

文章编号: 1000-8055(2004)05-0689-06

基于相似理论的燃气轮机建模技术研究

丁 毅, 黄向华, 张天宏

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 针对部件特性数据缺乏的情况下如何对燃气轮机建模的问题, 提出了基于相似理论的建模方法。运用参考机组与目标机组的转速相似参数和流量相似参数, 对参考机组的特性数据进行变换从而获得目标机组特性数据; 考虑到参考机组和目标机组的非绝对相似性, 对目标机组的特性数据提出了一系列修正措施。该方法已应用于某型燃气轮机建模, 仿真结果表明: 该模型具有良好的实时性, 收敛性与动态响应特性, 可以满足控制系统半物理仿真的需要。

关键词: 航空、航天推进系统; 燃气轮机; 数学模型; 部件特性; 相似理论

中图分类号: V 231

文献标识码: A

The Research of Gas Turbine Performance Modeling Based on Theory of Similarity

DING Yi, HUANG Xiang-hua, ZHANG Tian-hong

(College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,
Nanjing 210016, China)

Abstract: A new method based on theory of similarity aimed at establishing the gas turbine performance model in case of lacking of component characteristics is presented. Speed similarity and flow similarity are used to modify the component characteristics of a reference gas turbine. Because the object gas turbine is not precisely similar to the reference gas turbine, a series of correction steps to enhance the model accuracy were investigated. The model so obtained was verified by applying to the matter-in-loop simulation experiments of a gas turbine control system. The results show that the model has good real time, convergent and dynamic response property, which satisfies the requirements of matter-in-loop simulation.

Key words: aerospace propulsion system; gas turbine; mathematic model;
component characteristics; theory of similarity

在燃气轮机控制器的研制过程中, 通常需要建立一个精度较高的动态数学模型, 来进行控制系统的数字仿真或半物理仿真试验, 以验证控制器的性能。利用数学模型代替真实燃气轮机作为被控对象进行仿真研究, 可减少用真实燃气轮机

进行台架试车的次数从而节约大量试验经费, 在风险性试车及故障复现中, 可将危险减至最小程度。特别是当燃气轮机和控制器的研制同步进行时, 建立一个高精度能实时运行的燃气轮机数学模型对燃气轮机控制器的研制至关重要。燃气轮

收稿日期: 2003-09-30; 修订日期: 2004-02-22

联系人: 黄向华

基金项目: 航空科学基金资助项目(01C52015)

作者简介: 丁毅(1979-), 男, 湖南会同人, 南京航空航天大学能源与动力学院硕士生, 主要从事航空发动机建模与控制、故障诊断及嵌入式系统应用的研究

机是一种强非线性、时变、复杂的气动热力学系统,其数学模型一直是人们研究的重点课题。常用的燃气轮机数学模型有气动热力学模型、实时模型、状态变量模型、自适应模型等;常用的建模方法有部件法、状态变量法等。本文采用部件法建立燃气轮机的非线性实时数学模型,即利用燃气轮机的气动热力学关系在各部件特性的基础上沿流程建立一系列反映各部件共同工作关系的方程,然后对其进行求解^[1~4]。

部件法建模依赖于部件特性数据。获取部件特性数据的方法有两种,一是试验法,二是理论计算法。当燃气轮机本身还在研制中时,既没有试验条件,也没有足够的计算数据,这两种方法都不具有可行性。因此需要考虑用其它方法获取部件特性数据。

本文提出采用相似变换法来获取部件特性数据。以某型已知燃气轮机为参考机组,待建模燃气轮机为目标机组。采用相似变换法对参考机组的特性数据进行变换从而获得目标机组的特性数据,在此基础上建立目标机组的稳态模型和动态模型。

1 燃气轮机的非线性部件级模型

燃气轮机的部件级模型是指各部件之间按照燃气轮机工作遵守的气动热力学、转子动力学定律建立的非线性实时数学模型。模型能够对燃气轮机的稳态工作点和动态过程进行计算。模型的求解归结为解由反映燃气轮机各部件共同工作所必须满足的气动热力学和转子动力学平衡关系(流量连续、功率平衡等)产生的一组非线性方程。反映平衡关系的非线性方程称为平衡方程。某型燃气轮机各部件及相关截面示意图如图 1 所示。

