http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0829

小型涡扇发动机燃油控制规律

苏志刚*, 张凌霄, 邓甜

(中国民航大学 中欧航空工程师学院, 天津 300300)

摘 要: 以小型涡扇发动机 DGEN380 燃油控制规律为研究目标,使用解析法基于 MATLAB 平台建立其整机部件级稳态及动态数学模型并进行仿真计算。在旋转部件建模过程中使用工具获取特性数据,并绘制可以即时显示当前工作点/线的部件特性图;在稳态仿真时使用 Newton-Raphson 法和遗传算法 2 种方法求解发动机工作方程组,并对二者进行评估对比,针对遗传算法在发动机模型求解过程中的局限性对一般基础模型进行优化改进;在动态仿真时,采用欧拉法计算微分项。基于模型分析发动机燃油控制规律,并以发动机高度特性为例进行仿真计算。试验结果表明:Newton-Raphson 法具有高精度和高速度,改进模型后遗传算法具有更好的适应性,模型及燃油控制规律的仿真结果较好地符合试验数据和理论趋势,对比误差小于 3%。

关 键 词: 涡扇发动机; 燃油控制规律; 部件级模型; 部件特性; Newton-Raphson 法; 遗传算法

中图分类号: V235.13

文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2016)12-2555-08

航空发动机的工作过程是极为复杂的气动热力学过程,为了保证发动机运行的稳定性及安全性,必须对此过程加以控制,这是发动机控制系统的职责[1]。而航空发动机建模与仿真是分析其控制规律以及低成本、高效率、短周期研制发动机数控系统的重要工具和手段[2]。

目前,发动机常见建模方法有解析法和试验法。解析法(即理论模型法)是根据发动机运行过程中遵循的气动热力学规律建立其数学模型;试验法(即系统辨识法)是基于发动机试验数据进行分析处理从而获得数学模型[3]。试验法对数据采集有较高的要求,所建模型在适用范围上具有一定局限性;而解析法所建模型精度较高,可在全包线内模拟发动机动态与稳态特性,因此被国内外普遍采用[4]。

涡扇发动机因为经济性等优点被民用喷气飞机大量装备,并且在当前极为热门的无人机领域也有着广泛应用。DGEN380 是由法国 Price Induction 公司为小型飞机所设计制造的大涵道比小型涡扇发动机,因体积小、污染少和油耗低等优势被欧美国家用于教学研究,建模并研究其燃油控制规律对于了解小型涡扇发动机性能和控制方案将会带来一定帮助。

本文结合 DGEN380 发动机特性采用解析法建立其部件级非线性数学模型,利用 MATLAB 平台对模型进行稳态、动态仿真验证,提出部件共同工作方程组求解过程中常见问题的解决方法,并研究发动机燃油控制规律。

收稿日期: 2015-12-17; **录用日期**: 2016-01-11; **网络出版时间**: 2016-01-19 10:46
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160119.1046.002.html
基金项目: 国家自然科学基金(51506216); 中央高校基本科研业务费专项资金(ZXH2012H001)
* **通讯作者**: Tel.: 13920214946 E-mail: ssrsu@vip.sina.com

引用格式: 苏志刚, 张凌霄, 邓甜. 小型涡扇发动机燃油控制规律[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2555-2562.
SU Z G, ZHANG L X, DENG T. Fuel control law of small size turbofan engine[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2555-2562 (in Chinese).

http://bhxb.buaa.edu.cn

1 发动机结构及建模假设

DGEN380 发动机为双转子、分开排气涡扇发动机,核心机采用单级离心式压气机、环形回流式燃烧室和轴流式高压涡轮,低压转子则由高涵道比风扇、齿轮箱(低压转速/风扇转速 = 3.32)、轴流式低压涡轮组成。采用先进的集成式 FADEC 控制系统,燃油泵等附件系统均为电驱动且几何不可调。图 1 为 DGEN380 发动机框图。图中:鹅颈为风扇出口至压气机入口的内涵气体通道。

