

基于遗传算法-序列二次规划的涡扇发动机 最低油耗性能寻优控制^{*}

李 勇¹, 韩非非¹, 张昕喆¹, 彭 凯²

(1. 郑州航空工业管理学院 航空工程学院, 河南 郑州 450046;
2. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710129)

摘 要: 航空发动机性能寻优控制可充分挖掘发动机潜力, 大幅提升发动机性能。燃油消耗率是发动机的一项重要技术指标, 对燃油消耗率进行优化, 其经济意义及作战效能十分明显。针对飞机巡航状态下发动机节油特性进行研究, 在保证航空发动机推力不变及安全工作(如保证发动机不超温、不超转、不喘振等)的前提下, 使燃油消耗率最小。以所建立的双转子混合排气加力式涡扇发动机非线性数学模型为研究对象, 提出了一种基于遗传算法-序列二次规划(GA-SQP)混合优化算法, 该优化算法充分发挥了遗传算法和序列二次规划算法的优势, 同时在一定程度上克服了两者的缺点, 利用Matlab对该优化算法进行了仿真分析。在随机选取的10个飞行状态点对航空发动机最低油耗模式性能寻优控制进行研究后发现: 基于GA-SQP混合算法的优化控制可平均降低油耗3.61%(采用基于遗传算法的优化控制则为3.68%), 基于GA-SQP混合算法的优化控制的平均耗时为基于遗传算法的优化控制的23.4%。仿真结果表明, 基于GA-SQP混合算法的优化控制无需人为设置初始解, 不仅能达到与基于遗传算法的优化控制基本相同的优化控制效果, 同时还可大幅降低计算量, 提高了计算效率。

关键词: 涡扇发动机; 非线性数学模型; 性能寻优控制; 混合算法; 最低油耗模式

中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055(2020)07-1638-11

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190455

Performance Seeking Control of Turbofan Engine Minimum Fuel Consumption Model Based on GA-SQP

LI Yong¹, HAN Fei-fei¹, ZHANG Xin-zhe¹, PENG Kai²

(1. School of Aeronautical Engineering, Zhengzhou University of Aeronautics, Zhengzhou 450046, China;
2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: Aero-engine performance optimization control can fully tap the engine potential and greatly improve the engine performance. The fuel consumption rate is an important technical index of the engine. To optimize the fuel consumption rate, its economic significance and combat effectiveness are obvious. The fuel saving characteristics of the engine under the condition of aircraft cruising are studied, and the fuel consumption rate is minimized on the premise of ensuring the constant thrust and safe work of the aero-engine (such as ensuring that the engine does not exceed the temperature limit, does not overturn, does not surge, etc). Based on the nonlinear

^{*} 收稿日期: 2019-07-02; 修订日期: 2019-08-06。

基金项目: 河南省重点研发与推广专项科技攻关项目(192102210056)。

通讯作者: 李 勇, 博士, 讲师, 研究领域为航空推进系统控制。E-mail: liyongnwp@163.com

引用格式: 李 勇, 韩非非, 张昕喆, 等. 基于遗传算法-序列二次规划的涡扇发动机最低油耗性能寻优控制[J]. 推进技术, 2020, 41(7): 1638-1648. (LI Yong, HAN Fei-fei, ZHANG Xin-zhe, et al. Performance Seeking Control of Turbofan Engine Minimum Fuel Consumption Model Based on GA-SQP[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(7): 1638-1648.)

mathematical model of a double-rotor hybrid exhaust turbofan engine, a hybrid optimization algorithm based on genetic algorithm-sequential quadratic programming (GA-SQP) is proposed, which gives full play to the advantages of genetic algorithm and SQP algorithm. At the same time, the shortcomings of the two algorithms are overcome to a certain extent, and the optimization algorithm is simulated and analyzed by Matlab. After the performance optimization control of aero-engine minimum fuel consumption mode is studied at 10 randomly selected flight state points, it is found that the optimal control method based on GA-SQP hybrid algorithm can reduce fuel consumption by 3.61% on average (3.68% in the optimal control method of genetic algorithm). The average time of the optimal control method based on GA-SQP hybrid algorithm is 23.4% of that of the optimal control method based on genetic algorithm. The simulation results show that the optimal control based on GA-SQP hybrid algorithm does not need to set the initial solution artificially, which can not only achieve the same optimal control effect as the optimal control based on genetic algorithm, but also greatly reduce the amount of computation and the calculation efficiency is improved.

Key words: Turbofan engine; Nonlinear mathematical model; Performance seeking control; Hybrid algorithms; Minimum fuel consumption model

1 引言

航空发动机是一个极其复杂的热力机械系统,其具有强非线性、多变量、强耦合等特性。随着航空发动机技术的发展,航空发动机的工作范围越来越大,对航空发动机性能的要求也越来越高,如希望其能在巡航状态油耗尽可能低、加速时间短、具有较长使用寿命等。为实现上述目标,要求现代的航空发动机控制系统具备在线寻优控制能力。而传统的机械液压式控制器采用了子系统独立设计和控制的方法,很难实现在线寻优控制。

随着现代计算机技术的发展,发动机数字电子控制技术得到了飞速发展,可完成发动机全部控制任务的数字式电子控制器称为全权限数字电子控制器(Full authority digital electronic control, FADEC),数字电子控制器具有运算速度快、控制算法易于修改、可实现复杂运算等特点,数字电子控制器的出现为多变量控制、综合控制等先进控制理论的应用提供了可能。

美国在1973年率先开始了航空发动机的综合控制的研究,于1978年将推进系统综合控制技术应用在YF12C飞机上,该项技术可在保证推力不变的情况下降低涡轮进口温度,也达到了提高进气道稳定性的目的。1983年,美国NASA的艾姆斯研究中心(Aems)制定了高度综合数字电子控制(Highly integrated digital electronic control, HIDEDEC)技术项目,该项目将HIDEDEC应用于F15的F100 EMD发动机上,分为三个阶段完成并取得了成功。研究结果显示,HIDEDEC技术大幅提升了飞机性能^[1-2]。该项目采用了

发动机自适应控制技术以及性能寻优控制(Performance seeking control, PSC)技术。PSC技术可分为三个部分:最低油耗模式、最低涡轮前温度模式以及最大推力模式。降低油耗可有效提升发动机的经济性并可增加飞机航程;降低发动机涡轮前温度是延长发动机使用寿命的有效手段;增大发动机推力可以为发动机提供更多的剩余推力。飞行试验表明^[1,3],采用PSC技术可在某些飞行状态降低油耗达3%,降低涡轮前温度38℃以上,对于性能退化的发动机,可提升推力9%,对返修后的发动机可提升推力15%。由此可见,PSC技术大幅提升了发动机性能。