平衡方程可有不同选择,在稳态模型中本文

采用如下方程

(1) 低压转子功率平衡:

$$N_{tl} = N_{cl}/\eta_{tl}$$

其中, N 表示功率, η 表示效率,而下标 tl, cl 分别表示低压涡轮、低压压气机。

(2) 高压转子功率平衡:

$$N_{th} = N_{ch}/\eta_{th}$$

其中,下标 th, ch 分别表示高压涡轮、高压压气机。

(3) 动力转子功率平衡:

$$N_{tp} = N_{bad}/\eta_{bad}$$

其中,下标 tp, bad 分别表示动力涡轮、负载。

(4) 低压压气机出口与高压压气机进口流量连续:

$$Q_{chi} = Q_{chic}$$

其中, Q_{chi} 表示低压压气机出口截面计算流量, Q_{chic} 表示高压压气机进口截面特性线插值流量。

(5) 燃烧室出口与高压涡轮进口流量连续:

$$Q_{thi} = Q_{thic}$$

其中, Q_{thi} 表示燃烧室出口截面计算流量, Q_{thic} 表示高压涡轮进口截面特性线插值流量。

上述 5 个平衡方程的实质是,在每一个稳态计算点,都满足功率平衡和流量连续。在稳态计算中不考虑容积动力学效应,部件间容腔进出口截面的状态参数是相等的,因此该容腔后的部件方程就利用容腔的状态参数(即上一部件的出口参数)作为输入量进行计算。求解这样的非线性方程组的传统方法是 Newton-Raphson 法(简称 N-R 法)。其思想是根据经验知识首先给出方程组的一组解的猜值,然后以偏导数方向进行搜索,通过迭代不断对猜解进行修正,使其逼近方程组真解。

动态模型中流量连续方程如稳态模型,而功率平衡为一种动平衡,涡轮除了提供压气机消耗

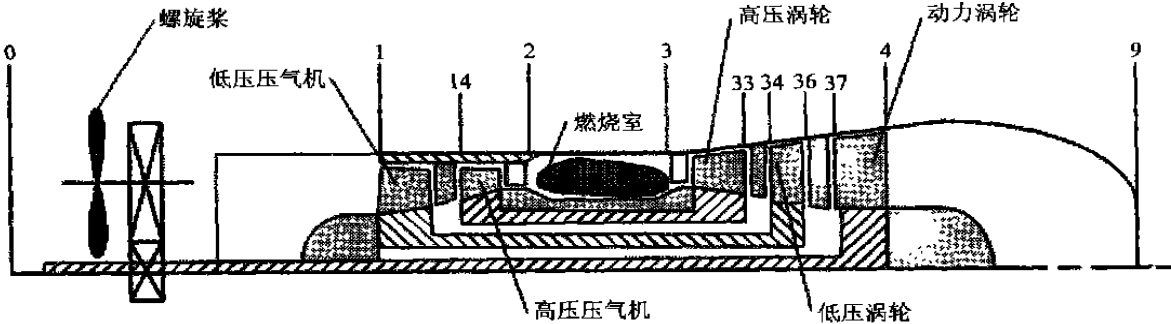


图 1 某型燃气轮机各部件及相关截面示意图
Fig 1 Components of gas turbine and stations in it

功率外,还提供转子加、减速所需的功率。功率动平衡方程为:

(1) 低压转子功率动平衡:

$$N_{tl} = \frac{N_{cl}}{\eta} + \left(\frac{\pi}{30} \right)^2 J_{lmi} \dot{n}_l$$

其中, N 表示功率, η 表示效率, J_l 为低压转子转动惯量, 而下标 tl, cl 分别表示低压涡轮、低压压气机。

(2) 高压转子功率动平衡:

$$N_{th} = \frac{N_{ch}}{\eta_h} + \left(\frac{\pi}{30} \right)^2 J_{hnh} \dot{n}_h$$

