

双转子涡喷发动机气动性能优化控制研究

赵 军, 付尧明, 唐庆如, 陈淑仙

(中国民航飞行学院 航空工程学院, 四川 广汉 618307)

摘要: 航空发动机的控制规律作用巨大, 它决定了发动机能否获得设定的稳态工作下性能指标, 同时保证工作过程中的压气机和涡轮的气动稳定性; 双转子涡喷发动机气动性能优化控制的目的就是有效地挖掘发动机的使用潜力; 研究方法采用部件特性法对发动机进行稳态建模, 并针对某双转子涡喷发动机的稳态模型进行三种不同稳态控制规律下的仿真, 得到发动机性能参数的不同变化趋势, 并对其进行了详细的分析; 结果表明: 保持低压转子转速不变的情况下, 随着压气机进口总温的增加, 高压转子转速上升, 涡轮前温度升高, 发动机推力增加; 保持涡轮前温度不变的情况下, 随着压气机进口总温的升高, 低压压气机气动负荷变重, 低压转子转速降低; 高压转子转速也下降, 但是下降幅度很小; 燃油流量增加; 保持高压转子转速不变的情况下, 随着压气机进口总温的升高, 燃油流量有一定的增加, 低压转子转速有所降低; 推力受多重因素的影响, 推力值变化趋势较为复杂。

关键词: 航空发动机; 双转子; 发动机控制; 控制规律

Study on Aerodynamic Performance Optimization Control of Double Rotor Turbojet Engine

Zhao Jun, Fu Yaoming, Tang Qingru, Chen Shuxian

(Aviation Engineering Institute, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307, China)

Abstract: Whether the aero engine can obtain the steady state performance, at the same time ensure the stability of the working process, to a large extent, depends on the control law of the engine. The aerodynamic performance optimization control can effectively excavate the potential of the engine. Component characteristics method was adopted for static modeling of the engine, and conducts simulation of steady state under three different control laws for a twin rotor turbojet engine, gets change trend of different engine performance parameters, then detailed analysis was carried on. The results show that under control law of keep low pressure rotor speed unchanged, with the increase of compressor inlet total temperature, the speed of the high pressure rotor is increased, the temperature of turbine inlet is increased and the thrust of the engine is increased; Under control law of keep the temperature of turbine inlet unchanged, with the increase of compressor inlet total temperature, low pressure compressor load becomes heavier, the low pressure rotor speed is decreased, the high pressure rotor speed is also decreased, but the drop is very small, and the fuel flow rate increases; Under control law of keep high pressure rotor speed unchanged, with the increase of the total temperature of compressor inlet, the fuel flow rate increases, the low pressure rotor speed decreases, engine thrust is influenced by multiple factors, so the thrust value change trend is more complicated.

Keywords: aero-engine; double rotor; engine control; control law

0 引言

随着航空发动机和燃气轮机国家重大专项的立项, 航空发动机和燃气轮机被列为国家“十三五”发展规划百个重点发展项目的首位。而控制系统作为控制发动机顺利工作的“大脑”, 对发动机安全高效运行有决定性作用^[1]。强大的发动机控制系统, 能够发挥航空发动机系统的最大性能潜力, 延长发动机的服役时间, 保障其整机安全^[2-5]。

航空发动机的控制很重要的一部分就是稳态控制。稳态控制是指当各种形式的干扰作用于发动机时, 发动机控制系统维持整机工作稳定且各项总体性能参数受外界干扰作用的影响最小^[6]。

发动机稳态条件下的控制规律应遵循以下原则: 在满足发动机热负荷、物理负荷、稳定可靠燃烧需要的混合油气比限制和压气机、涡轮气动稳定性限制条件下, 耗油率应尽可能低^[7]。分析扰动及飞行高度、飞行马赫数、各部件性能退化等因素对发动机推力及耗油率的影响, 为可靠而经济地运行发动机优化出最好的稳态控制规律。公开文献中对发动机稳态控制规律的对比研究较少, 本文将以双转子涡喷发动机的三种稳态控制规律为对象进行系统的研究。

为了研究航空发动机的稳态情况下的控制规律, 必须有准确的发动机仿真数学模型, 以利用数学模型(或称数字发动机)代替真实发动机作为研究对象进行控制理论的研究, 这样不仅可以节约庞大的试验经费, 还可以避免用真实的发动机进行控制系统研究时可能会产生的各种意外, 导致研制成本增加^[8-10]。因此, 建立精度高的发动机仿真数学模型对发动机控制的优化设计是非常重要的^[11]。

现代航空发动机建模最常用的方法分为部件法建模和辨识法建模两大类。其中部件法建模是根据航空发动机各部件之间的气动热力学关系建立发动机模型。部件法建模具体处理思路为: 将发动机的各个部件作为单独的子系统, 每个子系统都有

