

文章编号:1000-8055(2013)03-0666-07

整机条件下涡扇发动机部件特征参数辨识

王 军, 隋岩峰

(中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 为解决整机条件下难于直接获得部件全部特征参数的问题, 在计算发动机部件特征参数对整机性能敏感度的基础上, 利用条件数分析参数之间的相关性最终确定可修正参数数量. 这样即可构造工程上可解的辨识问题, 并通过最小二乘法求解. 仿真计算结果显示: 高压压气机效率为 0.982 与初设值 0.98 一致, 说明该方法从理论上是可行的. 从具体实例的辨识结果来看, 有压气机后温度测试时部件效率降低量值符合实际结果; 无压气机后温度测试时高压压气机效率较设计状态偏高 12.7%, 不符合实际发动机工作情况. 显然辨识问题是病态的, 为此可修正参数不应超过 6 个.

关 键 词: 涡扇发动机; 特征参数; 条件数; 最小二乘; 辨识

中图分类号: V231

文献标志码: A

Identification of component characteristic parameter for whole turbofan engine

WANG Jun, SUI Yan-feng

(Shenyang Engine Design and Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to solve the difficulty to directly obtain all characteristic parameters of the components in the whole turbofan engine, it was determined ultimately that the number of corrected parameters by using the condition number of the correlations between parameters, on the basis of sensitivity calculation of the characteristic parameters of engine components to engine performance. Thus, the identification problem could be solved in engineering by the least square method. The simulation results show the efficiency of high compressor was 0.982 consistent with initial value of 0.98, indicating that the method is theoretically feasible. From the identification results of concrete example, the efficiency value of components were in accord with the actual results with the compressor temperature test; in contrast, the efficiency value compared with the design state was higher than 12.7%, which did not match the actual engine operating conditions. Clearly, the identification problem was ill-posed, so parameters can be amend should not exceed 6.

Key words: turbofan engine; characteristic parameter; condition number; least square; identification

发动机研制过程中, 尤其设计经验不足或者
生产装配工艺无法保证设计要求的情况下, 很可

能出现实际发动机的试验结果与设计目标偏差较
大的问题. 这就有必要对该偏差产生起决定作用

收稿日期: 2012-04-01

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130326.1743.201303.666_026.html

基金项目: 国家自然科学基金重点项目 (61233002)

作者简介: 王军 (1978—), 男, 内蒙古巴彦淖尔人, 高级工程师, 硕士生, 主要从事发动机总体性能设计工作.

的部件进行分离,有针对性提出修改优化措施,以全面满足设计指标的要求.然而,受限于测试能力和代价,发动机整机状态下的测试项目是有限的,不可能获得全部期望得到的信息,利用系统辨识的基本思路可解决发动机特征参数的辨识问题^[1-4],从而评估发动机实际工作特性.

系统辨识^[5-6](system identification, SI)是一种数据驱动型建模方法,需要从测试或实际运行中收集系统的输入和输出数据.在获取系统特征的过程中,每次改变其中一个状态或输入变量 ΔX_i ,同时保持其他所有的状态和输入变量为它们的标称点值,之后计算每一个变量扰动所带来

的目标函数值($Y_i, i=1, 2, \cdots, n$)的变化量 ΔY_i .对于发动机部件特征参数(部件效率、压比、流量等)来说,利用系统辨识的基本思想(扰动方法)可获得各特征参数对常规测试项目的敏感性,利用条件数分析参数之间的相关性,进而确定独立可调参数(需辨识的部件特征参数),根据预先给定的若干目标值(测试获得的整机参数,应大于或等于可调参数),获得一个非线性方程组,采用最小二乘法求解非线性方程组^[7-9].

