

文章编号: 1000-8055(2006)02-0421-06

航空发动机性能寻优控制 混合优化算法

朱玉斌¹, 樊思齐¹, 李华聪¹, 杨垂柏²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072;

2. 中国科学院 空间科学与应用研究中心, 北京 100080)

摘要: 根据性能寻优控制(Performance Seeking Control)优化模式的特点, 针对某型涡扇发动机, 研究了把发动机性能优化问题描述为线性规划问题, 同时针对线性规划方法可能会收敛于局部极小值和非线性方法计算量大的问题, 提出了基于LP(Linear Programming)和MAPS(Model-Assisted Pattern Search)混合优化方法, 并研究了LP和MAPS混合优化方法在航空发动机性能寻优控制中的应用, 同时在最大推力控制模式和最小油耗控制模式下进行了仿真。大量仿真结果表明, 采用混合优化方法可进一步提高发动机的性能, 并且大大减少了计算量。

关键词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 性能寻优控制; 混合优化算法; 线性规划; 模型辅助模式搜索算法

中图分类号: V 233. 7

文献标识码: A

Research of Hybrid Optimization Method for Aeroengine Performance Seeking Control

ZHU Yu-bin¹, FAN Si-qi¹, LI Hua-cong¹, YANG Chui-bai²

(1. School of Engine and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Center for Space Science & Applied Research,

Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

Abstract: According to the optimization control modes of aeroengine Performance Seeking Control (PSC), the aeroengine performance optimization problems which were described as a linear programming problem were studied. In respect that the linear programming may converge to a local minimum and nonlinear method is much more time consuming, a hybrid algorithm based on Linear Programming (LP) and Model-Assisted Pattern Search (MAPS) was proposed in this paper. The hybrid optimization method was used for aeroengine control Digital simulations were conducted at maximum thrust mode and minimum fuel consumption mode. Simulation results demonstrate that the engine performance can be improved further and calculation time can be reduced by using hybrid algorithm.

Key words: aerospace propulsion system; aeroengine; performance seeking control; hybrid optimization method; linear programming;

收稿日期: 2005- 05- 13; **修订日期:** 2005- 11- 16

作者简介: 朱玉斌(1977-), 男, 江西彭泽人, 西北工业大学动力与能源学院博士生, 主要从事推进系统综合控制的研究

随着飞机性能要求的提高,系统的复杂程度不断提高,为了充分挖掘发动机潜力,20世纪80年代, NASA 提出了性能寻优控制 (Performance Seeking Control), 利用 PSC 在线优化推进系统的性能。然而 NASA 的优化算法采用线性规划方法 (Linear Programming)^[1~4], 运用单纯形方法进行求解。这种方法由于是一种直接搜索法, 对目标函数的解析性没什么要求, 并且收敛速度快, 因而得到了广泛的应用。但是, 求解线性规划的单纯形方法只是一种局域搜索方法, 其收敛点只是局部极小值点, 并不能保证全局最优。只有在给定较好的初始条件下才能得到全局最优解。因此, 一些学者开始运用非线性优化的方法来解决航空发动机的性能优化问题。模型辅助模式搜索方法 (Model-Assisted Pattern Search)^[5] 就是求解非线性约束优化问题的一种直接搜索方法, 但该方法存在计算量大的问题。本文结合了 LP 和 MAPS 的特点, 提出了基于 LP 和 MAPS 混合优化算法。利用 LP 得到的局部极小值解作为初值进行非线性性能寻优 (MAPS), 由于此时的初始值在最小值附近, 因此, 利用 MAPS 方法进行优化的计算量大大减小, 而且总能找到全局最优值。

1 LP 和 MAPS 混合优化算法

1.1 线性规划算法

线性规划问题是求一个线性函数在一组线性约束条件下的极值问题, 其数学模型可表示为以下形式:

$$\max (\text{或} \min) f = \sum_{j=1}^n c_j x_j \quad (1)$$

$$\text{st} \quad \sum_{j=1}^n a_{ij} x_j \leq b_i \quad (\text{或} \geq b_i, \text{或} = b_i) \\ (i = 1, 2, \dots, m)$$