收稿日期: 2017-03-21; 修回日期: 2017-04-13。

基金项目: 国家自然科学基金(51306201); 四川省教育厅自然科学基金项目(16ZB0035); 中国民用航空飞行学院科学研究基金(J2015-28); 中国民用航空飞行学院科学研究重点基金(ZJ2016-01)。

作者简介: 赵 军(1980-), 男, 安徽淮北人, 高级工程师, 博士, 主要从事航空发动机故障诊断和控制研究。

对应的输入参数和输出参数,同时各个子系统之间通过压力平衡、流量平衡及功率平衡三大基本原则连接在一起构成发动机整机系统^[12-13]。需要说明的是,采用部件法建立的准一维模型是无法得到所有气动截面的参数的,但是部件法模型能够得到关键气动截面的发动机参数,这对于发动机性能分析和动态仿真均有着非常重大的意义。而辨识法建模则是将发动机作为整个系统,不把关注力放在其内部细节上,而是关注输入和输出的对应关系,从而得到表征函数关系。

辨识法建模仅仅关注发动机的输入和输出参数,无法刻画出模型内部结构,但是其建模得到的发动机模型简单且实时性好。具体建模实践中,部件法建模要求大量的部件数据及各种工况下的特性曲线,辨识法建模则不需要各个部件的细节结构,但是它需要大量的详尽的试车数据,而这些特性曲线和实验数据在航空发动机研制的初期都是难以获取的。

1 发动机建模

部件级模型正常运行,必须要有一定数量的初猜变量即初猜向量,然后求解相同数量的共同工作方程。对于双转子涡喷发动机有6个初猜参数,分别为:低压压气机压比 π_{LC} 、高压压气机压比 π_{HC} 、高压涡轮落压比 π_{HT} 、低压涡轮落压比 π_{LT} 、低压转子转速 n_L 和高压转子转速 n_H 。

要求解这6个初猜变量,需要6个共同工作方程。这6个共同工作方程是:

- 1) 低压压气机出口截面与高压压气机进口截面流量平衡方程;
- 2) 燃烧室出口截面与高压涡轮进口截面流量平衡方程;
- 3) 高压涡轮出口截面与低压涡轮进口截面流量平衡方程;
- 4) 低压涡轮出口截面与内涵喷管出口截面流量平衡方程;
- 5) 低压涡轮输出功率与外涵风扇和低压压气机功率消耗的功率平衡方程;
- 6) 高压涡轮输出功率与高压压气机功率消耗的功率平衡方程。

在发动机仿真建模中按照各个部件的性能参数输入模型中作为输入参数,具体如下表1所示,同时压气机、燃烧室、涡轮三大部件的性能特性曲线采用各个部件通用特性。具体实施中采用商用发动机性能分析Gasturb软件,保证了数据的精度和结果的可信度。

表1 发动机建模输入参数

项目	数值	项目	数值
空气流量	100 kg/s	低压压气机效率	0.85
低压压气机压比	4	高压压气机效率	0.86
高压压气机压比	7	低压涡轮效率	0.91
N1设计转速	10000 rpm	高压涡轮效率	0.90
N2设计转速	13200 rpm	高低压压气机间总压恢复系数	0.98
涡轮前温度	1600 K	燃烧室总压恢复系数	0.97
功率提取	50 kW	高低压涡轮间总压恢复系数	0.98
高压涡轮导向器冷却气流百分比	5%	涡轮出口总压恢复系数	0.98
高压涡轮转子叶片冷却气流百分比	5%	低压涡轮冷却气流百分比	3%

2 发动机设计点性能分析

采用设计点热力计算程序对发动机设计点进行计算,结果如表2所示,从中可以看出,该发动机尾喷管出口压力偏大,在尾喷管内部膨胀不足,造成推力损失,进而导致耗油率偏大。

表2 发动机设计点性能参数

项目	数值
推力	87 kN
耗油率	0.827 kg/(DN * h)
燃油流量	2 kg/s
油气比	0.02
高压涡轮落压比	3.191
低压涡轮落压比	1.763
压气机总增压比	28
涡轮总落压比	5.63
P8/Pamb	4.5

3 发动机控制规律选取及结果分析

由于双转子涡喷发动机的高低压转子之间没有机械联系,仅有气动联系,所以可能的控制规律较多;发动机的最大推力受下述三个条件的制约:1) 高压转子容许的最大转速;2) 低压转子容许的最大转速;3) 高压涡轮进口燃气温度的最大容许值。为了充分发挥发动机的潜在性能,可以选择 N_L , N_H , T_4 作为被控参数,而如果发动机上没有其余可调几何部件,那么控制量就只有燃油流量 Q_{mf} 一个控制量,只能选择一个被控参数随飞行条件按给定规律变化。控制规律就是如下3种:

- 1) 保持低压转子转速随进口总温不变;
- 2) 保持涡轮前温度随进口总温不变;
- 3) 保持高压转子转速随进口总温不变;

在发动机稳态共同工作点计算中,分别选择三种控制规律,进行发动机的速度高度特性计算,高度范围从0~11 km,速度 Ma 范围从0~1.5,对结果进行分析。横坐标选取进口总温,纵坐标选取:低压转子转速、涡轮前温度、高压转子转速、发动机推力、耗油率、燃油流量。

3.1 保持低压转子转速不变

图1给出了不同高度,不同速度下的低压转子转速变化,其中横坐标是压气机进口总温 T_2 ,在同一高度层 T_2 增加意味着飞行速度的增加;参变量是飞行高度,从0~11 km共分为10个高度层。图1可以看出,施加的控制规律是发挥作用的,虽然进口总温在变化,低压转子转速保持不变。

随着 T_2 的增加,低压压气机负荷加重,低压转子有转速下降的趋势,这时发动机电子控制器会增加向燃烧室的供油,燃烧室出口温度增加,高压涡轮功、低压涡轮功均加大,增大后的低压涡轮功和低压压气机需求功达到新的平衡点,保持低压转子转速不变,此时因高压涡轮功的增大,高压转子转速增加,具体见图2,图3,图4。在该过程中,空气流量增加,发动机的推力增大,但增加速度低于燃油流量增加速度,所以燃油消耗率呈现增加趋势,具体见图5,图6。