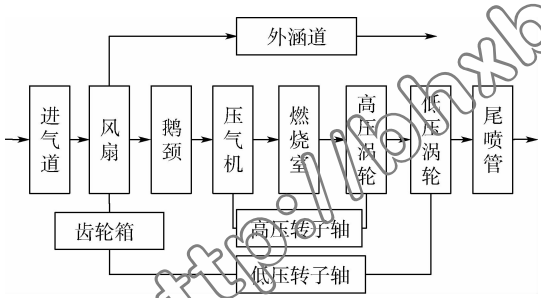


图 1 DGEN380 发动机框图

Fig. 1 Block diagram of DGEN380 engine

因为实体发动机极为复杂,建立与其完全符合的模型难度太高,为简化发动机数学模型推导,特作出如下假设[5]:①忽略燃烧延时及引气流量;②忽略部件热交换以及容积惯性;③气体在外涵道和尾喷管中完全膨胀;④气体绝热指数不随温度变化;⑤高、低压转子转动惯量为常数;⑥鹅颈、外涵道、尾喷管总压恢复系数为常数。

2 发动机气动热力学模型

本文按部件结构顺序,结合发动机本身设计参数以及特性数据,从进气道到尾喷管逐一建立气体流动过程与热力学过程的部件数学模型[6],最后在 MATLAB 平台上分别将各部件模型公式整合打包为 M 函数形式。

以压气机为例,按计算顺序排列打包各气动热力学公式后[7],其函数模型最终形式如下:

$$[P_3^*, T_3^*, W_{3cor}, W_3, N_c] = f_{comp}(T_{25}^*, P_{25}^*, n_h, \pi_c) \tag{1}$$

式中:模型输入量 T_{25}^* 和 P_{25}^* 分别为压气机进口总温和总压(即鹅颈出口处总温和总压);n_h 和 π_c 分别为高压转子转速和压气机增压比;输出量 P_3^*、T_3^*、W_{3cor}、W_3 和 N_c 分别为压气机出口气体总压、总温、换算流量、实际流量和压气机功率。

旋转部件(风扇、压气机和涡轮)建模由于缺少特性数据来构建效率以及流量的插值函数[8],本文使用了读图软件“GetData”,从发动机技术参数文献上扫描特性图后利用该软件读取所需特性数据[9],并以此来绘制可以显示当前部件工作状态的特性图。以压气机为例,图 2 为重绘的压气机特性图。图中:方形点为当前工作点。

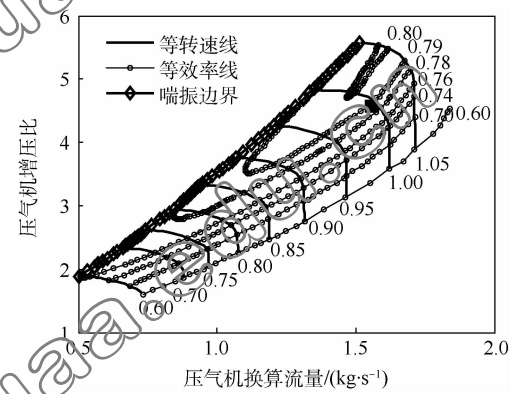


图 2 压气机特性图

Fig. 2 Figure of compressor characteristics

将各部件模型按结构顺序组合,图 3 为发动机气动热力学模型结构框架图。与压气机模型类似,进气道模型 f_{in}、风扇模型 f_{fan}、外涵道模型 f_{byp}、鹅颈模型 f_{goo}、燃烧室模型 f_{comb}、高压涡轮模型 f_{hpt}、低压涡轮模型 f_{lpt} 和尾喷管模型 f_{noz} 的输出量分别为:各部件出口气体总温 T^*、总压 P^*,实际流量 W、换算流量 W_{cor},排气速度大小 V,内、外涵推力大小 F_{cold}、F_{hot},部件功率 N,涵道比 B,数字下标代表各部件出口处横截面编号。从图 3 可以看出,按气体流动顺序,后者部件数学模型的输入量均含有前者的输出量。因此,按该顺序将各部件的 M 函数模型排列组合后,只需要 3 个自变量(飞行高度 H、飞行马赫数 Ma 和供油量 q_{mf}),以及 6 个状态参数(低压转子转速 n_l、高压转子转速 n_h、风扇增压比 π_f、压气机增压比 π_c、高压涡轮落压比 π_{hpt} 和低压涡轮落压比 π_{lpt}),即可实现各部件模型的联动运行。图 3 中:N_f 为风扇功率;N_{hpt} 为高压涡轮功率;N_{lpt} 为低压涡轮功率。

