

基于 Fibonacci 搜索方法的航空发动机性能寻优

杨旦旦

(中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 介绍了 Fibonacci 搜索方法应用于发动机性能优化中的原理, 建立带两个出口面积、气流马赫数可变的引射器的涡喷发动机的总体性能计算模型, 应用 Fibonacci 搜索方法在优化参数区间内对该发动机进行了最大推力、最低油耗、最低涡轮前温度模式的寻优。举例说明了 Fibonacci 搜索方法应用的具体过程。给出了不同高度、马赫数下的寻优结果。结果表明: 最优目标性能满足的约束边界与飞行高度、马赫数密切相关, 不同的飞行高度、马赫数对应了不同的最优控制策略。但不论飞行任务如何, 根据该方法进行的优化控制所获得的目标性能是最佳的。该优化方法不仅适用于该类涡喷发动机, 也为其他类型航空发动机的优化控制打下一定的基础。

关 键 词: 航空发动机; 引射器; 梯度; Fibonacci 搜索方法; 起作用约束; 性能寻优

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Performance optimization of aeroengine based on Fibonacci search method

YANG Dan-dan

(China Gas Turbine Establishment,
Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: The principle of Fibonacci search method for performance optimization of aeroengine was introduced. The total performance model of turbojet containing two ejectors with variable area and Mach number was established. This aeroengine was optimized in maximum thrust mode, minimum fuel consumption mode and minimum turbine inlet temperature mode in the area of optimization parameters by using Fibonacci search method. The process of applying Fibonacci search method into the optimization was illustrated. The optimization results on different height and Mach number were given. Results show that, the constrained boundaries satisfied by the optimized performance are closely related with the flight height and Mach number. Different flight heights and Mach numbers correspond to different optimal control strategies. In spite of the flight mission, the targeted steady state performance from the control based on this optimization method is the best. This optimization method is not only applicable to the turbojet engine, but also lays a certain foundation for optimal control of other types of aeroengine.

Key words: aeroengine; ejectors; gradient; Fibonacci search method; active constraint; performance optimization

提高推力、降低油耗和延长使用寿命是航空发动机设计者追求的目标. 过去二十年, 发动机的性能寻优问题一直都是国内外有关学者和专家研究的热点. 国外在 20 世纪 90 年代初就对航空发动机的寻优控制进行了深入研究^[1-2]. 文献[3-17]采用了线性规划、二次规划、既约梯度法、遗传算法、混合算法等方法去优化发动机的性能. 在采取这些方法寻优时, 不可避免的是要求目标函数对寻优自变量的导数, 以及进行搜索比较. 基于此, 本文考虑用一种基于 Fibonacci 搜索的寻优方法, 较为简易、直接的对发动机的性能进行搜索寻优.

本文首先对基于 Fibonacci 搜索的性能优化方法进行介绍, 然后以带两个引射器的涡喷发动机的引射模态的最大推力、最低油耗、最低涡轮前温度等 3 种寻优模式为例对该方法进行仿真, 以得到该发动机的优化性能参数.

1 寻优方法

航空发动机总体性能计算本质上是求解若干个非线性方程组, 方程组的个数随发动机构型变化而变化. 如果发动机的可变量为 N 个, 而匹配非线性方程组需要的变量为 M 个, 则有 $N-M$ 个变量是可以独立变化的, 它们取值的不同将会对发动机的性能产生影响. 在这 $N-M$ 个变量的取值范围内, 可以寻找它们的某个取值组合使得发动机的某个性能目标达到最优. 这 $N-M$ 个变量称为寻优自变量. 在这 $N-M$ 个寻优自变量的取值范围内, 并不是任意 $N-M$ 维的取值组合都满足发动机的模型求解要求. 可以肯定的是, 对每个寻优自变量, 最优值对其的梯度趋于零或该寻优自变量在其取值区间的端点上. 而航空发动机有时需要推力最大、或耗油量最少、或涡轮前温度最低, 其实本质上就是求取目标函数, 即推力的相反数、或耗油量、或涡轮前温度的最小值. 当需要性能目标函数最小, 而性能目标函数对所有寻优自变量的梯度趋于零时且函数值至少比一个函数值小时, 目标函数肯定已经达到了最小. 再根据凸集最优值都是在凸集的顶点上取得的原理, 发动机的最小性能目标函数对某个寻优自变量的梯度可能不趋于零, 但是此自变量必须取值在其取值范围的端点上.

Fibonacci 搜索方法^[18]能在较少寻优次数下使目标函数较高精度的逼近最优值, 是一维极值问题的最优策略, 同时也可应用于多维问题. 基于上述考虑, 本文采用了基于 Fibonacci 搜索的优化

方法进行航空发动机的性能寻优. 首先介绍 Fibonacci 搜索方法的应用流程. 假设目标函数为 f , 自变量取值区间为 $[a_1, b_1]$, $E_i (i=0, 1, 2, \dots)$ 是 Fibonacci 数, 需要达到的寻优精度为 r (确定的最优值所在的最小区间长度为 $r(b_1 - a_1)$). Fibonacci 搜索方法寻找目标函数的最小值的流程如图 1 所示.

