

文章编号:1000-8055(2013)11-2567-05

燃气涡轮发动机加减速控制计划 最优设计方法

施 洋¹, 屠秋野¹, 蔡元虎¹, 邱 超², 谭智勇²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国航空工业集团公司 商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

摘 要: 提出了一种燃气涡轮发动机加减速控制计划最优设计方法. 该方法在发动机过渡态性能模型的基础上, 变换描述发动机过渡态性能非线性模型中的自变量, 最终实现过渡态控制计划的优化设计. 以某型双轴混排涡扇发动机的加速过程为例, 使用该方法规划得到了满足其加速过程限制的最优控制计划. 将得到的控制计划代入发动机过渡态性能模型中进行验证. 整体相对优化误差在 0.1% 量级, 表明该方法具有设计精度高、使用简单等特点.

关 键 词: 燃气涡轮发动机; 加减速; 控制计划; 最优设计方法; 过渡态性能模型

中图分类号: V231

文献标志码: A

Optimum design method of acceleration and deceleration control schedule for gas turbine engine

SHI Yang¹, TU Qiu-ye¹, CAI Yuan-hu¹, QIU Chao², TAN Zhi-yong²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Commercial Aircraft Engine Corporation Limited,

Aviation Industry Corporation of China, Shanghai 200241, China)

Abstract: An optimum design method of acceleration and deceleration control schedule for gas turbine engine was proposed. Based on the engine transient state performance model, the transient state control schedule was optimized by changing the independent variables describing engine transient state performance of the nonlinear model in terms of the constraints. An example of the optimal acceleration control schedule for a dual axial mixed exhaust turbofan engine with different restrictions during acceleration was designed by using this method. The control schedule was verified by putting back into the engine transient state performance model. Overall relative optimize error is in order of 0.1%. The results show enough accuracy and easy use of this method.

Key words: gas turbine engine; acceleration and deceleration; control schedule; optimum design method; transient state performance model

发动机的加减速性能是反映发动机过渡态性能的重要指标^[1-2]. 在实际情况下, 一般要求发动机在满足一些限制条件的情况下尽可能缩短加减速

时间. 在满足一定限制条件下合理设计发动机的加减速控制计划是缩短发动机加减速时间的有效途径. 目前国内外在这方面做了大量研究, 取得

收稿日期: 2012-10-20

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20131105.1002.021.html>

作者简介: 施洋(1988—), 男, 四川攀枝花人, 博士生, 主要从事航空发动机总体性能研究.

了一定的研究成果^[3-11],但这些方法都具有数学算法复杂、实现较为困难以及通用性差等缺点.陈玉春等提出了功率提取法^[12-14],该方法虽然对于单轴发动机计算精度较高,使用方便,但对双轴发动机进行控制计划设计时需要在发动机稳态和过渡态过程之间进行反复迭代计算,才能消除转子转差的影响,并且在控制计划设计时无法考虑发动机部件的容积效应影响.陆军等提出了动态稳定法^[15],该方法设计精度较高,同时可以消除多转子间转差以及部件容积等动态耦合因素,但这些耦合因素需要提前已知,并通过多次修正才能得到较为满意的结果,使用较为不便.

本文提出了一种燃气涡轮发动机加减速控制计划的最优设计方法,该方法在发动机过渡态性能模拟程序的基础上,通过改变发动机过渡态性能非线性模型中的自变量,实现了对发动机加减速控制计划的优化设计.因为该方法是基于发动机过渡态数学模型来优化加减速控制计划,所以发动机转子转差的影响、部件容积效应都在算法中得到了体现,且该方法适用于所有类型的燃气涡轮发动机加减速控制计划的优化设计.

1 加减速控制计划设计数学模型

本文以双轴混排涡扇发动机为例介绍加减速控制计划设计的数学模型.

1.1 过渡态性能模型

发动机在稳态工作时满足流量平衡以及功率平衡,在过渡态工作时功率平衡方程需要计入转子加减速的剩余功率,其他的平衡条件保持不变.对于双轴混排涡扇发动机过渡态性能计算模拟程序,一般能够建立以下非线性方程组:

$$Z_1 = W_{\text{hpt}} - W_{\text{comb}} = Z_1(X_1, X_2, \dots, X_6) \quad (1)$$

$$Z_2 = W_{\text{hpt}} - W_{\text{lpt}} = Z_2(X_1, X_2, \dots, X_6) \quad (2)$$

$$Z_3 = p_{s,25} - p_{s,55} = Z_3(X_1, X_2, \dots, X_6) \quad (3)$$

$$Z_4 = p_{t9} - p_{t7} = Z_4(X_1, X_2, \dots, X_6) \quad (4)$$

$$Z_5 = H_{\text{hpt}} \eta_{\text{m, hp}} - H_{\text{hpc}} - H_{\text{offtake}} - \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 J_{\text{hp}} n_2 \frac{dn_2}{dt} = Z_5(X_1, X_2, \dots, X_6) \quad (5)$$

$$Z_6 = H_{\text{lpt}} \eta_{\text{m, lp}} - H_{\text{fan}} - \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 J_{\text{lp}} n_1 \frac{dn_1}{dt} = Z_6(X_1, X_2, \dots, X_6) \quad (6)$$

式(1)~式(6)中 Z 代表平衡方程, X 代表平衡方程中的自变量, W 代表流量, p_t 和 p_s 分别代表总压以及静压, H_{offtake} 代表提取功率, J 代表转子转动惯量, η_{m} 代表机械效率, n_1 和 n_2 代表低压轴和

高压轴的物理转速, p_{t9} 代表由大气静压反算的尾喷管出口总压.下标 fan 代表风扇, hpc 代表高压压气机, hpt 代表高压涡轮, lpt 代表代压涡轮, comb 代表燃烧室, 22 代表外涵出口, 25 代表内涵低压涡轮出口, hp 代表高压轴, lp 代表低压轴, 7 表示尾喷管入口.设定计算精度要求,求解非线性方程组,即可算出 $X_1 \sim X_6$ 的值,其中描述功率平衡的 2 个微分方程采用显式欧拉格式进行求解.

在发动机过渡态性能模型中还应该考虑发动机部件的容积效应,本文主要考虑了外涵道、燃烧室以及混合室的容积效应,容积效应由以下 2 个方程描述:

$$W_{\text{out}} = W_{\text{in}} - \frac{V}{RT} \frac{dp}{dt} \quad (7)$$

$$h_{\text{out}} = \frac{W_{\text{in}} h_{\text{in}} - (W_{\text{in}} - W_{\text{out}}) u - \frac{pV}{RT} \frac{du}{dt}}{W_{\text{out}}} \quad (8)$$

式中 V 为部件体积, T 为温度, p 为压力, h 为气流单位焓值, u 为气流单位内能,下标 in 表示容腔入口, out 表示容腔出口, R 为气体常数.

1.2 最优加减速控制计划设计方法

由于发动机各部件在过渡态工作过程常常存在一系列的约束限制,相关约束限制可表示为

$$f \leq f_{\text{max}} \text{ 或 } f \geq f_{\text{min}} \quad (9)$$

加速过程约束限制一般为:高压压气机最小喘振裕度 $S_{\text{mc-min}}$ 或主燃烧室出口最高温度 $T_{4, \text{max}}$, 或主燃烧室富油熄火油气比 $f_{\text{ar-max}}$; 减速过程约束限制一般为主燃烧室贫油熄火油气比 $f_{\text{ar-min}}$.

以加速过程为例,加速过程的约束条件限制着每个转速或时间点上的燃油量.加速过程控制计划的优化目标为在满足相关限制条件下加速时间最短,等价于满足相关限制条件下每个转速或时间点上燃油流量最大.若加速过程中存在多个约束限制,当受到某个约束条件限制时,设定发动机加速控制计划保持约束限制($f = f_{\text{max}}$ 或 $f = f_{\text{min}}$),即可获得理论上最短的加速时间.以此计算获得的控制计划即为最优控制计划.

标准的发动机过渡态性能模型中,有如下 6 个自变量:风扇、压气机增压比 Z_f 和 Z_c , 高低压涡轮入口换算流量 T_{ffhp} 和 T_{flp} , 以及高、低压转子转速 n_1 和 n_2 . 设定发动机在每一个离散的时间点上的燃油流量,即可计算得到发动机的加速时间.在加减速控制计划设计时,若希望约束 f 保持为某个限制值,只需根据具体的情况将标准发动机过渡态性能模型中的自变量和已知量做相应的调

整,同时仍建立式(1)~式(6)的非线性方程组,如表 1 所示.以加速过程为例根据表 1 给出的不同约束,按照实际的约束值设定发动机在每一个离散时间点上的已知量,并调整非线性方程组的求解自变量,同样可以代入过渡态性能模型计算出每个离散时间段的转子加速率.此时计算得到的转子加速率满足不同约束条件下的最大的转子加速率.基于上述优化方法获得的加速控制计划,也是最优的加速控制计划.