以此打包各部件的 M 函数模型,获取可用以进行循环计算的发动机临时运行 M 函数模型:

$$[\text{各部件模型所有输出量}] = f_{DGEN380temp}(H, Ma, q_{mf}, n_l, n_h, \pi_f, \pi_c, \pi_{hpt}, \pi_{lpt}) \tag{2}$$

http://bhxb.buaa.edu.cn

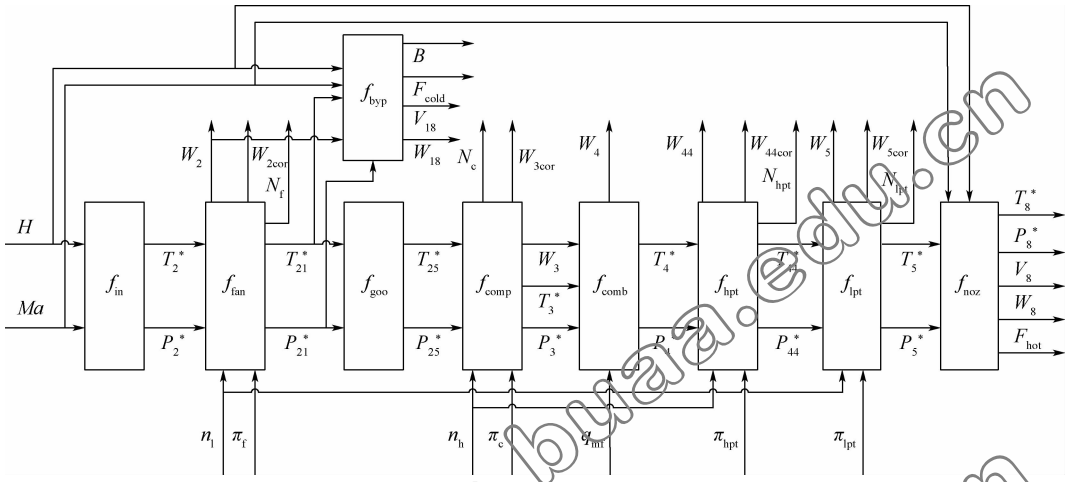


图 3　发动机气动热力学模型结构框图

Fig. 3　Structure block diagram of engine thermodynamics model

3　稳态仿真及验证

发动机工作状态分为稳态和过渡态 2 种,根据发动机各部件共同工作的原理,当其处于稳态运行时,各部件之间存在平衡关系,并由此可以列出稳态部件共同工作方程[10]。

1)风扇与内外涵流量平衡方程:

$$W_2 - W_3 - W_{18} = 0 \tag{3}$$

2)燃烧室出口与高压涡轮流量平衡方程:

$$W_4 - W_{44} = 0 \tag{4}$$

3)高、低压涡轮流量平衡方程:

$$W_{44} - W_5 = 0 \tag{5}$$

4)低压涡轮与尾喷管流量平衡方程:

$$W_5 - W_8 = 0 \tag{6}$$

5)高压转子轴功率平衡方程:

$$\eta_{hpm} N_{hpt} - N_e = 0 \tag{7}$$

式中:η_{hpm}为高压转子轴机械效率,本文取常数。

6)低压转子轴功率平衡方程:

$$\eta_{lpm} N_{lpt} - N_f = 0 \tag{8}$$

式中:η_{lpm}为低压转子轴机械效率,本文取常数。

已知 H、Ma 和 q_{mf}时,由建立的发动机临时运行模型将平衡方程式(3)~式(8)中各参量用参数 n_l、n_h、π_f、π_c、π_{hpt}和 π_{lpt}表示,由此可获得一个 6 维非线性平衡方程组[11]。求解该方程组即可获取发动机当前工作状态参数,并可通过临时运行模型运行获取其他性能参数,从而建立仅需 3 个输入量即能运行计算的发动机实际稳态工作模型:

$$[\text{模型所有输出量}] = f_{DGEN380s}(H, Ma, q_{mf}) \tag{9}$$

3.1　设计点计算

发动机非线性方程组常用的数值求解方法有 Newton-Raphson 法、遗传算法、$N+1$ 点残量法等。本文选用 Newton-Raphson 法和遗传算法对发动机设计点进行仿真计算,并对这 2 种方法进行评估对比,指出二者在计算过程中的常见问题及对应解决方法。

1)Newton-Raphson 法在非线性方程组求解过程中因具有较快的收敛速度等优点被广泛采用[12]。将发动机在设计工作条件下(高度 3 048 m,马赫数 0.338,供油量 0.027 6 kg/s)的稳态共同工作方程组去量纲化,使用 Newton-Raphson 法对其求解,并选取欧几里得范数作为解的误差检验函数。