1 发动机参数敏感度分析

组成发动机的各部件(示意图见图 1)都存在

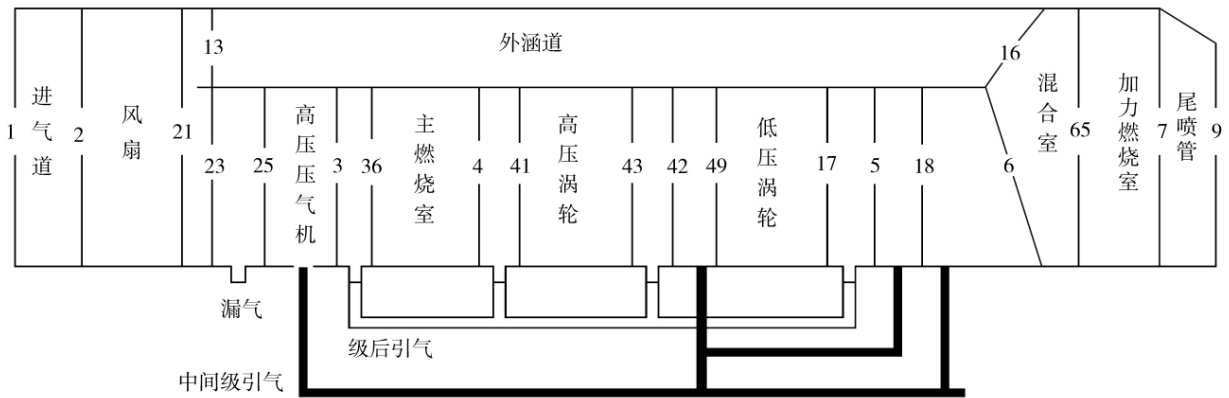


表 2 可调(修正)参数列表
Table 2 Tunable (corrected) parameter

序号	物理意义	序号	物理意义
1	风扇流量系数	11	低压涡轮单位功系数
2	风扇效率系数	12	低压涡轮效率系数
3	风扇压比系数	13	风扇后引气系数
4	高压压气机流量系数	14	压气机中间级引气系数
5	高压压气机效率系数	15	压气机级后引气系数
6	高压压比系数	16	中介机匣总压恢复系数
7	高压涡轮流量系数	17	燃烧室总压恢复系数
8	高压涡轮单位功系数	18	外涵总压恢复系数
9	高压涡轮效率系数	19	加力燃烧室总压恢复系数
10	低压涡轮流量系数	20	喷口面积

1.2 参数敏感度计算结果

以典型小涵道比涡扇发动机为算例,采用变比热容计算方法^[12-13],以等 n_1 为控制规律,将可调参数减小到原参数的 98%,可以得到可调参数对相关测量参数的影响量值.图 2 表示可调参数对相关测试参数变化量.

1.3 可调参数与可测参数关系分析

假定相对独立的可调参数(变量)的个数为 n 个,可测参数(目标函数)的个数为 m 个,为保证辨识问题有解,需满足 $m \geq n$, $m = n$ 时为正定方程存在唯一解(通过分析相关性,可保证方程组有解); $m > n$ 时为超定方程,存在最优解(通过分析不同数量的可调参数与可测参数之间的关系,可确定获得最优解的条件).

1.3.1 可调参数

根据 1.1 节所列的 20 个可调参数在发动机部件特性上的关注度及可调参数之间组成矩阵条件数之和(见表 3)进行排序,之后计算对应全部测量参数矩阵的条件数^[14-15](只保留 14 项),见表 4.

可见,在测量参数不变的条件下,可调参数越少,越容易辨识;另外,可调参数的排列顺序对能够获得的修正参数的最大数量有影响,按发动机特性关注度最多可获得 7 个可辨识的修正参数,按条件数之和升序排列最大可获得 9 个,按条件数之和降序排列最大仅可获得 3 个.

