

航空发动机加力状态最小油耗优化控制^{*}

孙丰诚, 孙健国

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 分析了发动机加力状态燃油消耗的特点, 利用主燃烧室燃烧效率远大于加力燃烧室燃烧效率的特点, 将性能寻优控制中的最小油耗模式扩展至加力状态。用线性规划 (Linear Programming) 算法进行发动机性能寻优。进行了加力状态最小油耗模式的数字仿真实验, 仿真结果表明在加力状态应用最小油耗模式, 可以使单位耗油率减少 5% ~ 7%, 其效益远高于非加力状态的最小油耗模式, 具有明显的实际应用价值。

关键词: 涡扇发动机; 线性规划; 加力状态; 性能优化

中图分类号: V233.7 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055(2005)06-0552-04

Optimization control of minimum fuel consumption at aero-engine afterburning condition

SUN Feng-cheng, SUN Jian-guo

(Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract The characteristic of fuel consumption at aero-engine afterburning condition was analyzed. Based on the fact that the efficiency of main combustor is higher than that of the afterburner, this article puts minimum fuel consumption mode into use at aero-engine afterburning condition. Linear Programming was used to optimize the aero-engine performance. Digital simulations show that the specific fuel consumption was decreased by 5% ~ 7%. The benefit of minimum fuel consumption mode at afterburning condition is much more than that of non-afterburning condition. It has great application potential in engineering.

Key words Turbofan engine; Linear programming; Afterburning condition; Performance optimization

1 引 言

传统的发动机为了保证发动机安全工作, 通常都保留有很大的安全裕度, 使得发动机性能不能充分发挥^[1]。飞/推综合控制^[2]中的性能寻优控制, 就是使用特定的优化算法, 根据具体的工作情况, 在保证发动机安全工作的前提下充分发掘其性能潜力。

典型的性能寻优控制分为三种模式: 最大推力模式, 最小油耗模式及最低涡轮温度模式。数字仿真结果及半物理仿真试验结果表明, 在不加力巡航状态, 应用最小油耗模式可以降低耗油率 1% ~ 2%^[3]。

据统计, 对纯粹的截击战斗机如米格-25来说, 其使用加力时间差不多占到整个飞行时间的 50%。典

型的空中优势战斗机 F-15 的作战任务有所不同, 其加力时间也占了飞行时间的 10% 左右。加力状态虽然大幅度的提高了发动机产生的推力, 但同时付出了燃油高消耗率的代价。例如, F100-PW-100 发动机在全加力时的推力要比非加力时的最大推力高 66%, 但是加力的燃油消耗率却是非加力时的 281%。原因是加力燃烧室燃烧效率要远低于主燃烧室的燃烧效率^[4]。如此高的燃油消耗率即使是在使用加力时间不是很长的情况下, 也将大大缩短飞机的作战半径^[5]。为此, 本文将性能寻优控制方法中最小油耗模式扩展到发动机加力状态, 以达到在不减少发动机产生的推力及发动机安全工作的前提下, 使用性能寻优算法提高发动机工作效率, 降低耗油率。相对于非

* 收稿日期: 2005-03-28 修订日期: 2005-07-09

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: 乔洪信 (1956—), 男, 博士, 高级工程师, 研究领域为航空发动机控制。

加力状态而言,加力状态高耗油率的特点使得在加力状态应用最小油耗模式效果更为显著,更有应用价值。此外,非加力状态最小油耗模式是以牺牲发动机的喘振裕度为代价的。然而,在加力状态最小油耗模式,则是充分利用主燃烧室的燃烧效率高于加力燃烧室燃烧效率的特点,在推力不变的前提下减少加力燃烧室供油量,增加主燃烧室供油量,以达到减少单位耗油率的目的。加力状态的最小油耗模式对发动机的喘振裕度的影响要明显小于非加力状态的最小油耗模式对发动机的喘振裕度的影响。