本文是把发动机性能寻优控制中的优化问题描述为线性规划问题, 然后利用单纯形法求解线性规划问题, 得到线性规划的最优解。由线性规划知识可知, 一个线性规划问题若有最优解, 则一定有最优的基本可行解。而对于给定的 LP 问题, 基的个数是有限的, 不会超过 C_n^m 。然后针对顶点可行解, 建立一个便于检验其最优性的准则, 对可行域的有限个顶点, 按照一定的法则依次加以检验, 从中挑选出最优解。由于线性规划能够保证收敛

于局部极小值, 因此, 发动机性能寻优控制描述为线性规划问题至少能够使性能指标获得局部最优的稳态工作点。

1.2 模型辅助模式搜索方法

模型辅助模式搜索方法^[5]是求解非线性约束优化问题的一种直接搜索方法。由于直接搜索方法在优化过程中不要求偏导数信息, 因此得到了广泛的应用。但是, 直接搜索方法存在计算量大的问题。为了减小直接搜索的计算量, 提出了模式搜索, 限制搜索方向, 在一定程度上避免了直接搜索的缺点。

对于以下非线性优化问题:

$$\min f(x) \quad (2)$$

$$\text{st} \quad x \in B \equiv \{x \mid a \leq x \leq b\}$$

其中:

$$f: \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R} \cup \{\infty\}$$

$$a, b \in \mathbb{R}^n$$

由于 MAPS 方法需要解决初始点的选择问题、代理模型的构造问题和搜索模式的选择问题。因此, 本文利用 LP 方法得到的局部最优解作为 MAPS 方法的初始值; 代理模型是通过 Kriging 方法^[6]在 B 上构造 $f(x)$ 的一个相对简单的代理模型 $\hat{f}(x)$, 通过对代理模型 $\hat{f}(x)$ 的优化来逐次逼近 $f(x)$ 的最优解; 其搜索模式采用基于正向基 (Positive Basis) 的搜索模式。

2 LP 和 MAPS 混合算法在性能寻优控制中的应用

2.1 航空发动机线性规划问题数学描述

线性规划方法的目标函数和约束条件要求都是线性的。因此, 把航空发动机性能寻优控制的优化问题表述为线性规划问题需要确定目标函数和约束条件, 并满足目标函数和约束条件是线性的。航空发动机性能寻优的目标函数为发动机的净推力 (F_n) 或耗油率 (Sfc) 等性能参数, 约束量为发动机的控制量和某些工作状态参数, 主要包括主燃油供油量 m_f 、尾喷口喉部面积 A_s 、风扇和压气机的喘振裕度 (SMF, SMC)、高低压转子的转速 (n_H, n_L)、高压涡轮进口温度 (T_4) 和压气机的相对换算转速 ($\overline{n_H, cor}$)。

由于发动机状态参数与控制量是非线性关

系, 需要将其线性化以转化为线性关系。采用小偏离线性化方法建立方程为:

$$\Delta X = P \cdot \Delta U \quad (3)$$

其中:

$$\begin{aligned} \Delta X = & [\Delta n_{\text{H}} \quad \Delta n_{\text{L}} \quad \Delta T_4 \quad \Delta S M F \quad \Delta S M C \quad \Delta \overline{n_{\text{H}, \text{cor}}} \\ & \Delta F_n \quad \Delta S f c] \\ \Delta U = & (\Delta m_f \quad \Delta A_8) \end{aligned}$$

P 为推进系统矩阵(PSM)。

PSM 采用小扰动方法从发动机非线性稳态数学模型中提取。为了消除矩阵元素量级对优化效果的影响, 保证求解的精度和稳定性, 缩小数量级的差别, 改善矩阵的条件数, PSM 元素采用了归一化处理。

2.2 PSC 的优化控制模式

2.2.1 巡航最小燃油耗油率模式

在巡航最小燃油耗油率模式中, 性能指标为单位燃油耗油率, 约束条件为保持发动机推力不变, 使发动机的单位燃油耗油率最低。其表示成约束优化问题为:

$$\begin{aligned} & \min S f c \\ \text{st} \quad & \begin{cases} F_n = \text{const} \\ u \in B \equiv \{u | a \leq u \leq b\} \end{cases} \end{aligned} \quad (4)$$