对航空发动机的性能寻优的主要步骤如下:

1) 假设目标函数为 f , 寻优自变量个数为 N , 所有寻优自变量组成数组 $[x_1, x_2, \dots, x_i, \dots, x_N]$. 寻优自变量的取值范围为 $[a_{i,0}, b_{i,0}]$. 给定寻优自变量的初始值 $[x_{1,0}, x_{2,0}, \dots, x_{i,0}, \dots, x_{N,0}]$, 对寻优自变量的每个组成变量 $x_{i,0}$, 逐个进行: 求性能目标函数分别对寻优自变量的梯度 $\Delta f(x_{i,0})$, 确定搜索方向, 在其取值范围内用 Fibonacci 搜索方法对性能目标函数进行寻小搜索 (这里称为一次搜索). 当由目标函数对某寻优自变量的梯度得到该次 Fibonacci 搜索的区间长度为零时, 则反方向进行本次搜索. 在每次搜索前需判断区间端点是否能使计算收敛, 如果不能, 需用二分法找到初始寻优自变量的值与区间端点之间的某个值, 使之以一定精度逼近能使计算收敛的最小(大)的该自变量的值. 找到该值后, 将它作为区间的端点 $a_{i,0}$ (或 $b_{i,0}$) 进行 Fibonacci 搜索. 每次搜索所得的寻优自变量的取值 $x_{i,1}$ 均为下次搜索中求目标函数对下个组成变量的梯度和进行再次搜索时所用的该寻优自变量的初始值 $x_{i,0}$. 所有组成变量均被执行了一次目标函数的寻优称为一轮搜索.

2) 进行至少两轮搜索, 当最后一轮所得的目标函数取值 f_2 与前轮搜索所得的目标函数取值 f_1 相比较的相对误差 $|f_2 - f_1|/f_1$ 小于 ϵ (ϵ 是很小的正数, 如 10^{-5}), 寻优结束. 否则, 返回步骤 1) 进行新一轮搜索. 本文将以上步骤 1)、步骤 2) 称为一次寻优迭代.

3) 寻优迭代后所得的用于匹配非线性方程组的自变量 (匹配自变量) 或发动机其他指标要求的取值可能并不在它们的规定取值区域里, 也即不满足约束边界限制. 在所有的不满足的一个或多个约束边界限制里有一个是最主要的. (某次寻优迭代后存在多个约束不满足时, 可以通过逐个满足, 进入下一次寻优迭代, 通过比较最终目标值, 满足哪个约束限制的目标值最小, 哪个约束就是该次寻优迭代要寻找的那个约束限制.) 找到此约束边界限制后需要减少一个寻优自变量, 将之

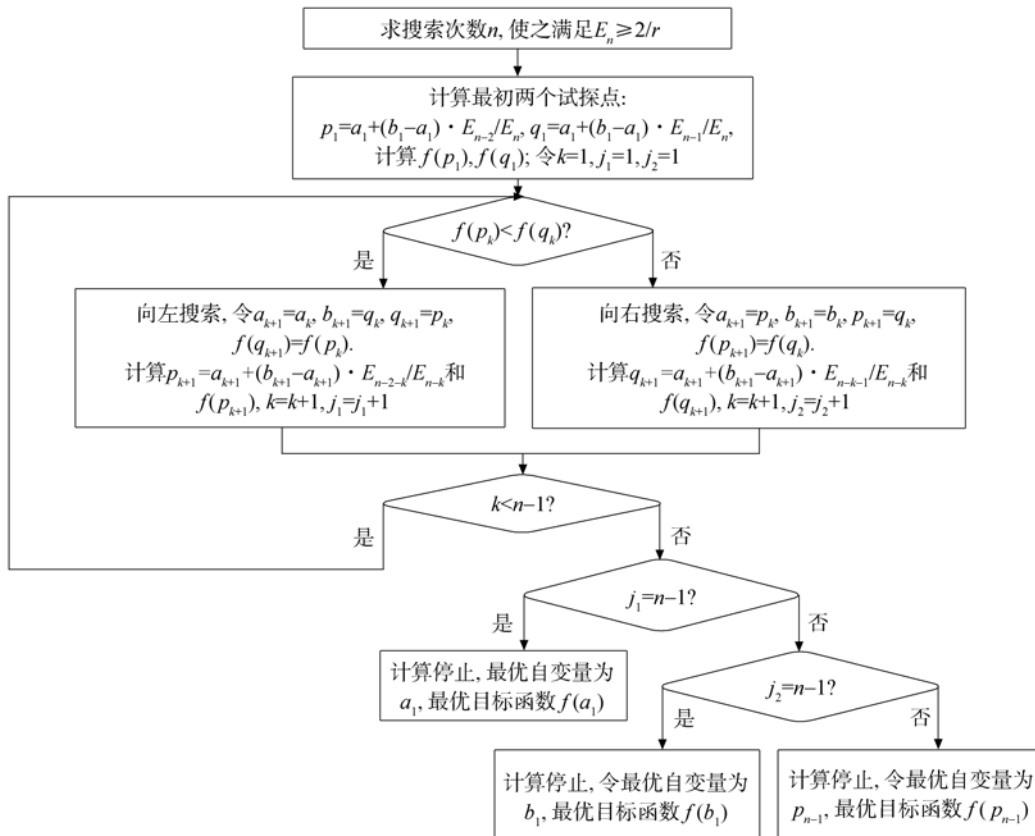


图1 Fibonacci 搜索方法寻找目标函数的最小值的流程图

Fig. 1 Flow chart of finding the minimum value of objective function by Fibonacci search method

变成匹配自变量以满足该约束边界(起作用约束),返回步骤1)对目标函数进行再一次的寻优迭代($N = N - 1$).