工程上一般整机可实现的测试项目较少,则需要修正的参数较多,这本身与修正参数越少越

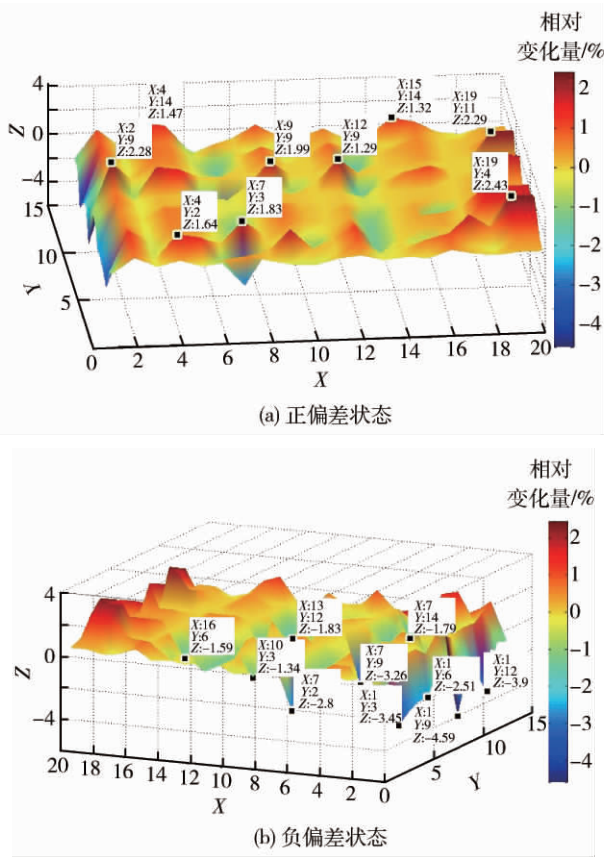


图 2 发动机主要特征参数敏感性计算结果

Fig. 2 Sensibility-calculating results for the main characteristic parameter of engine

易辨识是矛盾的,但可根据可调参数条件数之和的排序情况做一定取舍.

1.3.2 可测参数

从上节分析可知,为获得满意的辨识结果,可调参数的数量一般选取不大于 7,在可调参数不变的条件下,减少可测参数的数量,并计算剩余全部参数矩阵的条件数,见表 5.

表 3 可调参数之间组成矩阵条件数之和
Table 3 Condition number summation of tunable parameter matrix

可调参数序号	1	2	3	4	5
条件数之和	452	232	168	222	220
可调参数序号	6	7	8	9	10
条件数之和	183	356	1292	221	118
可调参数序号	11	12	13	14	15
条件数之和	524	166	207	640	142
可调参数序号	16	17	18	19	20
条件数之和	135	109	116	247	258

表 4 对应不同可调参数顺序的测量参数
矩阵条件数

Table 4 Condition number of tunable parameter matrix
corresponding different order

排序 1	条件数	排序 2	条件数	排序 3	条件数
2	1	17	1	8	1
5	4	18	2	14	3
9	8	10	3	11	5
12	10	16	4	1	282
20	13	15	4	7	365
18	13	12	8	20	452
1	21	3	12	19	496
3	299	6	15	2	516
4	307	13	20	4	728
6	2516	5	76	9	1463
7	5699	9	231	5	1801
10	5774	4	550	13	3381
19	6645	2	674	6	4072
17	31708	19	843	3	51141

表 5 对应不同测量参数数量的矩阵条件数

Table 5 Condition number of measure parameter matrix
corresponding different quantities

目标参数	7 参数	6 参数	5 参数	4 参数	3 参数
p_3					28
p_6				64	26
p_{13}			71	51	28
p_{25}		64817	68	48	30
T_{13}	28908	129	64	45	25
T_{25}	502	115	64	45	23
W_f	219	65	57	45	32
W_1	101	65	57	45	32
p_{16}	104	67	60	46	32
F	113	71	63	48	34
T_3	21	13	13	10	8
T_4	21	13	13	10	8

从表 5 中数据可知,相同可调参数下,测量参数越多越容易辨识;相同测量参数下,可调参数越少越容易辨识,这与上一节的结论是一致的.另外, T_3 测试对于多参数辨识具有重要意义,存在 T_3 测试可解决部分特征参数合理性的问题,应尽可能在常规测试中实现 T_3 测试.

1.4 可调参数的选择

实际发动机热力参数与设计状态的偏差主要体现在部件效率的降低,这也是部件特征参数辨识即可调参数选取的关键.