近些年来,国内对PSC技术的研究取得了一些进展^[4-12],但尚处于理论探索阶段和吸收消化国外资料阶段,距离实际应用以及国外先进水平还有相当大的差距。赵琳等^[4]提出了一种新的加力燃油流量寻优控制方法。以航空发动机动态模型为例进行了最大推力寻优控制方法的仿真验证,结果表明,采用新的加力燃油寻优控制方法,在包线范围内平均可以将发动机最大推力提高6%左右,并具备较好的寻优控制安全性。戚学锋等^[5]提出了一种基于改进FSQP算法和自适应变权重线性加权法的多目标优化算法。该算法可以有效地解决涡扇发动机的多变量非线性控制问题,同时在满足控制过程中的各项约束条件的前提下,达到调节时间最短的目标。通过计算机仿真证明了该控制算法的可行性和良好的控制效果。孙丰勇等^[7]为解决航空发动机在不加力超声速巡航状态的性能寻优问题,提出进气道放气、风扇与压气机导叶角与燃油流量、尾喷管喉道面积五变量的序列二次规划优化调节方案,验证了航空发动

机在最大安装推力、最小油耗、最低涡轮前温度三种控制模式时,相比较于传统的不带进气道放气的四变量优化方案,五变量优化方案优势明显,可分别提升最大安装推力 7.5%,降低燃油消耗率 4.6%,降低低压涡轮前温度 1.5%。

航空发动机性能寻优控制^[1]是一种利用机载推进系统数学模型在线对推进系统进行性能优化的控制方法。航空发动机性能寻优控制的基本原理是:寻找发动机控制量的最优匹配,在保证发动机安全工作的前提下,最大限度地挖掘发动机某方面的性能潜力,从而达到某一种或者某几种性能指标最优的目的。PSC 技术的难点之一是寻找合适的优化算法。作为一种在线式优化控制方法,PSC 要求所采用的优化算法既具有全局搜索能力,又能够以较快的速度收敛。因此,寻找一种合适的优化算法对于 PSC 技术具有重要意义。时培燕等^[13]提出了一种基于 GA-SQP 混合算法的涡扇发动机加速优化控制方法。建立推力最大加速过程目标函数,选取工作包线内若干个状态点进行最大推力加速过程仿真。仿真结果表明,所提出的加速燃油控制规律可以实现发动机推力最大加速过程时间最短的目标,控制效果良好,说明了该控制算法是可行和有效的。赖宇阳等^[14]提出并实现了一种叶轮机全三维优化设计体系。该组合优化方案基于遗传算法(GA)进行全局搜索,响应面近似建模和序列二次规划(SQP)局部寻优,通过对一低展弦比大折转角的透平环形叶栅进行基迭优化,结果表明,该组合优化方案具有很好的效率、可靠性和全局搜索能力。张红梅等^[15]针对含有不稳定模态的高超声速飞行器平衡状态的求解问题,提出了遗传算法—序列二次规划(GA-SQP)混合优化求解算法。该算法基于 GA,在局部搜索中引入 SQP 策略,分步求解升降舵偏角和油门设置,以及迎角初始值。仿真结果表明,该算法能够精确地收敛到平衡点,并具有较好的稳定性,而且与初始值无关。该算法为一类复杂非线性系统平衡状态的求解问题提供了一种实用有效的解决方法。付磊等^[16]针对航天器多冲量最优变轨问题,建立了多冲量最优变轨的数值优化模型,给出了一种遗传算法(GA)与序列二次规划算法(SQP)结合的混合优化算法。结果表明,混合遗传算法综合性能最高,仿真算例验证了模型和算法的有效性。

为了避免发动机数学模型线性化和线性规划方法带来的种种问题,本文直接以发动机非线性数学模型作为研究对象,不对其做任何线性化处理,并针

对该非线性数学模型,设计计算效率高且具有全局搜索能力的优化算法,将其应用于航空发动机性能寻优控制中。

2 方 法

2.1 GA-SQP 混合优化算法

虽然遗传算法等智能算法具有全局搜索能力,然而,由于这些智能算法的机制和结构单一且具有随机性特征,因此其计算效率不够高,往往需要经过较长时间运算,才能得到最终解。在线式航空发动机优化控制对优化算法计算效率要求较高,因此,单一采用遗传算法等智能算法作为优化算法时,优化控制系统的实时性可能较差。

近些年来,一些学者提出了将遗传算法和 SQP 算法结合的混合算法,并将其应用到实际优化问题中。研究结果显示,这种混合优化算法可大幅提升计算效率并能获得令人满意的优化解^[17-18]。GA-SQP 混合算法的出发点是将遗传算法和 SQP 算法组合使用,取长补短,使 GA-SQP 混合算法既能保留遗传算法的全局搜索能力,又可大幅提升计算效率。

为了获得一种适用于航空发动机优化控制的具有全局搜索能力和较高计算效率的优化控制算法,本文设计了一种 GA-SQP 混合算法,针对解决航空发动机优化控制问题设计 GA-SQP 混合算法时,遗传算法部分按照如下 6 个步骤^[19]进行设计:

(1)针对具体的优化问题,确定目标函数、决策变量以及各种约束条件。

(2)建立优化问题的数学模型。

(3)确定编码方法:本文所研究的航空发动机优化控制问题,涉及到的决策变量较多,且对于部分决策变量的精度要求较高,针对本文所研究的优化问题设计的遗传算法采用了浮点数编码方法。

(4)确定个体适应度评定方法:本文研究的航空发动机优化控制问题属于求取目标函数最小值类型,因此,可使用目标函数值来评价个体的适应度。评价方法为:先对个体编码串进行解码处理,得到个体的表现型(即各个决策变量的量值),然后根据个体的表现型对应的目标函数值来确定个体的适应度,个体对应的目标函数值越小,则其适应度越好,反之,适应度越差。

(5)设计遗传操作方法:为了使适应度较好的个体尽可能地保留到下一代群体中,本文采用改进的最优保存策略来进行选择运算。针对所研究的航空发动机优化控制问题,本文选取的交叉操作方法为

单点交叉,采用非均匀变异方法,完成遗传算法的变异操作。

(6)确定遗传算法的运行参数:本文针对航空发动机性能寻优控制而设计的遗传算法的主要的运行参数包括种群规模 P 、最大进化代数(也称为终止代数) G_t 、复制概率 P_r 、变异概率 P_m 以及标准偏差系数 α 等。

GA-SQP混合算法的基本思想是:由于遗传算法具有在解空间内强大的搜索能力,因此,可先运行遗传算法代数(该代数远小于单独使用遗传算法时运行的代数),从而获得一个接近全局最优解的“准最优解”,然后切换到SQP算法,并将该“准最优解”作为SQP算法的初始解。这样,若该“准最优解”为合适的初始解,SQP算法便可快速地寻找到全局最优解或者接近全局最优解的最终解^[20-22]。所设计的GA-SQP混合算法可充分利用遗传算法强大的全解空间搜索能力以及SQP算法的快速收敛性能,避免了遗传算法在接近最优解时收敛速度缓慢以及SQP算法过分依赖初始解的缺陷,从而提高算法优化效率和计算效率。该GA-SQP混合算法流程图如图1所示。

