

基于变导叶调节的涡扇发动机 加速过程优化控制

郑前钢, 张海波, 叶志锋, 缪丽祯

(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)

摘 要: 提出了一种利用变导叶调节, 基于可行序列二次规划算法的涡扇发动机加速过程优化控制方法。研究发现, 通过在发动机加速过程中对压缩部件导叶角度的适应性调节, 可以优化压气机和风扇在过渡态的空气流量, 使得燃油在满足各方面约束条件下以最大可能的速度增加, 从而提升了发动机加速性能。最后, 与常规两变量加速过程优化方法进行了对比研究: 在相同目标函数和约束条件下, 分别进行了两控制量(主燃油和尾喷管喉道面积)、增加风扇导叶调节或压气机变导叶的三控制量的加速优化控制仿真, 结果表明, 所提出的方法在优化过程中可以使得燃油最大可能速率高于常规方法, 且发现压气机导叶角在优化过程的作用优于风扇导叶角, 优化后的工作点加速路径紧贴喘振裕度限制边界, 且各个约束严格在可行域范围内, 3种方案的加速时间分别为 5.5 s、4.9 s 和 4.5 s。

关 键 词: 加速优化; 风扇导叶角; 压气机导叶角; 可行域; 喘振裕度限制边界

中图分类号: V231

文献标志码: A

Acceleration process optimization control of turbofan engine based on variable guide vane adjustment

ZHENG Qian-gang, ZHANG Hai-bo, YE Zhi-feng, MIAO Li-zhen

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Acceleration process optimization control research was conducted based on the variable vane adjustment and feasible sequential quadratic programming (FSQP) algorithm. Using the adjustment of the guide vane during acceleration, the air mass flow of high pressure compressor and fan can be optimized. In this case, the fuel flow can be increased at a faster speed. Thus, the acceleration performance was significantly enhanced. Then, compared with conventional two-variable (fuel flow and nozzle throat area) optimization method, three-variable optimization method simulations were carried out based either on guide vane of fan or on that of high pressure compressor. The results show that fuel flow rate is better than the traditional ways. Moreover, the guide vane of high pressure compressor plays a more important role than that of fan during the process. The acceleration pass after optimization is close to the surge margin boundary with restraint in the feasible region. The acceleration time of the three methods are 5.5 s, 4.9 s and 4.5 s respectively.

Key words: acceleration optimization; guide vane angle of fan;
guide vane angle of compressor; feasible region; surge margin boundary

收稿日期: 2015-11-30

基金项目: 航空基金(20142152022); 江苏省普通高校研究生科研创新计划(中央高校基本科研业务费专项资金)(KYLX16-0397)

作者简介: 郑前钢(1990—), 男, 福建三明人, 博士生, 主要从事航空发动机建模与控制的研究。E-mail: zh_zhqq@163.com

加速过程控制是航空发动机过渡工作状态中最重要和最复杂的控制问题^[1],它是研究其他过渡态^[2]如进出加力、减速过程、起动过程等的基础,同时也是一项极为重要的应急性能指标^[3-4].加速性能也是衡量军机发动机动态性能的一项重要指标,因为在遇到爬升、追击、摆脱敌机和着陆复飞等情况时,都要求发动机具有良好的加速性能^[5].因此,对于航空发动机加速过程的研究是航空发动机控制技术的一项重要研究内容.

非线性规划理论的控制算法可以直接对非线性对象进行优化控制计算,并且可以在优化控制过程中充分考虑各种约束条件.因此,该类方法适宜于应用到航空发动机的过渡态优化控制中.目前国内何黎明和戚学锋针对序列二次规划算法(SQP算法)只能求解单目标优化^[6],而加速优化控制为多目标优化,为此他们分别提出线性加权法^[7]和自适应变权重线性加权法^[8],之后赵琳和黄伟等^[9-10]将SQP算法,运用到航空发动机加速过程控制,并取得良好效果,戚学锋等^[11]在SQP算法的基础上提出了一种能够保证迭代点可行性的序列二次规划算法(FSQP算法),该算法不仅具有全局收敛和局部超线性收敛的特性,而且直接以目标函数为效益函数,可以避免罚因子的影响^[12-13].国外也重视非线性规划理论在航空发动机加速过程控制应用的研究,但难以看到技术细节^[3,14-15].

然而由于加速过程优化以及发动机解算模型的复杂性,上述研究的非线性规划算法的决策变量只考虑了燃油流量、尾喷管喉道面积,而现代先进航空发动机的加速控制,除了燃油和尾喷管喉道面积两个主控因素外,压缩部件的可变导向叶片角度作用也十分显著^[16].压缩部件导流叶片角度的调节不仅可以增大发动机喘振裕度和高低压压气机的空气流量,而且在满足各项加速过程约束的条件下进一步提高燃油流量的加速度,从而提高发动机的加速性能^[17].变压缩部件导叶调节在加速过程的研究报道几乎空白,为此本文提出基于变导叶调节的涡扇发动机加速过程优化控制研究.

