制量间的线性关系。这个关系就表示成下面的矩阵式:

$$\Delta C = P \times \Delta U \quad (4)$$

式中, ΔU 为由控制量的增量组成的向量:

$$\Delta U = [\Delta W_F \quad \Delta A_9]^T$$

ΔC 为由约束量及性能量的增量组成的向量:

对于最大推力模式:

$$\Delta C = [\Delta S M L \quad \Delta S M H \quad \Delta P C N L \quad \Delta P C N H \quad \Delta T 4 \quad \Delta R]^T$$

其中: R 为推力, 是性能指标。

对于最小油耗模式:

$$\Delta C = [\Delta S M L \quad \Delta S M H \quad \Delta P C N L \quad \Delta P C N H \quad \Delta T 4 \quad \Delta R \quad \Delta s f c]^T$$

其中: $s f c$ 为单位耗油率, 是性能指标。

矩阵 $P = \{p_{ij}\}$ 称为推进系统矩阵(PSM), PSM 的元素 p_{ij} 是用小扰动方法从非线性发动机气动热力学数学模型提取。为了消除矩阵元素量级

对优化效果的影响, 保证求解的精度与准确性, 对PSM 矩阵元素采用相似归一化处理, 从而缩小数量级差别, 改善矩阵条件数, 减少计算误差。

ΔC 和 ΔU 中各符号的意义如下:

$S M L$ —— 低压压气机喘振裕度;

$S M H$ —— 高压压气机喘振裕度;

$P C N L$ —— 低压压气机转速;

$P C N H$ —— 高压压气机转速;

$T 4$ —— 低压涡轮前总温;

$W F$ —— 主燃烧室供油量;

$A 9$ —— 尾喷口面积;

Δ —— 增量。

2.3 形成线性规划(LP)问题

PSM 表达了性能指标和约束条件与控制量在线性区间的线性关系, 进而将推进系统优化控制问题表述成LP问题。约束包括: (1)线性化的小区间对控制增量的限制; (2)控制器功率和控制执行机构位移限制所提出的控制量最大、最小限定值; (3)发动机调节计划和发动机安全稳定工作对发动机状态参数的限制值。

以燃油流量 W_F 为例, 基于发动机某一稳态点进行性能寻优得到的控制增量 ΔW_F 不能破坏在该稳态点求取PSM 矩阵时做的线性假设条件, 所以:

$$- W F_{ds} \cdot 1\% \leq \Delta W F \leq W F_{ds} \cdot 1\% \quad (5)$$

($W F_{ds}$ 为设计点的发动机燃油流量。在线性化区间划分时要求控制量变化不超过设计点控制量的1%, 对此经过合理性验证。)另一方面由于供油泵的功率限制, 供油量 W_F 不能超出最大限定值 $W F_{\max}$, 即:

$$W F \leq W F_{\max}$$

同时, 假设在飞行任务工作区内发动机的供油量不会小于一个最小值 $W F_{\min}$, 即:

$$W F \geq W F_{\min}$$

而 $W F = W F_0 + \Delta W F$ ($W F_0$ 为摄动点的发动机稳态工作供油量)

于是可得:

$$W F_{\min} - W F_0 \leq \Delta W F \leq W F_{\max} - W F_0$$

于是得:

$$- \Delta W F \leq W F_0 - W F_{\min} \quad (6)$$

$$\Delta W F \leq W F_{\max} - W F_0 \quad (7)$$

由公式(5)~ (7)可得:

$$- \Delta W F \leq$$

$$M \ln \{ W F_{ds} \cdot 1\%, (W F_0 - W F_{\min}) \}$$

$$\Delta W F \leq$$

$$\text{Min}\{W F_{ds} \cdot 1\%, (W F_{\max} - W F_0)\}$$

其它的控制量和状态量的约束表达式可以用类似的方法得到, 限于篇幅, 文中不作详细推导, 详细内容可参阅文献[7, 8]。

在逐段线化的小区范围内, 用线性规划法求得该区间上性能指标及优化校正指令的局部最优值, 并依靠发动机物理运行规律最终收敛至全局最优值。

求解LP^[9]问题, 文中采用单纯形法。单纯形法的最大特点是以一组可行解向量算起, 逐步寻找最大值。该方法简单, 并能满足实时性要求。

2.4 在线优化控制模式

本文开展了两种优化控制模式的研究: 最大推力模式和最小油耗模式。在爬高或平飞加速时

采用最大推力模式以获得最好的爬高及加速性能。在巡航状态时采用最小油耗模式以获得较好的经济性。

3 仿真结果分析

本文以某型双转子涡喷发动机为对象进行上述两种优化控制模式的数字仿真研究, 在仿真过程中用该发动机的非线性气动热力学数学模型来模拟发动机的运行过程, 该数学模型和基于该模型设计的变参数PI控制器构成了待优化的发动机的闭环实时模型, 其待优化的控制变量是主燃油流量WF及为喷口面积A9。发动机性能优化必须满足涡轮不超温、发动机不进喘等约束条件, 本文约束条件取:

$$T_4 \leq 1100 \text{ K} \quad , \quad SML \geq 0.1$$

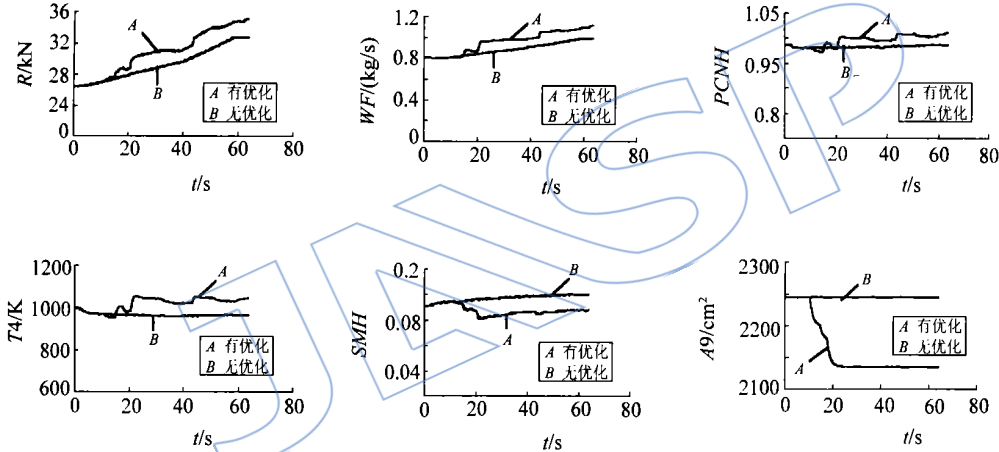


图 2 H = 5 km 平飞加速仿真结果

Fig 2 A acceleration flight simulation results at H = 5 km

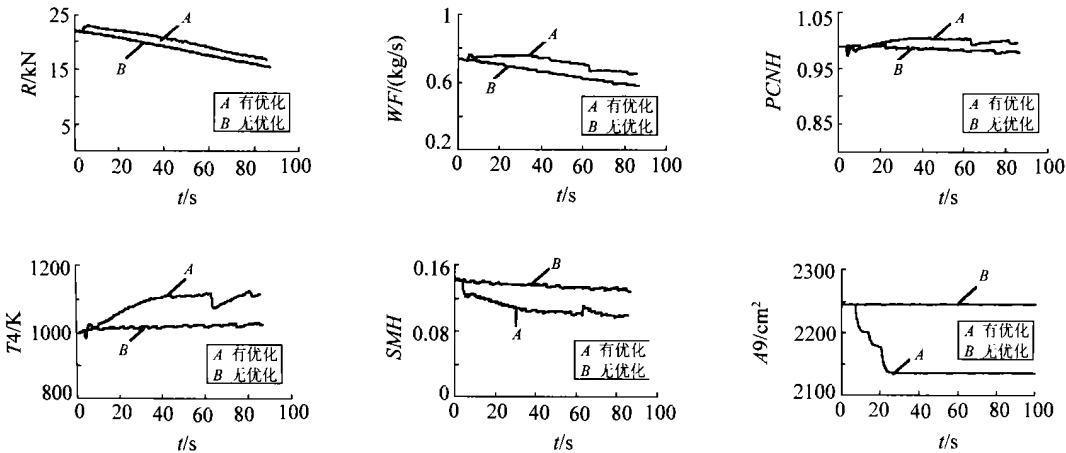
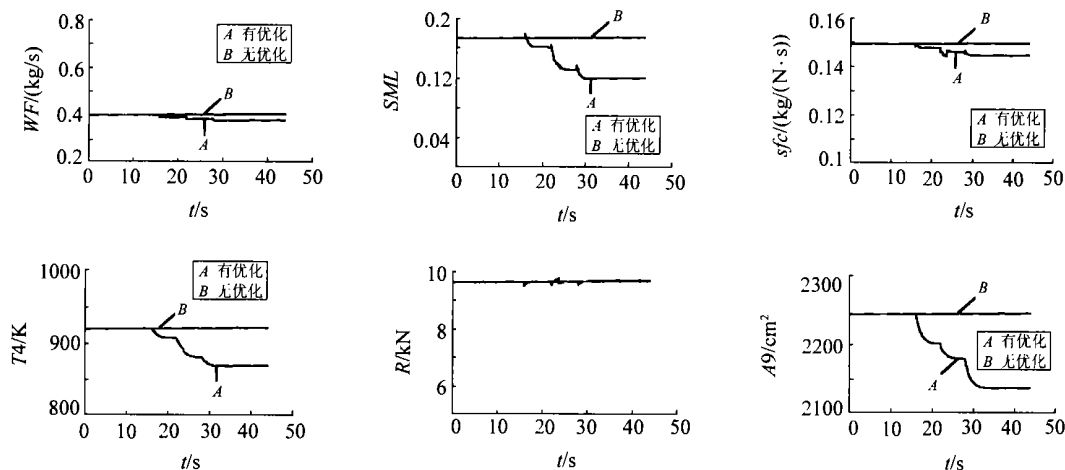


