

基于广义既约梯度法的航空发动机性能寻优控制^{*}

任新宇, 樊思齐, 朱玉斌, 时瑞军

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 提出了一种基于航空发动机约束物理意义的寻优方法, 并将其应用于性能寻优控制之中。该方法根据航空发动机约束的物理特性完全已知的特点, 利用起作用集法和既约梯度法将发动机非线性约束寻优问题转化为低维的无约束寻优问题, 提高了计算速度。应用该方法对全包线内的工作点, 对最大推力、最低油耗、最低涡轮进口温度和加力最大推力等模式进行了寻优, 给出了寻优结果。

关键词: 性能寻优控制; 起作用集法⁺; 广义既约梯度法⁺; 航空发动机

中图分类号: V233.7⁺1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2006) 06-0536-06

Based on generalized reduced gradient method for aero-engine performance seeking control

REN Xin-yu FAN Si-qi ZHU Yu-bin SHI Rui-jun

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

Abstract Presented a new method based on the physical characteristic of aero-engine constraint for performance seeking control which consists of active set method and generalized reduced gradient method. Engine nonlinear constraint optimization question can be transformed into unconstrained and low dimension search optimization. Therefore, optimization speed is increased. Then, this method is applied to three control modes which are maximum thrust mode, minimum fuel flow mode and minimum turbine temperature mode, respectively. Calculation results are presented.

Key words Performance seeking control; Active set method⁺; Generalized reduced gradient method⁺; Aero-engine

1 引 言

性能寻优控制于 20 世纪 90 年代在美国 F-15 飞机上完成了试飞, 结果表明性能寻优控制能够有效提高发动机推力、降低耗油率和延长使用寿命^[1]。并将在 F-22 飞机上使用的 F-119 及 F100-PW-229 等先进的发动机上投入应用^[2], 表现出了良好的发展前景。

文献 [1, 3, 4] 等所采用的方法是利用相似理论对发动机非线性模型进行分块线性化, 在线插值获取发动机线性模型, 再利用线性规划方法进行寻优。这种方法的优点是实时性好, 能够在现有机载计算机上实现实时计算。但由于相似理论建立的模型需要假

设定比热系数不变, 导流叶片角度一定等前提条件成立, 故需要对模型进行必要的简化, 模型精度最大只能保证 2%。

机载计算机计算能力的提高使较为精确的非线性寻优成为可能。文中采用非线性部件级实时模型与常增益扩展卡尔曼滤波相结合的方法建立自适应发动机模型, 利用常增益扩展卡尔曼滤波器实时修正模型中的发动机性能偏离参数, 使最终的模型能真实地反映实际发动机工作情况, 模型精度能保证在 0.5% 左右。现有的寻优方法也大都将约束条件作为纯数学问题加以处理, 问题求解通常较为复杂, 实时性差。由于航空涡轮发动机约束的物理特性是完全已知的, 故本文提出了利用发动机约束的物理意义,

^{*} 收稿日期: 2006-03-21; 修订日期: 2006-07-12。

作者简介: 任新宇 (1978—), 男, 研究领域为航空宇航推进系统先进控制算法研究。E-mail: renxinyu@sina.com

应用广义既约梯度法进行寻优,简化了寻优问题的复杂程度,降低了寻优时间。

2 寻优方法

2.1 问题描述

性能寻优控制是通过在线寻优,在确保发动机安全工作的前提下,实现各控制量的最佳匹配,从而最大限度的发挥发动机的性能,达到特定性能指标的最优。按不同的控制需求可分为最大推力、最低油耗和最低涡轮前温度等控制模式。最大推力控制模式是在加速飞行时,提供尽可能大的推力,提高飞机的机动性能。巡航最低油耗控制模式的目的是在保持推力不变的情况下降低耗油率,以此来增大航程,扩大飞机的作战半径,提高经济性。最低涡轮前温度模式要求在发动机推力不变的情况下,尽可能的降低发动机涡轮前温度,从而延长发动机使用寿命。文中所选择的控制量为 $\mathbf{u} = [m_f \quad A_8 \quad \alpha_f \quad \alpha_c]^T$, m_f 为供油量、 A_8 为尾喷管喉部面积、 α_f 为风扇进口导流叶片角度、 α_c 为压气机导流叶片角度。在航空发动机的工作过程中必须确保发动机的安全工作,寻优过程必须在确保航空涡轮发动机所特有的使用限制的前提下才有意义。这些限制包括要求发动机不超温、不超转、不喘振,由此性能寻优控制问题可表示为