1 发动机加速控制原理及算法

1.1 发动机加速控制原理

飞行员通过快速地推动油门杆,发动机从一种工作状态迅速地过渡到另一种工作状态,使推力迅速增大的过程称为发动机加速.整个过程所耗费的时间称为加速时间,是衡量发动机使用性

的重要性能指标,对军用发动机而言,越短的加速时间代表着越高的性能.发动机加速时间可定义为

$$t_{ac} = \left[\frac{\pi}{30} \right]^2 J \int_{n_{idle}}^{n_{max}} \frac{n}{q_m (W_t - W_k / \eta_m)} dn \quad (1)$$

式(1)中, J 为转子转动惯量, n_{max} 为最大状态下的转速, n_{idle} 为慢车状态下的转速, $q_m (W_t - W_k / \eta_m)$ 是加速过程中涡轮的剩余功率.

从式(1)可知,发动机加速过程中,提高剩余功率是提高加速性能的最有效方法,涡轮剩余功率越大,加速时间越短.增大剩余功率可以通过多种途径实现:增加空气流量,如周围大气压力增加或大气温度降低;降低压气机功率,如在几何可变发动机中调节风扇和压气机进口导流叶片;增大涡轮功率.由航空发动机原理可知,提高转子转速 N_c 和涡轮前温度 T_4 可以有效增加涡轮功率,因此可以选 T_4 和 N_c 为优化目标.但FSQP算法只能求解单目标优化问题,因此对多目标函数参考文献^[6]采用线性加权法并对目标函数归一化得到

$$\min J = \omega \int_0^t \left[1 - \frac{N_c}{N_{c,obj}} \right]^2 dt + (1 - \omega) \int_0^t \left[1 - \frac{T_4}{T_{4,obj}} \right]^2 dt \quad (2)$$

式(2)中 $N_{c,obj}$ 为压气机目标转速, N_c 为压气机实际转速, $T_{4,obj}$ 为燃烧室出口温度目标温度, T_4 为实际的燃烧室出口温度, ω 的值根据目标函数的重要程度来确定,例如假设 N_c 与 T_4 同等重要,则可以取为0.5.

航空发动机的加速过程是动态过程,并且各个状态都为时间的连续函数,而可行域序列二次规划法本身只能求解目标和约束函数都与时间无关的优化问题^[11].因此必须将原问题离散化,转化为与时间无关的静态优化问题来求解.由动态规划理论可知,如果前 k 步长内都能尽可能地使发动机加速的更快,整个加速过程所需的时间也会越短^[18].因此,按时间序列,利用FSQP算法对各个离散点逐步进行寻优,最后得到整个时间序列各点的优化控制作用量,从而得到最优的发动机加速过渡过程.因此将目标函数离散化得到第 k 步的优化目标

$$\min J[k](u[k]) = \omega \left[1 - \frac{N_c[k](u[k])}{N_{c,obj}} \right]^2 + (1 - \omega) \left[1 - \frac{T_4[k](u[k])}{T_{4,obj}} \right]^2 \quad (3)$$

式(3)中, $u[k]$ 为在第 k 步的控制量.

由前面分析可知,在发动机的加速过程中,理

想的情况是在每个控制周期加入尽可能多的燃油,使整个加速过程中 N_c 和 T_4 增加得越快越好.但实际上燃油的增加受到很多限制.因为在加速过程中,当发动机在低、中转速时,如果 T_4 提高过快,由于 T_4 起气动节气阀门作用,压气机增压比增加的速度大于流量增加的速度,因此容易导致压气机发生喘振;在高转速状态时, T_4 过高,则容易出现使涡轮部件超温;在某些条件下还可能导致燃烧室出现富油熄火;考虑到转子强度的限制,在加速过程中,风扇和压气机转子的转速不应超过限定值.要保证发动机稳定、可靠地工作,这些极端现象都是所不允许的,因此,在加速过程中,应满足以下的约束条件并对其作归一化处理

$$g_1[k](u[k]) = 1 - \frac{N_f[k+1](u[k])}{N_{f,\max}} \geq 0 \quad (4)$$

$$g_2[k](u[k]) = 1 - \frac{N_c[k+1](u[k])}{N_{c,\max}} \geq 0 \quad (5)$$

$$g_3[k](u[k]) = \frac{S_{mc}[k+1](u[k])}{S_{mc,\min}} - 1 \geq 0 \quad (6)$$

$$g_4[k](u[k]) = \frac{S_{mf}[k+1](u[k])}{S_{mf,\min}} - 1 \geq 0 \quad (7)$$

$$g_5[k](u[k]) = 1 - \frac{T_4[k+1](u[k])}{T_{4,\max}} \geq 0 \quad (8)$$

$$g_6[k](u[k]) = 1 - \frac{R_{fa}[k+1](u[k])}{R_{fa,\max}} \geq 0 \quad (9)$$

$$u_{\min} \leq u[k] \leq u_{\max} \quad (10)$$

$$\Delta u[k] \leq \Delta u_{\max} \quad (11)$$

式(4)~式(9)中, N_f , S_{mf} , S_{mc} 和 R_{fa} 分别为风扇转速、风扇喘振裕度、压气机喘振裕度和燃烧室油气比. 式(10)和式(11)中考虑到控制量如油泵、喷管作动筒和压缩部件导流叶片等执行机构在物理上存在诸多限制,油泵主要限制包括油泵所能提供的最大燃油流量及燃油流量的最大增速限制;喷管主要限制包括喷管的最大、最小临界面积限制及喷管临界面积最大变化速率的限制;导流叶片主要限制包括导流叶片的最大、最小可调角度限制及导流叶片最大变化速率的限制.