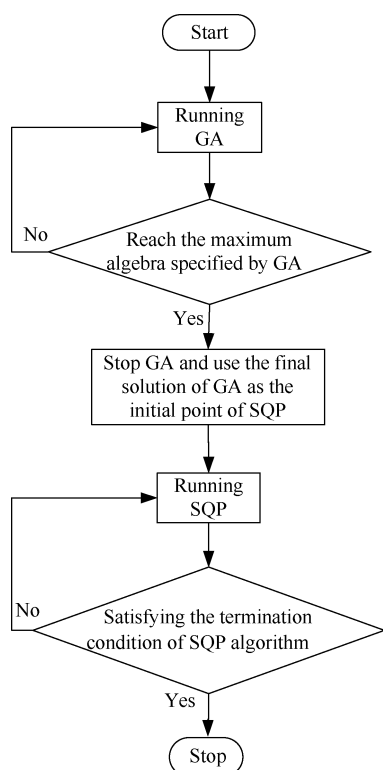


Fig. 1 GA-SQP hybrid algorithm flow chart

2.2 航空发动机最低油耗模式寻优控制

航空发动机优化控制的基本原理^[1]是:以所建立的发动机非线性实时数学模型为基础,在特定的优

化控制模式下,选取一定的发动机性能参数作为优化目标,在确保发动机安全运行的前提下,寻找最优的控制计划,充分挖掘发动机的性能潜力,提高飞机的作战效能、经济性以及工作安全性等。

本文主要研究在最低油耗模式下,优化控制器的设计方法。航空发动机优化控制系统原理结构图如图2所示。

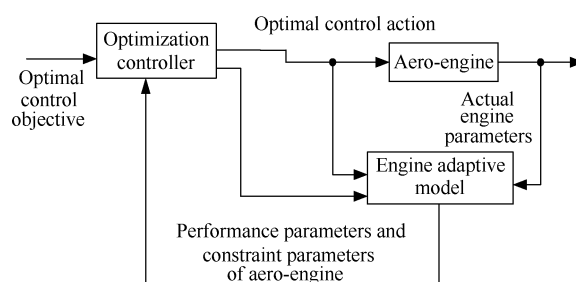


Fig. 2 Principle structure diagram of aero-engine optimal control system

在工程实践中,燃油消耗率是发动机的一项重要技术指标,对燃油消耗率进行优化,其经济意义及作战效能十分明显。燃油消耗率下降可降低飞机运营成本,减轻飞机重量,这对民用飞机无疑具有重要意义^[20],而对于军用飞机,降低发动机油耗,可以延长任务飞行时间,扩大飞机作战半径,达到拓宽飞行包线及提高经济性的目的。最低油耗模式一般针对发动机的巡航状态而提出^[20]。最低油耗模式的优化目标为:在保证航空发动机推力不变及安全工作(如保证发动机不超温、不超转、不喘振等)的前提下,使燃油消耗率最小。该优化目标可用如下表达式描述

$$\begin{cases} \min & sfc \\ FN = \text{const} \end{cases} \quad (1)$$

式中 sfc 表示发动机燃油消耗率, sfc 的计算方法为

$$sfc = WFM/FN \quad (2)$$

根据式(1)可知,在最低油耗模式下,发动机推力 FN 保持恒定。故使 sfc 最小化问题可转化为使发动机主燃油流量 WFM 最小化。因此,优化目标函数可以转化为

$$\begin{cases} \min & WFM \\ \min & JF = |FN_d - FN| \end{cases} \quad (3)$$

式中 JF 表示保持发动机推力 FN 不变的目标函数, FN_d 表示当前状态下所希望的发动机推力值。

该优化控制问题还必须考虑约束条件。此处考虑的约束条件可分为两类^[21-22]:第一类为保证发动机安全工作的约束,即避免在优化控制状态下,发动机发生超转、超温、喘振熄火等情况而设置的参数约

束。这类参数约束包括:富油贫油熄火边界限制、高、低压转子转速限制、压气机出口总压限制、涡轮前温度限制和风扇,压气机稳定裕度限制等。第二类为发动机的物理条件约束,即发动机设计定型后,某些参数如主燃烧室最大供油量等受到发动机物理条件的约束。这类参数约束包括:主燃烧室供油量变化范围的限制、尾喷管喉部面积变化范围的限制等。设置了这些限制条件,可使所进行的研究更符合工程实际情况。充分考虑上述约束条件后,此优化问题可描述为

$$\begin{cases} \min WFM, \min |FN_d - FN| \\ \begin{cases} WFM_{\min} \leq WFM \leq WFM_{\max} \\ A_{8\min} \leq A_8 \leq A_{8\max} \\ FAR \leq FAR_{\max} \\ n_1 \leq n_{1\max} \\ n_2 \leq n_{2\max} \\ p_{31} \leq p_{31\max} \\ T_{41} \leq T_{41\max} \\ SMF \geq SMF_{\min} \\ SMC \geq SMC_{\min} \end{cases} \end{cases} \quad \text{s.t.} \quad (4)$$

式中下标 min 和 max 分别表示参数的最小值和最大限制值, A_8 为尾喷管喉部面积, FAR 表示主燃烧室油气比, n_1 为低压转子转速, n_2 为高压转子转速, p_{31} 为压气机出口总压, T_{41} 为涡轮前温度, SMF 为风扇稳定裕度, SMC 为压气机稳定裕度。由于本文所建立的航空涡扇发动机非线性数学模型中风扇和压气机部件特性数据的缺陷,使得风扇进口导流叶片转角和压气机可调静子叶片转角这两个控制作用量还不能用于涡扇发动机的性能优化计算。因此,本文选取的控制作用量为主燃烧室供油量 WFM 和尾喷管喉部面积 A_8 , 而风扇进口导流叶片转角和压气机可调静子叶片转角按照所规定的控制规律进行控制。

3 结果与讨论

下面分别采用 SQP 算法, 遗传算法以及 GA-SQP 混合算法作为该优化控制问题的优化算法, 设计优化控制系统并对这三种优化算法进行对比研究。

3.1 基于序列二次规划算法的燃油消耗率优化控制

在飞行高度 $H=14\text{km}$, 飞行马赫数 $Ma=1$ 的状态下, 进行数字仿真实验。设定发动机工作于巡航状态, 设定所设计的优化控制系统在仿真的第 8s 取代原型控制系统, 代替其对发动机进行控制, 也即从第 8s 后, 发动机进入燃油消耗率优化控制模式。