2 仿真

用于仿真研究的发动机示意图如图2所示,外涵进口有一个可变面积活门,活门的面积大小用于控制外涵涵道比.加力燃烧室前的引射器称为第一引射器.喷管前的引射器称为第二引射器.引射器的出口面积、气流马赫数可变.假设发动机的压气机导叶角度不可调.此发动机有5个独立变化的输入变量:主燃烧室、加力燃烧室的燃油流量,两个引射器的出口面积和活门的面积.

对开源商业软件进行改进用于该特定发动机总体性能的数值模拟.在进行引射模态最大推力模式寻优时,发动机总体性能模型本身满足的方程有7个,分别是压气机、涡轮的进口流量平衡方程共2个,转轴功率平衡方程1个,两个混合器的主、次涵道面积平衡方程共4个.采用了发动机进口流量 W_a 、转轴相对物理转速 N_b 、压气机特性图插值参数 R_c (R_c 和压气机的相对换算转速 N_{cc} 共同决定了压气机的相对换算流量、压比、效率的关系)、涡轮特性图插值参数 R_t (R_t 和涡轮的相对换算转速共同决定了涡轮的相对换算流量、膨胀比、效率的关系)、外涵涵道比 B_1 、第二引射器的涵道比 B_2 、第二引射器出口马赫数 Ma_2 用于匹配发

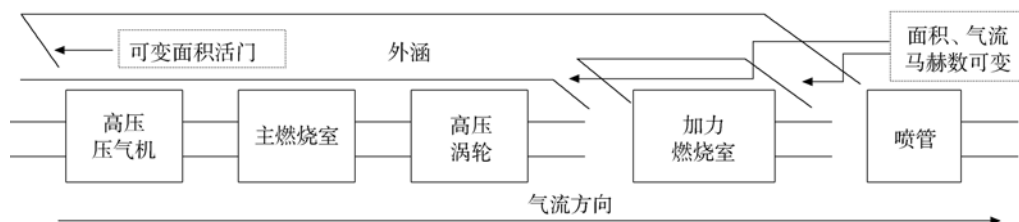


图2 带两个出口面积、气流马赫数可变的引射器的涡喷发动机

Fig. 2 Turbojet engine containing two ejectors with variable area and Mach number

发动机的平衡方程. 寻优自变量则为主燃烧室温度 T_4 、加力燃烧室温度 T_7 、第一引射器出口面积 A_1 、第一引射器出口气流马赫数 Ma_1 、第二引射器出口面积 A_2 等 5 个自变量. 寻优自变量的选取不是唯一的,但是有利于使计算收敛和找到起作用约束的选取法显然是更好的(下同).

在进行一定推力下的最低油耗模式寻优时,发动机平衡方程除了上面 7 个外,还有推力平衡方程. 选择了 $W_a, N_h, R_c, R_t, B_1, B_2, Ma_1, Ma_2$ 匹配发动机的平衡方程. 寻优自变量则为 T_4, T_7, A_1, A_2 等 4 个自变量.

在进行一定推力下的最低涡轮前温度模式寻优时,发动机平衡方程和最低油耗模式相同. 选择了 $W_a, R_c, R_t, B_1, B_2, Ma_1, Ma_2, T_4$ 匹配发动机的平衡方程. 寻优自变量则为 N_h, T_7, A_1, A_2 等 4 个自变量.

以 $H=11\text{ km}/Ma=1.6$ 最大推力模式寻优为例说明上节寻优方法的应用过程(H 表示飞行高度, Ma 表示飞行马赫数). 在该模式寻优中,出现了 4 个起作用约束,因此寻优过程包括 4 次寻优迭代. 图 3~图 6 给出了该方法 4 次寻优迭代中寻优自变量和性能参数的相对值(相对搜索前的比值,用 R 表示)的变化过程, R_g 表示每次搜索后的目标值相对前一次的增量相对值. 图中, P 是搜索轮数, S 是此次寻优迭代所有搜索轮次的计算点数. 图 3 表示第 1 次寻优迭代结果,图中推力

F_n 是相对寻优前的相对值,其他参数是相对其最大值的相对值(下同). 在图中 R_g 趋于 0,表示该次寻优迭代结束(下同). 如果此时发动机的所有约束均满足,则寻优结束. 但此时对应的 N_{cc}, R_t 、加力燃烧室进口马赫数 Ma_{ab} 、喷管喉道面积 A_8 均超出相应的上限,所以此次寻优迭代所得的最优目标函数不能选取,应再次进行寻优迭代.

在第 1 次迭代寻优后出现的 4 个不满足的约束中, R_t 超出上限是最主要的. 于是选择减少寻优自变量中的 T_4 满足 R_t 的上限约束,进行第 2 次寻优迭代,图 4 为所得结果. R_g 趋于 0,如果此时发动机的所有约束均满足,则寻优结束. 但此时的目标函数的最优值对应的 Ma_{ab} 超出了给定的上限,所以此次寻优迭代所得的最优目标函数也不能选取,应再次进行寻优迭代.

选择减少寻优自变量中的 Ma_1 满足 Ma_{ab} 的上限约束,进行第 3 次寻优迭代,图 5 为所得结果. R_g 趋于 0,如果此时发动机的所有约束均满足,则寻优结束. 但此时的最优值对应的 A_8 超出了给定的上限,所以此次寻优迭代所得的最优目标函数也不能选取,应再次进行寻优迭代.

选择减少寻优自变量中的 A_2 满足 A_8 的上限约束,进行第 4 次寻优迭代,图 6 为所得结果. R_g 趋于 0,此时的最优值满足了所有约束条件,所得到的最优目标值即为所求.