至此,已将发动机的加速优化转化为一个单目标多约束的非线性优化问题. 求解非线性优化的方法很多,最常用且效果显著的方法有 SQP 和

FSQP 算法. 在航空发动机加速控制中,除了燃油和尾喷管两个控制变量外,风扇或压气机的可导向叶片的作用也不可忽视,因此,在本小节之后,将分别介绍压缩部件变导叶调节原理,并将重点关注 FSQP 算法的应用.

1.2 压缩部件变导叶调节原理

为了更深入研究导叶角在加速过程的作用,有必要对于导叶调节原理进行分析.

当压气机工作在设计点时,各级工作相互协调,气流流过各级叶轮的迎角都比较小,压气机工作效率最高.然而气流流过各级叶轮的迎角随着压气机工作状态的改变而改变,这会降低压气机效率和空气流量,当压气机导向叶栅迎角比较大的时候,会严重影响流经叶轮的气流,甚至可能会出现失速、喘振或者阻塞等现象.通过改变压气机导叶角的位置来调节导向叶栅的迎角,进而改变动叶叶栅的气流入口速度方向,减小动叶叶栅的迎角,可使压气机流量和效率增大,而压气机效率的提高和空气流量的增加可以增加涡轮剩余功率,从而缩短加速时间.因此通过调节压缩部件导叶角角度可以加快发动机转子加速度.

图 1 给出压气机导叶角调节原理,其中 u 为叶轮的轮缘速度, c 为工作叶栅进口气流速度, w 为气流相对速度. 当发动机处于非设计点状态时,压气机工作叶栅和导叶叶栅工作在图 1 中的实线位置,通过调节压气机导叶角将其转动 α_c ,使工作叶栅进口气流速度 c 的方向朝动叶旋转的方向偏

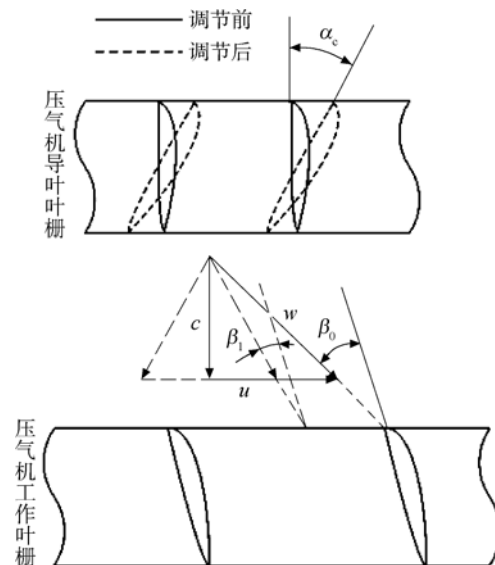


图 1 导叶角调节的叶栅工作原理

Fig. 1 Working principle of the cascade of guide vane angle adjustment

斜,则压气机第 1 级动叶进口处速度三角形由图中实线变为虚线所示,迎角由 β_0 减小为 β_1 ,从而提高压气机的效率和流量。

1.3 FSQP 优化算法

涡扇发动机最快加速时间控制离散化之后可以简化为如下具有不等式约束的非线性规划问题

$$\begin{aligned} & \min f(\mathbf{x}) \\ \text{s. t. } & \begin{cases} g_i(\mathbf{x}) \leq 0, i = 1, 2, \dots, m_1 \\ h_i(\mathbf{x}) = 0, i = m_1 + 1, \dots, m \end{cases} \end{aligned} \quad (12)$$

式(12)中, $\mathbf{x} = [\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_n]^T$, $f(\mathbf{x})$, $h(\mathbf{x})$, $g(\mathbf{x})$ 为连续可微的非线性函数。其可行域如下:

$$\mathbf{X} = \left\{ \mathbf{x} \in \mathbf{R}^n \mid \begin{cases} g_i(\mathbf{x}) \leq 0, i = 1, 2, \dots, m_1; \\ h_i(\mathbf{x}) \leq 0, i = m_1 + 1, \dots, m \end{cases} \right\} \quad (13)$$

运用 FSQP 算法来求解问题(12),其主要思想就是在每一步(即迭代点 $\mathbf{x}_k$)构造如式(14)二次规划(QP)子问题并进行求解,可得其可行性搜索方向 $\mathbf{d}_k$ 和变量 γ_k

$$\begin{aligned} & \min \quad \frac{1}{2} \mathbf{d}_k^T \mathbf{H}_k \mathbf{d}_k + \gamma_k \\ \text{s. t. } & \begin{cases} \nabla f(\mathbf{x}_k)^T \mathbf{d}_k \leq \gamma_k \\ g_i(\mathbf{x}_k) + \nabla g_i(\mathbf{x}_k)^T \mathbf{d}_k \leq \gamma_k \eta_k, i = 1, \dots, m_1 \\ h_i(\mathbf{x}_k) + \nabla h_i(\mathbf{x}_k)^T \mathbf{d}_k \leq \gamma_k \eta_k, i = m_1 + 1, \dots, m \end{cases} \end{aligned} \quad (14)$$