本节采用序列二次规划算法解决此优化控制问题。由于在对航空发动机进行优化控制之前, 无从获得可使相应状态下发动机油耗最低的控制参数量值的信息, 故无法对该算法的初始解进行针对性的设置。因此将 SQP 算法的初始解设置为所设计的优化控制系统取代原型控制系统的前一刻, 相应发动机工作状态下主燃烧室供油量及尾喷管喉部面积的量值, 该初始解为(经过归一化处理的参数值, 均以百分比形式表示, 下同)

$$(WFM, A_8) = (16.63\%, 38.48\%) \quad (5)$$

单一运行 SQP 算法后, 发动机控制参数及目标函数随 SQP 算法的重复计算次数 (Iteration number) 的变化过程如图 3 所示。由图 3 可知, SQP 算法仅需 11 次计算便可在解空间内收敛到最终解, 该最终解为

$$(WFM, A_8, JF) = (16.63\%, 38.48\%, 0\%) \quad (6)$$

该最终解表明, 采用所设计的基于 SQP 算法的优化控制方法后, 所选用的控制作用量 WFM 和 A_8 并未发生变化(发动机其它参数也均未发生变化), 故未达到降低燃油消耗率的目的。由此可见, 基于 SQP 算法的优化控制方法虽然收敛速度快, 但得不到好的优化效果。因此, 单独使用 SQP 算法不是一种可取的解决该优化控制问题的方法。

3.2 基于遗传算法的燃油消耗率优化控制

在飞行高度 $H=15\text{km}$, 飞行马赫数 $Ma=0.9$ 的状态下, 进行数字仿真实验。设定发动机工作于巡航状态, 设定所设计的优化控制系统在仿真的第 8s 取代原型控制系统, 代替其对发动机进行控制, 也即从第 8s 后, 发动机进入燃油消耗率优化控制模式。

单独使用遗传算法解决此优化控制问题时, 遗传算法的主要参数设置如下:

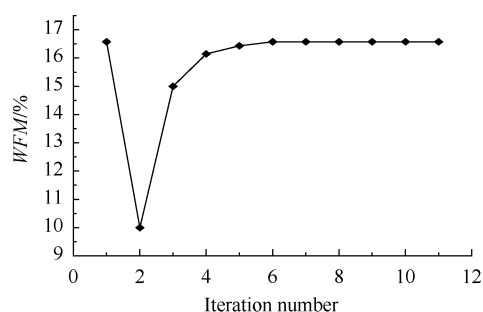
(1) 种群规模 P 为 100。

(2) 经过大量仿真计算发现, 优化控制问题的最优解几乎都可以在遗传算法的前 25 代内得到, 为了尽可能得到最优的控制参数并考虑到计算量不宜过大, 此处将最大进化代数 G_i 设定为 25, 这样可大幅减少算法的计算量。

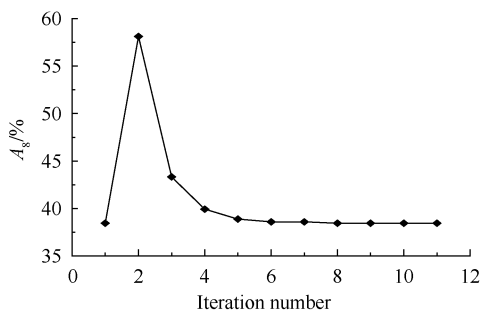
(3) 将复制概率 P_i 设置为 80%, 由此可推算出选择操作中采用的改进的最优保存策略的参数 m 和 n 分别为 20 和 80。

(4) 为了充分发挥变异操作的作用, 将变异概率 P_m 设置为 10%。

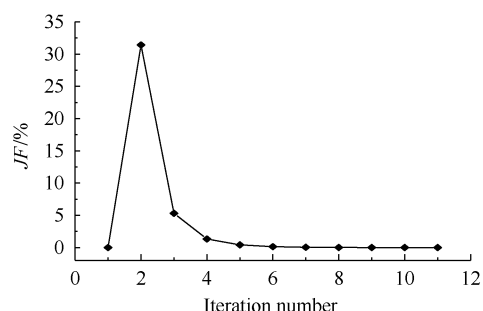
(5) 将变异操作中的标准偏差系数 α 设置为 0.2, 这样可在保证算法具有较快收敛速度的同时, 也能有效抑制其陷入局部最优解。



(a) Variation curve of fuel supply in main combustion chamber



(b) Variation curve of throat area of tail nozzle



(c) Objective function variation curve

Fig. 3 Variation of engine control parameters and objective function with the number of repeated computations of SQP algorithm (iteration number)

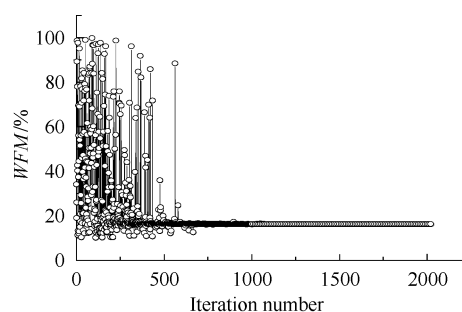
遗传算法参数设置好后,可求得运行一次遗传算法所需的计算次数 N_c , N_c 表示求得最终解所需调用发动机模型进行计算的次数。

$$N_c = P + PP_i(G_i - 1) = 2020 \quad (7)$$

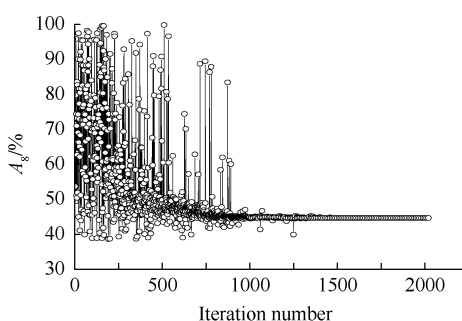
同样,在飞行高度 $H=15\text{km}$,飞行马赫数 $Ma=0.9$ 的状态下,进行仿真实验。设定发动机工作于巡航状态,优化控制系统从第8s后接替原型控制系统对发动机进行控制,即第8s后发动机进入最低油耗寻优控制模式。运行遗传算法后,发动机控制参数及目标函数随遗传算法的重复计算次数的变化如图4所示。由图4可知,遗传算法经过2020次计算,即在解空间内收敛到最终解,该最终解为

$$(WFM, A_8, JF) = (16.20\%, 44.66\%, 0.01\%) \quad (8)$$

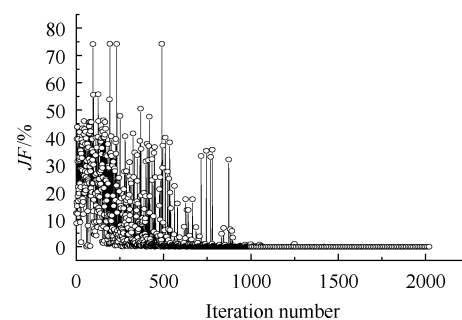
图5为用基于遗传算法的优化控制系统获得的最优控制作用量替代原控制作用量后(替代时间为仿真的第8s),发动机主要参数的变化过程。



