

涡扇发动机进口畸变条件下的优化控制规律

吴 斌^{1,2}, 黄金泉^{1,2}, 叶 巍³, 王克宏³

- (1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191;
3. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 提出了一种满足涡扇发动机不同进口畸变要求的控制规律. 在涡扇发动机低进口畸变条件下通过提高增压比来提高性能, 在高进口畸变条件下降低增压比并辅助导叶角调节以提高发动机裕度. 根据不同的进口畸变条件下的裕度要求, 提出了带边界缓冲区的差分进化算法(DEBE), 在包线内优化获取发动机增压比及导叶角控制规律. 结合模型、控制器和控制规律完成涡扇发动机全包线仿真. 仿真结果表明: 采用该控制规律在畸变指数为2的条件下, 涡扇发动机推力性能能够提高8%以上, 而在畸变指数为8的条件下, 涡扇发动机的可用裕度可以满足稳定要求, 同时推力性能能够提高1%以上.

关 键 词: 涡扇发动机; 喘振裕度; 进口畸变; 差分进化; 边界缓冲区; 控制规律

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Optimized control scheme for turbofan engine under inlet distortion conditions

WU Bin^{1,2}, HUANG Jin-quan^{1,2}, YE Wei³, WANG Ke-hong³

- (1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-engine, Beijing 100191, China;
3. China Gas Turbine Establishment,
Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: A control scheme of satisfying different inlet distortions was proposed for turbofan engine. The aero-engine performance was improved by increasing the pressure ratio under low inlet distortion conditions, and the pressure ratio was reduced to provide additional stall protection at high inlet distortion. By using the differential evolution algorithm with border buffer zone (DEBZ), the control scheme of the turbofan engine pressure ratio and variable guide vanes in envelope was optimized and obtained according to the requirements of stall margin with different inlet distortions. The simulation over full envelope was accomplished with the model, control algorithm and control scheme. Using the proposed control method, the simulation results show that thrust performance can be improved more than 8% when the distortion index is 2, and the stall margin requirements can be satisfied when the distortion index is 8 with more than 1% thrust performance improvement.

收稿日期: 2013-10-23

基金项目: 江苏省普通高校研究生科研创新计划资助项目(CXZZ12_0166); 中央高校基本科研业务费专项资金(NS2013017)

作者简介: 吴斌(1985—), 男, 江苏大丰人, 博士生, 主要从事航空发动机控制研究.

通讯作者: 黄金泉(1963—), 男, 江苏泰兴人, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事航空发动机控制及故障诊断研究.

Key words: turbofan engine; stall margin; inlet distortion; differential evolution; border buffer zone; control scheme

进口畸变效应是航空发动机在实际运行中极为常见的一种降低压气机负荷能力和安全性的现象。它是制约航空发动机稳定运行和性能提高的主要障碍,是航空发动机,尤其是军用发动机机动性飞行面临的首要难题^[1]。随着现代先进战术飞机的隐身性能和机动性能的提高,航空发动机将比过去经受更高的畸变度。此外,高速民用运输机要求的混合压缩的进气道,除了经历类似军用飞机遇到的扰动之外,还会遇到平面脉动、进气道波动及低速和非设计状态下的高畸变级别。为了适应不断增大的畸变度,航空发动机压缩系统设计喘振裕度的要求越来越高。为了降低设计喘振裕度的要求,必须借助于控制方面的研究^[2]。

目前,航空发动机的设计是根据极限状况来分配压气机的喘振裕度,这种设计方法往往使压气机的喘振裕度趋于保守,压气机的性能得不到充分发挥。而利用航空发动机控制实时改变发动机喘振裕度,可减少对设计裕度的要求。这种控制思想最早是源自于自适应发动机控制系统(ADECS)的自适应喘振裕度模式^[3-4]。该模式在畸变指数较低条件下,通过调整发动机增压比(EPR)来提高航空发动机性能,而在畸变指数较高的条件下,可降低发动机压比来保证发动机喘振裕度,其中畸变指数是利用飞机机动飞行信息和航空发动机进口界面参数来估计。在20世纪末,美国就基于进口畸变开始了发动机高稳定性控制(HISTEC)这项计划^[5]。该计划综合了包括进口畸变在内影响航空发动机稳定工作的多种因素,实时估计这些因素对喘振裕度的要求,并核算出合适的风扇及压气机压比,通过多变量控制满足喘振裕度要求^[6-8]。