式(14)中, $\mathbf{H}_k$ 为 Hessian 矩阵,且 $0 < \mathbf{H}_k = \mathbf{H}_k^T \in \mathbf{R}^{n \times n}$, $0 \leq \eta_k \in \mathbf{R}$ 。其中, η_k 是为了保证搜索方向 $\mathbf{d}_k$ 满足可行性而加入的修正变量,它是通过求解如下具有等式约束的 QP 问题来不断更新 η_k 的值

$$\begin{aligned} & \min \quad \frac{1}{2} \tilde{\mathbf{d}}_k^T \mathbf{H}_k \tilde{\mathbf{d}}_k + \nabla f(\mathbf{x}_k)^T \tilde{\mathbf{d}}_k \\ \text{s. t. } & \begin{cases} g_j(\mathbf{x}_k) + \nabla g_j(\mathbf{x}_k)^T \tilde{\mathbf{d}}_k = 0, j \in \mathbf{I}_k \\ h_i(\mathbf{x}_k) + \nabla h_i(\mathbf{x}_k)^T \tilde{\mathbf{d}}_k = 0, i \in \mathbf{I}_k \\ \eta_k = C_k \cdot \|\tilde{\mathbf{d}}_k\|^2 \end{cases} \end{aligned} \quad (15)$$

式(15)中, $\mathbf{I}_k$ 为积极约束集, $0 < C_k \in \mathbf{R}$ 。

此外,为了克服 Maratos 效应, Lawrence 和 Tits^[19-20] 提出搜索方向的校正量 $\mathbf{d}_k^C$, 并通过如下确定下一个迭代点

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{x}_k + t_k \mathbf{d}_k + t_k^2 \mathbf{d}_k^C \quad (16)$$

式(16)中, t_k 是通过采用曲线搜索算法得到的迭代步长,并保持该迭代点处于可行区域内,即 $\mathbf{x}_{k+1} \in \mathbf{X}$ 。

2 涡扇发动机加速过程仿真

仿真对象为某涡扇发动机非线性部件级实时模型,图 2 给出了涡扇发动机截面的示意图,图 2 中, W_{fb} 表示主燃烧室燃油流量, A_8 表示尾喷管喉道面积, α_f 和 α_c 分别表示风扇和压气机导叶角相对于额定值的增量,1 截面为发动机进口,2 截面为风扇进口,22 截面为风扇出口,13 和 23 截面分别为外涵道、内涵道进口,25 截面为压气机进口,3 截面为燃烧室进口,4 截面为高压涡轮进口,42 截面为高压涡轮出口,45 截面为低压涡轮转子进口,46 截面为低压涡轮出口,16 截面为外涵道出口,6 截面为内涵道出口及掺混室进口,7 截面为加力燃烧室进口,75 截面为加力燃烧室出口,8 截面为尾喷管喉道,9 截面为尾喷管出口。

为了检验 α_c 对优化加速过程的作用,以下分别进行了基于 FSQP 算法的两控制量(A_8 和 W_{fb})、基于风扇导叶的三控制量(A_8 , W_{fb} 和 α_c)和基于压气机导叶的三控制量(A_8 , W_{fb} 和 α_c)加速优化仿真实验(下文分别称为方案 1、方案 2 和方案 3)。

发动机工作在高度 $H=0$ mm、马赫数 $Ma=0$ 、标准大气压的条件下。发动机加速起始点油门杆角度 $A_{pl}=20^\circ$ 时的稳定工作状态,加速目标或终点为设计点状态。进行加速优化仿真前,还需要确定各限制因素的限制值。 N_f 和 N_c 的最大值都是设计点的 102%, S_{mf} 和 S_{mc} 最小值均为 5%, T_4

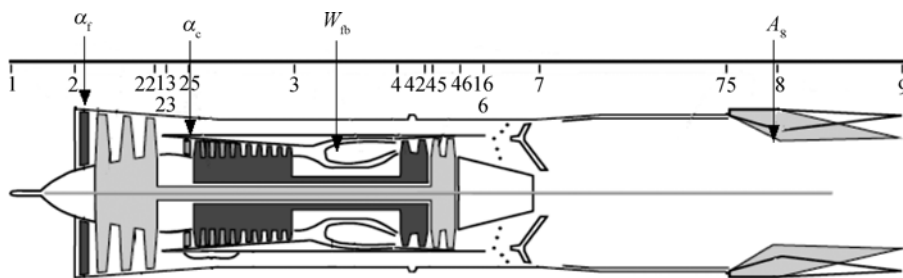


图 2 涡扇发动机截面的示意图

Fig. 2 Cross-section schematic of turbofan engine

的最大值为 1870K, R_{fa} 的最大值为 0.042. 燃烧室每秒最大供油量为设计点值的 120%, 其最大增速限制值为设计点值的 60%. A_8 的变化范围为设计点值的 95%~120%, A_8 每秒最大增量与设计值相等. α_f 和 α_c 变化范围都为 $-3^\circ \sim 3^\circ$, α_f 和 α_c 的每秒最大增速限制值都为 $5(^{\circ})/s$.