航空发动机属于强非线性,多变量的时变系统。但实际发动机加力状态仅在加力接通、断开及飞行员改变油门杆位置的情况下状态变化很大,属大扰动工况,绝大部分时间状态变化缓慢,属于稳态或准稳态工况,这就为进行性能优化奠定了可以线性化的基础。同时,为了达到实时性要求,本文采用线性规划算法进行性能优化。当发动机达到准稳态时,可以利用小偏差线性化方法将非线性的发动机模型进行线性化,从而可以利用线性规划算法求出局部最优点。然后在新的工作点线性化,再优化。这样递推几次,按发动机的物理过程运行到全局最优点。

2 加力状态最小油耗模式的实现

本文以线性规划^[6-7]为基础进行发动机性能优化。线性规划问题就是在满足一组线性约束条件下,求多变量线性函数的最优值。

对加力状态来说,当发动机工作在非设计点时,并非在最佳状态,尚有潜力可以挖掘。同时,产生定量的推力,主燃烧室所需的燃油流量远小于加力燃烧室所需燃油量^[5],使用在线的性能优化算法进行发动机性能寻优,以提高核心机的性能,其结果是核心机产生的推力随之增加,在此情况下,即可通过减小加力供油量的方法减小加力部分产生的推力,以维持总推力不变。因为加力燃烧效率远低于主燃烧室燃烧效率,所以加力燃油量减小净值将大于主燃油量增加净值,从而达到减小单位耗油率的目的。主供油量变化值 ΔWFB 引起推力的变化可表示为

$$\Delta F_b = \frac{\partial F_b}{\partial WFB} \Delta WFB$$

加力供油量变化值 ΔWFA 引起推力的变化可表示为

$$\Delta F_a = \frac{\partial F_a}{\partial WFA} \Delta WFA$$

主供油量变化值 ΔWFB 与加力供油量变化值 ΔWFA

为同样大小推力变化量时,即 $\Delta F_b = \Delta F_a$ 时, $\frac{\partial F_b}{\partial WFB}$

$\Delta WFB = \frac{\partial F_a}{\partial WFA} \Delta WFA$, 可得加力燃烧室加力供油量变化值 ΔWFA 与主供油量变化值 ΔWFB 的关系为

$$\Delta WFA = \frac{\partial F / \partial WFB}{\partial F / \partial WFA} \Delta WFB$$

推力对供油量的偏微分可以作为主燃烧室和加力燃烧室将燃油转化为推力之转化效率的度量。通常情况下, $\partial F / \partial WFB$ 要比 $\partial F / \partial WFA$ 大 2~3 倍^[8]。

本文研究对象为某型涡扇发动机,控制参数为发动机主供油量 WFB , 尾喷口喉道面积 A_8 和加力供油量 WFA 。约束条件^[9]及目标函数所涉及参数为发动机高压转子相对转速 PNC , 低压转子相对转速 PNF , 高压涡轮出口温度 $T46$, 推力 F , 发动机单位耗油率 g_c , 低压喘振裕度 SML , 高压喘振裕度 SMH 等。

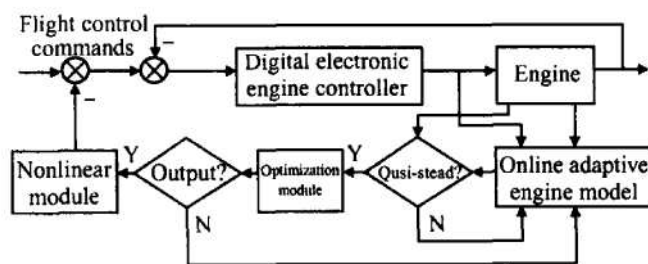


Fig 1 Optimization control system

优化原理如图 1 所示,机载的自适应模型^[10]实时跟踪发动机状态并适应发动机的各种不确定因素,优化指令在发动机及自适应模型达到准稳态时接通,优化模块首先以自适应模型为对象进行线性化,提取 PSM 矩阵,然后使用线性规划算法进行寻优,找到局部的最优点,求出的控制量修正值被送入非线性模块,转化为控制指令修正值,此过程并不改变发动机闭环控制系统。在修正后当发动机响应再次达到准稳态时,优化算法再次接通。此过程不断重复进行,最终寻至全局最优点。

