

分析燃气轮机动态特性的“主导因素法”

倪维斗 徐向东

(清华大学)

摘 要

本文利用伪随机二进制信号现场辨识的结果,与理论分析相结合,提出了分析燃气轮机动态特性的一种新设想——“主导因素法”。其基本思想是:在各个不同工况下,燃气轮机中的某个参数可以作为决定其动态响应的主导因素。这个方法对建立燃气轮机的简化数学模型有很大用处。先由设计工况点出发,取得该点的动态特性,然后根据“主导因素”的变化便可大致决定其他运行点(包括稳态工况和非稳态工况)的动态特性。实验结果和用“主导因素法”的计算结果基本吻合。

一、引 言

为了设计合适的控制系统,用理论方法和实验方法建立燃气轮机的动态数学模型一直是国内外文献研究的课题。当然,各种文献考虑的侧重点各不相同。有一些文献考虑了在过渡过程中燃气轮机受热零部件表面的蓄、放热量的影响和压气机特性曲线的畸变问题。但是,由于实际物理过程十分复杂,牵涉到复杂形状受热部件的不稳定热交换问题、压气机和涡轮叶片表面流动性能的改变以及叶片和机匣之间径向间隙的变化等。对这些现象的详细数学描述十分困难,其必要性也值得怀疑。此外,燃气轮机是一个非线性系统,它的动态特性是随工况的改变而变化的。而在研制控制系统时,设计者所感兴趣的是大扰动下的过渡过程,即大幅度的加速和减速过程,此时系统的非线性应如何考虑,对这个问题有关文献很少论述。多数文献只提到燃气轮机在高工况时的响应要快于低工况。所以,若用设计工况的动态特性来进行工况大幅度变化时加速过程的计算,必然会带来较大的误差。影响高、低工况时动态特性的因素很多,很自然地就提出一个问题,是否能从诸多的因素中找出某一个主导因素,以它的变化来决定各个工况的动态特性。所以,较合理的建模方法是理论分析与现场辨识实验相结合,用经过实验校核过的简单模型来综合考虑那些复杂过程。

本文作者对2.3万千瓦发电用燃气轮机和车用分轴燃气轮机用伪随机二进制信号进行了辨识和加速过程试验^[1,2],随后对实验结果进行了仔细的处理和理论分析^[3],并和理论模型作了比较。在研究的基础上提出了燃气轮机建模的主导因素法,即可以用变增益和变时间常数的一阶惯性环节来近似燃气轮机转子,从而使大扰动下的过渡过程计算大大简化。

二、方法提出的思路

1. 辨识试验^[1,2]表明,车用分轴燃气轮机压气机转子转速对喷油量变化的响应规律(它标志着机组动态特性的主要方面),可用不同时间常数的一阶惯性环节来近似,而这个时间常数可通过把理论计算结果乘以1.2来求得,以便考虑气道不稳定热交换的影响。

2. 辨识与理论计算表明,用于近似各个工况的一阶惯性环节的时间常数是不同的,低工况的和高工况的可以相差2~3倍。那末,为了考虑系统的非线性,必须对每一个工况计算其时间常数,这是很不方便的。尤其是机组的大扰动过程,它所经历的都是偏离平衡运行线的非稳态工况,这些工况点无法进行辨识。因而,应从所辨识的不同稳态工况的结果中,找到影响其时间常数的主导因素,以此为基点,不仅可以推算各个不同稳态工况动态时间常数,同时还能推广用于非稳态工况。

3. 从物理概念出发,影响这个时间常数的因素很多,如机组的热力气动参数,压气机特线上的 $(\partial G_c / \partial P_c)_{n_1 = \text{const}}$ 和 $(\partial G_c / \partial n_1)_{P_c = \text{const}}$ (G_c, n_1 与 P_c ——压气机的空气流量,转速与出口压力),各个工况的压气机和涡轮的效率 η_c 与 η_T 等。但经过分析看出:

(1) $(\partial G_c / \partial P_c)_{n_1}$ 主要影响中间容积压力变化的响应,而中间容积的影响对紧凑式机组可以忽略不计。

(2) η_T 在整个运行范围内变化不大。

(3) η_c 变化幅度也不是很大,它的影响可通过其他方法间接予以考虑。

理论分析表明,对时间常数 T 起主要作用的是各个工况的 $(\partial G_c / \partial n_1)_{P_c}$ 值。就是说,压气机流量随转速变化的快慢对机组的动态特性有很大影响,它可作为主导因素来考虑。