1.4.1 可调参数的初步选择

通过对测量参数的敏感度计算分析,可以将可调参数分为如下几类:

1) 对相关测量参数影响较小
按 0.5% 考虑辨识精度,图 2 中小于 0.5 可忽略.可见第 8 项、11 项、14 项即压气机中间级引气系数、高压涡轮单位功系数、低压涡轮单位功系数对测量参数的影响可以忽略,上述 3 个参数可以不进行修正.

2) 对相关测量参数影响不能忽略
风扇流量系数(序号 1)对相关测试参数的影响量值均较大,无法分辨,可根据发动机进口流量测量值给定.

3) 对部分测量参数有影响
将对测量参数影响较小或较大的可调量剔除后,利用条件数分析剩余可调参数之间的相关性.图 3 表示为剩余可调参数对应测量参数变化量之间的条件数.

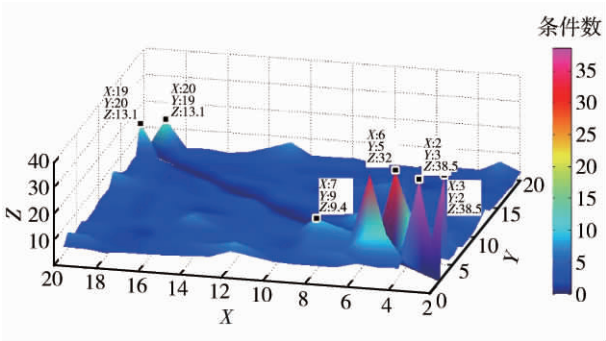


图 3 剩余可调参数之间的条件数

Fig. 3 Condition number of remaining tunable parameter

一般情况下,条件数小于 10 可认为向量之间无相关性,可以作为辨识的修正参数.分析图 3 中条件数大于 10 的数值可知

1) 风扇效率系数(序号2)和风扇压比系数(序号3)相关向量的条件数为38.5,这两个参数难以区分,可以根据风扇后压力测试数据(p_{13} 和 p_{25})或部件试验确定风扇压比系数。

2) 高压压气机流量系数(序号4)、效率系数(序号5)和压比系数(序号6)之间相关向量的条件数分别为12.1、10.8和38.5,尤其效率系数和压比系数难以分辨,压比系数可根据实测数据 p_{31} 和 p_{25} 确定,流量系数由部件根据可调静叶角度及压比系数给定。

3) 加力燃烧室总压恢复系数(序号19)和喷口面积(序号20)之间相关向量的条件数为13.1,另外,这两个参数对相关测试参数的影响量值基本相同,较难分辨,一般加力燃烧室总压恢复系数由部件试验确定。

1.4.2 可调参数的最终确定

经过初步选择,剩余12个可调参数:风扇效率系数(2)、高压压气机效率系数(5)、高压涡轮效率系数(7)、高压涡轮流量系数(9)、低压涡轮效率系数(10)、低压涡轮流量系数(12)、风扇后引气系数(13)、压气机后引气系数(15)、中介机匣总压恢复系数(16)、燃烧室总压恢复系数(17)、外涵总压恢复系数(18)和喷口面积(20)。

这12个可调参数组成的参数矩阵的条件数为721.3,这在工程中也是难以完全辨识的。从这几个参数的组成来看:

1) 四大部件的效率系数、外涵总压恢复系数以及喷口喉道面积是发动机匹配的重要参数,需要修正。

2) 风扇后引气系数对多个参数的影响不能忽略,该值需空气系统给定。

3) 压气机后引气系数对 T_4 、 T_6 、 p_3 、 W_f 四个参数有影响(对 T_4 影响最大),一般情况下 T_4 不可直接测量,但可通过 p_3 、 T_3 、 W_f 及压气机后引气系数确定,因此在无法直接获得 T_4 参数的情况下,压气机后引气系数需由空气系统给定。