表 1 过渡态控制计划优化方法中的变量设定

Table 1 Set of variables in transient state control schedule optimization method

约束/已知量	自变量
无/ W_f (标准过渡态性能模型)	$Z_f, Z_c, T_{fhp}, T_{ffp}, n_1, n_2$
$S_{mc} \geq S_{mc-min}/Z_c$	$Z_f, T_4, T_{fhp}, T_{ffp}, n_1, n_2$
$T_4 \leq T_{4,max}/T_4$	$Z_f, Z_c, T_{fhp}, T_{ffp}, n_1, n_2$
$f_{ar} \leq f_{ar-max}$ 或 $f_{ar} \geq f_{ar-min}/f_{ar}$	$Z_f, Z_c, T_{fhp}, T_{ffp}, n_1, n_2$

本文提出的加减速控制计划优化设计方法不仅适用于双轴混排涡扇发动机,其基本思想适用于不同类型的燃气涡轮发动机.本文的优化设计方法是以过渡态性能模型为基础,所以计算模型自

然涵盖了高低压转子转差以及容积效应的影响.

2 加减速控制计划设计软件及算例

根据第 1 节介绍的加减速控制计划设计方法,使用 C++ 编程工具,开发了一款双轴混排涡扇发动机加减速控制计划优化设计软件.软件主界面如图 1 所示.该软件可实现双轴混排涡扇发动机加减速控制计划的优化设计、结果验证及后处理,以及加减速过程的实时仿真.软件的加减速控制计划优化设计方法采用了第 1 节介绍的优化数学模型,加减速控制计划验证和实时性能模拟采用了标准的过渡态性能模型.以某型双轴混排涡扇发动机加速过程为例,使用本软件对其加速过程控制计划进行了设计规划.其加速过程约束限制条件如下:高压压气机喘振裕度限制为 $S_{mc} \geq 8\%$,燃烧室出口总温 $T_{4,max} \leq 1480\text{ K}$,主燃烧室富油熄火油气比 f_{ar-max} 为 0.026.将限制约束参数以及相关部件容积参数设置好后,得到了其在地面状态($H=0\text{ km}, Ma=0$)由慢车(高压转子 75% 相对转速)到最高转速(高压转子 98.5% 相对转速)的加速过程的控制计划,在软件界面中还显示出了加速过程中高压压气机工作线以及主燃烧室油气比的稳态和过渡态对比情况(见图 2、图 3).



图 1 双轴混排涡扇发动机加减速控制计划优化设计软件主界面

Fig. 1 Main interface of software for acceleration and deceleration control schedule optimization design of dual axial mixed exhaust turbofan engine

在得到了优化后的控制规律后,使用软件的加减速控制计划验证功能对其进行了验算.得到了发动机相对转速(图 4)、涡轮前温度 T_4 (图 5)、高压压气机喘振裕度(图 6)、主燃烧室油气比(图 7)和高压转子换算加速率(图 8)随时间的变化.

从图 5~图 7 可以看出:在加速过程中最大

涡轮前温度始终稳定在 1480 K;主燃烧室富油熄火油气比始终稳定在 0.026;高压压气机喘振裕度最小值始终稳定在 8%,整个加速过程几乎没有优化误差.显然,加速过程中的 3 个约束条件均得到了很好的满足.

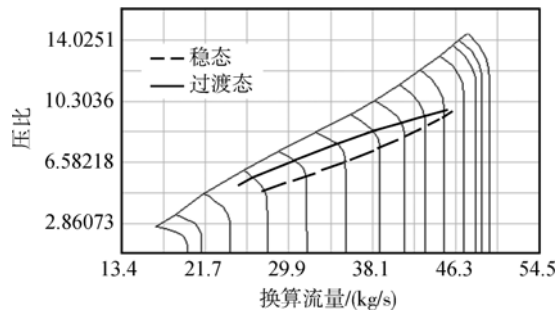


图2 优化得到的加速过程高压压气机工作线
Fig. 2 Optimized working line of high pressure compressor during acceleration