3.2 保持涡轮前温度不变

图7给出了低压转子转速随 T_2 的变化曲线,从中可以看出,随着 T_2 的增加,低压压气机负荷加重,低压转子转速下

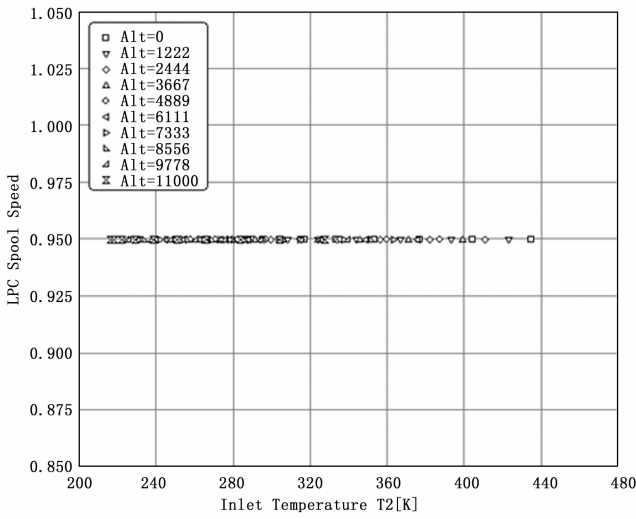


图 1 低压转子转速随 T_2 的变化

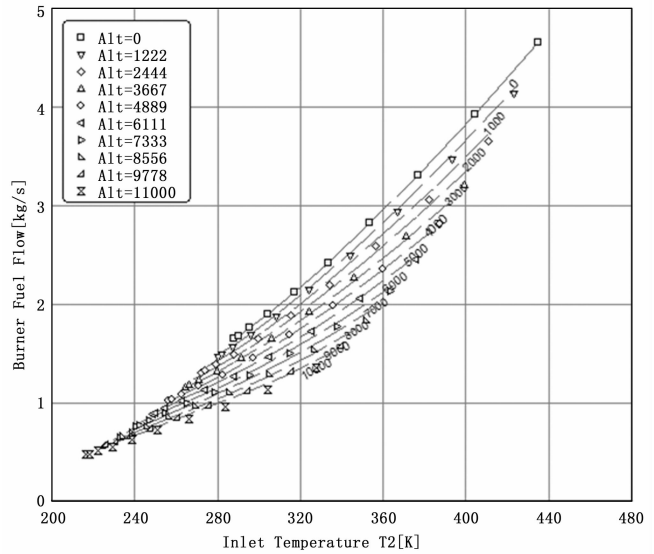


图 4 燃油流量随 T_2 的变化

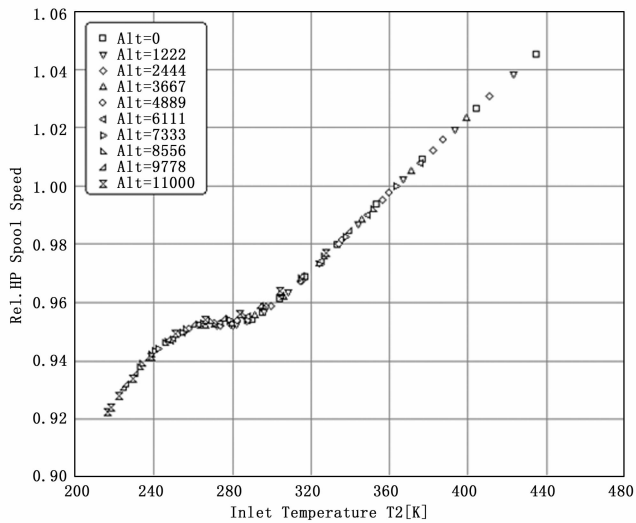


图 2 高压转子转速随 T_2 的变化

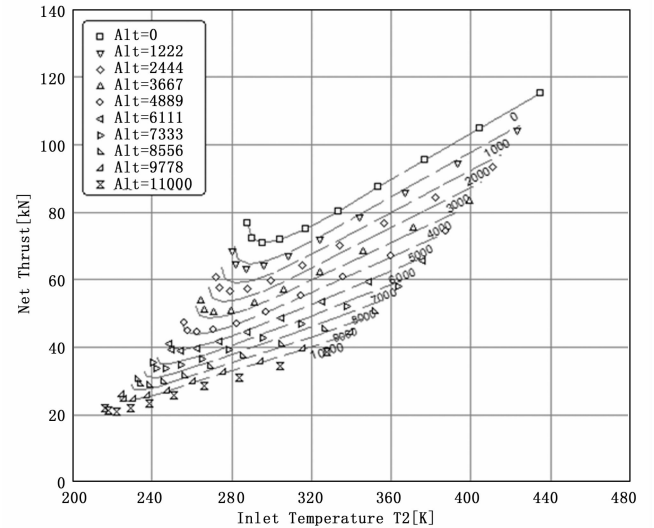


图 5 净推力随 T_2 的变化

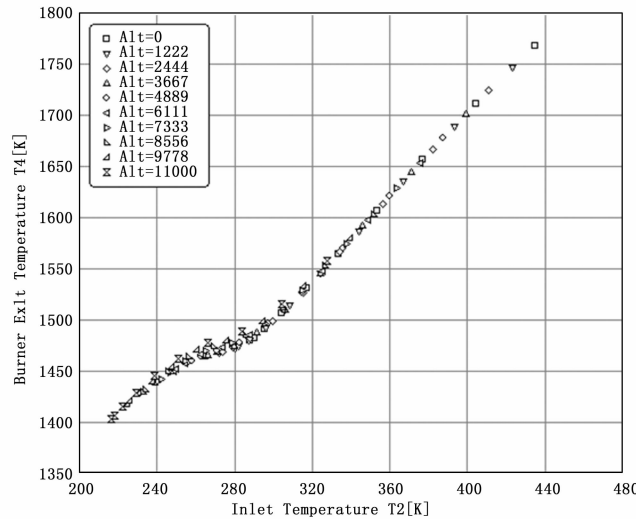


图 3 燃烧室出口温度随 T_2 的变化

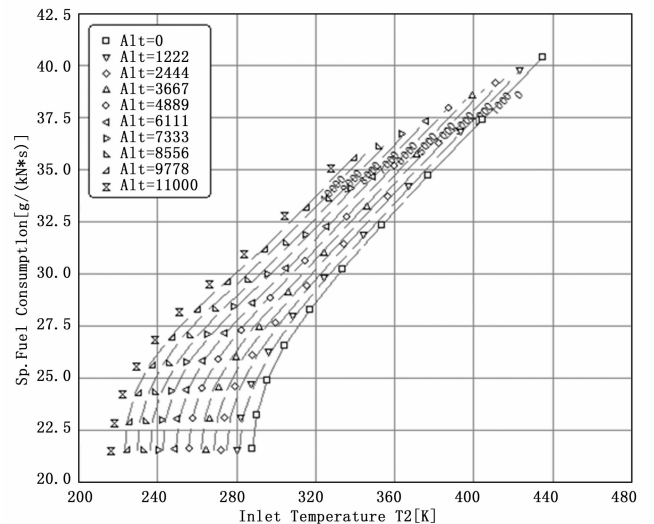


图 6 燃油消耗率随 T_2 的变化

降；同时随着飞行速度的增加（本文研究和 T_2 增加是相互

的), 空气流量增加, 为保持燃烧室出口温度不变, 燃油流量增加, 图 8 的曲线与理论分析相吻合。受涡轮前温度不变的影响, 单位流量下的高压涡轮输出功大体保持不变, 而高压压气机的需求功因进口总温增加而增加, 所以高压转子的转速下降, 但是下降幅度非常小, 如图 9 所示。需要说明的是, 图 9 中后面上升阶段的几个点对应着低空超音速飞行状态点, 一般在飞行包线外。随着飞行速度增加, 空气流量增加, 发动机的推力增大, 但增加速度低于燃油流量增加速度, 所以燃油消耗率呈现增加趋势, 具体见图 10、图 11。