要使用线性规划算法优化非线性的发动机模型,首先必须保持在线模型准确性。本文在做数字仿真实验时,用退化的发动机模型模拟真实飞机发动机,用自适应实时模型作为在线模型,数字仿真实验证明,在线自适应实时模型能很好的跟踪发动机状态,保证了其准确性^[10]。其次,必须将发动机模型线性化。本文使用小扰动偏差线性化方法,即在发动机准稳态时,对发动机控制量 WFB , A_8 , WFA 分别加小扰动,在此扰动范围内认为发动机模型为线性的,同时

保持其他控制量不变,待发动机稳定以后求取各状态量扰动前后偏差,再与扰动量求比值,即可得出控制量与状态量之间的线性关系

$$\begin{bmatrix} \Delta PNF \\ \Delta PNC \\ \Delta T46 \\ \Delta SML \\ \Delta SMH \\ \Delta F \\ \Delta sfc \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_{11} & p_{12} & p_{13} \\ p_{21} & p_{22} & p_{23} \\ p_{31} & p_{32} & p_{33} \\ p_{41} & p_{42} & p_{43} \\ p_{51} & p_{52} & p_{53} \\ p_{61} & p_{62} & p_{63} \\ p_{71} & p_{72} & p_{73} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \Delta WFB \\ \Delta WFA \\ \Delta \delta \end{bmatrix}$$

式中 $\mathbf{P}$ 矩阵称为推进系统矩阵 (PSM-Propulsion System Matrix)。线性规划即是以 PSM 为基础进行优化。对目标函数及约束条件的处理如下:

在加力状态最小油耗模式下,寻优的目标函数为单位耗油率,即使得单位耗油率最小,在各个线性区域中,目标函数为

$$f(x) = \min(\Delta sfc) = \min(p_{71} \Delta WFB + p_{72} \Delta WFA + p_{73} \Delta \delta)$$

主要考虑以下几方面的约束:

线性化产生的小区间对控制量增量的限制;控制功率及执行机构位移限制产生的约束;发动机安全

稳定工作需要的状态量限制;对最小油耗模式来说,优化过程中推力不变产生的约束。约束用数学式表示为

$$\Delta WFB_{\min} \leq \Delta WFB \leq \Delta WFB_{\max}$$

$$\Delta WFA_{\min} \leq \Delta WFA \leq \Delta WFA_{\max}$$

$$\Delta \delta_{\min} \leq \Delta \delta \leq \Delta \delta_{\max}$$

$$\Delta PNF \leq PNF_{\max} - PNF_0$$

$$\Delta PNC \leq PNC_{\max} - PNC_0$$

$$\Delta T46 \leq T46_{\max} - T46_0$$

$$\Delta SML \geq SML_{\min} - SML_0$$

$$\Delta SMH \geq SMH_{\min} - SMH_0$$

$$\Delta F = 0$$

其中下标“0”、“min”和“max”分别表示状态量原始值、约束允许的最小值和最大值。

3 数字仿真结果

使用线性规划算法,本文在多个工作点进行了加力状态最小油耗模式数字仿真试验。图2及图3分别给出 $H = 12\text{km}$, $Ma = 1.5$ 平飞及在 $Ma = 1.5$ 飞机由 $H = 12\text{km}$ 等马赫数爬升至 $H = 16\text{km}$ 时加力状态最小油耗模式数字仿真试验结果。