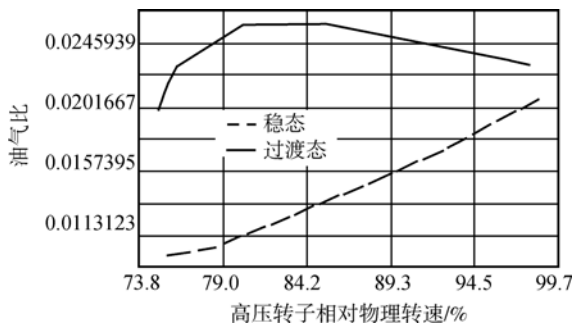


图3 优化得到的加速过程燃烧室油气比
Fig. 3 Optimized combustor fuel air ratio during acceleration

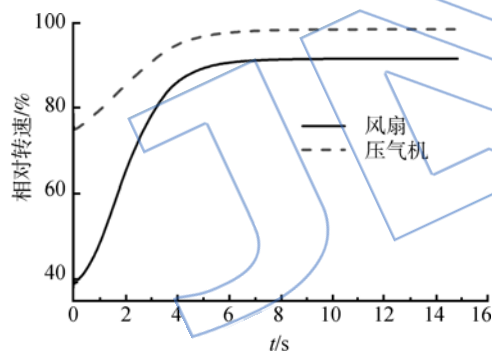


图4 加速过程中发动机相对转速随时间的变化
Fig. 4 Engine relative speed varying with time during acceleration

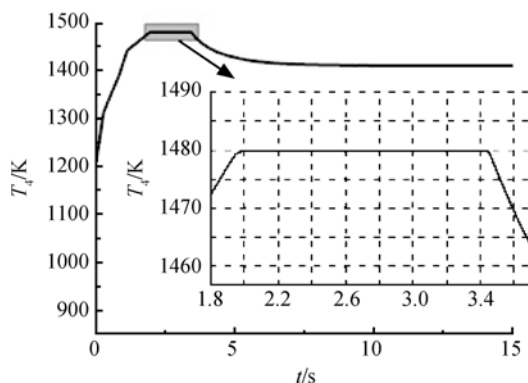


图5 加速过程中涡轮前温度随时间的变化
Fig. 5 Turbine inlet temperature varying with time during acceleration

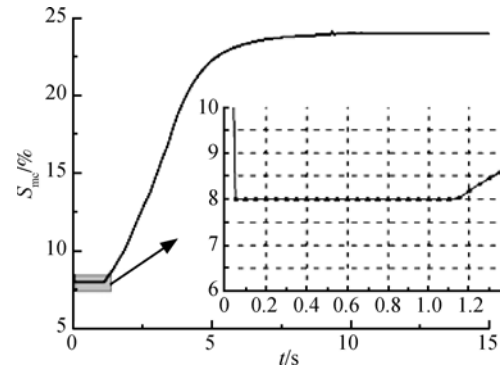


图6 加速过程中高压压气机喘振裕度随时间的变化
Fig. 6 Surge margin of high pressure compressor varying with time during acceleration

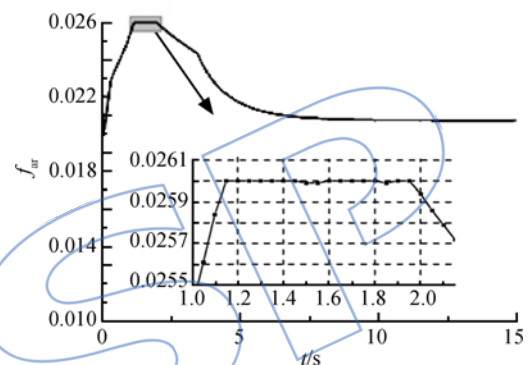


图7 加速过程中主燃烧室油气比随时间的变化
Fig. 7 Fuel air ratio of main combustor varying with time during acceleration

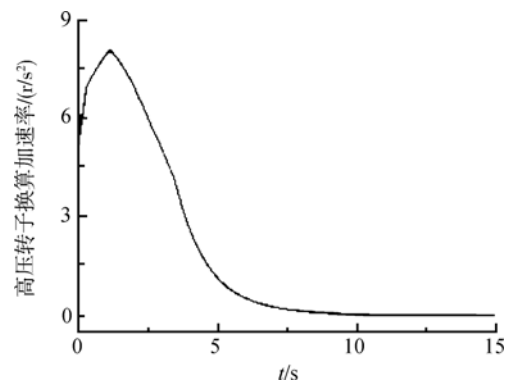


图8 加速过程中高压转子换算加速率随时间的变化
Fig. 8 Converted acceleration rate of high pressure rotor varying with time during acceleration

3 结论

本文提出了一种燃气涡轮发动机加减速控制计划的最优设计方法,该方法在发动机过渡态性能模型的基础上,通过改变过渡态性能非线性模型中的自变量,可以实现对加减速控制计划的最优设计. 本文的优化设计模型是以过渡态性能模

型为基础,所以计算模型自然涵盖了高低压转子转差以及容积效应的影响.该方法不仅适用于双轴混排涡扇发动机,也可以推广到其他类型的燃气涡轮发动机.