引射模态最大推力、一定推力下最低油耗、一

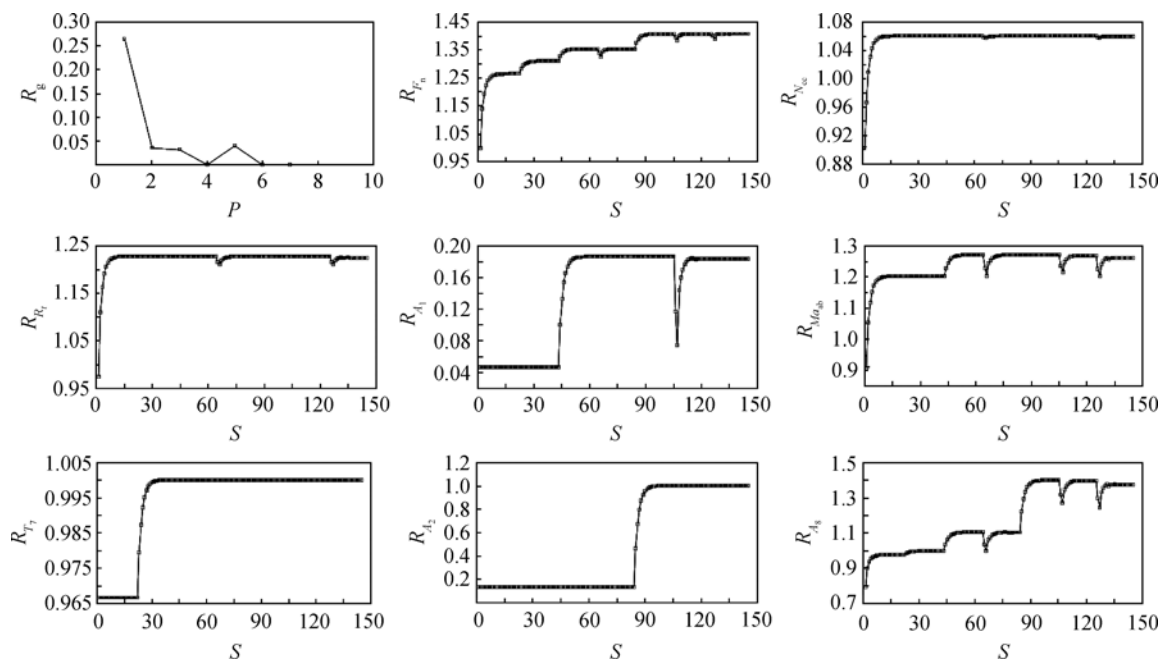
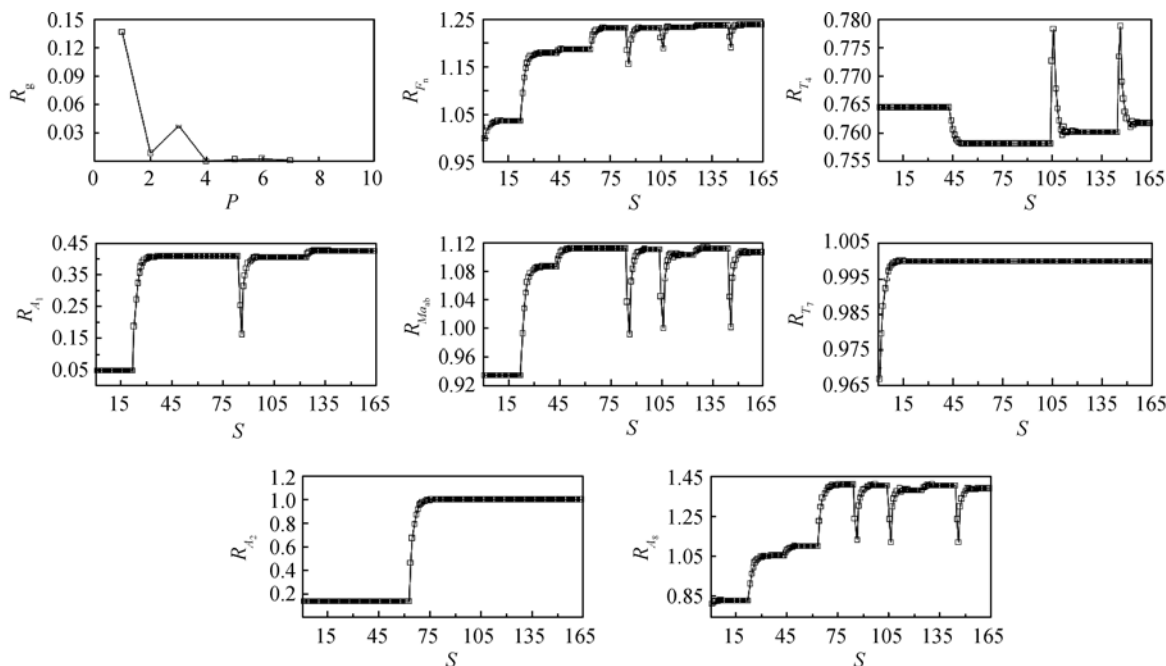
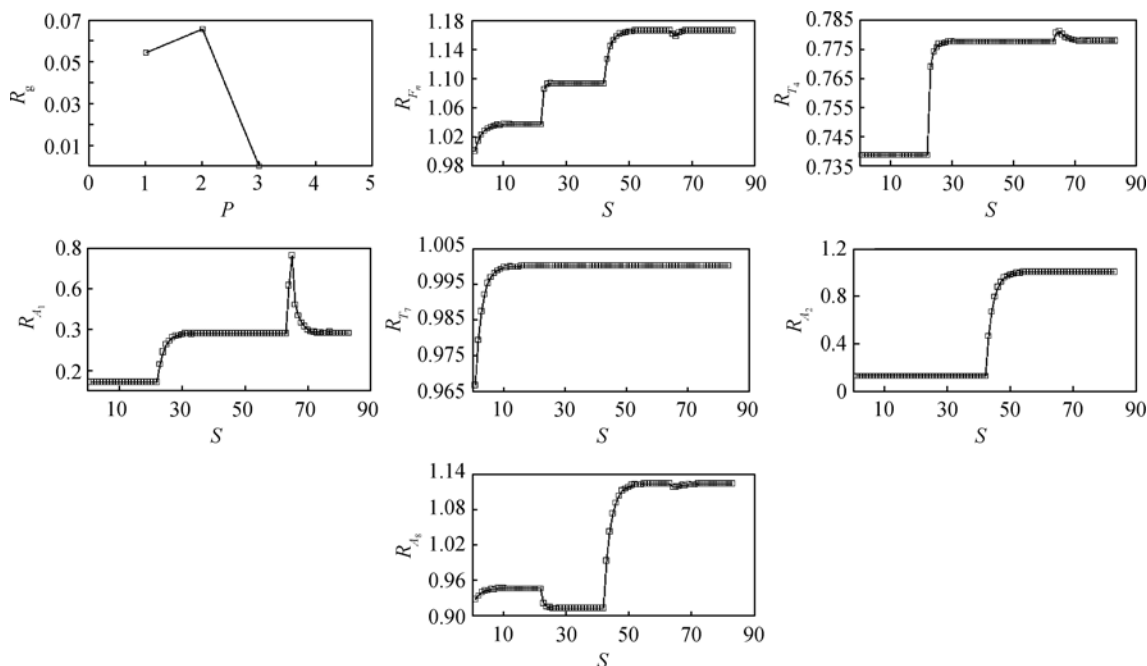