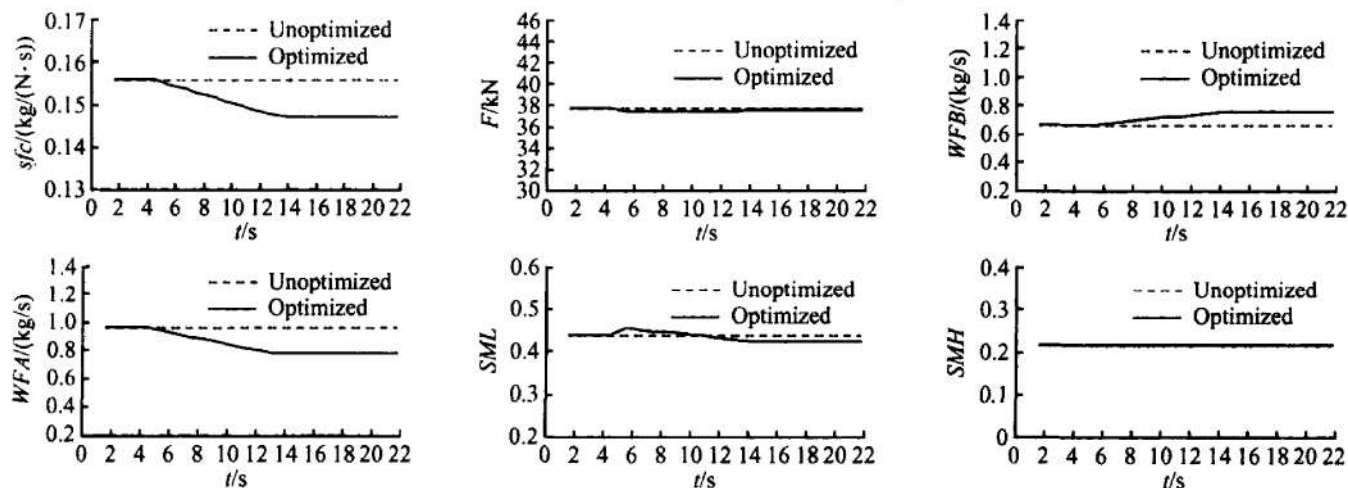


Fig 2 Optimization result at $H = 12\text{km}$, $Ma = 1.5$

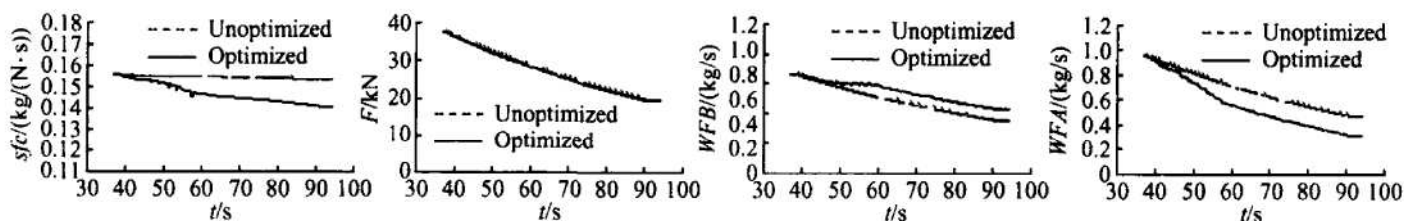


Fig 3 Simulation result climbing from 12km to 16km at $Ma = 1.5$

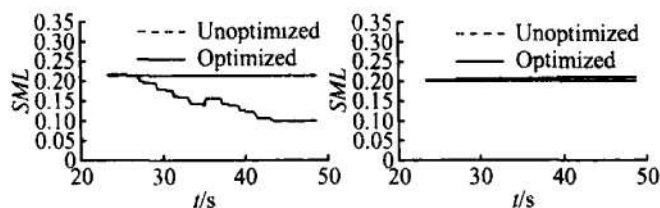


Fig 4 Un-augmented state optimization
result at $H = 9\text{km}$, $Ma = 0.8$

4 仿真结果分析

由图 2 可以看出, 平飞时, 在加力状态使用最小油耗模式后, 加力燃烧室供油量 WFA 由 0.9627kg/s 下降至 0.7827kg/s 减小 0.18kg/s 与此同时, 主燃烧室供油量由 0.671kg/s 增加至 0.756kg/s 增加 0.085kg/s 单位耗油率减小了 5.4% 。同时可以看出, 性能优化过程中推力并非严格保持不变。产生此现象的原因是非线性模型线性化过程中产生了线性误差, 此误差的存在使得优化过程约束量 $\Delta F = 0$ 只能在线性条件下满足, 而无法保证非线性发动机推力严格保持不变, 但推力变化量较小。参看国外相关资料可知, 美国在做 PSC 实验时, 优化前后推力也出现了类似的偏移^[5]。实际应用中, 可以通过辅助措施例如自动油门等来使推力严格保持不变, 这在飞/推综合控制中是完全可以实现的, 它对最小油耗模式的效果不会有实质上的影响。