$$\begin{aligned} & \max F_n \quad \min f_c \quad \min T_{41} \\ \text{s.t.} \quad & \begin{cases} T_{41} \leq T_{41\max} \\ n_l \leq n_{l\max} \\ n_h \leq n_{h\max} \\ n_{l\text{cor}} \leq n_{l\text{cor}\max} \\ \Delta T_{41} \leq T_{41\max} \end{cases} \quad \begin{cases} m_f \geq m_{f\min} \\ m_c \geq m_{c\min} \\ A_{8\min} \leq A_8 \leq A_{8\max} \\ \alpha_{f\min} \leq \alpha_f \leq \alpha_{f\max} \\ \alpha_{c\min} \leq \alpha_c \leq \alpha_{c\max} \end{cases} \quad (1) \end{aligned}$$

式中 T_{41} 为涡轮前温度、 n_h 为高压转子转速、 n_l 为低压转子转速、 $n_{l\text{co}}$ 为低压转子换算转速、 m_f 为风扇喘振裕度、 m_c 为压气机喘振裕度。

此外在最低油耗和最低涡轮前温度模式下还应保持 $F_n = F_{n0}$, 在研究加力状态时还应加入加力燃烧室供油量 $m_{f\text{af}}$ 和加力燃烧室温度约束 $T_7 \leq T_{7\max}$ 。

为了表述方便,将问题 (1) 归结为如下标准形式的非线性约束优化问题

$$\begin{aligned} & \min f(\mathbf{u}) \\ \text{s.t.} \quad & \begin{cases} g_i(\mathbf{u}) \geq 0 \quad i \in I = \{1, 2, \dots, m\}, \\ h_j(\mathbf{u}) = 0 \quad j \in E = \{1, 2, \dots, l\}, \\ \mathbf{a} \leq \mathbf{u} \leq \mathbf{b} \end{cases} \quad (2) \end{aligned}$$

其中 $g_i(\mathbf{u})$, $h_j(\mathbf{u})$ 和 $f(\mathbf{u})$ 均是定义于 R^n 上的实值连

续函数。有限集合 E 和 I 分别表示等式约束和不等式约束的指标集合。

2.2 起作用集法

设 $\bar{\mathbf{u}}$ 为问题 (2) 处的可行点, 则其不等式约束条件在 $\bar{\mathbf{u}}$ 处呈现出两种情形: $g_i(\bar{\mathbf{u}}) = 0$ 称第 i 个不等式约束为在 $\bar{\mathbf{u}}$ 处起作用的约束, $g_i(\bar{\mathbf{u}}) > 0$ 称第 i 个不等式约束为在 $\bar{\mathbf{u}}$ 处不起作用的约束。用 $I(\bar{\mathbf{u}})$ 表示在可行点处起作用的约束的指标集, 即: $I(\bar{\mathbf{u}}) = \{i | g_i(\bar{\mathbf{u}}) = 0 \quad i = 1, 2, \dots, m\}$, 则在研究一点处的可行方向时, 只需考虑在该点起作用的约束, 而那些不起作用的可以不管。由此我们定义集合 $A(\bar{\mathbf{u}}) = E \cup I(\bar{\mathbf{u}})$ 为在 $\bar{\mathbf{u}}$ 点的起作用集合, $c_i(\mathbf{u})$ ($i \in A(\bar{\mathbf{u}})$) 是在 $\bar{\mathbf{u}}$ 点起作用的约束, $c_i(\mathbf{u})$ ($i \notin A(\bar{\mathbf{u}})$) 是在 $\bar{\mathbf{u}}$ 点不起作用的约束。

假定我们已知问题 2 在最优点 $\bar{\mathbf{u}}$ 处的起作用约束 $A(\bar{\mathbf{u}})$, 则可将问题 2 等价转化为如下的等式约束优化问题

$$\begin{aligned} & \min f(\mathbf{u}) \\ \text{s.t.} \quad & \begin{cases} c_i(\mathbf{u}) = 0 \quad i \in A(\bar{\mathbf{u}}) \\ \mathbf{a} \leq \mathbf{u} \leq \mathbf{b} \end{cases} \quad (3) \end{aligned}$$