(a) Variation curve of fuel supply in main combustion chamber



(b) Variation curve of throat area of tail nozzle



(c) Objective function variation curve

Fig. 4 Variation of engine control parameters and objective function with the number of repeated computations of genetic algorithm

根据前述优化控制目标可知,优化控制需保证不改变发动机推力。由图5(a)可知,在第8s后,经历一段调整过程后稳定到新的稳定点,该过渡过程持续约2s,在该调整过程中,最大偏移量为1.77%,稳定后的推力与希望达到的推力仅相差0.01%。由此可见,最优控制作用量的切入,对发动机工作影响很小,且其达到了保持发动机推力不变的目的。同时,由图5(b)可知,最优控制作用量切入后,供油量降低了2.59%。这说明发动机燃油消耗率降低了2.59%。由图5(d), (e), (f)可知,最优控制作用量切入后,涡轮前温度略有下降,压气机稳定裕度和风扇稳定裕度均在安全范围内(安全范围均为不低于0.1),高低压转子转速和略有上升,但未超过安全范围(和的安全范围均为不高于100%)。由此可见,在最低油耗模式下,所设计的

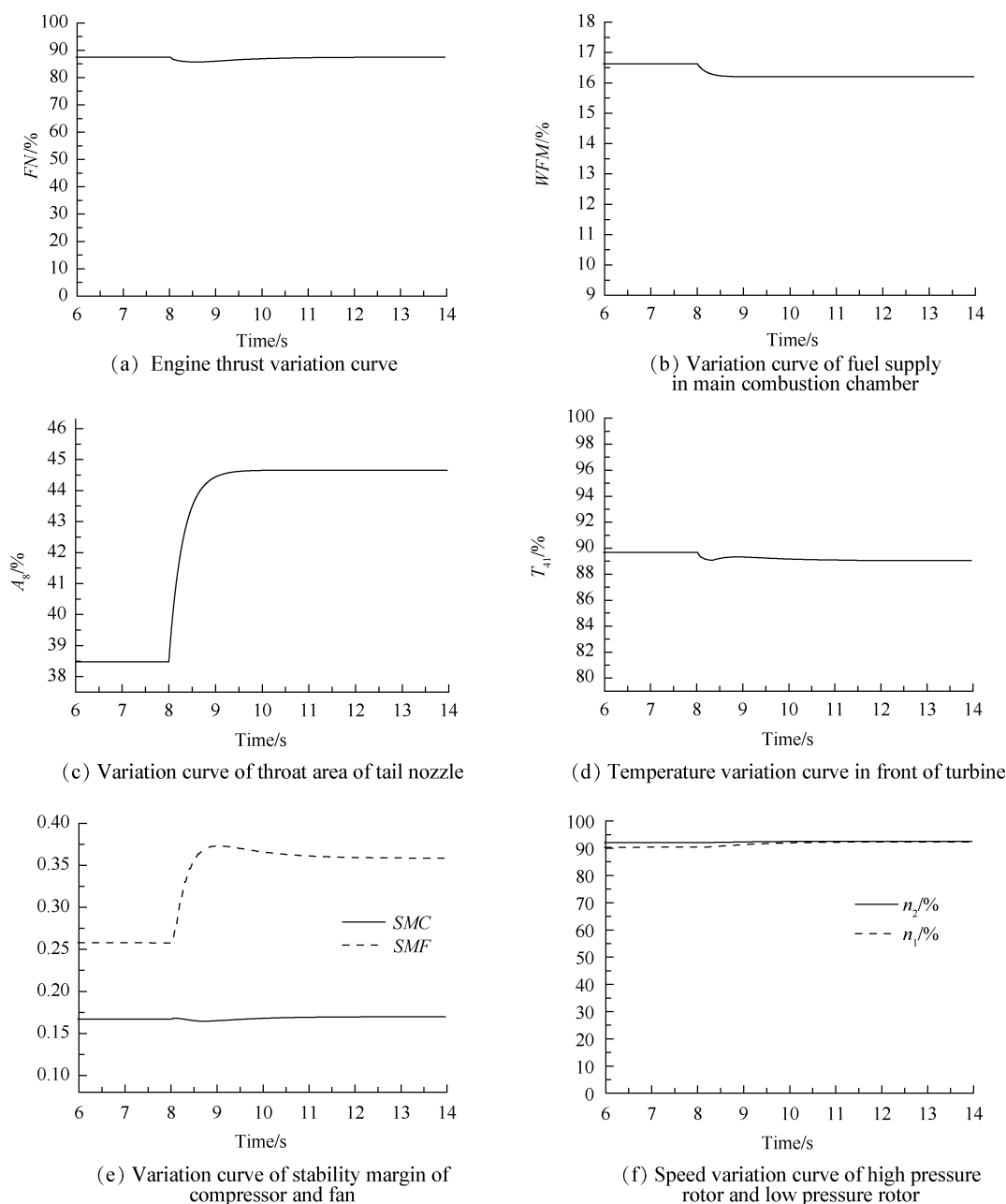


Fig. 5 Variation process of main parameters of engine obtained by optimal control system based on genetic algorithm

基于遗传算法的优化控制方法,可在保证发动机安全工作的基础上,得到较好的优化效果。本文研究的优化控制方法均是在线优化控制方式,而在线优化控制方式对于控制算法的实时性具有较高要求,也即要求优化控制方法计算量不能过大。在最低油耗模式下,基于遗传算法的优化控制方法虽然可以取得较好的控制效果,而其缺点在于所需计算量较大,从而导致计算耗时较长。为了在获得良好优化控制效果的同时还能有效降低优化算法的计算量,下面将GA-SQP混合算法应用于燃油消耗率优化控制。

3.3 基于GA-SQP混合算法的燃油消耗率优化控制

GA-SQP混合算法中的遗传算法的功能与单独

使用遗传算法时的功能是不同的。单独采用遗传算法解决优化控制问题时,要求遗传算法能够直接找到全局最优解,而GA-SQP混合算法中的遗传算法的主要功能是寻找最具潜力的“准最优解”。以此“准最优解”作为SQP算法的初始解,并不要求该“准最优解”为全局最优解,只要求该“准最优解”适当接近全局最优解即可。当以具有此特性的“准最优解”为初始解时,SQP算法便可迅速收敛到全局最优解或者接近全局最优解的最终解上。因此,既然不要求GA-SQP混合算法中的遗传算法直接找到全局最优解,就可以减少其进化代数并改变其它参数设置,从而达到大幅降低其计算量的目的。而因为GA-SQP混合