计算过程为:输入初猜解向量,调用发动机临时运行模型计算当前误差;若满足精度要求则输出当前解,不满足则对解向量扰动后调用临时运行模型计算雅可比矩阵,并根据 Newton-Raphson 法迭代公式计算修正解向量,循环直至满足精度要求。图 4 为 Newton-Raphson 法误差收敛图,迭代 50 次后收敛残差为 1.4×10^{-15}。

2)遗传算法在理论上具有全局优化性能、适应性强、稳定性高,与 Newton-Raphson 法相比不需要求导也不具有初值敏感性。对强非线性问题,遗传算法有其独特优势[13]。将方程组去量纲化,选取其欧几里得范数作为目标函数和解的误差检验函数用以衡量种群个体适应度。将非线性

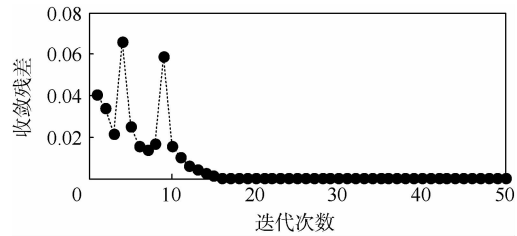


图 4　Newton-Raphson 法误差收敛图

Fig. 4　Error convergence map of Newton-Raphson method

http://bhxb.buaa.edu.cn

方程组求解问题转化为求解目标函数最小值的最优化问题[14],并调用 MATLAB 遗传算法工具箱进行求解。

计算过程为:根据边界范围生成解向量的初始种群,调用发动机临时运行模型计算各个体目标函数值,若满足精度要求则输出最优解,没有则执行选择、交叉、变异运算生成下一代种群,循环直至满足要求。

针对遗传算法求解速度慢,以及在发动机模型求解时存在的局限性,即在自变量范围内随机生成的种群个体参数在模型计算时不匹配所引发的程序报错和终止问题(例如旋转部件模型的增压比或其他运行参数背离发动机工作点造成后续部件模型无法运行),本文对一般基础模型做出如下改进:当发动机临时运行模型对初始种群个体进行运行计算时,一旦超出部件模型或其他相关工作限制,则直接给出一组模型输出量使当前解的误差值极大,由于采用了比例(轮盘)选择运算,目标函数值大的个体会被更快淘汰,提高了搜索速度,算法则可以流畅地搜索最优解并不断排除无效解。图 5 为模型计算流程改进示意图。图中:虚线部分为新增改进步骤。

设置种群规模为 1 000,单点交叉概率为 0.8,变异方式为自适应变异。图 6 为遗传算法计算过程误差收敛图。

Newton-Raphson 法和遗传算法的求解结果见表 1。

从图 4、图 6 和表 1 对比可见,Newton-Raphson 法具有高收敛速度及精度,但其在求解过程

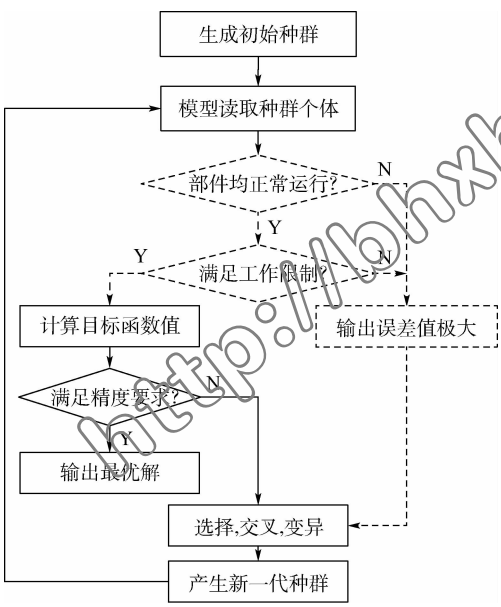


图 5 模型改进示意图

Fig. 5 Schematic of model improvement

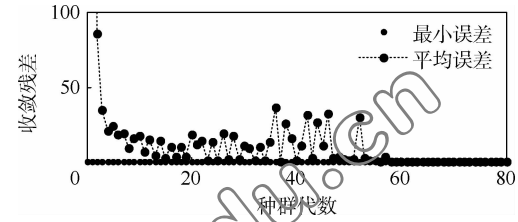


图 6 遗传算法误差收敛图

Fig. 6 Error convergence map of genetic algorithm

表 1 Newton-Raphson 法、遗传算法仿真结果

Table 1 Simulation results of Newton-Raphson method and genetic algorithm

方法	n_l/(r·min^{-1})	n_h/(r·min^{-1})	π_f	π_c	π_{hpt}	π_{lpt}
Newton-Raphson 法	42 798	50 653	1.16	4.56	2.28	1.93
遗传算法	42 919	50 712	1.17	4.56	2.30	1.92
实际值	42 830	50 687	1.16	4.57	2.27	1.93