一般说来, 等式约束问题 (3) 要比原问题 (2) 容易求解。但最优点处的起作用约束 $A(\bar{\mathbf{u}})$ 通常是未知的, 起作用集方法中, 通常先对初始可行点的起作用约束进行寻优, 再判断当前起作用约束集是否是理想的, 若不是, 则对它进行必要的修正。对于非线性问题如何修正起作用约束集缺乏快速有效的方法, 因此起作用集法大多被用在线性约束优化问题中。本文将根据约束的物理意义提出修正方法。

2.3 广义既约梯度法

利用广义既约梯度法来求解式 (2) 所表示的问题, 公式为

$$S = \{\mathbf{u} | c(\mathbf{u}) = 0 \quad \mathbf{a} \leq \mathbf{u} \leq \mathbf{b}\} \quad (4)$$

应用广义既约梯度法求解问题 (3), 需要满足如下非退化假设: $\forall \mathbf{u} \in S, \exists$ 分解 $\mathbf{u} = [\mathbf{u}_B \quad \mathbf{u}_N]^T$, 使 $\mathbf{u}_B \in R^m$ 为基变量, $\mathbf{u}_N \in R^{n-m}$ 为非基变量, 矩阵 $\nabla_B(c(\mathbf{u}))$ 非奇异。这样我们就能够把等式约束表示为 $c(\mathbf{u}_B, \mathbf{u}_N) = 0$ 在满足非奇异假设的情况下, 我们可以从中解出 $\mathbf{u}_B$, 即有 $\mathbf{u}_B = \phi(\mathbf{u}_N)$, 则问题 (3) 等价于

$$\min_{\mathbf{u}_N \in R^{n-m}} f(\mathbf{u}_B, \mathbf{u}_N) = f(\phi(\mathbf{u}_N), \mathbf{u}_N) = \tilde{f}(\mathbf{u}_N) \quad (5)$$

通常情况下 $\mathbf{u}_B = \phi(\mathbf{u}_N)$ 难以求解, 需要利用约束的梯度近似求取既约梯度, 但是由于发动机非线性模型是通过求解非线性方程组计算的, 可以将等式约束加

入非线性方程组或更换迭代变量的方法较为简便的直接计算得到约束条件下的性能函数 $f(\mathbf{u}_N)$, 进而求取既约梯度 $\bar{g}(\mathbf{u}_N) = \nabla_N f(\mathbf{u}_N)$ 。之后利用拟牛顿法根据既约梯度构建搜索方向求解最优值^[6]。

2.4 发动机约束的物理意义

利用可行方向法和广义既约梯度法将非线性约束寻优问题转化为低维的非线性无约束寻优问题, 能够显著提高寻优效率。但是在可行方向法中, 如何修正起作用约束集, 在既约梯度法中如何从 $\mathbf{u}$ 中分解出相应变量 $\mathbf{u}_N$ 来保证等式约束成立, 这些是计算过程的难点。

由于航空涡轮发动机的约束的物理特性是完全已知的, 这样就可以利用约束与输入量之间的关系来解决这些问题。航空涡轮发动机的物理约束可以归结为不允许出现发动机机械强度和热强度的超载及压气机机组的不稳定工作状态, 可以由此把问题(1)中的约束划分为发动机的工作强度限制、工作过程的气动稳定性裕度限制和由控制器执行机构的结构限制等产生的控制约束。对于所研究的混合排气式涡扇发动机具有以下性质^[6]:

(1) 推力 F_n 、涡轮前温度 T_{41} 、高压转子转速 n_h 、低压转子转速 n_l 及低压转子换算转速 $n_{l_{cor}}$ 均随燃油流量 m_f 的增长而增长。

(2) 风扇喘振裕度 sm_f 随尾喷管面积 A_8 的减小而减小。

由此可以得出起作用约束的修正规律为: 当某个强度约束为起作用约束时, 另一个强度约束如不满足, 则将该强度约束转为起作用约束, 在其他控制量不变时, 燃油流量将有所减小, 原有成立的强度约束成立。