算法中的遗传算法的进化代数较少,故其应具有更强的全解空间搜索能力,这样才能避免得到的“准最优解”陷入或者接近局部最优解而不是全局最优解。由遗传算法特性可知,可通过适度提高复制概率等方法来增强其在全解空间的搜索能力。综上所述,GA-SQP混合算法中的遗传算法功能是:用尽可能少的计算量找到接近全局最优解的“准最优解”。

GA-SQP混合算法中的遗传算法的编码以及选择、交叉、变异等操作过程的设计方法与单独使用遗传算法时算法的相应设计方法完全相同。但两者的参数设置是不同的,GA-SQP混合算法中的遗传算法的参数设置如下:

(1)种群规模 P 为100。

(2)最大进化代数 G_i 是决定遗传算法计算量大小的一个重要参数,因此,若将其设置过大,将不能达到有效降低计算量的目的。而若将其设置过小,得到的“准最优解”很可能不是理想的SQP算法初始解,这样将导致GA-SQP混合算法寻找最优点的能力大幅降低。综合考虑上述因素并经过大量试算后发现,将最大进化代数 G_i 设定为5,既能有效减小算法计算量,也能保证算法具有一定的全局搜索能力。

(3)GA-SQP混合算法的中遗传算法的作用是快速寻找“准最优解”,故应适度提高复制概率 P_r ,也即,对遗传算法的每一代群体,应加大淘汰适应度相对较低的个体的力度,适度加快产生优良个体的速度。因此将 P_r 设置为82%(单独使用遗传算法时, P_r 为80%),由此可推算出选择操作中采用的改进的最优保存策略的参数 m 和 n 分别为18和82。

(4)变异概率 P_m 为10%。

(5)将变异操作中的标准偏差系数 α 设置为0.3(单独使用遗传算法时, α 为0.2),以进一步降低GA-SQP混合算法陷入局部最优解的概率。

根据上述参数设置,可推算出运行一次GA-SQP混合算法中的遗传算法所需的计算次数为

$$N_c = P + PP_r(G_i - 1) = 428 \quad (9)$$

在飞行高度 $H=15\text{km}$,飞行马赫数 $Ma=0.9$ 的状态下,进行仿真实验。根据GA-SQP混合算法步骤,先运行遗传算法,达到最大进化代数后停止并输出“准最优解”。遗传算法运行5代后停止,产生的所有个体分布如图6所示。

经过对各个个体的适应度进行计算比较后,遗传算法输出的“准最优解”为

$$(WFM, A_8, JF) = (16.63\%, 40.54\%, 1.59\%) \quad (10)$$

以该“准最优解”为SQP算法的初始解并运行

SQP算法。SQP算法运行结束后,得到的发动机控制参数及目标函数随SQP算法的重复计算次数的变化曲线如图7所示。由图7可知,在17次计算后,SQP

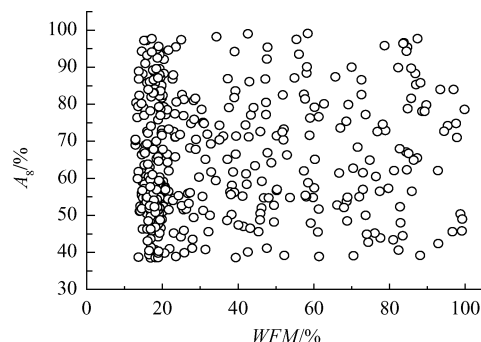
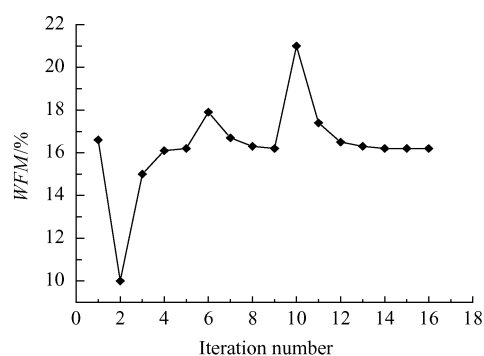
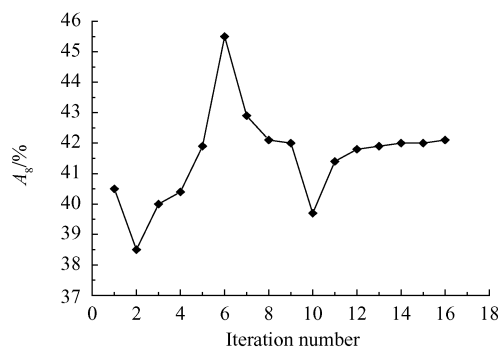


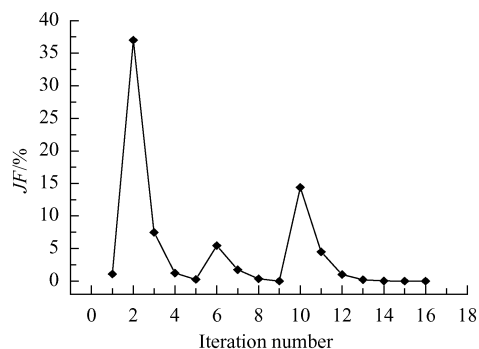
Fig. 6 Individual distribution of genetic algorithm



(a) Variation curve of fuel supply in main combustion chamber



(b) Variation curve of throat area of tail nozzle



(c) Objective function variation curve

Fig. 7 Variation curve of engine control parameters and objective function with the number of repeated computations of SQP in hybrid algorithm

便可在解空间内收敛到最终解,该最终解为

$$(WFM, A_8, JF) = (16.22\%, 42.11\%, 0.01\%) \quad (11)$$

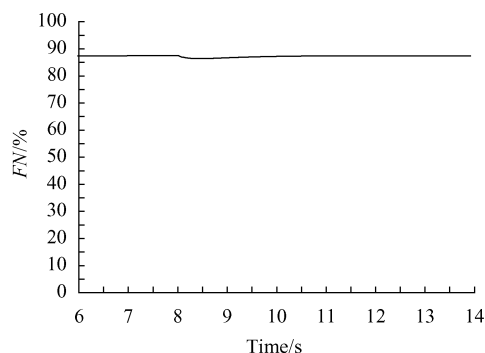
相对于“准最优解”,最终解中的 WFM 和 JF 量值更小,而使 WFM 及 JF 变小正是优化控制的目标,这说明以“准最优解”为初始解的 SQP 算法快速地找到了比“准最优解”更优良的解。

图 8 为基于 GA-SQP 混合算法的优化控制系统获得的最优控制作用量替代原控制作用量后(替代时间为仿真的第 8s),发动机主要参数的变化过程。由图 8(a)可知,最优控制作用量在第 8s 切入后, FN 经历一段调整过程后稳定到新的稳定点,该过渡过程持续约 2s,在该调整过程中, FN 最大偏移量为 1.02%,稳定后的推力与希望达到的推力仅相差