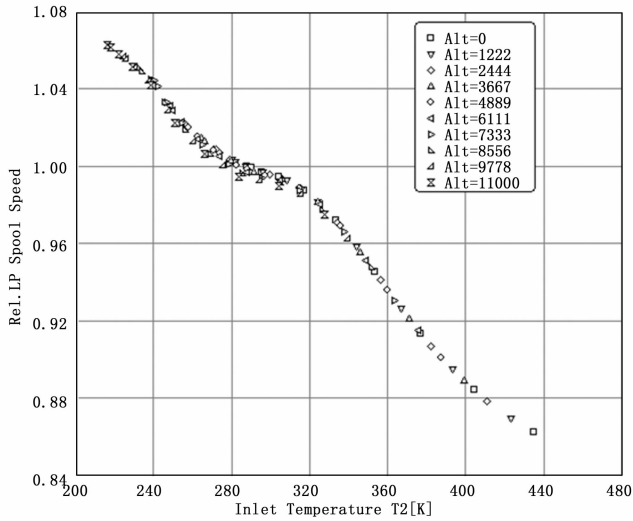


图 7 低压转子转速随 T2 的变化

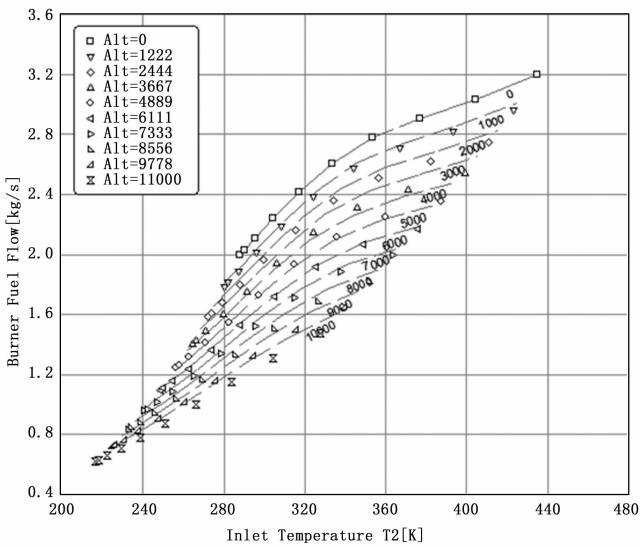


图 8 燃油流量随 T2 的变化

3.3 保持高压转子转速不变

图 12 给出了高压转子转速随 T2 的变化曲线, 从中可以看出, 控制规律发挥作用, 高压转子的物理转速保持恒定不变。因 T2 增加, 低压压气机负荷加重, 低压转子转速有下降的趋势, 同时高压转子也有下降趋势, 这时控制器增加供油, 具体见图 13, 保持高压涡轮的输出功和高压压气机的输出功相一致, 维持高压转子转速不变; 但是此时低压涡轮的输出功和低压压气机的输出功不一致, 低压涡轮的功偏小, 导致低压