图 3 Ma = 0.8 爬高仿真结果

Fig 3 Climbing flight simulation results atMa = 0.8

图 4 $H = 12 \text{ km}, M a = 0.9$ 巡航仿真结果Fig 4 Cruise flight simulation results at $H = 12 \text{ km}, M a = 0.9$

$$SMH \geq 0.1, PCNL \leq 1.05$$

$$PCNH \leq 1.05$$

$$0.067 \text{ kg/s} \leq WF \leq 1.78 \text{ kg/s}$$

$$2135 \text{ cm}^2 \leq A9 \leq 3700 \text{ cm}^2$$

以下部分给出优化仿真结果。

3.1 平飞加速仿真

在高度 $H = 5 \text{ km}$, 马赫数 $M a$ 从 0.6 加速到 0.9 时, 采用最大推力模式, 能够在保持飞行高度不变的情况下, 通过优化主燃油流量及喷口面积来增加推力约 10%, 缩短加速时间, 显著提高了飞机的加速性能。试验中取仿真结果如图 2 所示。

3.2 等马赫数爬高仿真

在马赫数 $M a = 0.8$, 高度 H 从 7 km 爬高到 9 km 时, 采用最大推力模式, 能够在保持飞行马赫数基本不变的情况下, 通过优化主燃油流量及喷口面积来增加推力约 9%, 缩短了飞机的爬升时间。试验结果如图 3 所示。

3.3 巡航仿真

在 $H = 12 \text{ km}, M a = 0.9$ 巡航时, 采用最小油耗模式, 能够在保持推力基本不变的情况下, 使单位耗油率 sfc 下降 2%。当 $A9$ 缩小至极限值的时候, 单位耗油率无法通过优化继续下降。仿真结果图 4 所示。

4 结论

(1) 在不同的飞行任务段使用相应的优化控制模式能够充分发挥推进系统的性能潜力, 提高飞机整体性能。

(2) 用线性规划(LP)能够解决非线性的发动机实时性能优化, 具有很好的实时性, 能够满足发动机在线性能优化的要求。

参考文献

- [1] Matthew C Turner, Declan G Bates, Ian Postlethwaite, Input/Output Conditioning of Robust Integrated Flight and Propulsion Controller[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2001, 24(6): 1089- 1099
- [2] Declan G Bates, Sarah L Gately, Ian Postlethwaite, Design and Pibted Simulation of a Robust Integrated Flight and Propulsion Controller[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2000, 23(2): 269- 277.
- [3] Chisholm J D. In-Flight Optimization of the Total Propulsion System [R]. AIAA 92- 3744, AIAA/SAE/ASME/SEE 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit, July 6- 8, 1992/Nashville, TN.
- [4] Gilyard G, Ome J. Subsonic Flight Test Evaluation of a Performance Seeking Control Algorithm on an F- 15 Aiplane [R]. AIAA 92- 3743, AIAA/SAE/ASME/SEE 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit, July 6- 8, 1992/Nashville, TN.
- [5] Maine T, Gilyard G, Lambert H. A Preliminary Evaluation of a F100 Engine Parameter Estimation Process Using Flight Data[R]. AIAA/SAE/ASME/SEE 26th Joint Propulsion Conference, July 16- 18, 1990/O Orlando, FL.
- [6] 李松林, 孙健国, 黄金泉, 等. 涡扇发动机机载自适应建模技术研究[J]. 航空动力学报, 1997, 13(3): 315- 318
- [7] 李松林. 飞行/推进系统综合控制—性能寻优自适应控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 1998
- [8] 熊智. 飞行/推进实时优化综合控制模式及半物理仿真研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2001.
- [9] 章学仁. 线性规划[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 1988