本文针对变裕度控制这一控制思想,即在高进口畸变条件下调航空发动机工作点,在低进口畸变条件下上调航空发动机工作点,将实时进口畸变大小引入到控制规律之中,使航空发动机控制系统能够根据畸变指数实时修改航空发动机控制规律以满足实时稳定要求。给出了中间状态的综合控制结构,针对航空发动机控制规律优化问题提出了DEBZ优化方法,利用该方法优化获取航空发动机中间状态下满足不同进口畸变条件下的最优控制规律。最终结合航空发动机动态模型、综合控制结构、控制规律及控制器进行了仿真研

究验证了该控制规律的有效性。

1 进口畸变下的涡扇发动机控制原理

目前,在航空发动机控制中广泛使用的是基于传感器的控制模式,即利用传感器测量反映航空发动机工作状态的可测量参数,并将测量信号反馈到系统输入端,构成闭环反馈回路^[9]。本文中涡扇发动机(下文简称发动机)中间状态控制系统主要由转速和喷口回路组成,主要控制量为主燃油流量 W_f 和喷口面积 A_s ,控制输出量为高压转子转速 n_h 及发动机增压比 π_e ,风扇导叶角 α_f 及压气机导叶角 α_c 开环控制。各控制指令(n_{hr} , π_{er})由常规控制规律给出,其控制系统结构如图1中虚线框内所示。可以看出,控制指令的给出仅仅根据油门杆角度 α_{pla} 、高度 H 、马赫数 Ma 及低压转子转速 n_l 给出,并未考虑发动机进口条件,因此发动机在设计阶段必须满足最大进口畸变要求,增压比的指令往往较小,而在实际运行过程中,发动机往往处于非进口畸变或者低进口畸变级别,这就导致常规控制规律下发动机的性能得不到充分发挥。因此本文在常规控制规律基础之上,加入实时畸变指数计算模块(图1),并将畸变指数引入到发动机控制规律中来修正增压比指令及导叶角指令,即相比较于常规控制,增加了畸变计算模块,同时要求控制规律能够根据畸变指数来修正控制指令,以达到在低进口畸变条件下充分发挥发动机性能,在高进口畸变条件下保证发动机稳定工作要求。

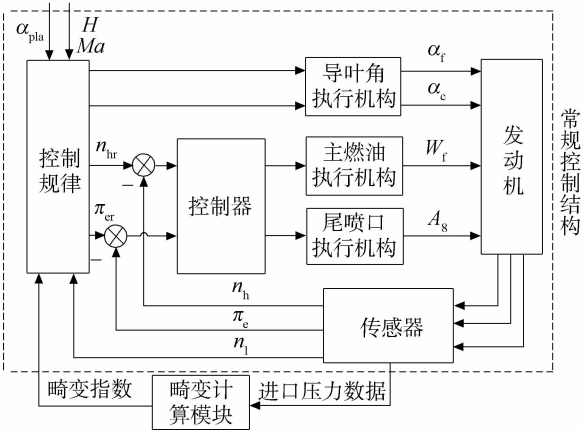


图1 发动机控制系统结构

Fig. 1 Structure of control system of engine

畸变计算模块中畸变指数(W)的计算采用的是综合压力畸变指数^[10],可以根据进口压力传感器的数据的计算获得,其定义公式如下

$$W = \Delta\sigma_0 + \varepsilon_{av} \quad (1)$$

式中 $\Delta\sigma_0$ 为稳态周向畸变指数, ε_{av} 为面平均紊流度. 本文重点是进口畸变下的控制规律获取,对畸变指数的计算不再描述.

2 控制规律优化获取

航空发动机常规控制规律中,高压转子转速指令根据进口总温插值给出,发动机增压比指令是根据低压转子换算转速插值给出,风扇及压气机导叶角根据高低压转子换算转速给出.在基于进口畸变的控制规律中,发动机增压比指令及导叶角指令则要通过实际畸变指数修正.本文中根据某型发动机不同导叶角及不同畸变指数下的特性建立的发动机非线性模型^[11-12],利用改进的 DEBE 优化获取了与畸变指数相关联的控制规律.

2.1 带边界缓冲区的差分进化算法

差分进化(DE)算法作为一种基于群体差异的启发式优化方法^[13-14],其算法原理和遗传算法有十分相似之处,进化流程同样也包含了变异、交叉和选择.不同之处在于在变异操作中采用差分策略,也就是利用不同个体之间的差分向量实现个体扰动变异^[15-16].由于多变量可调的航空发动机是一个复杂的多峰值非线性系统,其优化问题是求多峰值、多维约束函数的最优解. DE 算法在求解这类问题时具有易陷入局部最小,收敛速度较慢等缺点.因此本文针对多峰值、多维约束函数的优化问题设计了 DEBZ.