其中: 控制量 $u = [A_8 \quad m_f \quad \alpha_f \quad \alpha_c]^T$, α_f 为风扇进口导流叶片角, α_c 为压气机导流叶片角。

2.2.2 最大推力控制模式

在最大推力控制模式中, 通过最大发动机推力来提高发动机的性能, 同时要求发动机不超温、不超转、不喘振。由于在最大推力控制模式下, 发动机已工作在最大状态, α_f 和 α_c 已处于最大角度, 因此, 该模式的求解可归纳为以下约束优化问题:

$$\begin{aligned} & \max S f c \\ \text{st} \quad & \begin{cases} T_4 \leq T_{4, \text{max}} \\ S M F \leq S M F_{\text{min}} \\ S M C \geq S M C_{\text{min}} \\ n_{\text{H}} \leq n_{\text{H}, \text{max}} \\ u \in B \equiv \{u | a \leq u \leq b\} \end{cases} \end{aligned} \quad (5)$$

其中: 控制量 $u = [A_8 \quad m_f]^T$, $T_{4, \text{max}}$ 为高压涡轮进口温度最大值, $S M F_{\text{min}}$ 为风扇喘振裕度的最小

值, $S M C_{\text{min}}$ 为压气机喘振裕度的最小值, $n_{\text{H}, \text{max}}$ 为高压转子转速最大值。

2.3 航空发动机性能寻优控制混合优化算法

航空发动机性能寻优控制混合优化算法的思想为: 利用小扰动线性化方法建立航空发动机线性数学模型, 根据性能寻优优化控制模式确定性能指标和约束条件, 形成线性规划问题。运用单纯形方法求解线性规划问题, 得到局部最优值解。然后以局部最优解作为 MAPS 非线性规划的初始点, 利用 MAPS 方法进行非线性性能寻优, 得到全局最优解。某型涡扇发动机混合优化算法步骤为:

(1) 在给定的飞行条件(高度、速度)及发动机控制量 m_f 和 A_8 , 通过发动机非线性稳态模型计算出发动机的稳态工作点, 得到稳态点处的各输出值;

(2) 用小扰动线性化方法从某型涡扇发动机非线性稳态模型中提取推进系统矩阵 PSM;

(3) 根据性能寻优控制优化控制模式确定约束条件和性能指标, 形成性能寻优的线性规划问题, 并利用单纯形方法解此线性规划问题, 获得发动机局部最优工作点的控制增量 Δm_f , ΔA_8 , α_f , α_c , 从而得到控制量 $u = [A_8 \quad m_f \quad \alpha_f \quad \alpha_c]^T$;

(4) 对区域 B 进行一个初始划分 Γ_0 , 确定允许计算 $f(x)$ 的最多次数 V , 令 $k = 0$;

(5) 初始计算:

① 选择控制量 $u = [A_8 \quad m_f \quad \alpha_f \quad \alpha_c]^T$ 作为初始采样点 $x^1, \dots, x^N \in T_0, N < V$;

② 计算 $f(x^1), \dots, f(x^N)$;

③ 通过 $f(x^1), \dots, f(x^N)$, 利用 Kriging 方法构造 $f(x)$ 的代理模型 $f_0(x)$;

④ 确定搜索模式 S_0 ;

(6) $k = 0$, 置 $\Gamma_k = \Gamma_0, x_k = \arg \min [f(x^1), \dots, f(x^N)]$; 即 $f(x_k) = \min [f(x^1), \dots, f(x^N)]$, 置 $\hat{f}_k(x) = f_0(x), S_k = S_0$, 及采样点集合 $Eval_k = \{x^1, \dots, x^N\}$;

(7) 若 $N + k < V$

① 根据 S_k 计算各搜索点的代理模型 $\hat{f}_k$ 函数值, 选取最优值 $x^t \in \Gamma_k / Eval_k$;

② 计算实际模型 $f(x^t)$, 令 $Eval_k = Eval_k \cup \{x^t\}$, 更新 $\hat{f}_k$;