4) 中介机匣总压恢复系数和燃烧室总压恢复系数可以根据部件室的计算或试验结果给出。

5) 高低压涡轮流量系数可由高低压涡轮导向器面积来确定,可以不必修正。

最终获得的6个可修正参数组成的参数矩阵的条件数为13.2,在工程上基本可以辨识。

2 部件特性辨识方法

2.1 辨识问题构造

1) 根据测量的发动机换算转速以及部件试验修正的风扇和压气机特性。

2) 根据测量的高低压涡轮导向器面积确定涡轮特性。

3) 根据空气系统的分析确定引气、漏气相关特性。

4) 根据实际测量的 m 个参数,分析 n 个修正参数对应矩阵的条件数,最终确定可以修正的 n 个参数。

5) 输入 n 个可修正参数,输出 m 个计算参数与实际测量参数进行比较,构造发动机参数辨识问题。

2.2 计算方法

针对构造的参数辨识问题(要求 $m \geq n$),假设这 n 个可调参数为 X ,考虑采用最小二乘法进行参数的辨识计算:

1) 将初始参数 X_i 带入发动机计算程序,获得 m 个输出参数 Y_i 。

2) 输出参数 Y_i 与测量参数 Y_r 做差,如果误差 E 小于设定误差,则认为初始参数 X_i 满足辨识要求。

3) 如果误差 E 大于设定值,则对初始参数进行小偏差计算,即分别对 X_i 中的 n 个参数叠加小量 Δ ,重新输入发动机计算程序获得 m 个输出参数和误差 E_m 。

4) 根据误差 E 和 E_m 以及小量 Δ 确定修正矩阵,应用最小二乘法获得初始参数的修正量 ΔX 。

5) 将初始参数修正为 $X_i = X_i - \Delta X$,重新带入1)中进行计算。

3 算例

3.1 仿真结果

为验证部件特征参数辨识方法的有效性,将设计点高压压气机效率降至原值的98%,将计算结果中的 n_2 、 F 、 W_f 、 p_3 、 p_6 、 T_3 、 T_6 等12个参数作为目标参数,风扇效率、压气机效率、高压涡轮效率、低压涡轮效率和喷口面积作为修正参数,代入

辨识计算程序,计算结果见表 6(表中参数均为无量纲数值)。

可见,辨识结果中高压压气机效率为 0.982 与初设值 0.98 一致,说明该方法从理论上是可行的。

3.2 辨识计算实例

以某型发动机试车数据为例,采用 6 个修正参数进行评估。由 1.3.2 节可知,当存在 T_3 测试时 6 个参数对应矩阵的条件数为 13,无 T_3 测试的条件数为 71,因此无 T_3 测试的 6 个参数辨识问题理论上是病态的,有 T_3 测试情况下可以在工程上应用。

根据以上的分析应用最小二乘法对 6 个参数进行辨识计算,结果见表 7(表中参数均为无量纲数值)。

从计算结果可见:排气温度增加了 3.5%,有 T_3 测试时风扇、高压压气机和高压涡轮效率均有所降低且高压系统所占比重较大,符合实际结果;无 T_3 测试时高压压气机效率较设计状态偏高 12.7%,不符合实际发动机工作情况,显然辨识问题是病态的。该结论进一步得到证明。

表 6 仿真计算结果
Table 6 Results of simulation

参 数	设 计 点	降效率 计算结果	修正 参数	设 计 点	辨 识 结 果
n_2	1.0	0.997	风扇 效率系数	1.0	1.000
F	1.0	1.007	压气机 效率系数	1.0	0.982
W_f	1.0	1.009	高压涡轮 效率系数	1.0	1.000
W_1	1.0	1.000	低压涡轮 效率系数	1.0	1.000
p_{13}	1.0	1.006	喷口喉道 面积系数	1.0	1.000
p_{25}	1.0	1.006			
p_3	1.0	1.000			
p_6	1.0	1.005			
p_{16}	1.0	1.001			
T_{25}	1.0	1.001			
T_3	1.0	1.007			
T_6	1.0	1.015			