中亦有诸多问题,例如精度不足的初猜值以及不合适的扰动步长会造成迭代不收敛或雅可比矩阵不可逆,以及对靠近限制边界的工作点求解时易出现迭代超出限制造成模型程序报错,对此需要对上述相关参数进行反复调试,此方法对编程技术有一定要求;改进模型后遗传算法在求解最优解时更有针对性,从图 6 中可见背离工作点的个体被迅速淘汰,其搜索速度虽不如 Newton-Raphson 法但也满足需求,此方法适应性强的优点也适合用来进行动态仿真。

3.2 多点仿真验证

采用第 3.1 节 Newton-Raphson 法的方式对固定飞行条件(高度 3 048 m,马赫数 0.338)、不同供油量时的发动机模型进行稳态仿真计算,并将仿真曲线与实际进行对比,图 7 为推力和涵道比的变化对比图。

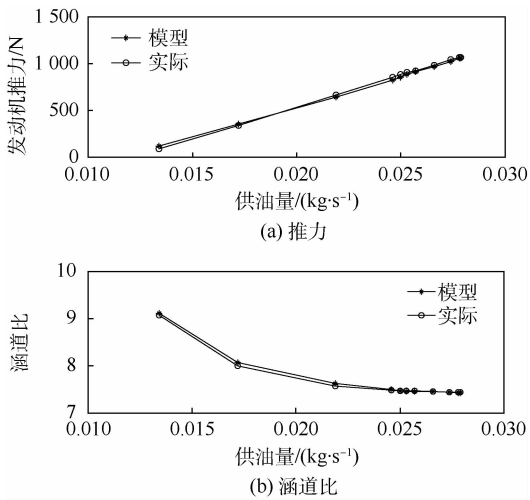


图 7 推力和涵道比变化对比

Fig. 7 Comparison of thrust and bypass ratio variation

http://bhxb.buaa.edu.cn

可见,简化模型的仿真结果与实际误差约小于3%,较好地反映了供油量变化时发动机推力及涵道比的变化趋势。

4　动态仿真及验证

将动态过程视为由准稳态平衡点构成的过渡态过程,过程中仍满足部件流量平衡关系,故发动机实际动态工作模型的建立与稳态相似,不同的是动态过程中高、低压转子轴能量不再保持平衡,产生剩余功率[15],其能量平衡方程变为

$$\eta_{\mathrm{hpm}}N_{\mathrm{hpt}} - N_{\mathrm{c}} - \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 J_{\mathrm{h}} n_{\mathrm{h}} \frac{\mathrm{d}n_{\mathrm{h}}}{\mathrm{d}t} = 0 \tag{10}$$

$$\eta_{\mathrm{lpm}}N_{\mathrm{lpt}} - N_{\mathrm{f}} - \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 J_{\mathrm{l}} n_{\mathrm{l}} \frac{\mathrm{d}n_{\mathrm{l}}}{\mathrm{d}t} = 0 \tag{11}$$

式中:J_{h} 和 J_{l} 分别为高压转子和低压转子的转动惯量。本文采用欧拉法计算微分项[16],新方程组求解与稳态类似。

取仿真步长为 20 ms,固定飞行条件(高度 3 048 m,马赫数 0.338)下按给定的加速供油规律进行动态仿真计算。图 8 为该过程加速线在旋转部件特性图上的显示(圈内曲线),以风扇和低压涡轮为例,由此可以直观地显示工作点在发动机模型特性图上的变化趋势。