图 3 $H=11\text{ km}/Ma=1.6$ 最大推力模式第 1 次寻优迭代过程

Fig. 3 First optimization iteration process of maximum thrust mode on $H=11\text{ km}/Ma=1.6$

图4 $H=11\text{ km}/Ma=1.6$ 最大推力模式第2次寻优迭代过程Fig. 4 Second optimization iteration process of maximum thrust mode on $H=11\text{ km}/Ma=1.6$ 图5 $H=11\text{ km}/Ma=1.6$ 最大推力模式第3次寻优迭代过程Fig. 5 Third optimization iteration process of maximum thrust mode on $H=11\text{ km}/Ma=1.6$

定推力下最低涡轮前温度3种模式寻优所得的寻优自变量和性能参数分别如图7~图9所示。

如图7所示,在引射模式最大推力模式的寻优仿真中,所有工况的 Ma_{ab} , T_7 , A_8 均达到了上限. 图中还给出了其他寻优自变量和性能参数随高度、马赫数的变化,其中 F_n , W_a , B_1 , Ma_1 , B_2 , Ma_2 是相对 $H=9\text{ km}/Ma=1.6$ 的对应参数的相

对值, N_h , R_c , T_4 , R_t , A_1 , A_2 是相对各自上限的相对值(图中用 R 表示相对值,下同),可见在所有工况下, N_h 或 R_t 有且仅有一个达到上限。

如图8所示,在最低油耗模式的寻优仿真中,仅 A_2 在所有工况达到了上限. 图中还给出了其他寻优自变量和性能参数随高度、马赫数的变化,其中 SFC (燃油消耗率), W_a , Ma_1 , Ma_2 是相对