4. 进一步分析表明, $(\partial G_c / \partial n_1)_{P_c}$ 的值在机组的运行范围内($\bar{n}_1 = n_1 / n_{10} = 0.4 \sim 0.6$ 到 $\bar{n}_1 = 0.96$),随转速的变化具有一定规律。按文献^[5]对18台压气机(无中间放气和压气机进口可转导叶)的分析, $(\partial G_c / \partial n_1)_{P_c}$ 值随转速的增加而变大。图1是文献^[5]得到的统计结果,把图1在两个设计压比下转换成表格形式(表1与表2),规律是十分明显的。

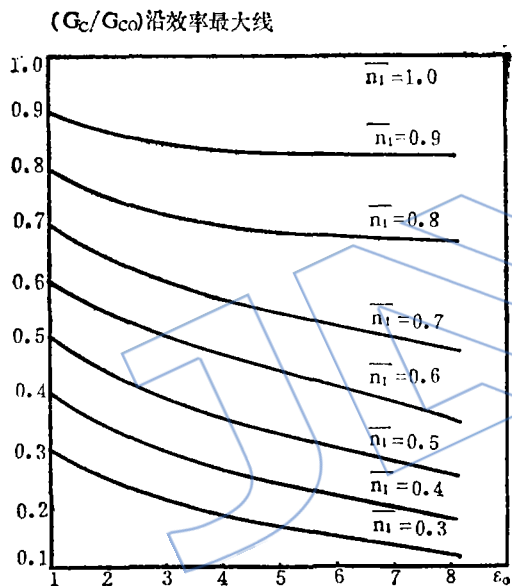


图1 压气机流量随转速变化曲线

表1 设计压比 $\varepsilon_0 = 7$, $\bar{G}_c = G_c / G_{c0}$

$\bar{n}_1$	1.0	0.9	0.8	0.7	0.6	0.5	0.4	0.3
$\partial \bar{G}_c / \partial \bar{n}_1$	0.0162	0.0174	0.0156	0.012	0.0111	0.00873	0.00547	

当然,对有机间和级后放气,或是压气机具有单列或多列可转导叶的情况,规律要复杂得多,有待于进一步研究。

表2 设计压比 $\varepsilon_0 = 4$

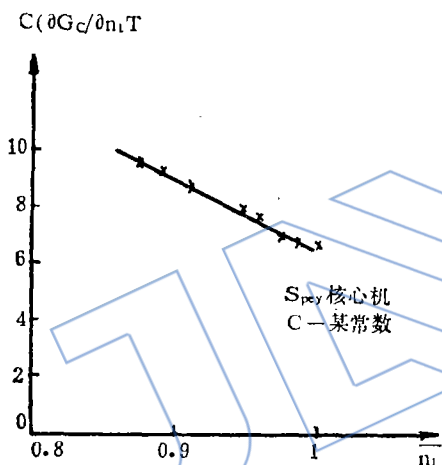
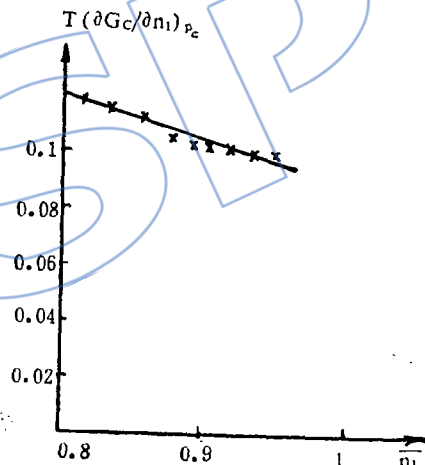
$\bar{n}_1$	1.0	0.9	0.8	0.7	0.6	0.5	0.4	0.3
$\partial \bar{G}_c / \partial \bar{n}_1$	0.0132	0.0168	0.0136	0.0103	0.0101	0.0089	0.0071	

5. 为了明确表达各个工况动态时间常数 T 和 $(\partial G_c / \partial n_1)_{p_c}$ 值的关系,我们用计算机数字仿真的办法,计算了两台燃气轮机在各个不同工况下的加速过程,并将计算结果整理为 $T \cdot (\partial G_c / \partial n_1)$ 随相对转速 $\bar{n}_1$ 的变化曲线,结果如图2与图3所示。这两个图说明,在机组运行工况范围内,各工况瞬间时间常数 T 与当地 $(\partial G_c / \partial n_1)$ 值的乘积随转速变化不大,在初步计算时可以认为是常数或是 $\bar{n}_1$ 的简单线性函数。

$$T(\partial G_c / \partial n_1)_{p_c} \approx \text{const} \quad (1)$$

$$\text{或 } T(\partial G_c / \partial n_1)_{p_c} \approx a n_1 + b \quad (2)$$

其中 a, b 为常数,可由图表拟合而得。

图2 $T(\partial G_c / \partial n_1)$ 随 $\bar{n}_1$ 的变化 (Spey核心机)图3 $T(\partial G_c / \partial n_1)$ 随 $\bar{n}_1$ 的变化 (某车用分轴机组)