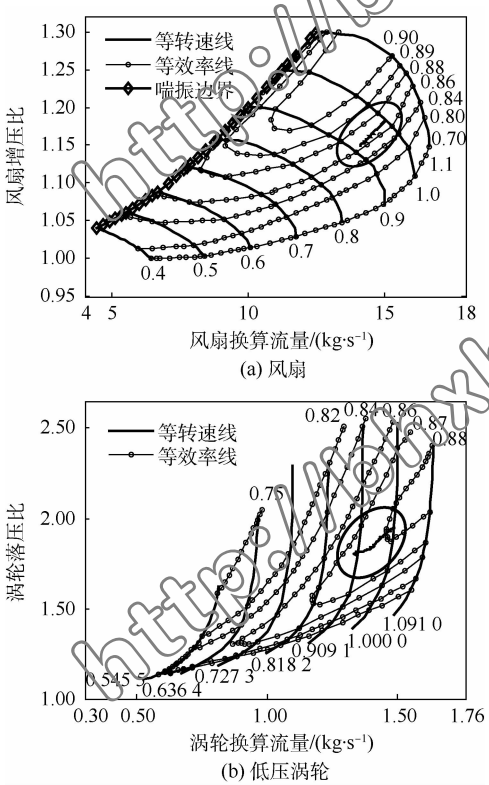


图 8　风扇和低压涡轮特性图上的加速线

Fig. 8　Acceleration lines on fan and low pressure turbine characteristic maps

图 9 为该加速过程给定的供油规律曲线,以及模型性能参数变化与实际的对比,以推力为例。可见,动态模型仿真结果较好地反映了该加速过程推力变化趋势,对比误差小于3%。

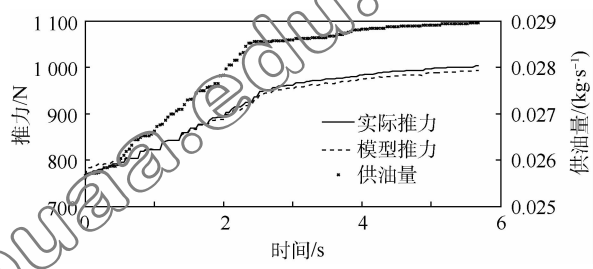


图 9　推力、供油量变化

Fig. 9　Changes of thrust and fuel supply

5　燃油控制规律

因 DGEN380 发动机是典型的几何不可调发动机,故采用以供油量为控制量的单变量控制方案。当油门杆(PLA)位置一定而飞行条件发生变化时,发动机控制系统通过调节供油量 q_{mf} 来保持被控参数不变,并且为了保证不同飞行阶段发动机的潜力能得到较大发挥,随着进口总温 T_2^* 变化所选择的被控参数也不同[17];当快速推动 PLA 加速时,FADEC 系统给定加速控油规律使被控转子转速按期望变化。图 10 为控制系统示意图。图中:EGT 为排气温度。

以发动机高度特性为例,当飞行高度增加时,发动机进口总温 T_2^* 降低,风扇负荷降低,所需低压涡轮功率也降低,若要保持低压转子转速 n_{l} 不变,则需要减少供油量以降低涡轮进口燃气温度,而此时燃烧室出口的燃气温度也会因此降低,高压转子转速也随之下降,推力则因空气流量减小而持续下降。

基于建立的发动机模型,本文对变飞行高度时发动机燃油控制规律进行模拟计算,即在飞行高度增加过程中保持低压转子转速不变,计算供油量、高压转子转速和推力等参数并观察其变化趋势。计算方法为:将目标转子转速作为已知量,

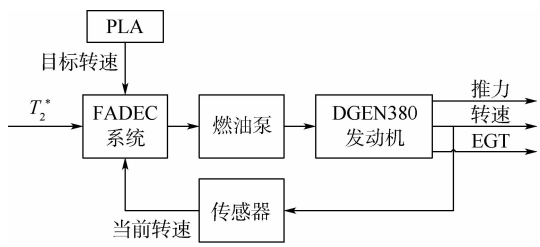


图 10　DGEN380 发动机控制系统

Fig. 10　Control system of DGEN380 engine

http://bhxb.buaa.edu.cn

供油量作为未知量,利用发动机临时运行模型进行求解。已知 H、Ma 和 n_1 3 个输入量时,利用发动机临时运行模型可将平衡方程组中的变量用参数 q_{mf}、n_h、π_f、π_c、π_{hpt}和 π_{lpt}表示,借此获取一个新的 6 维平衡方程组,求解方法与之前稳态仿真类似。图 11 为飞行高度增加时保持 PLA 位置及马赫数 0.34 不变,选取低压转子转速为被控参数,基于发动机模型计算所得的供油量、推力以及高、低压转子转速的变化曲线。