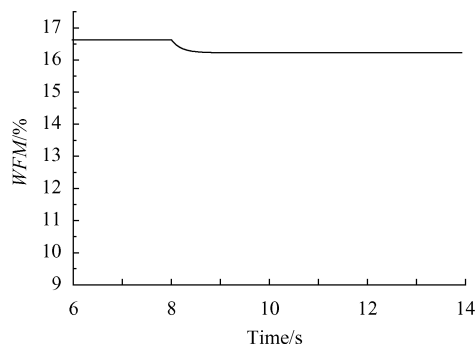
0.01%。由此可见,最优控制作用量的切入,对发动机工作影响很小,且其达到了保持发动机推力不变的目的。由图 8(b)可知,最优控制作用量切入后,供油量降低了 2.47%,这说明发动机燃油消耗率降低了 2.47%。由图 8(d), (e), (f) 可知,最优控制作用量切入后, T_{41} 略有下降, SMC 和 SMF 均在安全范围内,高压转子转速 n_2 和 n_1 略有上升。由此可见,在最低油耗模式下,所设计的基于 GA-SQP 混合算法的优化控制方法,可在保证发动机安全工作的基础上,得到与前述的基于遗传算法的优化控制方法很接近的优化效果。

3.4 三种优化算法对比研究

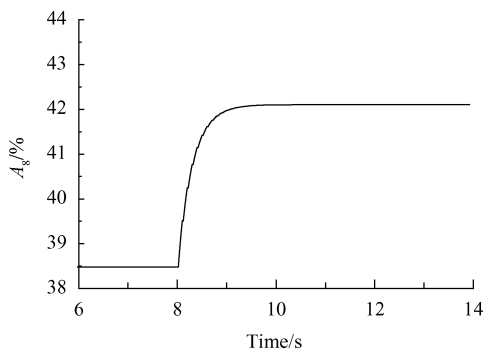
为全面对比 SQP 算法、遗传算法以及 GA-SQP 混



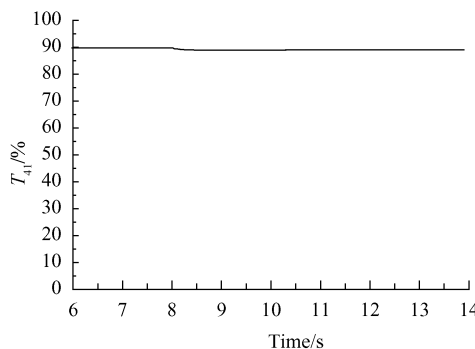
(a) Engine thrust variation curve



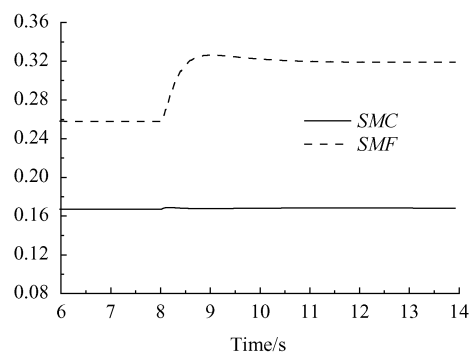
(b) Variation curve of fuel supply in main combustion chamber



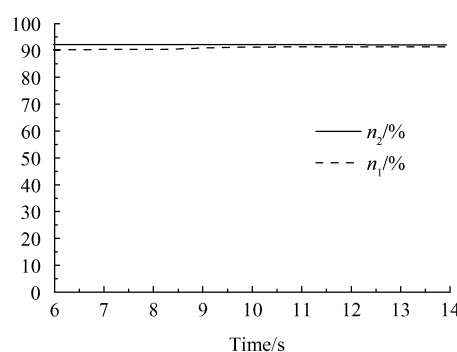
(c) Variation curve of throat area of tail nozzle



(d) Temperature variation curve in front of turbine



(e) Variation curve of stability margin of compressor and fan



(f) Speed variation curve of high pressure rotor and low pressure rotor

Fig. 8 Variation process of main parameters of engine in optimal control system based on GA-SQP hybrid algorithm

合算法的性能,在全飞行包线范围内,随机选取了10个飞行状态点,进行了仿真计算。当单独采用SQP算法时,燃油消耗率平均下降仅0.02%,优化效果较差。下面着重对遗传算法及GA-SQP混合算法的优化控制效果及计算效率进行比较。在所选的飞行状态点,采用基于遗传算法的优化控制方法与采用基于GA-SQP混合算法的优化控制方法得到的优化结果对比如图9所示,图中 Δsf_c 表示燃油消耗率下降的百分比。由图9可知,在选取的绝大部分状态点,基于GA-SQP混合算法的优化控制方法与基于遗传算法的优化控制方法的效果很接近。

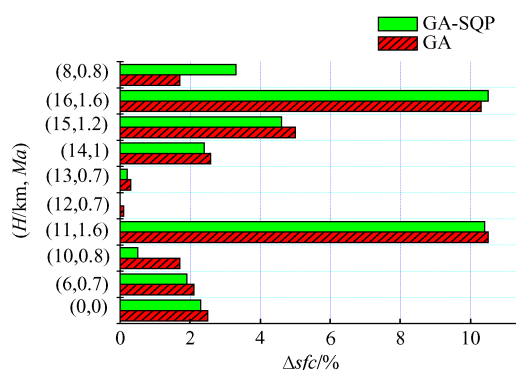


Fig. 9 Comparison of optimization effects of two optimal control methods

根据仿真计算结果可知,采用基于遗传算法的优化控制方法时,在所选取的10个状态点,燃油消耗率平均下降3.68%,采用GA-SQP混合算法时,燃油消耗率平均下降3.61%。由此可见,所设计的GA-SQP混合算法保留了遗传算法的全局搜索性能,几乎达到了与遗传算法相同的全局搜索能力。这两种优化控制方法均可取得到较好的优化效果。

在同一台计算机上运行两种优化控制方法时,两种优化控制方法在所选取的10个状态点消耗的计算时间(Run Time)比值对比,如图10所示。

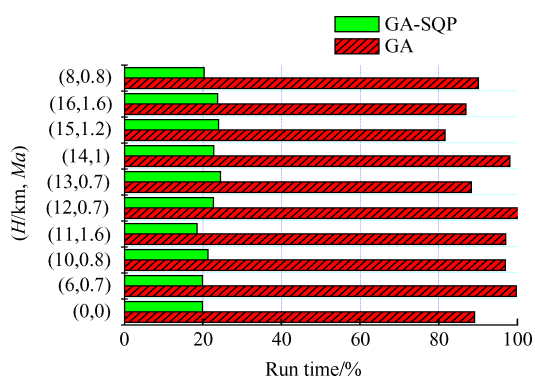


Fig. 10 Time-consuming comparison of two optimal control methods

由图10可知,在所选取的10个状态点,基于GA-SQP混合算法的优化控制方法的耗时均远少于基于遗传算法的优化控制方法。由仿真计算结果可知,基于GA-SQP混合算法的优化控制方法的平均耗时仅为基于遗传算法的优化控制方法的23.4%。