2.1.1 边界缓冲区

DE 算法在进化过程中会有一些个体试图飞越边界,传统的方法是在适应度计算中引入惩罚函数来约束个体的越界,这种方法往往将超过边界的个体剔除,从而导致在进化过程中降低了种群多样性.并且多维约束函数的最优解往往在边

$$\begin{cases} x_k^{(i)}(g) = x_k^m(g) + F_p[x_k^{(n)}(g) - x_k^m(g)] & n \leq n_{\max} \\ x_k^{(i)}(g) = x_k^m(g) + F_p[x_k^m(g) - x_k^m(g-1)] + F'_p x_k^m(g) & n > n_{\max} \end{cases} \quad (5)$$

式中 $x_k^{(i)}(g)$ 为待求的缓冲区中第 i 个个体的第 k 个元素, $x_k^{(n)}(g)$ 为缓冲区中非补足个体中的元素, $n_{\max}$ 为缓冲区中非补足个体的个数. $x_k^m(g)$ 和 $x_k^m(g-1)$ 分别为当前代数和上一代数下的最优个体中的第 k 个元素, F_p 和 F'_p 为 0 至最大扰动值 $F_{p,\max}$ 间的随机数.

界处获得,因此传统的硬约束方法不利于算法的收敛.针对上述问题,本文提出边界缓冲区策略.边界缓冲区是用来存放进化过程中越界但满足一定条件的个体.缓冲区中的个体参与进化过程但不参与最优评定.进入边界缓冲区的个体要求满足目标值优于当前最优个体和越界距离小于边界缓冲区厚度.其中个体越界距离采用欧氏距离描述

$$L = \sqrt{D_1^2 + D_2^2 + \cdots + D_i^2 + \cdots + D_{N_c}^2} \quad (2)$$

式中 D_i 为超过第 i 个边界的值, N_c 为约束边界个数.

定义缓冲区厚度为

$$d_b = F_s \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} e^{-\frac{(g-g_{\text{mid}})^2}{2\sigma^2}} \quad (3)$$

式中 F_s 为缩放因子,决定缓冲区的最大值. g 为当前进化代数. g_{mid} 为缓冲区最高值所在的代数. σ 决定缓冲区厚度分布的陡峭程度.由式(3)可以看出缓冲区厚度是进化代数 g 的函数,在进化初期缓冲区厚度值相对较小,保证了种群正常进化,在进化中期,值增大意味着越界个体的增多,维持了种群多样性,提高了收敛精度.在进化的后期,厚度要求的减小导致越界个体逐渐退出进化,算法收敛.

2.1.2 边界缓冲区进化准则

进入缓冲区的个体其目标函数值首先要优于当前种群中的最优值,因此进化过程中确定越界的个体是否进入边界缓冲区的评价如下

$$\begin{cases} \text{进入缓冲区} & 0 < L \leq d_b \text{ 且 } f(x^{(i)}) \leq f_{\min}(g) \\ \text{剔除个体} & \text{其他} \end{cases} \quad (4)$$

式中 $f_{\min}(g)$ 为第 g 代种群中的最优目标值, $f(x^{(i)})$ 为候选个体的目标函数值.

在每一代新种群全部产生之后,如果缓冲区个体数目没有达到边界缓冲区规模,则采用扰动变异的方法补足缓冲区个体,这种扰动变异的方法有利于算法在后期增强局部搜索的能力^[17],公式如下

可以看出,补足个体在最优个体和缓冲区个体之间扰动变异获得,有利于搜索局部最优.

2.1.3 DEBZ 操作步骤

步骤 1 随机初始化种群及边界缓冲区个体.选定种群规模 N_p 及边界缓冲区规模 N_b ,确定最大进化代数 $g_{\max}$,交叉概率 F_w 及交叉因子

F_{cr} . 根据目标函数及惩罚函数建立适应度函数. 初始化缓冲区参数.

步骤 2 变异操作. 随机在种群和缓冲区中选取 3 个个体, 通过差分策略实现种群变异, 如式 (6) 所示

$$x_k^{(i)'}(g) = x_k^{(r_1)}(g) + F_w \times [x_k^{(r_2)}(g) - x_k^{(r_3)}(g)] \quad (6)$$

式中 r_1, r_2, r_3 为 $[1, N_p + N_b]$ 之间的随机整数.