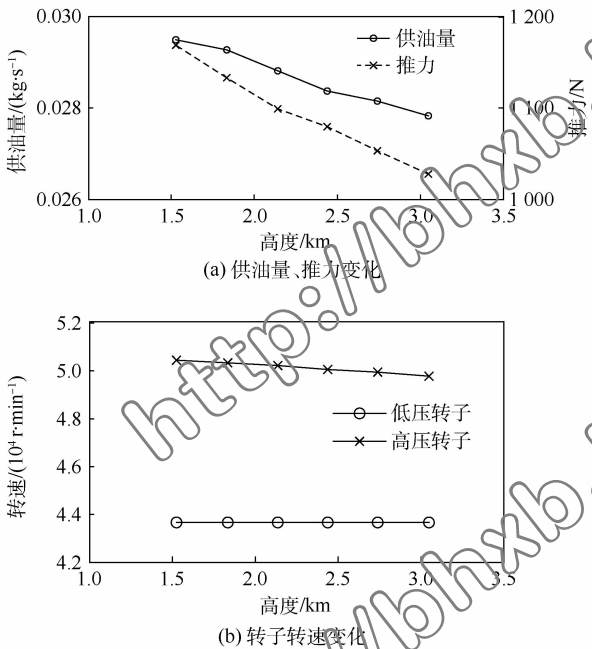


图 11 供油量、推力和转子转速变化

Fig. 11 Change of fuel supply, thrust and rotating speed

从图 11 中可见,该过程中发动机供油量、高压转子转速和推力均随高度增加而降低,模型仿真结果与理论趋势相符合。

同理,可以通过制定过渡态过程目标转子加速/减速线来计算该过程中供油量变化规律[18],其数值计算方法与第 4 节的动态仿真类似,此处不再赘述。

6 结 论

本文以 DGEN380 小型涡扇发动机为研究对象,建立其部件级非实时气动热力学模型并进行仿真计算,针对遗传算法在求解发动机模型时的局限性对基础运行模型加以优化改进,并基于模型分析 DGEN380 发动机的燃油控制规律,试验结果表明:

1) Newton-Raphson 法在模型方程组求解时具有更好的精度和收敛速度,而改进模型后遗传算法在搜索最优解时打破了原有的局限性,背离工作点的解被迅速排除,表现出更好的适应性和流畅性。

2) 稳态、动态模型仿真结果与实际试验数据十分接近,验证了建模方法的有效性,模型即时显示的部件特性图能够更加直观地展现工作点的变化趋势。

3) 当发动机进口总温发生变化时,控制系统通过调节供油量使被控参数保持不变,以变飞行高度时发动机燃油控制规律为例进行仿真计算的结果与理论预期完全符合。

参考文献 (References)

[1] KONG X X, WANG X, TIAN D L, et al. An extrapolation approach for aeroengine's transient control law design[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(5): 1106-1113.

[2] 冯海峰. 航空涡轴发动机数学建模方法与控制规律研究[D]. 西安:西北工业大学,2007:1-3.
FENG H F. Study of aero turbine engine mathematic model and control law[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007: 1-3 (in Chinese).

[3] DUYAR A, GU Z, LITT J. A simplified dynamic model of the T700 turboshaft engine[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1995, 40(4): 62-70.

[4] JAW L C, MATTINGLY J D. Aircraft engine control design, system analysis, and health monitoring[M]. Reston: AIAA, 2009: 187-201.

[5] 钱得峰. 大涵道比民用涡扇发动机部件级建模技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2010:17-18.
QIAN D F. Research on component-level modeling technology for high bypass ratio civil turbofan engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010: 17-18 (in Chinese).

[6] 蔡开龙,谢寿生,胡金海,等. 涡扇发动机燃油综合控制半实物仿真试验系统[J]. 推进技术,2007,28(4):422-427.
CAI K L, XIE S S, HU J H, et al. Semi-physical simulation experiment system of fuel integration control system for turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(4): 422-427 (in Chinese).

[7] 夏飞. 基于 MATLAB/Simulink 的航空发动机建模与仿真研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2010:19-31.
XIA F. Modeling and simulation of aeroengines based on MATLAB/Simulink[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010: 19-31 (in Chinese).