4 结论

通过本文研究,得到以下结论:

(1) SQP算法收敛速度快,但其对于初始解异常敏感,在无法获得优良初始解的情况下,采用基于SQP算法的优化控制系统控制效果较差。而由于遗传算法具有强大的全解空间搜索能力,采用基于遗传算法的优化控制方法能获得较好的优化效果,但其缺点在于所需计算量较大,算法实时性较差。

(2) 在随机选取的10个飞行状态点对航空发动机最低油耗模式性能寻优控制进行研究后发现,基于GA-SQP混合算法的优化控制方法可平均降低油耗3.61%(采用基于遗传算法的优化控制方法时为3.68%),可知本文设计的GA-SQP混合算法保留了遗传算法的全局搜索性能,并且几乎达到了与遗传算法相同的全局搜索能力。

(3) 在同一台计算机上运行两种优化控制方法时,在所选取的10个状态点,对比两种优化控制方法消耗的计算时间,可以得知基于GA-SQP混合算法的优化控制方法的平均耗时分别为基于遗传算法的优化控制方法的23.4%。由此可见,基于GA-SQP混合算法的优化控制方法无需人为设置初始解,且不仅能达到与基于遗传算法的优化控制方法基本相同的优化控制效果,还可大幅降低计算量,提高计算效率。基于GA-SQP混合算法的优化控制方法相比遗传算法控制方法具有明显优势。

但是,总结整个研究工作,还有以下几个方面的问题有待于进一步研究:

(1) 在基于参考模型的寻优控制方法中,当发动机参考模型与实际发动机差异较大时,会使优化结果“不优”甚至更差。因此,如何保证发动机参考模型与实际发动机的一致性,需要进一步研究。用于在线、实时控制的发动机参考模型,还需研究进一步压缩参考模型计算所需时间的问题。

(2) 对于航空发动机性能寻优控制(Performance seeking control, PSC)技术的主要三种模式-最低油耗模式、最低涡轮前温度模式以及最大推力模式,本文着重对最低油耗模式下的寻优控制算法进行了研究,在后续的研究工作中还需对另外两种控制模式

进行进一步的研究。

致 谢:感谢河南省重点研发与推广专项科技攻关项目资助。感谢郑州航空工业管理学院航空动力系李树豪、郭霄、张翔三位老师,在项目研发过程以及论文撰写期间给予的帮助。

参考文献

- [1] 樊思齐. 航空发动机控制(上、下册)[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2008.
- [2] Burcham F W, Haering E A. Highly Integrated Digital Engine Control System on an F-15 Airplane[R]. *NASA Technical Memorandum* 86040, 1984.
- [3] Burcham F W, Gilyard G B, Myers L P. Propulsion System/Fight Control Integration and Optimization [R]. *NASA Technical Memorandum* 84207, 1990.
- [4] 赵琳, 樊丁. 航空发动机加力燃油流量寻优控制方法[J]. *推进技术*, 2010, 31(5): 572-575. (ZHAO Lin, FAN Ding. Afterburning Fuel Flow Optimal Control [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(5): 572-575.)
- [5] 戚学锋, 樊丁. 改进FSQP算法的涡扇发动机多变量非线性控制[J]. *推进技术*, 2005, 26(1): 58-61. (QI Xue-feng, FAN Ding. Application of Improved FSQP Algorithm to Turbofan Engine Multivariable Nonlinear Control [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2005, 26(1): 58-61.)
- [6] 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.
- [7] 孙丰勇, 张海波, 叶志锋, 等. 航空发动机超声速巡航性能寻优控制研究[J]. *推进技术*, 2015, 36(8): 1248-1255. (SUN Feng-yong, ZHANG Hai-bo, YE Zhi-feng, et al. A Study of Aero-Engine Supersonic Cruise Performance Seeking Control [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(8): 1248-1255.)
- [8] 王元, 李秋红, 黄向华. 基于DMOM算法的航空发动机性能寻优控制[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(4): 948-954.
- [9] 戚学锋, 樊丁. 涡扇发动机加力过程非线性最优控制研究[J]. *推进技术*, 2006, 27(4): 339-344. (QI Xue-feng, FAN Ding. Nonlinear Optimal Control of Turbofan Engine after Burning Process [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(4): 339-344.)
- [10] 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 Xin-yu, FAN Si-qi, ZHU Yu-bin, et al. Based on Generalized Reduced Gradient Method for Aero-Engine Performance Seeking Control [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(6): 536-541.)
- [11] 吴丹. 航空推进系统非线性性能寻优控制研究[D]. 西安:西北工业大学, 2004.
- [12] 王芳. 航空发动机性能寻优控制研究[D]. 西安:西北工业大学, 2005.
- [13] 时培燕, 蔡林峰, 郭江维, 等. 基于GA-SQP的航空发动机加速寻优控制[J]. *计算机与现代化*, 2014(1): 62-66.
- [14] 赖宇阳, 袁新. 基于遗传算法和逐次序列二次规划的叶栅基迭优化[J]. *工程热物理学报*, 2003, 24(1): 52-54.
- [15] 张红梅, 张国山. 求解高超声速飞行器平衡状态的GA-SQP算法[J]. *航空学报*, 2012, 33(1): 138-146.
- [16] 付磊, 安效民, 覃翌华, 等. 基于混合遗传算法的多冲量最优变轨[J]. *航天控制*, 2013, 31(3): 15-19.
- [17] Mansoornejad B, Mostoufi N, Farahani F J A. A Hybrid GA-SQP Optimization Technique for Determination of Kinetic Parameters of Hydrogenation Reactions [J]. *Computers and Chemical Engineering*, 2007, 32(12): 1447-1455.
- [18] Mera N S. Hybrid GA-SQP Algorithm for Three-dimensional Boundary Detection Problems in Potential Corrosion Damage [J]. *ACTA Universitatis Apulensis*, 2005, 10: 1-18.
- [19] 周明, 孙树栋. 遗传算法原理及应用[M]. 北京:国防工业出版社, 1999.
- [20] Lyantsev O D, Breikin T V, Kulikov G G, et al. On-Line Performance Optimisation of Aero-Engine Control System [J]. *Automatica*, 2003, 39(12): 2115-2121.
- [21] 刘旭东, 郭迎清. 基于遗传算法的涡扇发动机最大状态性能寻优[J]. *航空计算技术*, 2006, 36(6): 54-58.
- [22] 时瑞军, 樊思齐. 基于遗传算法的涡扇发动机多变量加速寻优控制[J]. *推进技术*, 2003, 24(4): 357-360. (SHI Rui-jun, FAN Si-qi. Optimal Acceleration Control of Turbofan Engine with Genetic Algorithm [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(4): 357-360.)

(编辑:朱立影)