步骤 3 交叉操作. 根据式 (7) 对第 g 代种群中的个体元素 $x_k^{(i)}(g)$ 及其变异的中间体 $x_k^{(i)'}(g)$ 进行个体间的交叉操作.

$$x_k^{(i)}(g+1) = \begin{cases} x_k^{(i)'}(g) & a \leq F_{cr} \text{ 或 } k = k_{rand} \\ x_k^{(i)}(g) & \text{其他} \end{cases} \quad (7)$$

式中 a 为 $(0, 1)$ 之间的随机数, k_{rand} 为 $[1, N_p]$ 之间的随机整数.

步骤 4 选择操作. 计算新生成个体适应度

值 J , 小于父代则直接替换父代个体, 并判断是否优于当前最优值; 若新个体目标值 $f[x^{(i)}(g+1)]$ 大于最优个体并且越界距离满足 $0 < L \leq d_b$, 则参与缓冲区评价.

步骤 5 缓冲区补足操作. 在新种群产生之后进行缓冲区个体补足操作.

当满足当前代数 $g = g_{max}$ 时输出结果结束运行.

2.1.4 性能测试

为显示 DEBZ 求解多峰值、多维约束函数最优值的性能, 本文选取了文献 [18] 中的前 4 个函数, 这些函数具有曲面复杂、局部最优点较多等特点, 可以体现算法跳出局部最优的能力及对多维约束函数的求解性能. 分别采用 DE 算法和 DEBZ 对 4 个函数进行求解, 为防止算法求解的随机性, 每个函数分别求解 100 次, 并求平均值. 测试结果如下表 1 所示.

表 1 DEBZ 与 DE 算法优化结果对比

Table 1 Comparison of optimization results between DEBZ and DE algorithm

函数 ^[18]	理论最优	平均最优值		相对误差/%		平均函数计算次数	
		DE 算法	DEBZ	DE 算法	DEBZ	DE 算法	DEBZ
G01	-15.0000	-14.9995	-15.0000	3.3×10^{-3}	0	62900	26400
G02	0.803619	0.740188	0.803619	7.68	0	2184600	422800
G03	1.000000	0.999197	1.000000	8.0×10^{-2}	0	94700	72000
G04	-30665.539	-30665.5387	-30665.5387	9.8×10^{-7}	9.8×10^{-7}	12540	7440

由表 1 可以看出: 由于采用了边界缓冲区策略, 算法的收敛速度提高了一半左右, 并且精度明显优于 DE 算法. 可见边界缓冲区的加入使收敛加快, 同时保证了种群多样性, 防止进入局部最小, 而后期由于缓冲区厚度减小导致的缓冲区中扰动个体的增多提高了算法的局部搜索精度.

2.2 控制规律优化问题描述

本文针对的是发动机中间状态的控制, 故以发动机推力最大为性能目标, 发动机不超温、不超转及裕度和控制量的大小满足要求作为约束条件形成优化问题. 具体描述如下:

性能指标

$$\max J' = f(W_f, A_8, \alpha_f, \alpha_c) \quad (8)$$

式中 J' 为发动机推力.

由于 DE 算法是求最小值, 因此性能目标可以转换为

$$\min J = -f(W_f, A_8, \alpha_f, \alpha_c) \quad (9)$$

控制量约束条件

$$U_{min} \leq U \leq U_{max}, \quad U = (W_f, A_8, \alpha_f, \alpha_c)^T \quad (10)$$

隐式约束条件

$$\begin{aligned} n_l &\leq n_{l,max} \\ n_h &\leq n_{h,max} \\ T_{t6} &\leq T_{t6,max} \\ S_{mf} &\geq S_{mf,min} \\ S_{mc} &\geq S_{mc,min} \end{aligned} \quad (11)$$

式中 T_{t6} 为涡轮后温度, S_{mf}, S_{mc} 分别为风扇及压气机喘振裕度. 其中高压转速限制、低压转速限制及涡轮后温度限制与常规控制规律相同. 风扇及压气机裕度限制与不同畸变指数相关联. 如畸变指数 $W=4$ 时风扇工作限制线如图 2 所示. 图中 $\bar{W}_a$ 为相对流量, π_f 为相对风扇压比. 在优化时, 要求工作点在该工作线之下, 即风扇最小裕度要求.