表 7 最小二乘法辨识计算结果
Table 7 Calculating results by least square method

参 数	设 计 点	试 验 结 果	修 正 参 数	有 T_3 辨 识结果	无 T_3 辨 识结果
n_2	1.0	1.000	风扇 效率系数	0.990	0.992
F	1.0	1.017	压气机 效率系数	0.980	1.127
W_f	1.0	1.015	高压涡轮 效率系数	0.991	0.897
W_1	1.0	1.000	低压涡轮 效率系数	1.000	0.984
p_{13}	1.0	1.001	外涵损失 相对系数	1.001	1.000
p_{25}	1.0	1.001	喷口喉道 面积系数	1.003	1.003
p_3	1.0	1.001			
p_6	1.0	1.002			
p_{16}	1.0	1.015			
T_{25}	1.0	1.015			
T_3	1.0	1.016			
T_6	1.0	1.035			

如果测量参数有限,应根据实测结果减少修正参数的数量,以保证辨识结果合理。

4 结 论

本文较为系统地阐述了发动机特征参数辨识的思路和方法,在分析可调参数敏感度的基础上,进一步利用条件数对参数之间的相关性进行了对比分析,最终确定可修正参数。同时,构造工程上可解的辨识问题,利用最小二乘法进行修正参数计算,可以解决发动机整机条件下部件特性的评估问题。

为了保证辨识问题有解,需要注意下述 3 个问题:

- 1) 高、低压涡轮流量系数应根据装配履历记载的导向器面积数据确定;压气机后引气系数需空气系统计算或试验确定。
- 2) 整机测量参数应尽可能多,部分测试参数如 T_3 ,对多参数的辨识较为重要,同时应保证一定测试精度。
- 3) 在应用最小二乘法进行计算时,为保证求

解过程收敛,可根据测试数据的精度确定误差容限。

参考文献:

- [1] 白磊,陈思兵,江和甫. 基于模型辨识的发动机部件特性修正研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2009, 22(3): 37-39, 13.
BAI Lei, CHEN Sibing, JIANG Hefu. Investigation on correction methods of aero-engine components characteristics based on model identification[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2009, 22(3): 37-39, 13. (in Chinese)
- [2] 尉询楷,李应红,王剑影,等. 基于支持向量机的航空发动机辨识模型[J]. 航空动力学报, 2004, 19(5): 684-688.
WEI Xunkai, LI Yinghong, WANG Jianying, et al. A novel aeroengine identification model based on support vector machines[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(5): 684-688. (in Chinese)
- [3] 姜涛,李应红. 基于动态 RBF 网络的发动机起动过程模型辨识[J]. 航空动力学报, 2002, 17(3): 381-384.
JIANG Tao, LI Yinghong. A dynamic identification model of aeroengine starting process based on the RBF network[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(3): 381-384. (in Chinese)
- [4] 张东方,李应红,尉询楷. 计算涡扇发动机风车起动特性的辨识模型[J]. 航空动力学报, 2007, 22(8): 1320-1324.
ZHANG Dongfang, LI Yinghong, WEI Xunkai. Research on identification model of turbofan windmilling starting characteristics based on parsimonious genetic programming[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(8): 1320-1324. (in Chinese)
- [5] Jaw L C, Mattingly J D. Aircraft engine controls: design, system analysis, and health monitoring[M]. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009.
- [6] Ljung L. System identification: theory for the user[M]. NJ: Prentice-Hall, Upper Saddle River, 1987.
- [7] 李庆扬,莫孜中,祁力群. 非线性方程组的数值解法[M]. 北京: 科学出版社, 1987.
- [8] 唐煥文,秦学志. 实用优化方法[M]. 辽宁: 大连理工大学出版社, 2004.
- [9] 肖筱南. 现代数值计算方法[M]. 北京: 北京大学出版社, 2003.
- [10] Mattingly J D, Heiser W H, Daley D H. Aircraft engine design[M]. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1987.
- [11] 廉筱纯,吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.
- [12] 童凯生. 航空涡轮发动机性能变比热计算方法[M]. 北京: 航空工业出版社, 1991.
- [13] 沈维道,蒋维智,童钧耕. 工程热力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2001.
- [14] 电子科技大学应用数学系. 实用数值计算方法[M]. 北京: 高等教育出版社, 2001.
- [15] 李庆扬. 数值计算原理[M]. 北京: 科学出版社, 2000.