图 3~图 6 分别给出了 W_{fb} , A_8 , α_f 和 α_c 四个控制的变化曲线, 图 7~图 13 分别给出了推力 F , N_f , N_c , S_{mf} , S_{mc} , T_4 和 R_{fa} 的响应曲线, 图 14 和图 15 分别给出风扇和压气机的加速仿真过程工作状态, 图中‘两控制量’表示为方案 1 (A_8 和 W_{fb}), ‘三控制量 (α_f)’表示为方案 2 (W_{fb} , A_8 和 α_f), ‘三控制量 (α_c)’表示为方案 3 (W_{fb} , A_8 和 α_c), 仿真图中 W_{fb} , A_8 和特性曲线的横纵坐标均是相对于设计点的归一化值. 从图中可以看出, 加速可以分 3 个阶段, 在初始阶段, 在加速过程刚开始时, 为了迅速增加 T_4 和 N_c , 需快速增大 W_{fb} 和 A_8 , 此时发动机的各状态参数均离约束边界较远, 限制 W_{fb} 和 A_8 增长的最主要因素是它们对应

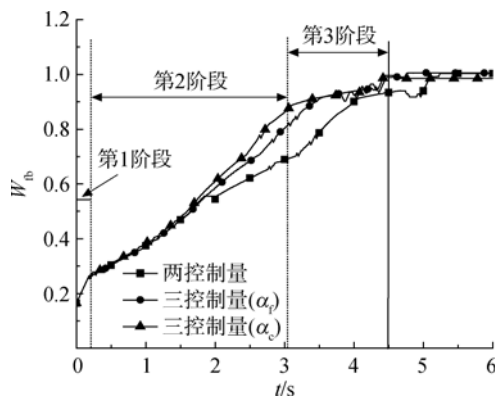


图 3 燃油变化曲线

Fig. 3 Variation of main fuel

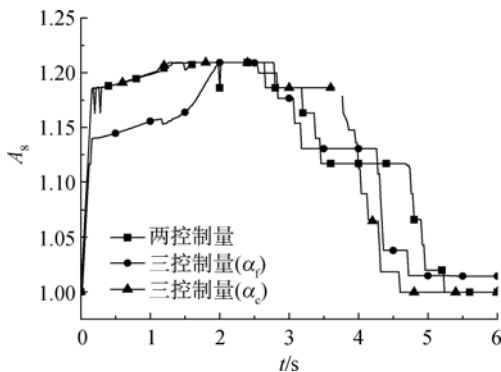


图 4 尾喷管喉道面积变化曲线

Fig. 4 Variation of nozzle throat area

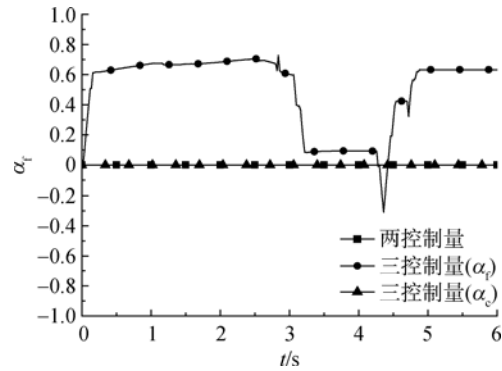


图 5 风扇导叶角变化曲线

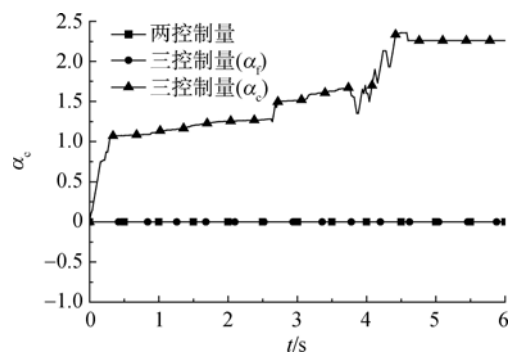
Fig. 5 Variation of α_f 

图 6 压气机导叶角变化曲线

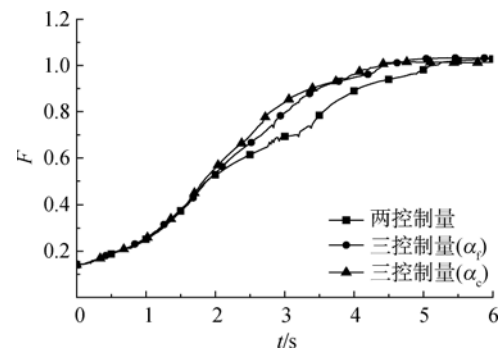
Fig. 6 Variation of α_c 

图 7 推力响应曲线

Fig. 7 Response of thrust

的最大增速, W_{fb} 和 A_8 的迅速增加使得 N_c 和 T_4 快速升高. 第 2 阶段中, 随着 W_{fb} 的增加, T_4 急剧增加, 而压气机转子则因为较大的惯性, N_c 上升较慢, 从而使得压气机工作点向喘振边界移动, 到达给定的喘振裕度限制, 为保证压气机的工作稳定裕度, W_{fb} 增加速度变慢, 但仍然以一定的速度增加, 此时依然存在较大的涡轮剩余功率, N_c 仍以较快的速度上升, 喘振约束后期 T_4 到达目标值, 为保证 T_4 的值不出现大幅下降, A_8 开始减