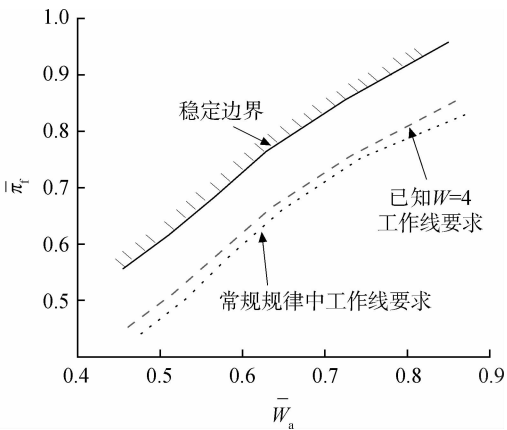


图2 $W=4$ 时的风扇工作限制线要求
Fig. 2 Limited operating line of fan when $W=4$

适应度函数构造:采用惩罚函数法将隐式约束条件加入到适应度计算中. 建立适应度函数如下

$$\bar{J} = -f(W_f, A_8, \alpha_f, \alpha_c) + C_1 \cdot \Delta N + C_2 \cdot \Delta S_m \quad (12)$$

式中

$$C_1 = (c_1, c_2, c_3), \quad C_2 = (c_4, c_5) \quad (13)$$

$$\Delta N =$$

$$[(n_l - n_{l, \max}), (n_h - n_{h, \max}), (T_{t6} - T_{t6, \max})]^T \quad (14)$$

$$\Delta S_m = [(S_{mf, \min} - S_{mf}), (S_{mc, \min} - S_{mc})]^T \quad (15)$$

c_1, c_2, c_3, c_4, c_5 分别为各约束边界的惩罚系数. C_1, C_2 为惩罚系数向量, 为保证满足隐式边界条件, 其数值如下:

$$C_{1i}(c_i) = \begin{cases} 0 & \Delta N_i \leq 0 \\ 1000 & \Delta N_i > 0 \end{cases} \quad i = (1, 2, 3)$$
$$C_{2i}(c_i) = \begin{cases} 0 & \Delta S_{m,i} \leq 0 \\ 1000 & \Delta S_{m,i} > 0 \end{cases} \quad i = (4, 5) \quad (16)$$

2.3 优化结果及分析

根据发动机常规控制规律的限制要求及不同进口畸变条件下的风扇裕度要求设置上述控制量限制条件及隐式限制条件. 初始化种群规模 N_p 及边界缓冲区规模 N_b , 确定最大进化代数 $g_{\max}$, 交叉概率 F_w 及交叉因子 F_{cr} . 随机初始化种群及边界缓冲区个体. 利用 DEBZ 求解. 在包线内选取多个典型特征点进行优化. 获取最终基于进口畸变的控制规律结果如下图 3~图 6 所示. 图 3 中 $\bar{n}$ 为相对转速, $\bar{T}_{t6}$ 为相对涡轮后温度, T_{t1} 为进口总温, 图 4 中 π_e 为发动机相对压比, $\bar{n}_{lr}$ 为相对低压

转子转速, 图 5 中 $\bar{\alpha}_f$ 为风扇相对导叶角, 图 6 中 $\bar{n}_{hr}$ 为相对高压转子转速, $\bar{\alpha}_c$ 为压气机相对导叶角.