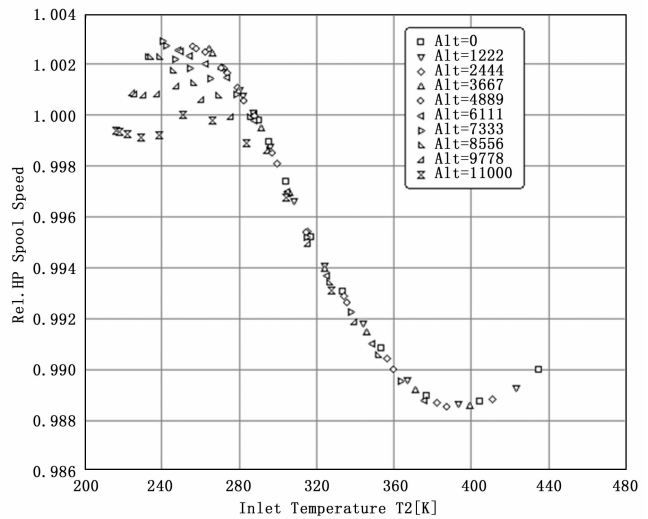


图 9 高压转子转速随 T2 的变化

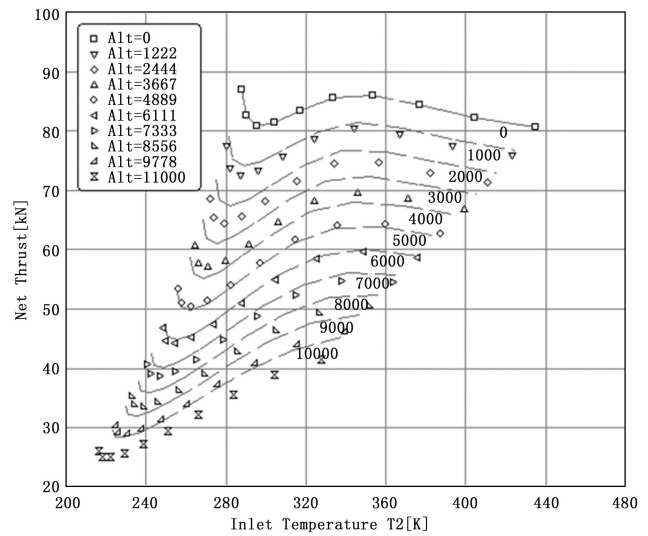


图 10 净推力随 T2 的变化

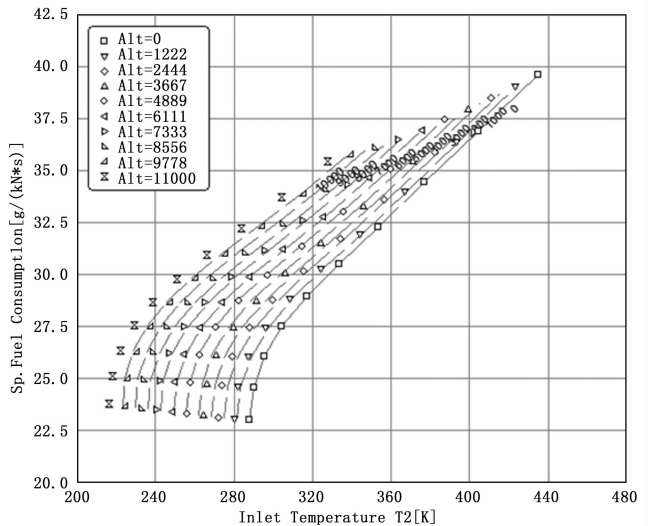


图 11 燃油消耗率随 T2 的变化

转子转速下降, 如图 14 所示; 控制器增加供油的结果导致燃

烧室出口温度增加,如图 15 中所示。如前所述,我们观察图 15 的主流变化趋势,飞行包线外的几个低空超音速点不再讨论。此时推力的变化较为复杂,呈现出先增加后降低的趋势,如图 16 所示,这是因为推力受几个因素的影响,而这些因素自身变化复杂,且影响系数复杂,导致最终的推力值也是非线性相互作用的结果。

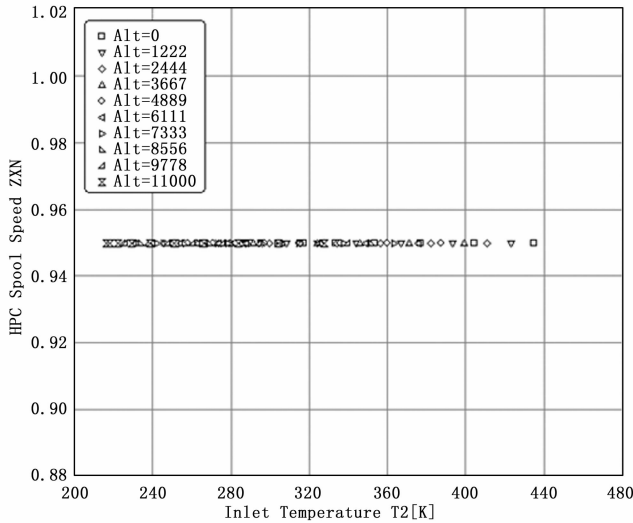


图 12 高压转子转速随 T_2 的变化

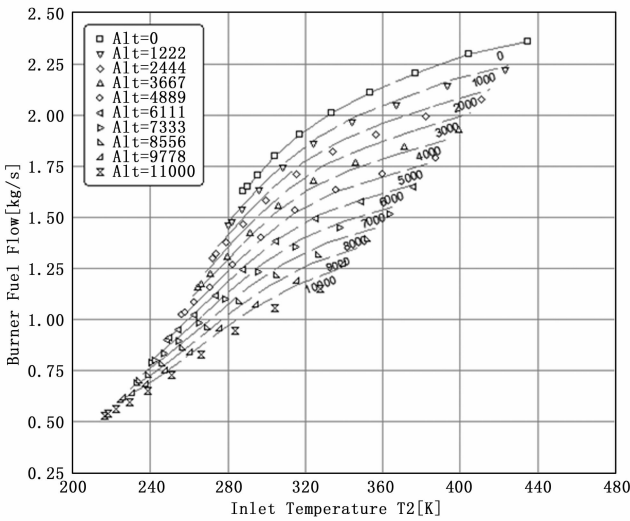


图 13 燃油流量随 T_2 的变化

4 结论

本文采用部件特性法对发动机进行稳态建模,并针对某双转子涡喷发动机的稳态模型进行三种不同稳态控制规律下的仿真,得到发动机性能参数的不同变化趋势,并对其进行了详细的分析。结果表明:

- 1) 保持低压转子转速不变的情况下,随着 T_2 的增加,高压转子转速上升,涡轮前温度升高,发动机推力增加;
- 2) 保持涡轮前温度不变的情况下,随着 T_2 的增加,低压压气机负荷加重,低压转子转速下降;高压转子转速也下降,但是下降幅度很小;燃油流量增加;
- 3) 保持高压转子转速不变的情况下,随着 T_2 的增加,

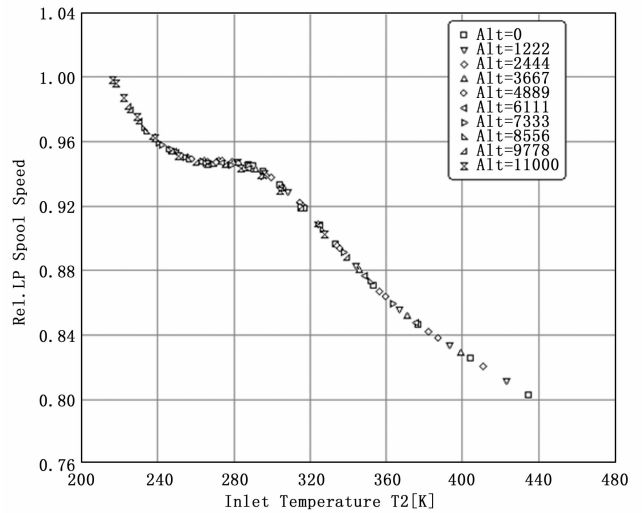


图 14 低压转子转速随 T_2 的变化

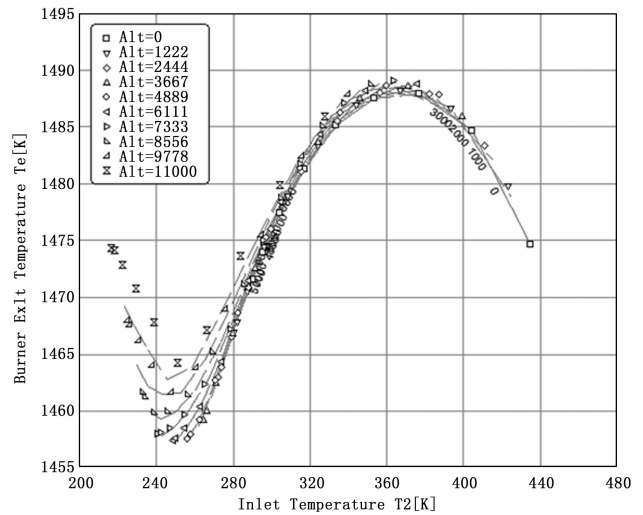


图 15 燃烧室出口温度随 T_2 的变化

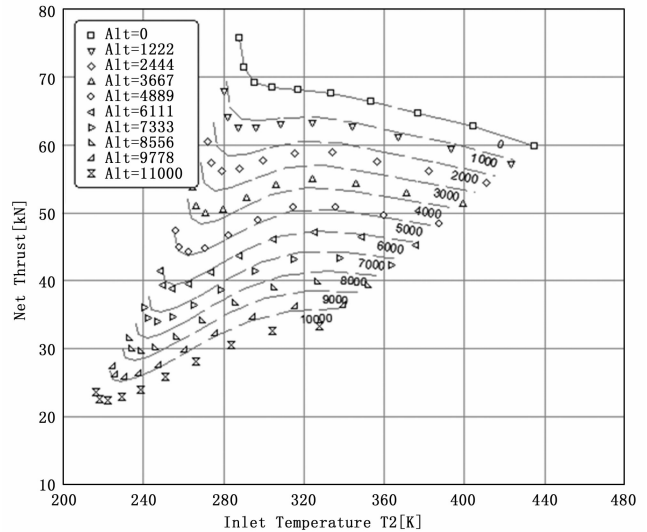


图 16 净推力随 T_2 的变化

根据上表数据拟合多项式:

$$R = a6 \times D^6 + a5 \times D^5 + a4 \times D^4 + a3 \times D^3 + a2 \times D^2 + a1 \times D + a0 \quad (10)$$