其中, J_h 为高压转子转动惯量, 下标 th, ch 分别表示高压涡轮、高压压气机。

(3) 动力转子功率动平衡:

$$N_{tp} = \frac{N_{bad}}{\eta_{bad}} + \left(\frac{\pi}{30} \right)^2 J_{pnp} \dot{n}_p$$

其中, J_p 为动力转子转动惯量, 下标 tp, bad 分别表示动力涡轮、负载。

在燃气轮机动态计算过程中, 各部件容腔内气体参数随时间变化将引起气体质量和能量的存储和释放^[5~7], 因此在燃气轮机动态计算时必须加以考虑。具体修正方法参见文献[5]。在起动态模型求解时, 首先需要得到一个稳态解。当燃气轮机控制量发生改变时, 先求出准稳态条件下的角加速度, 然后用 Euler 公式由此时刻转子转速求出下一时刻的转子转速, 具体方法如下:

先求出在准稳态条件下此时刻转子角加速度 $\dot{n}_{li}, \dot{n}_{hi}, \dot{n}_{pi}$, 再用 Euler 法求下一时刻的转子转速:

$$n_{li+1} = n_{li} + \dot{n}_{li} \cdot \Delta t$$

$$n_{hi+1} = n_{hi} + \dot{n}_{hi} \cdot \Delta t$$

根据压气机进口流量相似参数得:

$$\frac{q_{hma} \sqrt{T_1^*}}{D_b^2 P_1^*} = \frac{q_{ama} \sqrt{T_1^*}}{D_a^2 P_1^*} \Rightarrow \frac{D_a^2}{D_b^2} = \frac{q_{ama}}{q_{hma}} \Rightarrow \frac{D_a}{D_b} = \sqrt{\frac{q_{ama}}{q_{hma}}}$$

代入额定工况数据得:

$$\frac{D_a}{D_b} = \sqrt{\frac{G_a}{G_b}}$$

从而得几何相似, 尺寸不同情况下燃气轮机性能参数换算关系式如下:

$$n_{hcor} = n_{am} \sqrt{\frac{G_a}{G_b}} \sqrt{\frac{288.16}{T_1^*}} = \sqrt{\frac{G_a}{G_b}} n_{acor}$$

$$q_{hmacor} = \frac{q_{ama} G_b}{G_a} \frac{1.103 \times 10^5}{P_1^*} \sqrt{\frac{T_1^*}{288.16}} = \frac{G_b}{G_a} q_{ama}$$

$$q_{hmgcor} = \frac{q_{amg} G_b}{G_a} \frac{1.103 \times 10^5}{P_1^*} \sqrt{\frac{T_3^*}{288.16}} = \frac{G_b}{G_a} q_{amg}$$

$$n_{pi+1} = n_{pi} + \dot{n}_{pi} \cdot \Delta t$$

其中计算步长 Δt 取为 0.015 s

2 相似变换法

几何相同的燃气轮机只要保持转速相似参数 $n/\sqrt{T_1^*}$ 及流量相似参数 $q_{ma}/\sqrt{T_1^*/P_1^*}$ 相等, 那么就认为燃气轮机处于相似工作状态^[8]。补充多级涡轮进口流量相似参数 $q_{mg}/\sqrt{T_3^*/P_3^*}$, 由这 3 个相似参数可以得到如下燃气轮机性能参数的换算关系式:

$$n_{cor} = n_m \sqrt{\frac{288.16}{T_1^*}}$$

$$q_{macor} = q_{mam} \frac{1.103 \times 10^5}{P_1^*} \sqrt{\frac{T_1^*}{288.16}}$$

$$q_{mgcor} = q_{mg} \frac{1.103 \times 10^5}{P_1^*} \sqrt{\frac{T_3^*}{288.16}}$$