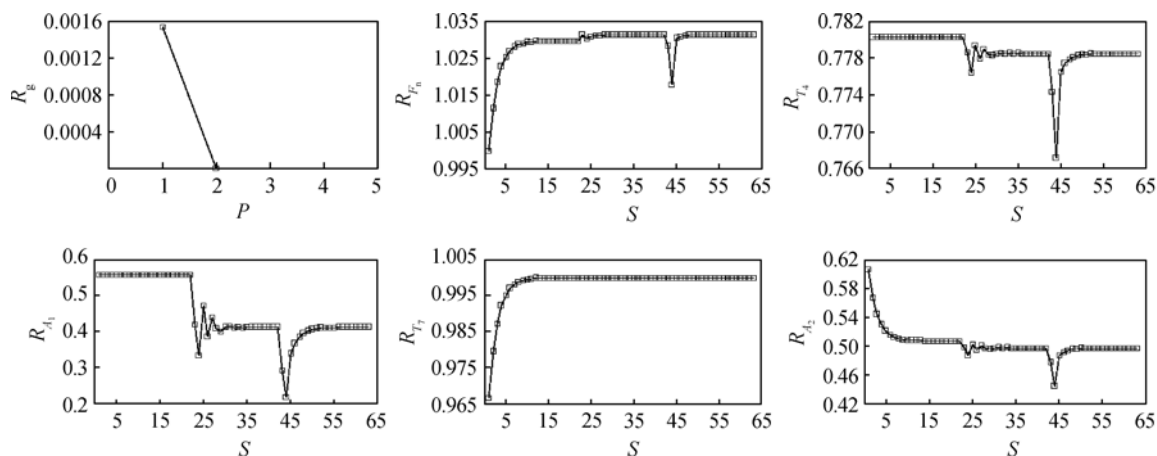
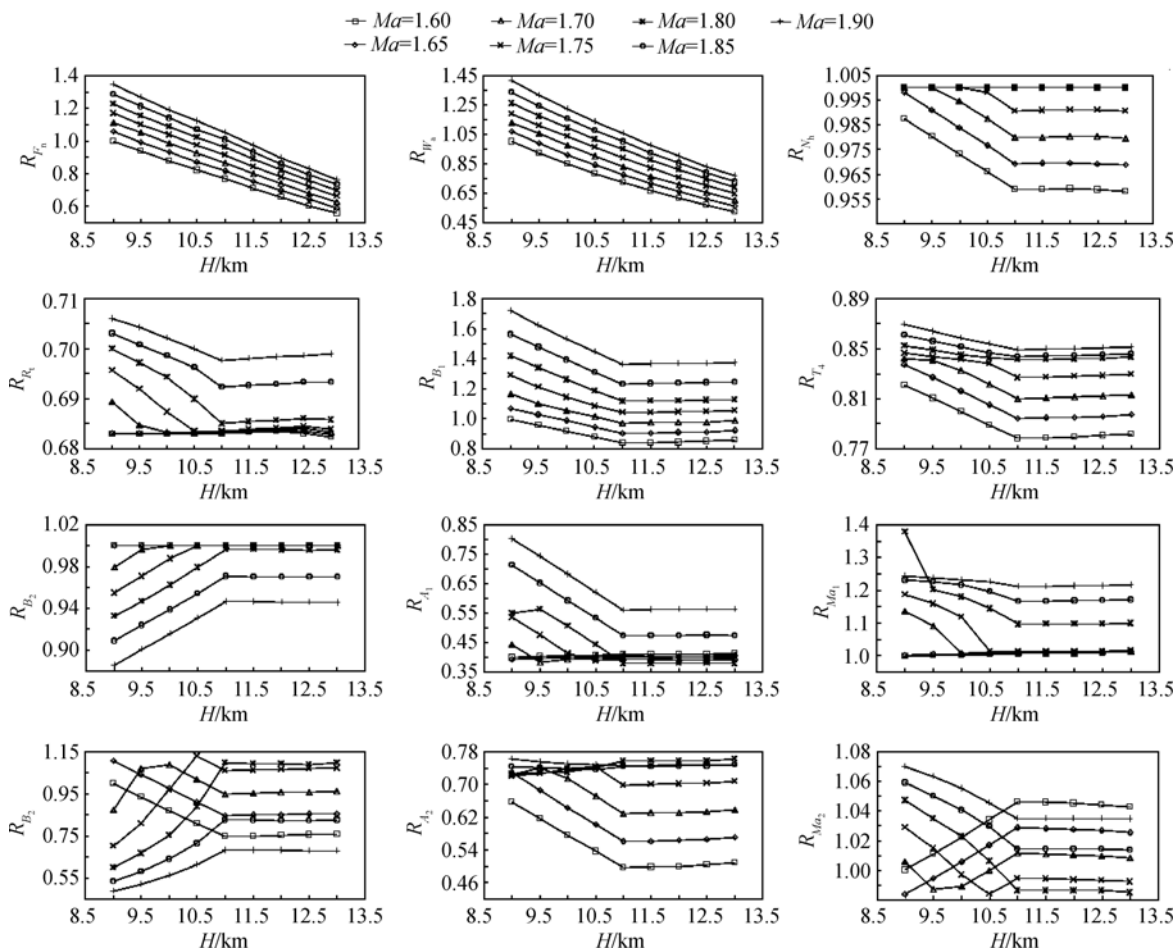
图6 $H=11\text{ km}/Ma=1.6$ 最大推力模式第4次寻优迭代过程Fig. 6 Fourth optimization iteration process of maximum thrust mode on $H=11\text{ km}/Ma=1.6$ 

图7 引射模式最大推力模式的寻优自变量和其他性能参数随高度、马赫数变化

Fig. 7 Variations of optimization parameters and other performance parameters of maximum thrust mode in ejection status with height and Mach number

$H=9\text{ km}/Ma=1.6$ 的对应参数的相对值, N_h , T_4 , R_t , A_1 , Ma_{ab} , T_7 , A_8 是相对各自上限的相对值, 可见在所有工况下, N_h 或 R_t 有且仅有一个达