当喘振裕度约束不满足时, 将其转为起作用约束, A_8 增大, 原有的 $A_8 \geq A_{8min}$ 约束成立。

值得指出的是求解问题(2)的有效集算法的效率取决于其作用约束集中所含约束个数的多少, 由于每次迭代只增加或减少一个起作用约束, 所以初始点处起作用约束的个数对寻优算法的效率起很大的影响, 对航空发动机性能优化来讲, 在最大推力模式下发动机的推力随燃油流量的增加而增加, 因此某个强度约束必为起作用约束, 而具体的起作用的强度约束是由发动机进口总温 T_2 决定的。 T_2 不随控制变量的变化而变化, 这就能在寻优起始点处确定起作用的强度约束并将其确定为起作用约束。而在最低油耗和最低涡轮进口温度模式中, 推力约束恒为起作用约束, 此时燃油流量一般较寻优前有所降低, 因此一般

不会达到强度约束。在寻优开始时可以用燃油流量保持推力不变。从上述分析可以看出在三个控制模式下, 在寻优初始化过程中就可将燃油流量 m_f 从寻优变量中分离出来作为基变量保持某个起作用约束维持在其极限值, 用 $\mathbf{u}_N = [A_8 \quad \alpha_f \quad \alpha_c]^T$ 来进行无约束寻优, 如果其他约束条件能够得到满足, 则停止迭代, 否则, 若不满足则按照前文所述的修正方法进行修正。这就将一个四变量非线性不等式约束优化问题转化为一次三变量无约束优化问题和最多两次二变量无约束寻优问题, 大大简化了寻优的复杂程度。

2.5 寻优步骤

(1) 模型初始化, 计算发动机在给定控制规律作用下的物理模型得到优化初始点 $\mathbf{u}_0$;

(2) 给定允许误差 $\varepsilon > 0$ 取 $k = 0$ 确定初始起作用约束及相应的控制变量;

(3) 计算既约梯度 $\bar{g}(\mathbf{u}_N)$, 若 $\|\bar{g}(\mathbf{u}_N)\| \leq \varepsilon$ 转(4), 否则, 转(5);

(4) 检查约束条件是否得到满足, 判断迭代点 $\mathbf{u}$ 是否在可行域内部。若在迭代点内部则停止迭代, 否则, 按 2.4 节所述方法转换基变量和起作用约束, 转(3);

(5) 令 $J = \{i: (\mathbf{u}_N)_i = a_i\}$, 且 $\bar{g}(\mathbf{u}_N)_i > 0$ 或 $(\mathbf{u}_N)_i = b_i$ 且 $\bar{g}(\mathbf{u}_N)_i < 0$, 用 $\mathbf{d}_N$ 来表示搜索方向, 则有 $(\mathbf{d}_N)_i = 0 (i \in J)$, $(\mathbf{d}_N)_i = -(\mathbf{G}_k \bar{g}(\mathbf{u}_N))_i (i \notin J)$, 利用 BFGS 方法修正迭代矩阵 $\mathbf{G}_k$ 得 $\mathbf{G}_{k+1}$ ^[6]。

(6) 进行一维搜索, 求解 $\min_{0 \leq \lambda \leq 1} F(\mathbf{u}_N + \lambda \mathbf{d}_N)$ 得最优解 λ_k , 其中

$$\lambda = \min \left\{ \min \left\{ \frac{u_i - a_i}{-d_j} : d_j < 0 \right\}, \right.$$

$$\left. \min \left\{ \frac{b_j - u_j}{d_j} : d_j > 0 \right\} \right\}$$

令 $\mathbf{u}_N^{k+1} = \mathbf{u}_N^k + \lambda_k \mathbf{d}_k$, $k = k + 1$ 转(3)。

3 仿真结果

应用前文所述的方法对各寻优模式进行了仿真, 并与线性优化方法进行了对比研究。图 1 所示为 11km, 0.7Ma 处最大推力模式寻优结果, 图 2 所示为 11km, 0.7Ma 最低油耗模式寻优结果, 其中实线和虚线所示为本文研究的方法和线性寻优的响应曲线。从图 1 可以看出, 两种方法最优点处均为 T_{41} 和 s_{mf} 达到极限值, 为起作用约束。但由于本文采用的非线性自适应模型精度较高, 所须保留的约束裕度较小。因