③ 若 $f(x^t) < f(x_k)$, 则 $x_k = x^t$

若 $Core(x_k) \subset Eval_k$, 则 $\Gamma_k = \Gamma_k / 2$, 更新 S_k ;

(8) 否则, 选取由代理模型计算得到的次优

搜索点 $x' \in \Gamma_k / Eval_k$, 转7②;

(9) $k = k + 1$;

(10) 得到航空发动机性能寻优控制全局最优工作点控制量 $u = [A_8 \quad m_f \quad \alpha_f \quad \alpha_c]^T$ 。

3 仿真及结果分析

本文以某型双转子涡扇发动机非线性气动热力学数学模型为研究对象,在最小燃油耗油率控制模式和最大推力控制模式下进行数字仿真。其待优化的控制变量是主燃油供油量 m_f 、尾喷口喉部面积 A_8 、风扇进口导流叶片角 α_f 和压气机导流叶片角 α_c ,发动机优化过程中,满足发动机不超温、不超转和不喘振等约束条件,即取:

$$T_4 \leq 1\,700\text{ K} \quad , \quad SMC \geq 0.10 \quad ,$$

$$SMF \geq 0.10 \quad , \quad \overline{n_{H,cor}} \leq 1.05$$

3.1 巡航最小燃油耗油率模式

在 $H = 0\text{ km}, M_a = 0$ 处,采用LP优化算法和混合优化算法在最小油耗控制模式下进行仿真,仿真结果如图1~2所示。图3~4为 $H = 10\text{ km}, M_a = 1.2$,LP优化算法和混合优化算法在最小油耗模式下的仿真曲线。从图1和图3可以看出,LP优化算法使发动机在最小油耗控制模式下,单位燃油耗油率分别下降了0.528%和0.301%,而混合优化算法使单位燃油耗油率分别下降了1.496%和1.355%。从图2和图4可以看出,在最小油耗控制模式下,发动机的推力基本保持不变。

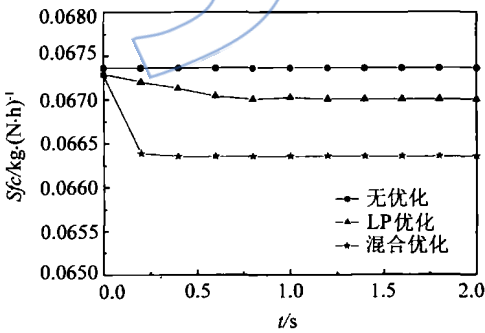


图1 $H = 0\text{ km}, M_a = 0$,不同优化方法下的单位燃油耗油率 Sfc

Fig 1 Sfc in different optimization methods at $H = 0\text{ km}, M_a = 0$

3.2 最大推力控制模式仿真

在最大推力控制模式下,对LP优化算法和混合优化算法在飞行条件 $H = 11\text{ km}, M_a = 1.8$ 下进行仿真,仿真结果如图5所示。从图5可以看