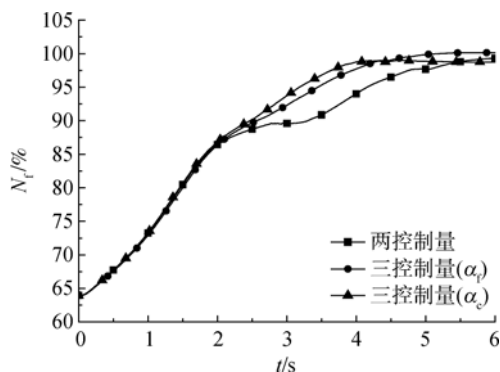


图8 风扇转速响应曲线

Fig. 8 Response of fan rotor speed

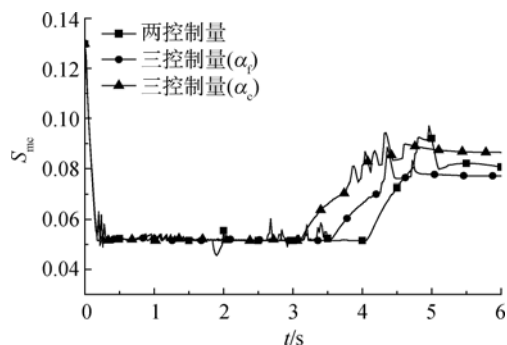


图11 压气机喘振裕度响应曲线

Fig. 11 Response of compressor stall margin

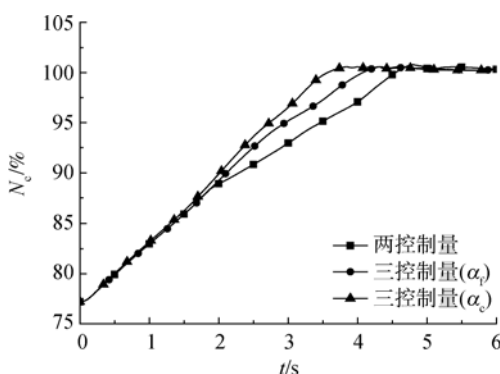


图9 压气机转速响应曲线

Fig. 9 Response of compressor rotor speed

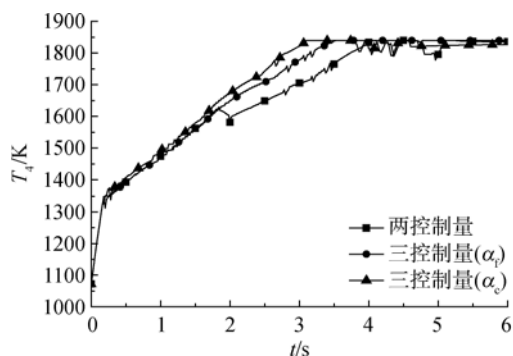


图12 涡轮前温度响应曲线

Fig. 12 Response of high-pressure turbine inlet temperature

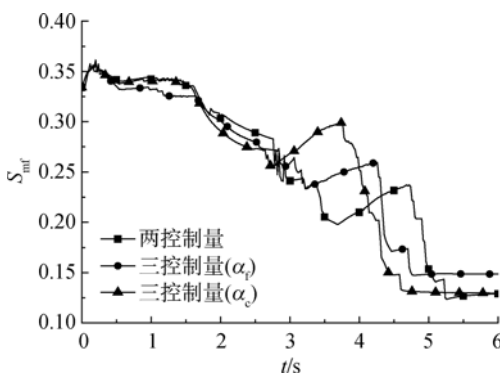


图10 风扇喘振裕度响应曲线

Fig. 10 Response of fan stall margin

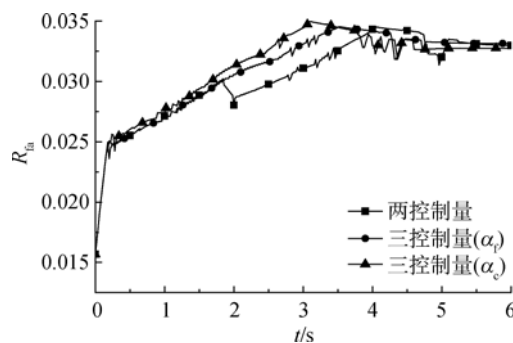


图13 油气比响应曲线

Fig. 13 Response of \$R_{fa}\$

小. 在第3阶段,随着加速过程中压气机转子转速的不断增加,压气机工作点开始离开喘振边界, W_{fb} 的增速有所增加,但随着 N_c 接近目标值,在目标函数的作用下, W_{fb} 的增长速度进一步受限,随着发动机转速趋于设计点, W_{fb} 也趋于稳定,加速过程结束.

从图3~图12中可以看出,方案1、方案2和方案3加速时间分别为5.5、4.9 s和4.5 s左右.