到上限。

如图9所示, 在最低涡轮前温度模式寻优仿真中, 仅 T_7 , A_8 在所有工况达到了上限, 部分工

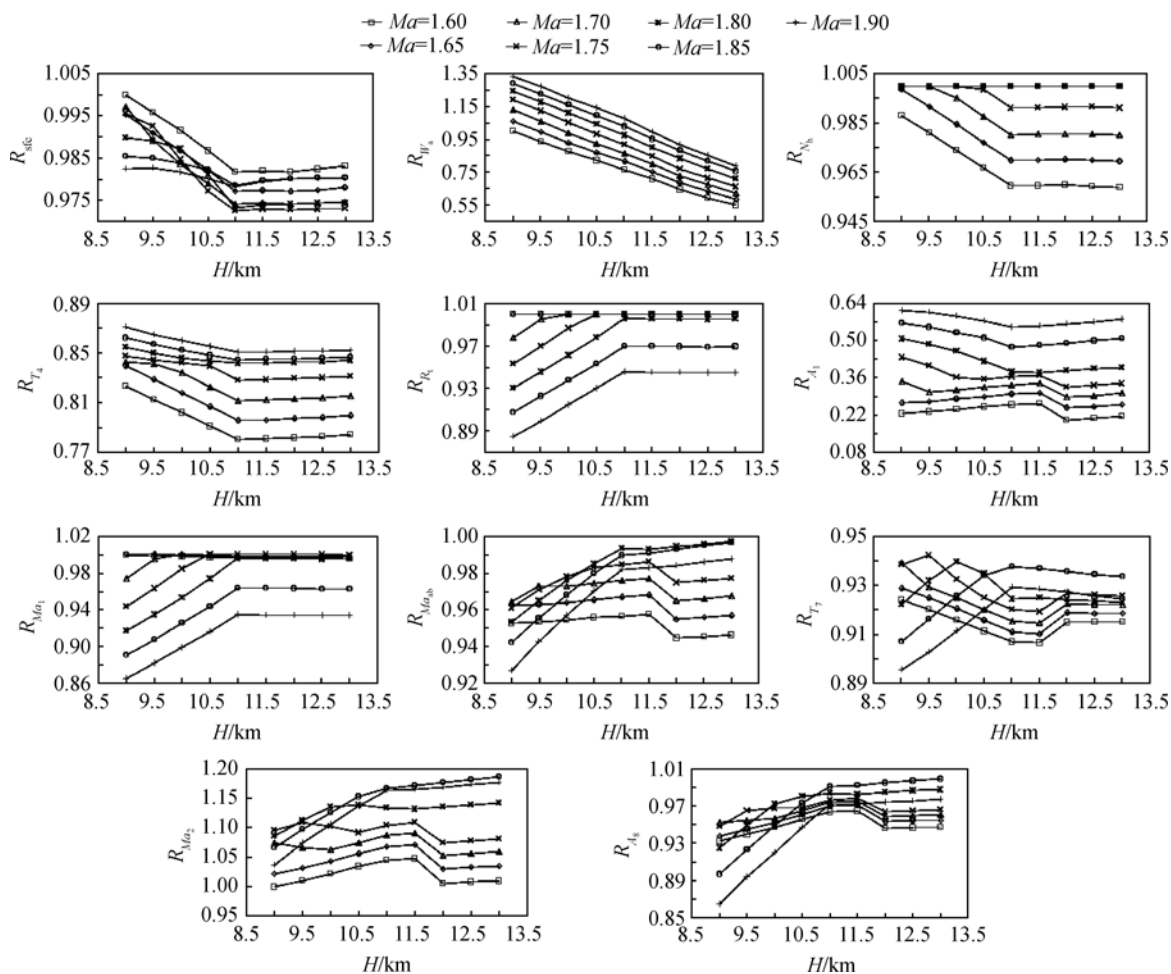


图8 引射模态最低油耗模式的寻优自变量和其他性能参数随高度、马赫数变化

Fig. 8 Variations of optimization parameters and other performance parameters of minimum fuel consumption mode in ejection status with height and Mach number

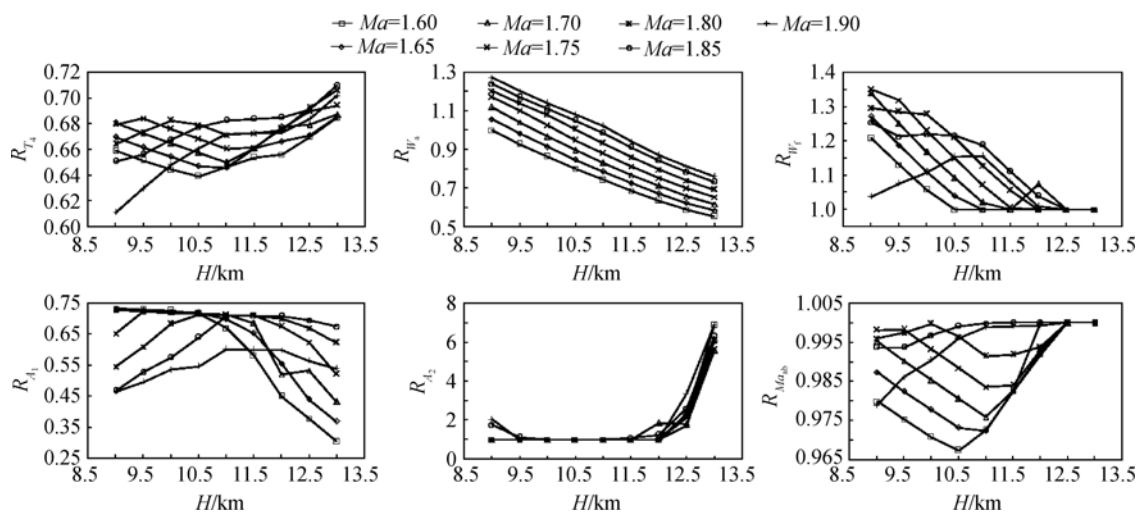


图9 引射模态最低涡轮前温度模式的寻优自变量和其他性能参数随高度、马赫数变化

Fig. 9 Variations of optimization parameters and other performance parameters of minimum turbine inlet temperature mode in ejection status with height and Mach number

况下主燃烧室燃油流量 W_f 达到了下限. 图中还给出了其他寻优自变量和性能参数随高度、马赫数的变化, 其中 W_a 是相对 $H=9\text{ km}/Ma=1.6$ 的对应参数的相对值, T_4, A_1, Ma_{ab} 是相对其上限的相对值, W_f, A_2 是相对其下限的相对值. 可见在部分工况下, Ma_{ab} 达到其上限, W_f, A_2 达到其下限.