出,在最大推力控制模式下,发动机的推力在混合优化算法优化的条件下,达到最优的时间很短,而

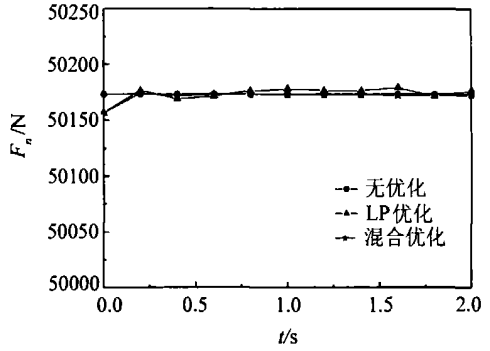


图2 $H = 0\text{ km}, M_a = 0$,不同优化方法下的发动机的推力 F_n

Fig 2 F_n in different optimization methods at $H = 0\text{ km}, M_a = 0$

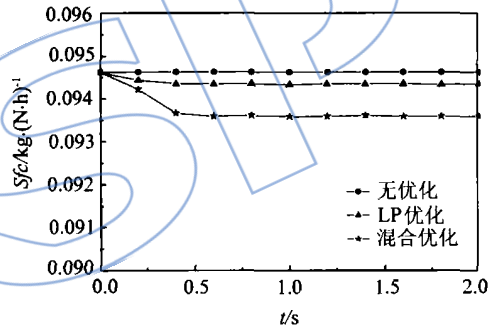


图3 $H = 10\text{ km}, M_a = 1.2$,不同优化方法下的单位燃油耗油率 Sfc

Fig 3 Sfc in different optimization methods at $H = 10\text{ km}, M_a = 1.2$

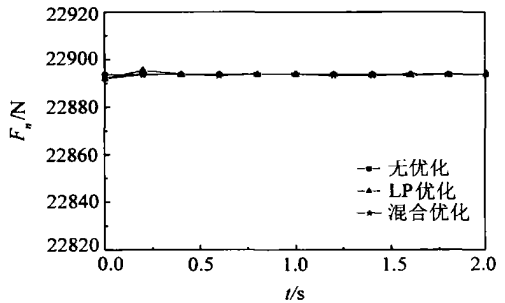


图4 $H = 10\text{ km}, M_a = 1.2$,不同优化方法下的发动机的推力 F_n

Fig 4 F_n in different optimization methods at $H = 10\text{ km}, M_a = 1.2$

且推力较LP优化算法有了明显的提高。在 $H = 11\text{ km}, M_a = 1.8$ 的飞行条件下,LP优化算法使发动机的推力提高,而混合优化算法在此基础上

再提高, 而且计算量较非线性优化算法大大减小。

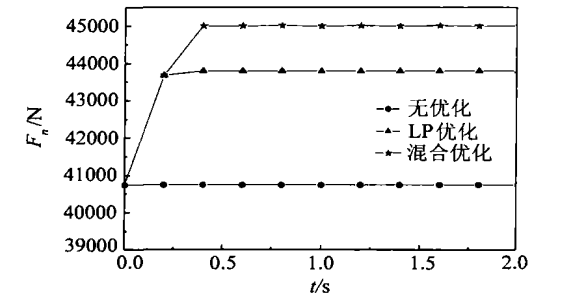


图5 $H = 11\text{ km}$, $M a = 1.8$, 不同优化方法下的发动机的推力 F_n

Fig 5 Increasing of F_n in different optimization methods at $H = 11\text{ km}$, $M a = 1.8$

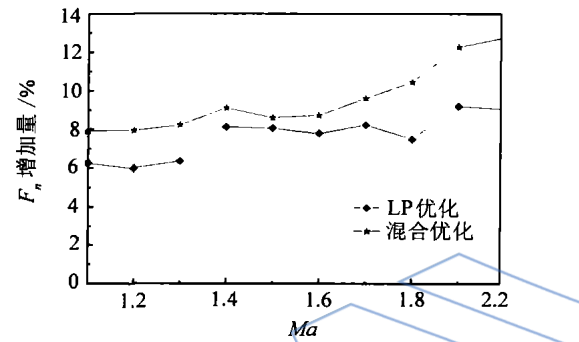


图6 $H = 11\text{ km}$, LP 和混合方法下推力随 $M a$ 变化

Fig 6 Compared with percentage of F_n increasing between LP and hybrid optimization method at $H = 11\text{ km}$

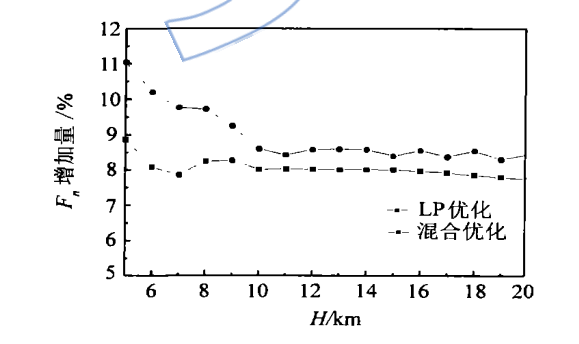


图7 $M a = 1.5$, LP 和混合方法下推力随 H 变化

Fig 7 Compared with percentage of F_n increasing between LP and hybrid optimization method at $M a = 1.5$