此本文的寻优结果更为接近实际的物理约束, 获得更大的推力和更低的耗油率。而且在线性寻优过程中需要发动机稳态测量量进行插值求取模型和对模型进行修正, 因此每一步寻优都必须利用稳态控制器将其控制到稳态才能开始下一步寻优。而非线性寻优则不需要保证这一条件, 因此发动机达到最优状态的速度要快的多。但线性寻优算法比较简单, 实时性较好, 利用本文提出的寻优方法和线性寻优方法在 P ⑤ 2.4G/256M 的计算机上仿真, 平均每步用时分别为 3 ~ 8 ms 和 1 ms。

图 3 所示为 $Ma < 1.3$ 时在飞行包线内得到的性能优化结果。可以看出与原控制规律相比推力增加 10% 左右, 加力最大推力增加 10% 左右, 耗油率降低接近 1%, 涡轮进口温度降低 15 ~ 20 °C。推力性能的提高主要取决于发动机所能提供的强度裕度和喘振裕度, 这与航空发动机原来的控制规律和哪个约束为其作用约束相关。而这两个量都由发动机进口总温 T_2 决定。而最低涡轮前温度和最低油耗模式由于需要保持推力不变, 只能利用喘振裕度寻优, 所以效果不如最大推力模式明显。

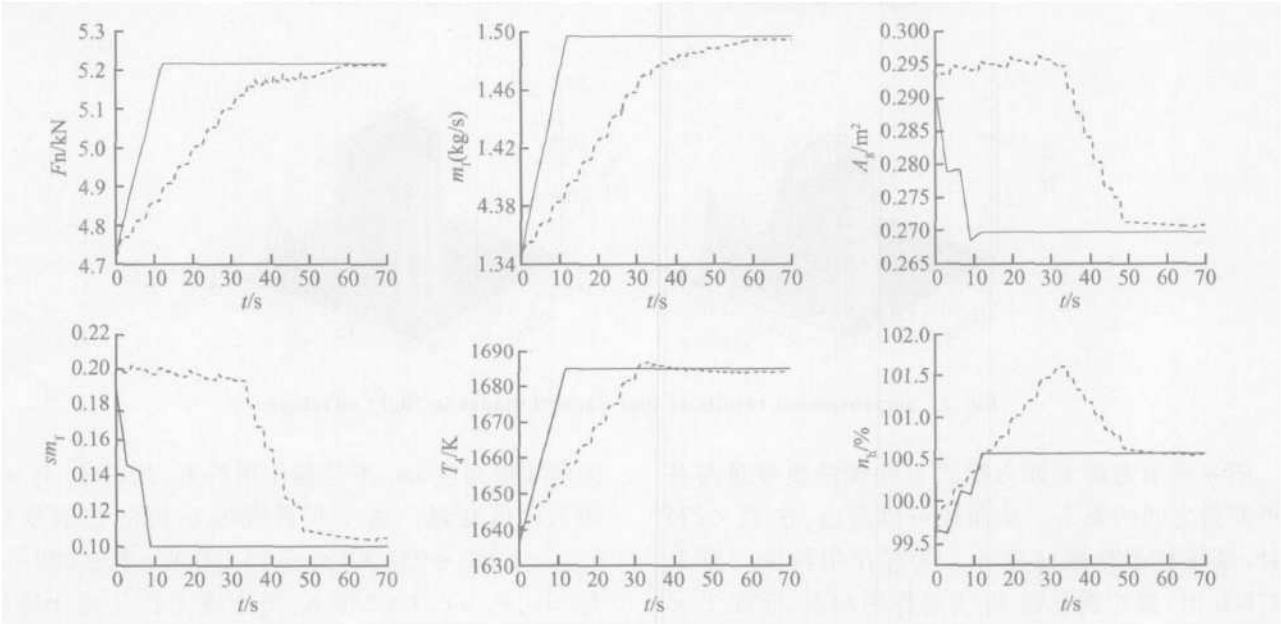


Fig 1 Response curves of maximum thrust mode in $H = 11\text{km}$, $Ma = 0.7$

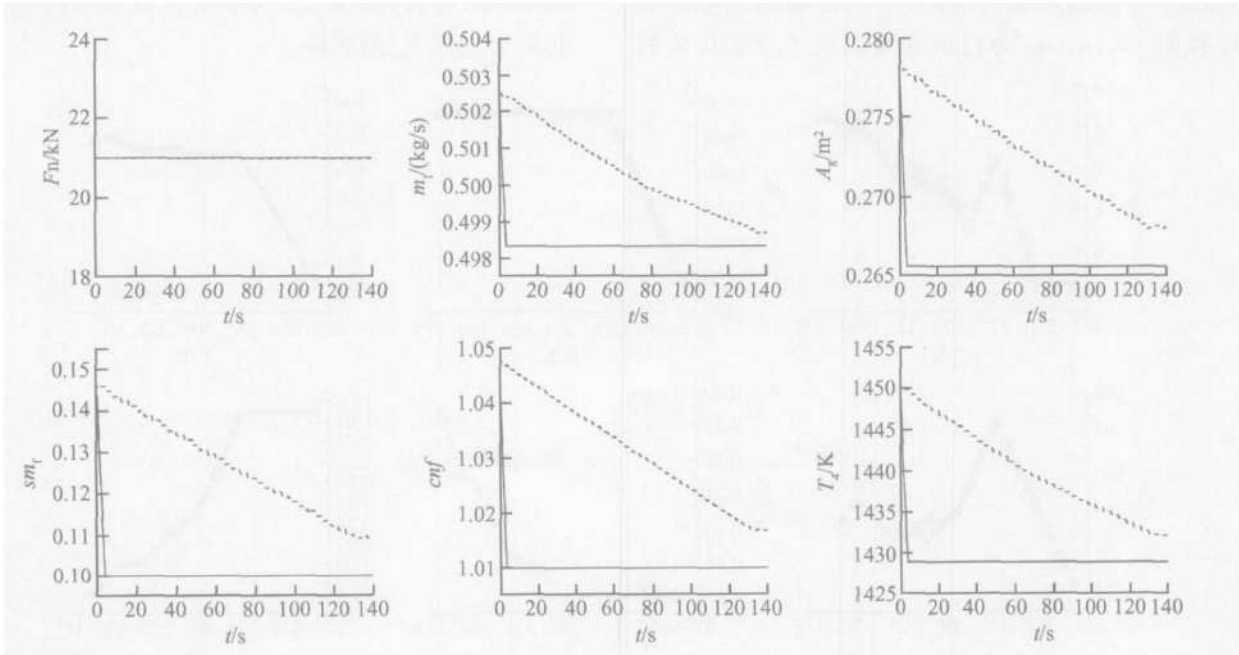


Fig 2 Response curves of minimum fuel flow mode in $H = 11\text{km}$, $Ma = 0.7$

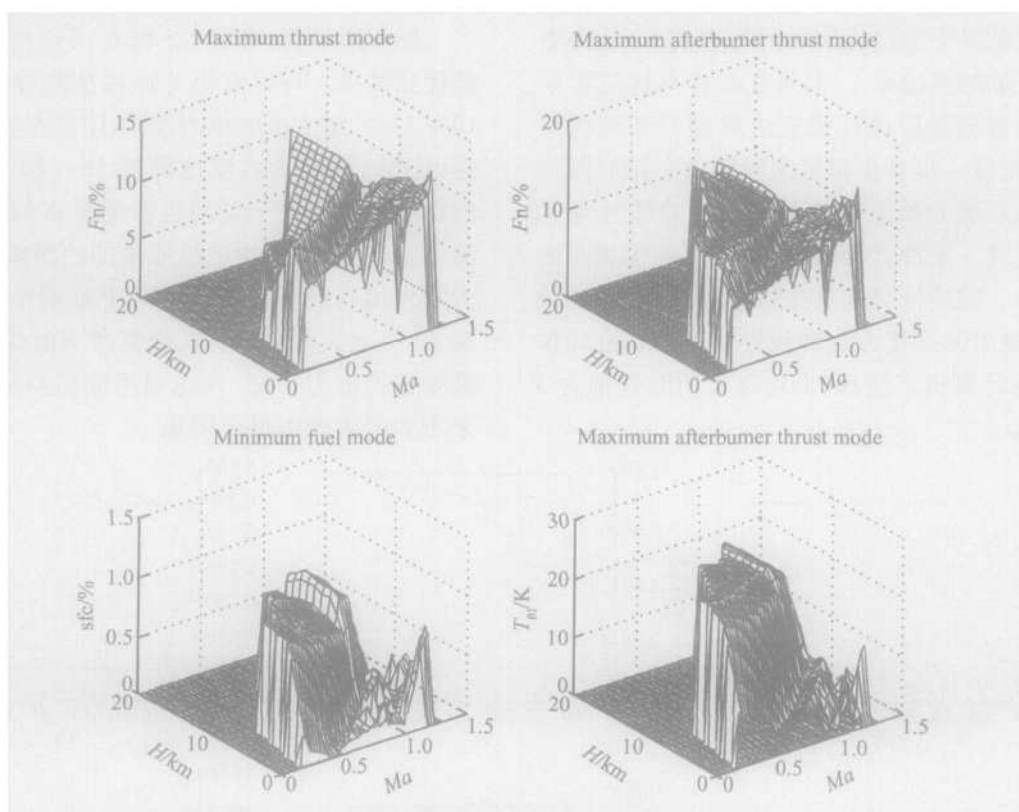


Fig 3 Improvement results of four control modes in flight envelope

图 4所示为最大推力模式下性能的改变量与各约束变量之间的关系。从曲线可以看出, 在 $T_2 < 275$ K时, 低压转子换算转速 $n_{1\text{cor}}$ 为起作用约束。当 $T_2 \geq 275$ K时, 涡轮前总温 T_{41} 为起作用约束, 而在 $T_2 < 310$ K时, 风扇喘振裕度 sm_f 为起作用约束, 此时在用燃油流量 m_f 控制强度约束的同时, 还需用尾喷管面积 A_8 控制 sm_b , α_r , α_c 为自由变量。当 $T_2 < 310$ K时

风扇喘振裕度 sm_f 不是起作用约束, 此时 A_8 与 α_r , α_c 同为自由变量。由于所研究发动机的控制规律为 $n_{1\text{cor}} = c$ ($T_c \leq 250$ K) $n_1 = c$ ($250 \text{ K} < T_2 \leq 288 \text{ K}$) 及 $T_{51} = c$, $\pi_r = c$, $T > 288 \text{ K}$, 图中推力优化变化趋势可以看出, 250 K, 288 K 两个极小点分别对应发动机控制规律的切换, 而极大点 275 K 位置对应的是强度约束从 $n_{1\text{cor}}$ 到 T_{41} 的切换。