根据换算关系式, 由试验得到相同尺寸下压气机的特性曲线以及多级涡轮特性曲线, 作为参考机组特性曲线。

当燃气轮机几何相似, 尺寸不同时, 设 D 为压气机进口处直径, G 为额定工况质量流量, 其转速相似参数为 $\frac{nD}{\sqrt{T_1^*}}$, 压气机进口流量相似参数为

$\frac{q_{ma} \sqrt{T_1^*}}{D^2 P_1^*}$, 涡轮进口流量相似参数为 $\frac{q_{mg} \sqrt{T_3^*}}{D^2 P_3^*}$ 。设

有两类几何相似, 尺寸不同燃气轮机, 以下标“a”及“b”区别。

由如上换算关系式,可对参考机组的特性数据进行变换,从而得目标机组的特性数据,作为目标机组部件法建模的基础。

3 特性数据的补充修正方法

特性数据经过变换后误差不可避免,为了减小误差,提高模型精度,本文提出若干办法对特性数据进行再修正。修正的一条最根本的原则是该模型在额定工况状态的输出值与实际燃气轮机输出之间的误差应该尽量小,而且模型在额定工况计算时,将额定工况数据作为初猜值输入时,模型的迭代次数应该尽量少。但是在实际的建模过程中,除了特性曲线是转换过来的,其它数据也不全,比如没有压气机的引气系数,或者没有某部件的总压恢复系数,以及没有提供确切的抽功量,使得这条修正原则往往不能满足。为了保证修正原则,需要对变换后的特性数据进行再修正。

首先两台燃气轮机不能满足绝对相似,表现为额定工况数据不完全满足相似条件,如压气机总压比,根据相似理论,两台压气机总压比应该相等,而实际上,两台燃气轮机即使在额定工况压比就已经存在差距。因此在特性数据转换后,对压比进行修正如下:

$$\pi_b' = \xi \pi_b$$

这里, ξ 为某一设定常数。

其次,根据修正原则,对换算流量进行再修正如下:

$$q_{b\ ma\ cor}' = \psi q_{b\ ma\ cor}$$

$$q_{b\ mg\ cor}' = \tau q_{b\ mg\ cor}$$

这里, ψ, τ 均为某一设定常数。

最后,依据修正原则对额定工况数据进行修正时,采用先考虑高压转子功率平衡,再考虑低压转子功率平衡,最后考虑动力转子功率平衡的方法。通过调整总压恢复系数,抽功量系数及特性数据等逐一实现。如在对高压转子进行修正时,由于燃气轮机必须提供一定量的抽功量,可以把高压涡轮多余的功率当作抽功量。

4 某型燃气轮机中建模效果分析

已知某型燃气轮机A 低压压气机特性曲线如图 2 所示,多级涡轮特性曲线如图 4 所示。因本燃气轮机模型主要使用于高工况,高落压比状态,所以对多级涡轮的特性曲线做了简化。额定工况质量流量 G_a 为已知,低压压气机进口处直径 D_a