图6和图7分别表示高度 $H = 11\text{ km}$, 不同的飞行速度条件和 $M a = 1.5$, 不同的高度条件下发动机在最大推力控制模式下推力的提高情况。从图6~ 图7可以看出, 利用LP 优化方法使发动机

推力可能收敛于局部最优值点, 混合优化方法能够使发动机的推力在局部最优值的基础上再提高1%~ 4%, 达到全局最优。图8和图9分别表

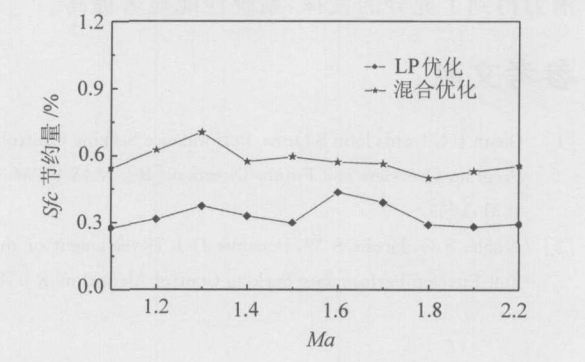


图8 $H = 11\text{ km}$, LP 和混合方法下降低的 Sfc 随 $M a$ 变化

Fig 8 Compared with saving of Sfc between LP and hybrid optimization method at $H = 11\text{ km}$

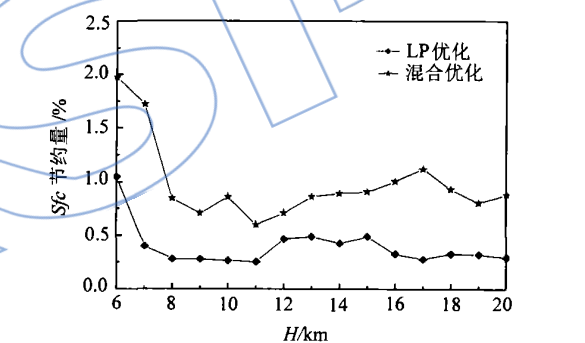


图9 $M a = 1.5$, LP 和混合方法下降低的 Sfc 随 H 变化

Fig 9 Compared with saving of Sfc between LP and hybrid optimization method at $M a = 1.5$

示高度 $H = 11\text{ km}$, 不同的飞行速度条件和 $M a = 1.5$, 不同的高度条件下发动机在最小油耗控制模式下发动机的耗油率降低情况。从图8~ 图9可以看出, 利用混合优化算法使发动机在巡航状态的耗油率在LP 优化方法的基础上再降低1%~ 2%。

4 结 论

研究表明, 使用LP 和MAPS 混合优化算法能够对航空发动机进行实时性能优化, 而且也解决了线性规划方法带来的可能收敛于局部极小值和非线性方法计算量大的问题。大量的仿真结果表明, 混合优化算法中的MAPS 方法能保证收敛

到全局最优值。而且由于初始值选择为LP 优化算法的结果,即至少为局部极小值,从而使非线性方法MAPS 方法的计算量大大减小,使发动机的潜力得到了充分的发挥,系统性能显著提高。

参考文献

[1] Glenn B Gilyard, John S Ome Performance Seeking Control Program Overview and Future Directions[R], NASA TM - 4531, 1993

[2] Nobbs S G, Jacobs S W, Donahue D J. Developmnet of the Full-Envelop Performance Seeking Control Algorithm [R]. AIAA - 92- 3748, 1992

[3] John S Ome, Glenn B Gilyard Subsonic Flight Test Evaluation of A Propulsion System Parameter Estimation Process for The F100 Engine[R] AIAA - 92- 3745

[4] John S Ome, Glenn B Gilyard Preliminary Supersonic Flight Test Evaluation of Performance Seeking Control[R] AIAA - 93- 1821.

[5] Christopher M Siefert, Virginia Torczon, Michael W Trosset Model-Assisted Pattern Search Methods for Optimizing Expensive Computer Simulations[R] JSM , 2002

[6] Michael James Sasena, Flexibility and Efficiency Enhancements for Constrained Global Design Optimization with Kriging Approximations [D]. Ph.D Dissertation, University of Michigan, 2002