图16~图19分别给出了风扇换算流量 W_{a2c} 、压气机换算流量 W_{a25c} 、风扇效率 η_f 和压气机效率 η_c 的响应曲线.从这4个图可以看出,加速过程最初期(即第1阶段),3种方案的 W_{a2c} 、 W_{a25c} 、 η_f 和 η_c 基本相同,导叶的调节作用相对比较小,这主要因为起始阶段工作点远离喘振边界, W_{fb} 增加较快.接近喘振保护边界后, W_{fb} 增加受到限制,此时 α_f 和 α_c 的作用开始体现出来,特别是加速到2 s之后,导叶调节使 W_{a2c} 和 W_{a25c} 明显增加,空气流量

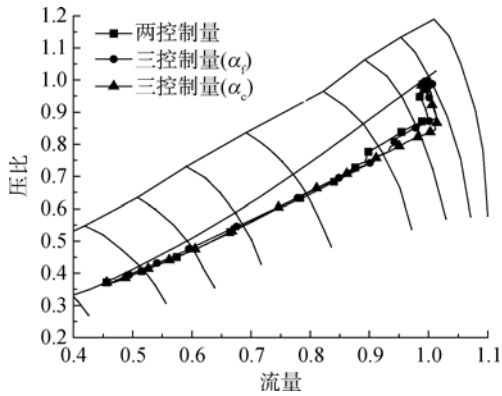


图 14 风扇加速仿真过程工作状态

Fig. 14 Accelerate simulation state of the fan

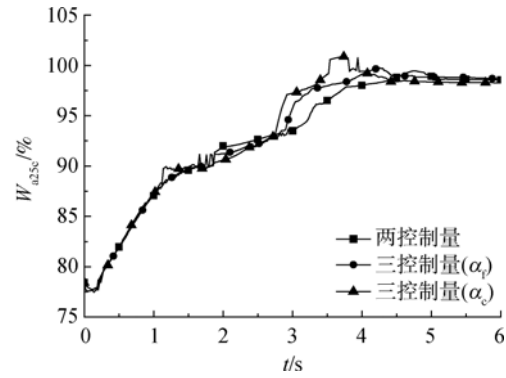


图 17 压气机换算流量响应曲线

Fig. 17 Response of the compressor convert flow

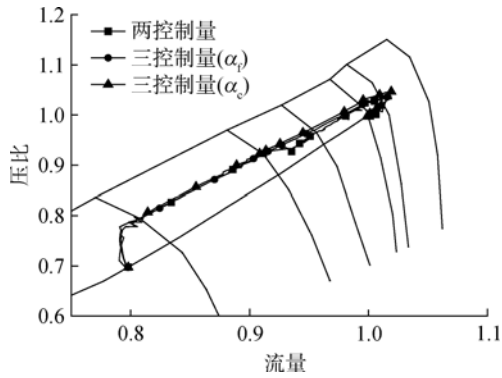


图 15 压气机加速仿真过程工作状态

Fig. 15 Accelerate simulation state of the compressor

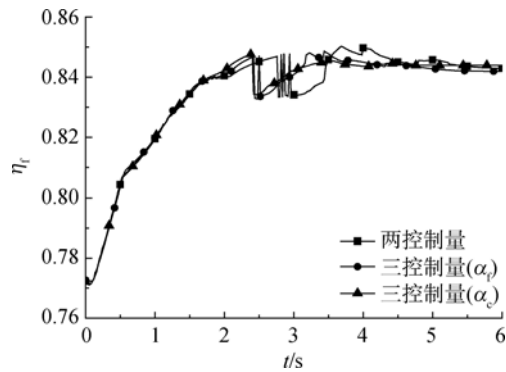


图 18 风扇效率响应曲线

Fig. 18 Response of the fan efficiency

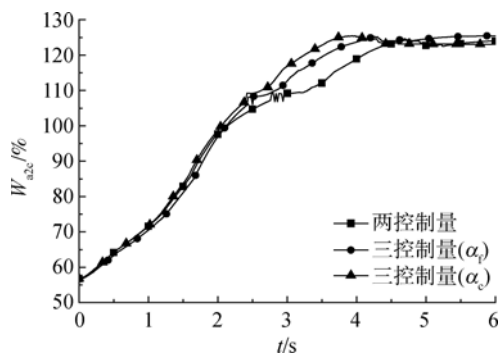


图 16 风扇换算流量响应曲线

Fig. 16 Response of the fan convert flow

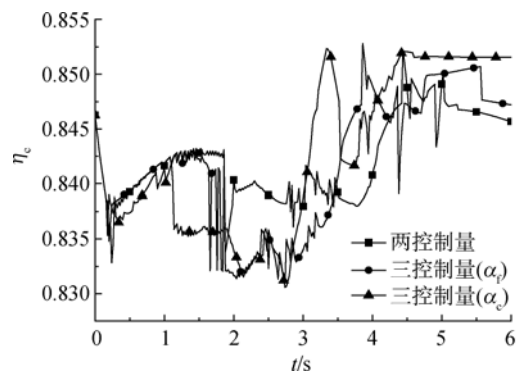


图 19 压气机效率响应曲线

Fig. 19 Response of the compressor efficiency

的增加使得发动机在喘振保护边界约束的情况下可以提供更多的 W_{fb} , 使发动机具有更大的涡轮剩余功率, 因而相比于未采用变导叶调节的情况, 发动机转加速速度提升更快, 而变导叶造成效率的变化对加速过程的影响则并不显著. 加速到第 3 s 之后, 导叶调节使得 η_c 增加, 这使压气机消耗功减少, 提高了涡轮剩余功率, 加速速度进一步加快. 从图 7、图 9 和图 12 看出, 随着空气流量和

W_{fb} 增加速度的增加, 方案 2 和方案 3 的推力 F , T_4 和 N_c 的响应速度都有较为明显提高. 此外, 整个加速过程 α_c 对 W_{a2c} , W_{a25c} 和 W_{fb} 增加的作用大于 α_f , 这使 α_c 对加速性能提高的作用明显优于 α_f .