未知。A 机组为本文讨论的参考机组。

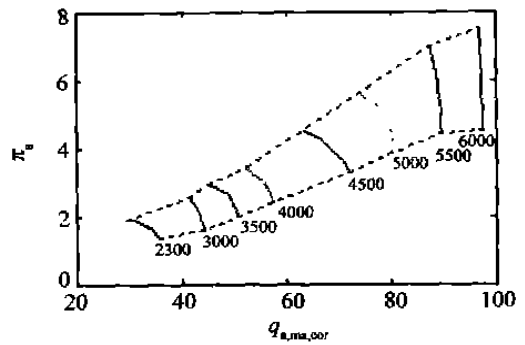


图 2 A 机组低压压气机特性曲线

Fig 2 Characteristics of low compressor in set A

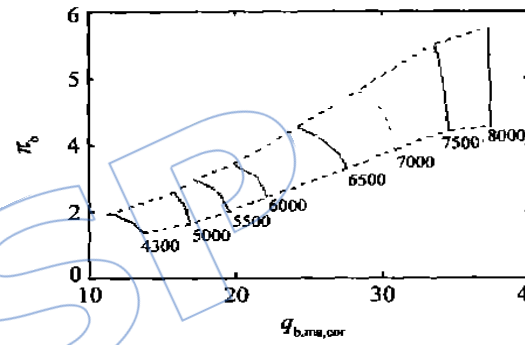


图 3 B 机组低压压气机特性曲线

Fig 3 Characteristics of low compressor in set B

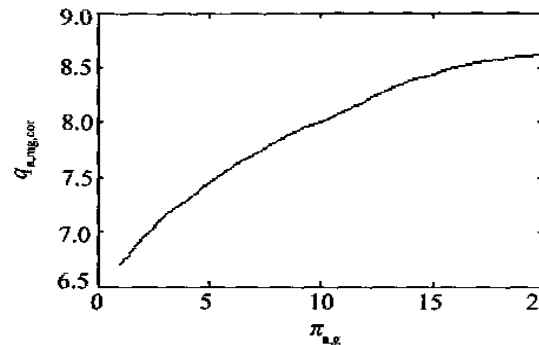


图 4 A 机组多级涡轮特性曲线

Fig 4 Characteristics of multi-stage turbine in set A

燃气轮机B 处于研制状态,额定工况质量流量 G_b 已知,低、高压压气机及涡轮的特性曲线未知。低压压气机进口处直径 D_b 未知。B 机组为本文讨论的目标机组,并已知B 机组与A 机组两者之间存在相似关系。

根据如上所述的相似变换法,对参考机组的特性数据进行变换,从而得到目标机组建模所需的部件特性数据。B 机组低压压气机特性曲线如

图 3 所示, 多级涡轮特性曲线如图 5 所示。

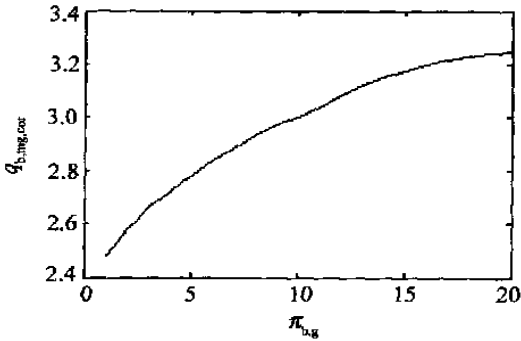


图 5 B 机组多级涡轮特性曲线
Fig 5 Characteristics of multi-stage turbine in set B

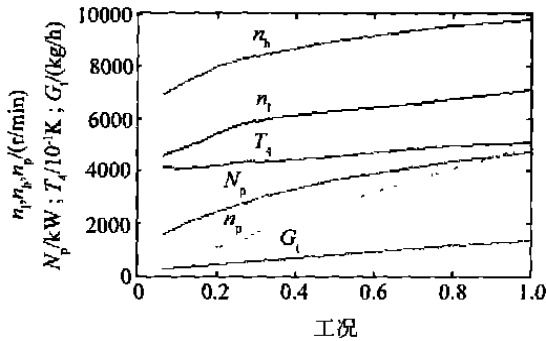


图 6 B 机组变工况模型计算曲线
Fig 6 Results of multi-state simulation of set B

为了提高模型精度, 需要对特性数据进行再修正, 主要修正措施为: 多级涡轮特性曲线横轴乘以 1.1 的因子, 纵坐标乘以 0.83 的因子。并通过计算得出高压涡轮抽功量大约为 1%。运用修正后的特性数据采用部件法对 B 机组完成了建模工作。