表 4 拟合公式系数表

a6	a5	a4	a3	a2	a1	a0
3.8933 e-014	-3.1749 e-010	1.0740 e-006	-1.9283 e-003	1.9393 e+000	-1.0321 e+003	2.2894 e+005

由式 (9) 和式 (10) 即可通过码值计算出温度值。

试验验证:

使用电阻箱作为标准源设置一些温度对应的阻值, 试验结果如下:

表 5 验证数据表

摄氏温度 (°C)	电阻箱电阻值(Ω)	AD 码值	计算阻值 (Ω)	计算摄氏温度(°C)	温度误差 (°C)
15	5792.6	5d8	5793.0	14.988	0.012
17	5333.4	58b	5336.9	16.974	0.026
19	5119.5	53f	4911.7	19.009	-0.009
21	4534.8	4f8	4536.2	20.982	0.018
23	4187.7	4b3	4188.6	22.985	0.015
25	3870.9	471	3869.7	24.998	0.002

由表 5 可知使用该方法区域内测温精度很高, 优于 0.1°C。

5.2 控温验证

图 11 为两路控温回路从室温分别控制到 +3°C 和 42°C 的温度曲线, 温度的稳定度优于 0.3°C。

6 结论

本文介绍了一种航天相机用基于 1553B 总线的测温控温

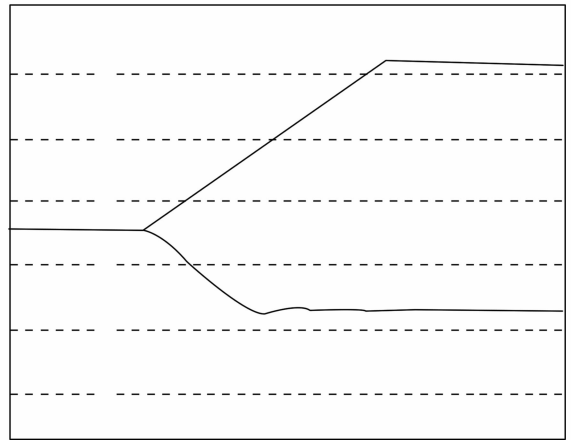


图 11 控温曲线

系统的设计, 介绍了该系统的原理及电路实现、软件流程, 对测温过程中产生的误差源进行了分析并提出修正方案。最后给出实测数据得出结论, 该系统测温精度优于 0.1°C, 控温精度优于 0.3°C。

参考文献:

[1] 杨 飞, 明 名, 王富国, 等. 温度变化对 123 m 望远镜光机系统的影响 [J]. 光子学报, 2012, 41 (1): 26-29.

[2] 张家迅, 王 虹, 孙家林. 热敏电阻在航天器上的应用分析 [J]. 中国空间科学技术, 2004, 6: 54-59.

[3] 李 波, 陈光华, 徐 行, 等. 基于热敏电阻的多通道高精度温度测量系统 [J]. 仪表技术与传感器, 2008, 5: 87-88.

[4] 闵桂荣, 郭 舜. 航天器热控设计 (第二版) [M]. 北京: 科学出版社, 1998.

[5] 胡寿松. 自动控制原理 (第五版) [M]. 北京: 科学出版社, 2007.

(上接第 114 页)

燃油流量增加; 低压转子转速下降; 推力受多重因素的影响, 推力值变化趋势较为复杂。

参考文献:

[1] 姚 华. 航空发动机全权限数字电子控制系统 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2014.

[2] Hanz, Richter 著, 覃道亮译. 涡扇发动机先进控制 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2013.

[3] Liang J X. Constrained nonlinear optimal jet engine accelerating control [J]. AIAA, 88-3178.

[4] Wiseman M W, Guo T H. An investigation of life extending control techniques for gas turbine engines [A]. American Control Conference [C]. Proceedings of the 2001, IEEE, 2001, 5: 3706-3707.

[5] Guo T H. A Roadmap for aircraft engine life extending control [A]. American Control Conference [C]. Proceedings of the 2001, IEEE, 2001, 5: 3702-3705.

[6] 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.

[7] Sellers J F, Daniel C J. DYNGEN—a program for calculating

Steady state and transient performance of turbojet and turbofan engines [Z]. NASA-TND-7901, 1975.

[8] 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): 1989-1996.

[9] Jiankang W. Research on model-based optimal control for aero-engines [D]. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013.

[10] 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.

[11] Duyar A, Litt J. A simplified dynamic model of the T700Turbohaft engine [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1992 (2): 1-20.

[12] 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.

[13] Gou X Z, Zhou W X, Huang J Q. Component-level modelling technology for variable cycle engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28 (1): 104-111.