图 3 反映的是中间状态各被控量的限制条件, 基于进口畸变的控制规律与常规控制规律相同. 由图 4 可以看出: 在畸变指数较小且低压换算

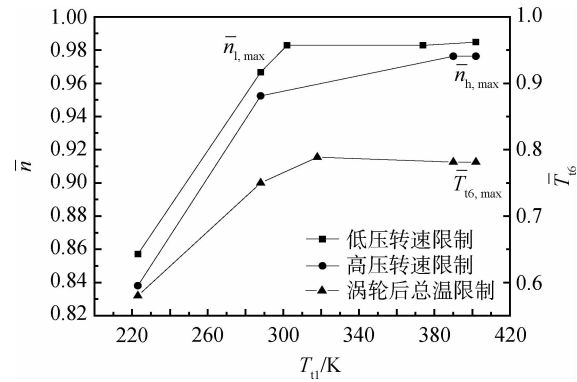


图3 中间状态主要限制要求
Fig. 3 Major limits in the intermediate state

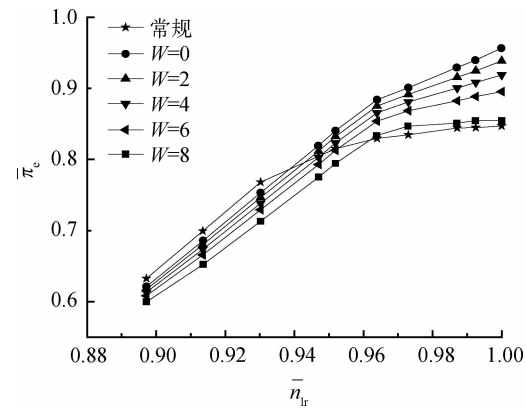


图4 增压比控制规律
Fig. 4 Control scheme of engine pressure ratio

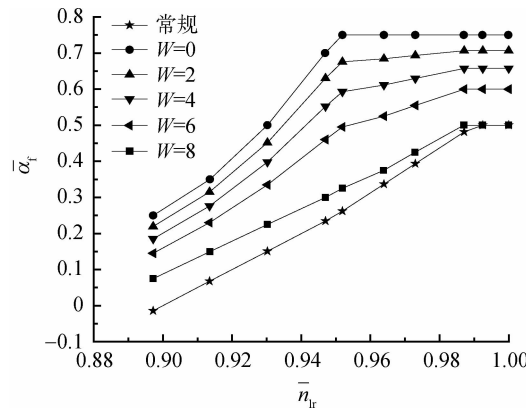


图5 风扇导叶角控制规律
Fig. 5 Control scheme of fan guide vane

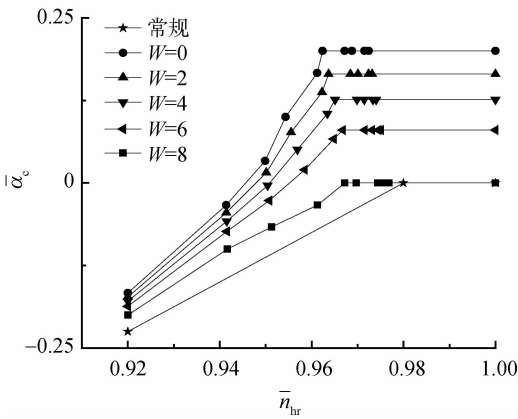


图 6 压气机导叶角控制规律

Fig. 6 Control scheme of compressor guide vane

转速相对较高时, 基于进口畸变的控制规律的压比调节量要大于常规控制规律, 从而带来性能的提升, 而带来的影响是风扇裕度降低. 而当低压换算转速较低时, 压比调节量则略小于常规规律, 这是因为在换算转速相对较低时涡轮后温度限制了压比的提高, 同时由于采用了高低压转子导叶角调节使流量增大从而增加了负载导致压比降低, 但由于此时流量增量带来的性能收益占主导作用, 所以辅助以高低压转子的导叶角调节可以提高发动机推力性能.

3 综合控制仿真分析

根据某型发动机不同导叶角及不同畸变指数下的特性建立发动机部件级模型, 控制器采用神经网络自适应控制算法^[19]. 结合上述控制结构、

控制规律在发动机飞行包线内进行仿真. 图 7 为发动机在均匀进气条件下采用基于进口畸变的控制规律相对于常规控制规律的推力增量分布的等值线图, 图中的数据为增量百分比数值 (H 为高度). 由图 7 可以看出, 在均匀进气条件下由于降低了发动机喘振裕度要求, 亚声速飞行包线内大多数飞行区域发动机中间状态输出推力可提高 9% 以上, 性能收益明显.

图 8 和图 9 分别为高度为 10 km 和 15 km 的条件下畸变指数为 2 和 8 时的推力增量. 当畸变指数较高 ($W=8$) 时, 相对于常规控制推力增量较小, 一般在 1% 以内, 这部分增量主要是因为采用了导叶角调节而获得, 而当畸变指数较低 ($W=2$) 时, 相对于常规控制推力增量较大, 一般在 9% 左右. 图 10 和图 11 分别反映了高度为 10 km 和 15 km 时, 畸变指数为 2 和 8 条件下的实际裕度及可用裕度要求. 由图中可以看出, 畸变指数较高 ($W=8$) 时, 发动机风扇可用裕度要求较高, 此时基于进口畸变的控制规律牺牲了性能以保证裕度满足要求, 同时可用裕度要求较低 ($W=2$) 时, 该控制规律在满足可用裕度要求时提升了压比从而提高了性能, 可见基于进口畸变的控制规律在畸变指数较低时提高性能而在畸变指数较高时牺牲性能以满足稳定性要求.

上述仿真结果表明: 基于进口畸变的控制规律能够实时改变发动机控制目标以满足发动机实时进口畸变条件要求, 从而保证发动机在稳定工作的同时最大限度的提升性能.