6. 这样,若用一阶惯性环节

$$W(s) = \frac{K}{Ts + 1} \quad (3)$$

来近似各个稳态与非稳态的动态特性,在计算大扰动过程时,按上述考虑,可以对动态过程所经历的每一个工况,按式(1)或(2)计算其瞬间时间常数 T 。而 $(\partial G_c / \partial n_1)_{p_c}$ 值可按预先以数表形式输入计算机的压气机特性曲线求得。式(3)中的增益 K 一般随工况的升高而增加,近似地可由变工况计算和转速插值决定。

7. 由于时间常数 T ,增益 K 和 $(\partial G_c / \partial n_1)_{p_c}$ 之间的关系十分复杂,应进一步对更多的燃气轮机的加、减速过程作仔细研究、计算、实验和分析之后,才能得出更完善的规律。因而,作简单的物理解释是有困难的。粗略地可以认为:从燃气轮机的热力气动参数和功率平衡角度,工况的平衡主要取决于空气流量(从而压比、温度),一定的燃料量增加必然对应一

定的流量增加,才能使工况重新稳定,从而压气机转速就会“自动地”到达相应一定流量的数值。对分轴机组的低工况,当燃料有一定量的阶跃增加时,假设它基本上能在燃气发生器转子上产生与高工况同样的加速剩余扭矩,使转子有基本相同的角加速度,但由于这些工况的 $(\partial G_c/\partial n_1)_{p_c}$ 较小,要达到使工况平衡、且 G_c 有一定增加量的新工况, n_1 必须上升得较多,所需的时间长,从而时间常数大。再者,低工况压气机效率较低,使加速的剩余扭矩变小,更使转子加速减慢,这也是随 n_1 减少,时间常数增大的原因之一。

三、用主导因素法建模的步骤及应用范围

1. 用主导因素法建模的步骤:

(1) 计算燃气轮机沿平衡运行线的 $(\partial G_c/\partial n_1)_{p_c}$ 。一般 $(\partial G_c/\partial n_1)_{p_c}$ 值沿加速过程线随 n_1 的变化规律与平衡工况基本相同。

(2) 用常数法计算 1~2 个平衡工况的时间常数和增益 K 。计算时仅考虑转子惯性。将得出的时间常数乘以 1.2,即为实际时间常数。

(3) 利用 T 、 K 和 $(\partial G_c/\partial n_1)_{p_c}$ 、 n_1 之间的关系式,计算出各个工况下的时间常数 T 和 K 。从而得到了压气机特性曲线平面上各个工况点(包括稳态和非稳态工况)的简化一阶模型。

(4) 用以上求得的数据,便可计算大扰动过渡过程。

我们按上述步骤,计算了某分轴机组的加速过程,并与实验进行了对照,主导因素法和实验结果基本吻合。计算过程及与实验结果的对比见图 4。计算所用的加油规律按实验时的喷油嘴前燃油压力折算而得。由图 4 可看出,主导因素法已基本满足工程计算需要。

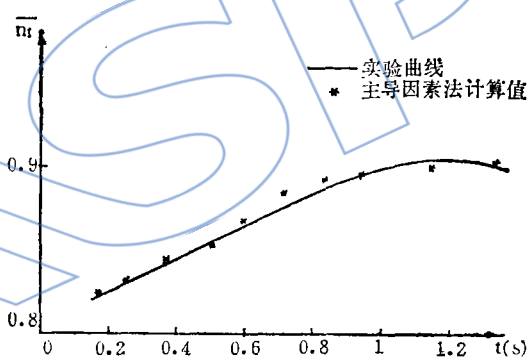


图 4 某分轴机组的加速过程

2. 关于主导因素法设想的应用范围:

(1) 对没有放气或放气量较少的燃气轮机,工况在 96% n_{10} 工况以下。

(2) 对放气量较大的燃气轮机,上述方法仅适合离开放气量急剧变化的区域。

虽然统计数据证实了 $(\partial G_c/\partial n_1)_{p_c}$ 随 n_1 的变化具有规律性,也初步探讨了时间常数与 $(\partial G_c/\partial n_1)_{p_c}$ 值的关系,但由于各种条件的限制,对文中提出的主导因素法设想,我们只对两台燃气轮机进行了理论和实验的研究。要使这一方法应用到更多的燃气轮机,还需做大量的理论分析和试验工作。