以某双轴混排涡扇发动机加速过程为例,使用本文提出的方法对其加速控制计划进行了优化设计,得到了地面慢车至最大转速的最优加速控制计划.仿真验证结果表明,该方法设计的最优加速控制计划能够满足加速过程的所有约束条件,并具有较高的设计精度.

参考文献:

- [1] Walsh P P, Fletcher P. Gas turbine performance[M]. Oxford, UK: Blackwell Science Ltd, 1998.
- [2] Mattingly J D, Heiser W H, Pratt D T. Aircraft engine design[M]. Reston, US: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.
- [3] 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): 356-360.
SHI Ruijun, FAN Siqi. Optimal acceleration control of turbofan engine with genetic algorithm[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(4): 356-360. (in Chinese)
- [4] 赵琳, 樊丁, 陕薇薇. 航空发动机过渡态全局寻优控制方法研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(7): 1200-1203.
ZHAO Lin, FAN Ding, SHAN Weiwei. A global optimization approach to aero-engine under transient conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(7): 1200-1203. (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): 179-181.
HE Liming, FAN Ding. Application of SQP to multi object optimization of turbofan engine acceleration control[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(2): 179-181. (in Chinese)
- [6] 陈光明, 樊丁. SQP 方法在航空发动机加速过程控制中的应用研究[J]. 航空动力学报, 1999, 14(3): 313-316.
CHEN Guangming, FAN Ding. Application of SQP to acceleration control of turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(3): 313-316. (in Chinese)
- [7] 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)
- [8] 马会民, 樊思齐, 卢艳. 涡扇发动机加速过程的模糊控制[J]. 推进技术, 2002, 23(2): 135-138.
MA Huimin, FAN Siqi, LU Yan. Application of fuzzy control to accelerating process of turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(2): 135-138. (in Chinese)
- [9] 丁凯锋, 樊思齐. 变几何发动机加速控制规律优化设计[J]. 推进技术, 1999, 20(2): 17-20.
DING Kaifeng, FAN Siqi. Optimal design of accelerating control law for variable geometry turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(2): 17-20. (in Chinese)
- [10] 郭腊梅, 樊丁, 戚学锋. 涡轴发动机最优加速控制研究[J]. 西北工业大学学报, 2004, 22(2): 137-139.
GUO Lamei, FAN Ding, QI Xuefeng. On improving control of turbo shaft engine acceleration[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2004, 22(2): 137-139. (in Chinese)
- [11] 吴文斐, 郭迎清, 陆军. 涡扇发动机液压机械式自动加速器优化设计[J]. 航空动力学报, 2010, 25(10): 2379-2385.
WU Wenfei, GUO Yingqing, LU Jun. Optimal design of the turbofan engine hydro-mechanical accelerator[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(10): 2379-2385. (in Chinese)
- [12] 陈玉春, 王朝蓬, 黄兴鲁, 等. 功率提取法在涡喷发动机启动特性模拟及控制规律设计中的应用[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1276-1283.
CHEN Yuchun, WANG Zhaopeng, HUANG Xinglu, et al. Application of power extraction method in starting process simulation and control law design of turbojet engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1276-1283. (in Chinese)
- [13] 陈玉春, 徐思远, 刘振德, 等. 涡扇发动机加减速控制规律设计的功率提取法[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 867-874.
CHEN Yuchun, XU Siyuan, LIU Zhende, et al. Power extraction method for acceleration and deceleration control law design of turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 867-874. (in Chinese)
- [14] 陈玉春, 刘振德, 袁宁, 等. 一种涡轮发动机加速控制规律设计的新方法[J]. 航空学报, 2008, 29(2): 328-332.
CHEN Yuchun, LIU Zhende, YUAN Ning, et al. A new method of acceleration control law design for turbine engines[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(2): 328-332. (in Chinese)
- [15] 陆军, 郭迎清, 王磊. 航空发动机过渡态最优控制规律设计的新方法[J]. 航空动力学报, 2012, 27(8): 1914-1920.
LU Jun, GUO Yingqing, WANG Lei. A new method for designing optimal control law of aeroengine in transient states[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(8): 1914-1920. (in Chinese)