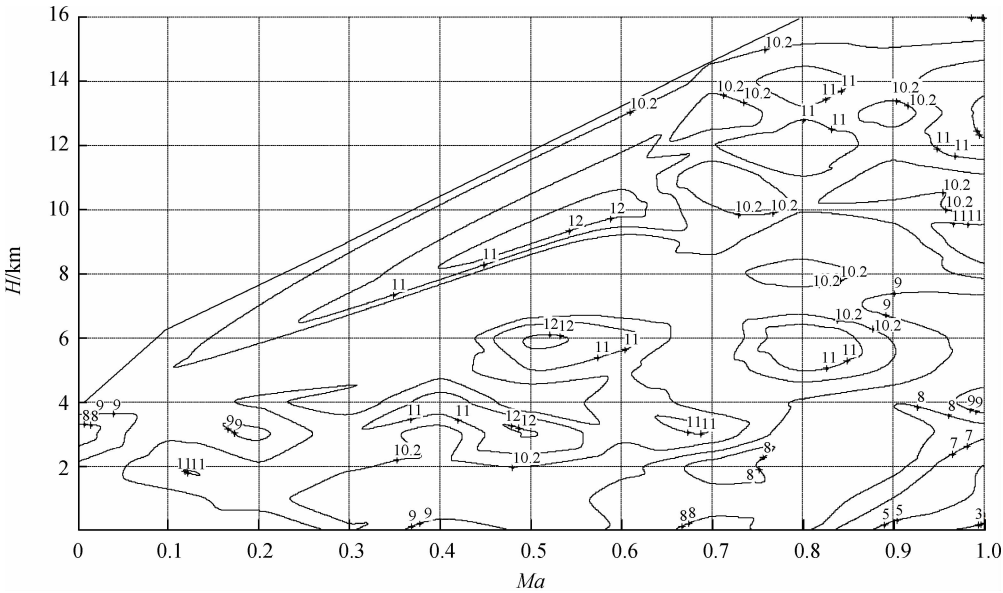


图 7 推力增量分布等值线图

Fig. 7 Isoline map of thrust increment

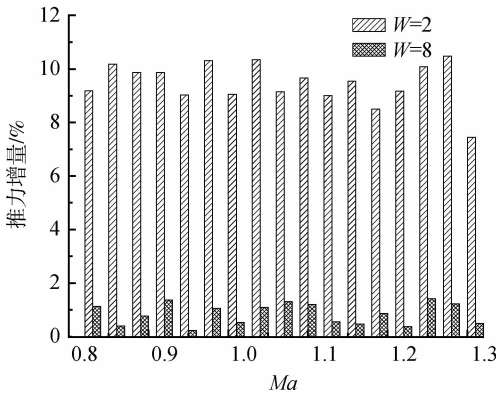


图 8 10 km 高度推力增量

Fig. 8 Thrust increment at altitude of 10 km

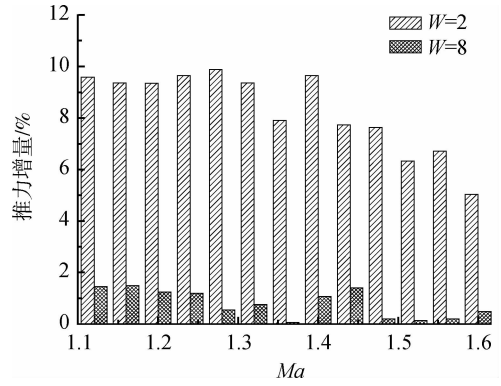


图 9 15 km 高度推力增量

Fig. 9 Thrust increment at altitude of 15 km

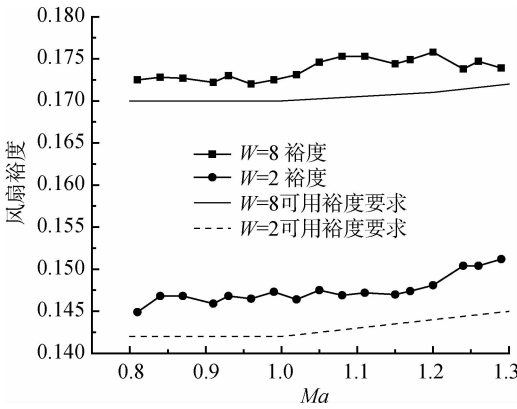


图 10 10 km 高度风扇裕度及可用裕度要求

Fig. 10 Surge margin of fan and requirements of surge margin at altitude of 10 km

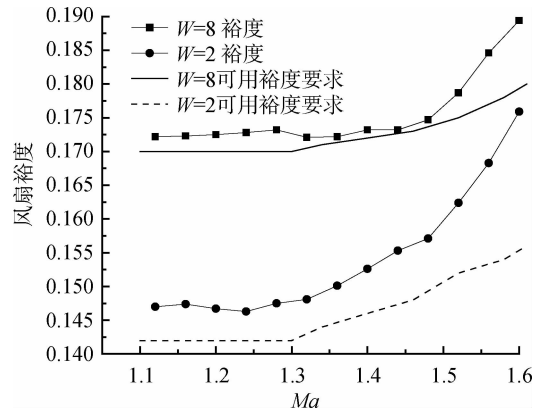


图 11 15 km 高度风扇裕度及可用裕度要求

Fig. 11 Surge margin of fan and requirements of surge margin at altitude of 15 km