图 3 中, 在仿真时间 $t = 37.2\text{s}$ 时, 优化指令接通, 优化开始。经过 7 次优化输出, $t = 51.9\text{s}$ 时寻优算法寻至全局最优点。在 $t = 87.76\text{s}$ 时, 飞机以等马赫数爬升至设定的 $H = 16\text{km}$, 爬升过程结束。由图 3 可以看出, 接通优化后, 单位耗油率降低了 6.3% 。加力燃烧室供油量 WFA 下降净值明显大于主燃烧室供油量 WFB 的增加值, 优化与否推力基本保持不变。

图 4 为 $H = 9\text{km}$, $Ma = 0.8$ 非加力状态应用最小油耗模式后, 高、低压转子喘振裕度变化曲线。优化算法在满足约束条件下减小喷口面积, 调整发动机工作点使其向喘振边界移动, 此时, 若不改变供油量, 推力会增加, 在优化时, 优化算法同时减小供油量, 使推力保持不变, 从而减小单位耗油率, 此时发动机低压喘振裕度下降明显, 达到约束的下限值。也就如本文前面所述, 非加力状态最小油耗模式是以牺牲发动机的喘振裕度为代价的。而图 2 所示加力状态下, 优化算法主要通过改变加力供油量与主供油量值之间的比例关系, 来降低耗油率, 对喘振裕度影响较小, 低压

喘振裕度变化不大, 某些工作点可能反而增加。两种状态下, 高压喘振裕度变化都不大。

在包线内其他点的数字仿真结果表明, 在加力状态应用最小油耗模式可以降低单位耗油率 $5\% \sim 7\%$ 。文献 [1~3] 表明, 非加力状态用最小油耗模式, 单位耗油率下降 $1\% \sim 2\%$ 。相比之下, 加力状态应用最小油耗模式的效果要好得多。

5 结 论

本文提出的在发动机加力状态使用最小油耗模式是可行的。利用线性规划算法, 根据主燃烧室燃烧效率远高于加力燃烧室燃烧效率及非设计点情况下发动机工作在非最佳状态的特点, 在保证发动机安全工作、推力不变的前提下, 以减小单位耗油率为目标, 进行发动机性能寻优, 它能在保持推力基本不变的前提下减少单位耗油率达 $5\% \sim 7\%$, 从而达到节省燃油, 增加战机作战半径的目的, 有很大的应用潜力。

参考文献:

- [1] 袁春飞, 孙健国, 熊智, 等. 推进系统优化控制模式研究 [J]. 航空动力学报, 2004(1).
- [2] Wurth S X-35B integrated flight propulsion control fault tolerance development [R]. AIAA-2002-6019
- [3] 袁春飞, 孙健国, 熊智, 等. 飞/推综合控制模式亚声速半物理仿真试验 [J]. 推进技术, 2003, 24(4): 353-356 (YUAN Chun-fei SUN Jian-guo XIONG Zhi et al Hardware-in-loop studies for integrated flight/propulsion control modes at subsonic flight conditions [J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(4).)
- [4] Mueller F D. Dual engine application of the performance seeking control algorithm [R]. AIAA-93-1822
- [5] Ome J S. Supersonic flight test result of a performance seeking control algorithm on a NASA F-15 Aircraft [R]. AIAA-94-3210
- [6] 袁亚湘, 孙文瑜. 最优化理论与方法 [M]. 北京科学技术出版社, 2001.
- [7] 杨冰. 实用最优化方法及计算机程序 [M]. 哈尔滨船舶工程学院出版社, 1994
- [8] Ome J S. Preliminary supersonic flight test evaluation of performance seeking control [R]. AIAA-93-1821
- [9] Gatley S L. An engine limiting and antiwindup scheme for a partitioned integrated flight and propulsion control system [R]. AIAA-2001-4385
- [10] 王信德, 孙健国, 等. 神经网络在发动机自适应建模中的应用研究 [J]. 航空动力学报, 2003(6).

(编辑: 崔永刚)