如图 11 和图 15 所示, 加速优化过程中, 发动机工作点不仅紧贴着喘振裕度保护限制边界, 而且不超温、超转, 没有进入富油熄火区, 这说明

FSQP 算法优化精度高,能够确保加速过程不超出所有约束边界。

综上所述,变导叶调节可以提高空气流量,加快 W_{10} 增加速度并增加涡轮剩余功率,从而提高加速性能,而且 α_c 对提高加速性能的作用优于 α_f 。其他包线点的结果类似,限于篇幅这里不再详述。

3 结 论

通过常规两控制量,增加风扇导叶角或增加压气机导叶角调节的发动机加速优化过程对比仿真,可以得出如下结论:

1) 将可行序列二次规划算法应用于涡扇发动机加速过程控制是可行的,该方法可以在各项状态约束始终得到满足的前提下提高发动机的加速性能。

2) 与两控制量对比,基于风扇导叶和基于压气机导叶调节的三控制量的加速时间分别提高 0.6 s 和 1 s,说明变导叶调节可以提高发动机加速时间,这主要是因为变导叶控制提高了风扇和压气机空气流量,使主燃油以更快速度增加,并在加速后期提高了压气机效率,这些都使得压气机转速和涡轮前温度更快地接近目标值,从而提高加速性能。而且,在整个加速过程,压气机导叶角的作用明显优于风扇导叶角。

参考文献:

- [1] 廉筱纯,吴虎.航空发动机原理[M].西安:西北工业大学出版社,2005.
- [2] 陈耀楚.X型涡扇发动机过渡态寻优控制[D].西安:西北工业大学,2004.
- [3] Litt J S, Lemon K A, Csank J T. A risk management architecture for emergency integrated aircraft control [R]. AIAA 2011-1568, 2011.
- [4] Liu Yuan, Litt J S, Guo T H. Design and demonstration of emergency control modes for enhanced engine performance [R]. AIAA 2013-3625, 2013.
- [5] 樊思齐,李华聪,樊丁.航空发动机控制[M].西安:西北工业大学出版社,2008.
- [6] Boggs P T, Tooleb J W. Sequential quadratic programming for large-scale nonlinear optimization[J]. Journal of Computational and Applied Mathematics, 2000, 124(1/2): 123-137.
- [7] 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 multi-object optimization of turbofan engine acceleration control [J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(2): 178-181. (in Chinese)
- [8] 戚学锋,樊丁,陈耀楚.用多目标 FSQP 算法实现涡扇发动机多变量非线性控制[J].西北工业大学学报,2004,22(5):644-648.
- QI Xuefeng, FAN Ding, CHEN Yaochu. On a novel multi-objective FSQP algorithm for multi-variable nonlinear control of turbofan engine [J]. Journal of Western Polytechnical University, 2004, 22(5): 644-648. (in Chinese)
- [9] 赵琳,樊丁.基于 SQP 的航空发动机加速规律优化方法[J].推进技术,2010,31(2):216-218.
- ZHAO Lin, FAN Ding. Acceleration control law optimization in aero engine based on SQP [J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(2): 216-218. (in Chinese)
- [10] 黄伟.航空发动机高稳定性控制及其在加速控制中的应用[D].南京:南京航空航天大学,2013.
- HUANG Wei. Research on high stability control of aero-engine and their application in acceleration control [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [11] 戚学锋,樊丁,陈耀楚,等.基于 FSQP 算法的涡扇发动机多变量最优加速控制[J].推进技术,2004,25(3):233-236.
- QI Xuefeng, FAN Ding, CHEN Yaochu, et al. Multivariable optimal acceleration control of turbofan engine based on FSQP algorithm [J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(3): 233-236. (in Chinese)
- [12] ZHU Zhibin. A simple feasible SQP algorithm for inequality constrained optimization [J]. Applied Mathematics and Computation, 2006, 182(2): 987-998.
- [13] 袁亚湘,孙文瑜.最优化理论与方法[M].北京:北京科学技术出版社,2001.
- [14] Liang J X. Constrained nonlinear optimal jet engine accelerating control [R]. AIAA 88-3178, 1988.
- [15] Garg S, Watts S R. Comparison of multivariable control design techniques for a turbo fan engine control [R]. NASA TM-107060, 1996.
- [16] 聂恰耶夫.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.
- [17] 胡骏,吴铁鹰,曹人靖.航空叶片机原理[M].北京:国防工业出版社,2006.
- [18] 胡寿松,王执铨,胡维礼.最优控制理论与系统[M].北京:科学出版社,2005.
- [19] Lawrence C T, Tits A L. A computationally efficient, feasible sequential quadratic programming algorithm [J]. SIAM J. OPTIM, 2001, 11(4): 1092-1118.
- [20] Lawrence C T, Tits A L. Nonlinear equality constraints in feasible sequential quadratic programming [J]. Optimization Methods and Software, 1996, 6(4): 265-282.

(编辑:秦理曼)