参 考 文 献

- [1] Ni Wei dou, Xu Xiang dong, Gu Yi, "Field Identification and Dynamic Response of an Industrial Gas Turbine", PROCEEDING OF INTERNATIONAL CONFERENCE ON INDUSTRIAL PROCESS MODELLING AND CONTROL, Vol.1, pp.219-224, 1985.
- [2] "用伪随机信号对车用燃气轮机动态特性的辨识", 科研报告, 兵器部研究所, 北京自动化技术研究所, 清华大学, 1983.
- [3] 倪维斗、任挺进、徐向东, "分轴燃气轮机辨识结果的分析与拟合", 《仪器仪表学报》, Vol.6 №4, Nov. 1985.
- [4] 徐向东, "燃气轮机系统的动态特性及其应用", 博士论文, 清华大学, 1985年1月.
- [5] Механиков А. И., Ольховский Г. Г., Ольховская Н. И., "Исследование Характеристик Компрессоров Энергетических ГТУ", Теплоэнергетика, 1983.

NUMERICAL SOLUTION OF A FULLY-COUPLED MODEL OF ONE-DIMENSIONAL TWO-PHASE NOZZLE FLOW

Wang Huiyu and Zhang Yuanjun

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

A numerical method for calculating a fully-coupled model of one-dimensional two-phase nozzle flow is described in brief. Governing equations are derived. The Runge-Kutta-Gill method is adopted to solve the equations numerically. The solution for uniform acceleration of gas phase is utilized as an approximate solution for the dimensionless distance $x^*(=x/L)=0$ to 0.02 , i.e. $u_g^*=\alpha x^*$. The initial value of α is determined by a trial and error approach and then checked at the throat. The solution is continued to the throat where the conditions must be satisfied. To eliminate the singularity of the equation, a superseding variable is introduced. The computations are performed for velocity-lag as well as temperature-lag of five particle sizes and two ratios of particle to gas flow rates. Temperature, pressure and velocity distributions of both gas and particle along the length of the nozzle are also obtained. In addition, various modes of one-dimensional two-phase nozzle flow have also been briefly reviewed.

DOMINANT FACTOR METHOD FOR ANALYZING DYNAMIC BEHAVIOUR OF GAS TURBINE

Ni Weidou and Xu Xiangdong

(Tsinghua University)

Abstract

A new proposal-dominant factor method-for analyzing the dynamic behaviour of gas turbine is suggested by utilizing the results of field identification by pseudo random binary signal and combining with the theoretical analysis. The basic concept can be stated as follows, though the dynamic behaviour of gas turbine is different for each operating point, one of the parameters of the gas turbine can be selected as the dominant factor dictating its dynamic response. This parameter is the partial derivative of air flow rate G_c versus speed of the gas generator rotor n_1 , that is $(\partial G_c / \partial n_1)$ in the compressor chart. Therefore, it is

readily to establish the simplified mathematical model of gas turbine as a nonlinear system. At first, we calculate the linear model for the design point, and then in accordance with the variation of this dominant factor the dynamic model for the other operating points can be approximately determined (for steady and unsteady regimes). The feasibility of this method is proved by experiment.

INTEGRATED DYNAMIC MODEL OF TWO-VARIABLE SUPERSONIC INLET-ENGINE COMBINATION

Yang Jianbo and Guan Yanshen

(Northwestern Polytechnical University)

Abstract

An integrated dynamic model of a two-variable (normal shock position and engine speed) inlet-engine combination is formulated on the basis of the idea in author's former paper, but the effect of engine flow feedback on the inlet during transient period is taken into consideration and the matrix fraction description method is applied to transforming frequency domain into state space domain in the model. The results of a sample digital simulation for NASA 48cm inlet-J85 engine combination show that the method of formulation is satisfactory.

REVIEWS AND SURVEYS

DEVELOPMENT OF HIGH BY-PASS RATIO TURBOFAN ENGINES

Chen Guang

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

The development of the second and the third generations of high by-pass ratio turbofan engines, as well as the technical measures for improving the performance of engine, are summarized and reviewed in this paper. Compared with their predecessors, the second and the third generations of high by-pass ratio turbofan engines have much lower SFC, fewer parts, lower rate of performance