4 结 论

1) 提出了 DEBE,该方法对求解多峰值、多维约束函数具有较快的收敛速度和较高的收敛精度,提高了发动机控制规律优化的准确性。

2) 给出了基于进口畸变的发动机中间状态控制结构及控制规律,能够根据实时畸变指数修改控制目标以提高性能并满足稳定要求。

本文提出的基于进口畸变的控制规律在低进口畸变条件下可以提高性能,在高进口畸变条件下满足了稳定要求,在发动机性能提升领域具有很好的应用背景。

参考文献:

[1] Kaya T. Influence of inlet pressure distortion on a convertible engine fan[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(1): 82-90.

[2] Delaat J C, Southwick R D, Gallops G W, et al. The high stability engine control (HISTEC) program; flight demon-

stration Phase[R]. NASA TM-1998-208482, 1998.

[3] Myers L, Walsh K. Performance improvements of an F-15 airplane with an integrated engine-flight control system [J]. Journal of Aircraft, 1991, 28(12): 812-817.

[4] Burcham F W, Jr., Haering E A, Jr. Highly integrated digital engine control system on an F-15 airplane[J]. NASA TM-86040, 1984.

[5] Delaat J C, Southwick R D, Gallops G W, et al. High stability engine control (HISTEC)[R]. NASA TM 107272, 1996.

[6] Orme J S, Facility D F R. Development and testing of a high stability engine control (HISTEC) system [R]. NASA TM-1998-206562, 1998.

[7] Robert D, Southwick R D. High stability engine control (HISTEC) flight test results [R]. NASA/TM-1998-208481, 1998.

[8] Delaat J C, Southwick R D, Gallops G W, et al. High stability engine control (HISTEC): flight demonstration results[R]. NASA TM-1998-208655, 1998.

[9] 樊思齐,李华聪,樊丁.航空发动机控制:下册[M].西安:西北工业大学出版社,2008.

[10] 刘大响.航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术

- [M]. 北京:航空工业出版社,2004:346.
- [11] 苟学中,周文祥,黄金泉. 变循环发动机部件级建模技术[J]. 航空动力学报,2013,28(1):104-112.
GOU Xuezhong, ZHOU Wenxiang, HUANG Jinquan. Component level modeling technology for variable cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(1): 104-112. (in Chinese)
- [12] 黄金泉,仇小杰,鲁峰,等. 航空发动机性能恢复控制方法[J]. 航空动力学报,2012,27(7):1595-1604.
HUANG Jinquan, QIU Xiaojie, LU Feng, et al. Performance recovery control method for aircraft engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(7): 1595-1604. (in Chinese)
- [13] Storn R, Price K. Differential evolution: a simple and efficient heuristic for global optimization over continuous spaces[J]. Journal of Global Optimization, 1997, 11(4): 341-359.
- [14] Hong-Kyu K, Jin-Kyo C, Kyong-Yop P, et al. Differential evolution strategy for constrained global optimization and application to practical engineering problems[J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2007, 43(4): 1565-1568.
- [15] Lin C, Qing A Y, Feng Q Y. A new differential mutation base generator for differential evolution[J]. Journal of Global Optimization, 2011, 49(1): 69-90.
- [16] Ali M M. Differential evolution with preferential crossover[J]. European Journal of Operational Research, 2007, 181(3): 1137-1147.
- [17] 张贵军,王信波,俞立. 求解高维多模优化问题的自适应差分进化算法[J]. 控制理论与应用, 2008, 25(5): 862-866.
ZHAG Guijun, WANG Xinbo, YU Li. Adaptive differential evolution for high-dimension multimodal optimization problems[J]. Control Theory and Applications, 2008, 25(5): 862-866. (in Chinese)
- [18] Runarsson T P, Yao X. Stochastic ranking for constrained evolutionary optimization[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2000, 4(3): 284-294.
- [19] 黄金泉,蔡红武. 飞行/推进系统自适应神经网络综合控制仿真研究[J]. 航空学报, 2002, 23(4): 364-367.
HUANG Jinquan, CAI Hongwu. Simulation study of adaptive neural network control for integrated flight/propulsion systems[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(4): 364-367. (in Chinese)