优化过程不仅确定了优化自变量的取值, 而且可以通过发动机的机载模型求出发动机的实际输入变量以用于控制. 由于本文的方法简易, 因此具有一定的实时性.

3 结 论

本文介绍了 Fibonacci 搜索方法应用于航空发动机性能寻优的原理, 通过对带两个引射器的涡喷发动机的性能寻优仿真, 验证了 Fibonacci 搜索方法在航空发动机性能寻优方面的可行性. 仿真结果还表明, 不同高度、马赫数下, 航空发动机的最优性能满足不同的约束边界, 为寻优控制提供了一定的理论基础.

参考文献:

- [1] Gilyard G, Orme J. Subsonic flight test evaluation of a performance seeking control algorithm on an F-15 airplane [R]. AIAA 92-3743, 1992.
- [2] Glenn B G, John S O. Performance seeking control program overview and future direction[R]. NASA-TM-4531, 1993.
- [3] 朱之丽, 王晓波. 高推重比涡扇发动机性能寻优分析研究[J]. 航空动力学报, 1999, 14(3): 260-264.
ZHU Zhili, WANG Xiaobo. Performance optimization of high thrust-weight ratio turbofan engine [J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(3): 260-264. (in Chinese)
- [4] 唐狄毅, 屠秋野. 优势战斗机发动机最大模态控制规律的研究[J]. 推进技术, 1999, 20(3): 25-29.
TANG Diyi, TU Qiuye. Study on engine military regime control for advanced fighter [J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(3): 25-29. (in Chinese)
- [5] 何黎明, 樊丁. 利用 SQP 控制涡扇发动机加速过程的多目标最优化研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(2): 178-181.
HE Liming, FAN Ding. Application of SQP to multi-objective optimization of turbofan engine acceleration control [J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(2): 178-181. (in Chinese)
- [6] Tagashira T, Sugiyama N. A performance optimization control of variable cycle engines[R]. AIAA-2003-4984, 2003.
- [7] 孙丰诚, 孙健国. 基于序列二次规划算法的发动机性能寻优控制[J]. 航空动力学报, 2005, 20(5): 862-867.
SUN Fengcheng, SUN Jianguo. Aero-space performance seeking control based on sequential quadratic programming algorithm[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5): 862-867. (in Chinese)
- [8] 孙丰诚, 孙健国. 航空发动机加力模态最小油耗优化控制[J]. 推进技术, 2005, 26(6): 552-555.
SUN Fengcheng, SUN Jianguo. Optimization control of minimum fuel consumption at aero-engine afterburning condition[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(6): 552-555. (in Chinese)
- [9] 朱玉斌, 樊思齐, 李华聪, 等. 航空发动机性能寻优控制混合优化算法[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 421-426.
ZHU Yubin, FAN Siqi, LI Huacong, et al. Research of hybrid optimization method for aeroengine performance seeking control[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 421-426. (in Chinese)
- [10] 刘旭东, 郭迎清. 基于遗传算法的涡扇发动机最大模态性能寻优[J]. 航空计算技术, 2006, 36(6): 54-58.
LIU Xudong, GUO Yingqing. Performance optimization of turbofan engine non-augmented maximum thrust mode based on genetic algorithm [J]. Aeronautical Computing Technique, 2006, 36(6): 54-58. (in Chinese)
- [11] 随阳, 叶志峰, 薛益春. 基于遗传算法的变循环发动机稳态性能优化[J]. 航天控制, 2013, 31(6): 17-21.
SUI Yang, YE Zhifeng, XUE Yichun. Optimization of variable cycle engine steady-state performance based on genetic algorithm [J]. Aerospace Control, 2013, 31(6): 17-21. (in Chinese)
- [12] 任新宇, 樊思齐, 朱玉斌, 等. 基于广义既约梯度法的航空发动机性能寻优控制[J]. 推进技术, 2006, 27(6): 536-541.
REN Xinyu, FAN Siqi, ZHU Yubin, et al. Based on generalized reduced gradient method for aero-engine performance seeking control[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(6): 536-541. (in Chinese)
- [13] 任新宇, 杨育武, 樊思齐. 推进系统综合性能寻优控制研究[J]. 推进技术, 2010, 31(1): 62-64, 81.
REN Xinyu, YANG Yuwu, FAN Siqi. Study on propulsion system overall performance seeking control algorithm[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(1): 62-64, 81. (in Chinese)
- [14] 孙丰诚. 航空发动机性能寻优控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
SUN Fengcheng. Optimization research on aeroengine performance seeking control[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [15] 尹大伟. 航空发动机模型求解算法及性能寻优控制中的参数估计研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2011.
YIN Dawei. Algorithms for solving aeroengine nonlinear mathematical model and parameter estimation in performance-seeking control[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011. (in Chinese)
- [16] 周剑波. 变几何涡轴发动机综合控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.

- ZHOU Jianbo. Study on integrated control technology of turboshaft engine with variable geometry[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [17] 王健康. 航空发动机模型基优化控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
- WANG Jiankang. Research on optimizational control technology of aeroengine based on the model[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [18] 谢政, 李建平, 陈攀. 非线性最优化理论与方法[M]. 北京: 高等教育出版社, 2010.

(编辑:王碧琚)