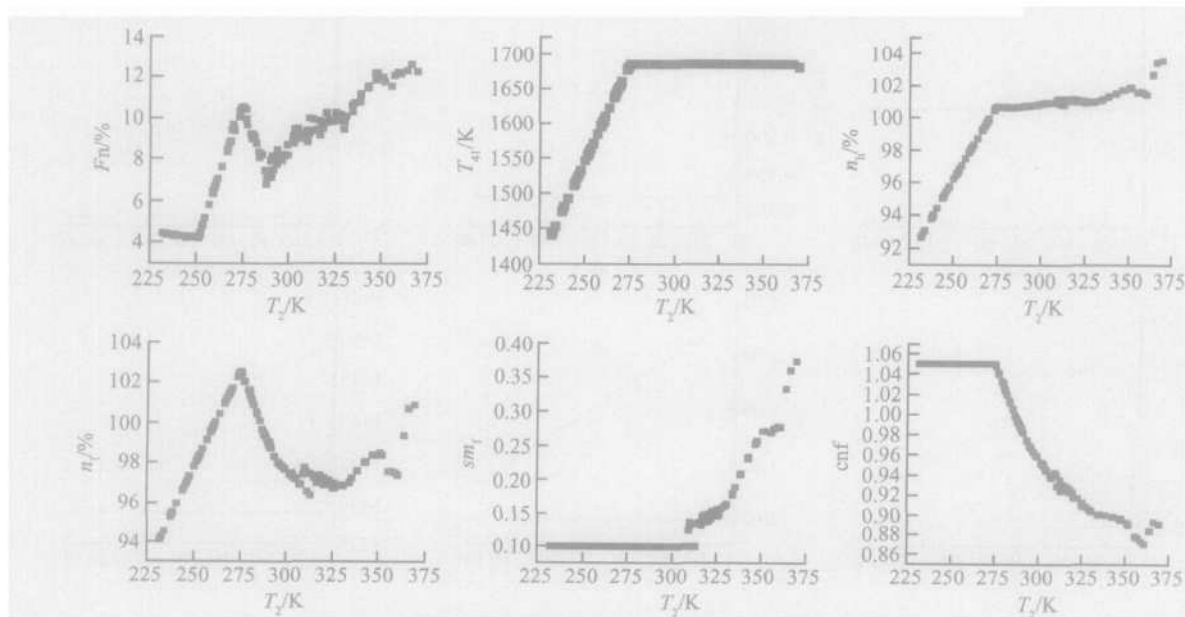


Fig 4 Curves of optimization results with regard to T_2

4 结 论

由于发动机优化问题中约束与目标函数的物理意义完全已知,且求取目标函数过程中可以通过增加非线性方程组平衡方程数目快速求解等式约束下的目标函数,本文提出了一种利用输入与约束、目标函数之间的关系将约束划分为强度约束和气动稳定性约束,分别用燃油流量和为喷管面积加以限制,再利用起作用集法和既约梯度法,将非线性约束寻优问题转化为低维的无约束寻优问题的优化方法。与传统的纯数学方法相比,该方法具有更好的实时性,且能够保证寻优结果处于最优边界上,具有更高的寻优精度。文中利用该方法在全包线内进行了数字仿真,且与线性寻优方法进行了对比,结果表明:全包线内的所有点均能收敛,且能够与线性寻优方法达到相同约束,具有较好的收敛性。而且由于模型精度较高,能够在线性寻优的基础上进一步增加推力和降低耗油率。本文为性能寻优控制提出了一种较为有效的非线性寻优方法,对航空发动机其他优化问题有一定的借鉴意义。

(上接第 531 页)

4 结 论

基于准一维非稳态流动方程建立了引射模态性能分析模型,充分考虑了壁面摩擦、有限速率化学反应和质量添加等因素。实验校验表明,本模型用于引射模态性能分析时所引起的相对误差小于 9%,且发动机内部的压强分布与实验结果基本一致,反映出燃烧室内的流动变化规律,本模型可以用于引射模态性能分析。

参考文献:

- [1] Bradford J E, Olds J R. SCCREAM v. 5 - a web-based airbreathing propulsion analysis tool[C]. AIAA 99-2104
- [2] 黄生洪,何洪庆,何国强,等. 火箭基组合循环(RBCC)推进系统概念设计模型[J]. 推进技术, 2003, 24(1). (HUANG Sheng-hong HE Hong-qing HE Guo-qiang et al Conceptual design model of rocket base combined cycle propulsion system [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(1).)
- [3] Han S, Tames J. A numerical study of Marquardt's ejection

参考文献:

- [4] Glenn B G, John S O. Performance seeking control program overview and future directions[R]. *NASA Technical Memorandum* 4531, 1993
- [1] John S O, Gerard S S. Flight assessment of the onboard propulsion system model for the performance seeking control algorithm on an F-15 aircraft[J]. *NASA Technical Memorandum* 4705, 1995
- [3] Glenn B G, John S O. Subsonic flight test evaluation of a performance seeking control algorithm on an F-15 aircraft [R]. *NASA Technical Memorandum* 4400, 1992
- [2] Highly integrate digital electronic control[R]. *NASA Technology Facts* TF-2004-06, 2004
- [5] 田·聂恰耶夫著. 航空动力装置控制规律与特性 [M]. 单凤桐,程振海译. 北京:国防工业出版社,1999
- [6] 谢政,李建平,汤泽滢. 非线性最优化 [M]. 北京:国防大学出版社,2003

(编辑:张奕春)

tor-scrum jet test engine[C]. AIAA 2002-3606

- [4] Rhie C M, Stowers S T, Ebrahimi H B. Numerical analysis of reacting flows using finite rate chemistry models[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1993, 9(1).
- [5] 傅德熏,马延文. 计算流体力学 [M]. 北京:高等教育出版社,2002, 7.
- [6] Mott D R, Oran E S, Leer B. A quasi-steady-state solver for the stiff ordinary differential equations of reaction kinetics[J]. *Journal of Computational Physics*, 2000, 164
- [7] 刘佩进,何国强,李宇飞. RBCC 引射火箭模态二次燃烧实验 [J]. 推进技术, 2004, 25(1). (LIU Pei-jin HE Guo-qiang LI Yu-fei Effect of secondary combustion in rocket ejector[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(1).)
- [8] Muller S, Hawk C W. Mixing of supersonic jets in a RBCC strutjet propulsion system[C]. AIAA 99-2973
- [9] 李宇飞. RBCC 引射火箭模态性能研究 [D]. 西安:西北工业大学,2004

(编辑:崔永刚)