[8] GAUDET S R. Development of a dynamic modeling and control system design methodology for gas turbine[D]. Ottawa: Carleton University, 2007: 52-58.

[9] 骆广琦. 航空燃气涡轮发动机数值仿真[M]. 北京:国防工业出版社,2007:70-90.
LUO G Q. Numerical simulation of aero gas turbine engine[M]. Beijng: National Defence Industry Press, 2007: 70-90 (in Chinese).

[10] 梁宁宁. 航空涡轴发动机建模与控制规律研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2011:14-15.

http://bhxb.buaa.edu.cn

LIANG N N. Research on turboshaft engine modeling and control law[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011: 14-15(in Chinese).

[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):104-111.
GOU X Z, ZHOU W X, HUANG J Q. Component-level modeling technology for variable cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(1): 104-111(in Chinese).

[12] 葛海. 大涵道比涡轮风扇发动机建模技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2013:33-35.
GE H. Research on modeling technology for high bypass ratio turbofan engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013: 33-35(in Chinese).

[13] JOSHI G, KRISHNA M B. Solving system of nonlinear equations using genetic algorithm[C]// International Conference on Advances in Computing, Communications and Informatics. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 1302-1308.

[14] 陈磊,霍永亮. 利用改进的遗传算法求解非线性方程组[J]. 西南师范大学学报(自然科学版),2015,40(1):23-27.
CHEN L, HUO Y L. On solution to nonlinear equation group by means of improved genetic algorithm[J]. Journal of Southwest China Normal University(Natural Science Edition), 2015, 40(1): 23-27(in Chinese).

[15] ZHANG S Y, YU X, HU Y. Study of fuzzy control with Smith forecast and compensation for aeroengine[C]// International Conference on Information and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 594-598.

[16] 田金虎,乔渭阳,彭生红. 小涵道比涡扇发动机动态特性数值计算[J]. 航空动力学报,2013,28(9):1988-1996.
TIAN J H, QIAO W Y, PENG S H. Numerical calculation of dynamic performance of low-bypass ratio turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(9): 1988-1996(in Chinese).

[17] 王鑫. 航空发动机数学模型与控制规律研究[D]. 西安:西北工业大学,2007:13-14.
WANG X. Study of aeroengine mathematic model and control law[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007: 13-14(in Chinese).

[18] 樊思齐. 航空发动机控制(下册)[M]. 西安:西北工业大学出版社,2008:50-61.
FAN S Q. Aeroengine control(Ⅱ)[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2008: 50-61(in Chinese).

作者简介:

苏志刚　男,博士,教授,硕士生导师。主要研究方向:谱估计、信号处理、航空推进工程。
Tel.: 13920214946
E-mail: ssrsu@vip.sina.com

张凌霄　男,硕士研究生。主要研究方向:航空推进工程。
Tel.: 18668782906
E-mail: 748169155@qq.com

邓甜　女,博士,讲师,硕士生导师。主要研究方向:航空推进系统。
Tel.: 18622265099
E-mail: dengtian.siae@foxmail.com

http://bhxb.buaa.edu.cn

Fuel control law of small size turbofan engine

SU Zhigang*, ZHANG Lingxiao, DENG Tian

(Sino-European Institute of Aviation Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: Focusing on the fuel control law of the small size turbofan engine DGEN380, a steady and transient component-level mathematical model was developed and simulated on MATLAB platform with analytic method. A special tool was used for modeling the rotating parts in order to get the components characteristics and draw the maps which can show the current operating point line. In the steady model simulation process, the Newton-Raphson method and genetic algorithm were evaluated and compared for solving the working equations of the engine. The basic model was modified to overcome the limitations of simulation in the genetic algorithm. The Euler method was used to calculate the differential term for the transient model simulation. Based on the model, the fuel control law was studied, and the altitude characteristic was described as an example. The experimental results show that the Newton-Raphson method has high accuracy and speed, while the genetic algorithm has better adaptability with the model modification. The simulation results of the model and the control law fit the test data and theory well, as the error is maintained below 3%.

Key words: turbofan engine; fuel control law; component-level model; component characteristics; Newton-Raphson method; genetic algorithm

http://bhxb.buaa.edu.cn

Received: 2015-12-17; **Accepted**: 2016-01-11; **Published online**: 2016-01-19 10:46

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160119.1046.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51506216); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (ZXH2012H001)

* **Corresponding author**. Tel.: 13920214946 E-mail: ssrsu@vip.sina.com