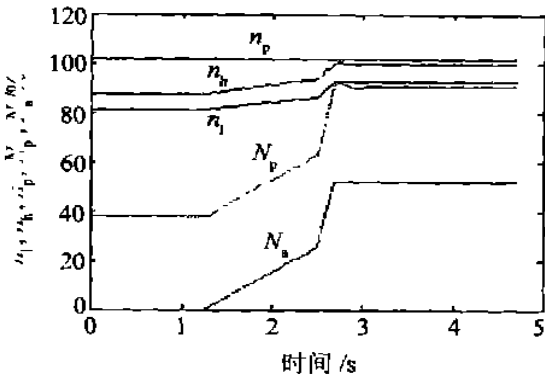


图 7 B 机组 PD 控制规律阶跃响应曲线
Fig 7 Responses of step of set A in control rule of PD

作为目标机组模型计算结果, 额定工况下, 主要技术参数实际值与模型稳态计算值的对比如表 1 所示, 误差在建模要求范围之内。B 机组变工况计算曲线如图 6 所示, 工况反映燃气轮机功率大小, 变工况通过调节供油量实现。其中: N_p 为动力涡轮产生功率(图中缩小 1 000 倍显示)、 T_4 为涡轮后总温(图中扩大 10 倍显示)、 G_t 为供油量、 n_h 为高压转子转速、 n_l 为低压转子转速、 n_p 为动力转子转速, 显示了燃气轮机的稳态性能, 表明燃气轮机模型在大范围内具有收敛性, 在各稳态点都有良好的稳定性, 与预期燃气轮机性能吻合。B 机组控制器 PD 控制规律阶跃响应曲线如图 7 所示, 纵轴为相对量, 输入量为螺旋桨螺距角 φ 。图示受控量分别为动力涡轮发出功率 N_p 、负载消耗功率 N_a 、高压转子转速 n_h 、低压转子转速 n_l 以及动力转子转速 n_p , 目标为保持动力转子转速 n_p 恒定。结果表明在 PD 控制规律下, 模型在 2 s 内达到稳定, 有较快的动态响应速度, 达到了预期的控制效果。

表 1 额定工况实际值与模型稳态计算值的对比

Table1 Contrast between actual data and static simulation data in design point

参数	功率 /kW	低压转子转速 /(r/m in)	高压转子转速 /(r/m in)	动力转子转速 /(r/m in)	进口空气流量 /(kg/s)
实际值	4 902	7 155	9 733	4 667	20.9
计算值	5 032	7 301	9 420	4 761	20.44
误差/%	2.7	2.0	- 3.2	2.0	- 2.8

5 结 论

本文研究了燃气轮机建模过程中获取燃气轮机各部件特性数据的相似变换法, 并对特性数据提出了一系列修正措施, 在此基础上采用部件法完成了燃气轮机建模工作。模型在大范围内具有收敛性, 动态响应特性好, 适合于燃气轮机控制器的研制调试工作。

参考文献

[1] 李松林 飞行/推进系统综合控制- 性能寻优自适应控制研究[D] 南京: 南京航空航天大学, 1998

[2] 翁史烈 船舶动力装置建模技术[M] 上海: 上海交通大学出版社, 1991

[3] 杜鹤龄 航空燃气涡轮发动机建模技术分析[A] 航空学术会议航空动力研讨会论文集[C] 珠海: 1998: 146- 150

[4] Carlin C M, Tjonneland E. Propulsion System Controls Design and Simulation[R] A IAA Paper 82- 0322, 1982

[5] 樊思齐, 徐芸华 航空推进系统控制[M] 西安: 西北工业大学出版社, 1995

[6] 杨刚, 孙健国, 黄向华, 等 一种不需要迭代的发动机辅助变量建模方法[J] 航空动力学报, 2003, 18(2): 289- 294

FAN Siqi, SUN Jian-Guo, HUANG Xiang-hua, et al A Non-Interactive Method of Aero-Engine Modeling Using Complementary Variables[J] Journal of Aerospace Power, 2003, 18(2): 289- 294

[7] DYNGEN. A Program for Calculating Steady-State and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines[R] NASA TN - D - 7901, 1975, LERC.

[8] 邹滋祥 相似理论在叶轮机械模型研究中的应用[M] 北京: 科学出版社, 1984

[9] 王信德, 孙健国, 杨刚 发动机建模中部件特性数据处理方法研究[A] 南京航空航天大学第四届研究生学术会议论文集[C] 南京: 南京航空航天大学, 2003