

文章编号:1000-8055(2013)09-1997-06

涡轴发动机高空台模拟偏差影响的性能修正方法

马前容^{1,2}, 吴 虎¹, 刘 涛², 周文祥³

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院
航空发动机高空模拟重点实验室, 四川 江油 621703;

3. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 针对涡轴发动机高空台试验因模拟偏差带来的性能差异问题,通过某涡轴发动机数值仿真计算和试验研究,提出了用相似换算和小偏差分析相结合的试验性能修正方法. 研究表明:发动机输出功率和耗油率的差异从只采用相似换算时的 3.0% 左右下降到 1.0% 左右,模拟偏差对性能的影响采用此修正是合理可行的.

关 键 词: 涡轴发动机; 高空台; 模拟偏差; 小偏差分析; 性能修正方法

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Correction method of influence of simulation bias on performance of turboshaft engine test in ATF

MA Qian-rong^{1,2}, WU Hu¹, LIU Tao², ZHOU Wen-xiang³

(1. School of Power and Energy,

Northwest Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Aero-engine Altitude Simulated Key Laboratory, China Gas Turbine Establishment,
Aviation Industry Corporation of China, Jiangyou Sichuan 621703, China;

3. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Simulation bias can cause the performance difference during turboshaft engine tests in altitude test facility (ATF). Based on numerical simulation and tests research of a turboshaft engine, a performance correction method of combining the resemble conversion with small deviation analysis was put forward. The results show that the differences of output power and specific fuel consumption were drop from about 3.0% obtained by the resemble conversion to about 1.0%, so this combination method is reasonable and scientific for correcting the influence of simulation bias on the engine performance.

Key words: turboshaft engine; altitude test facility (ATF); simulation bias; small deviation analysis; performance correction method

涡轴发动机在高空台试验时,由于进排气压力和进气温度调节控制系统控制容差,发动机进出口条件不可避免存在模拟偏差,为了得到给定

飞行状态的试验性能,必须解决模拟偏差影响修正问题. 国内外对涡喷涡扇发动机试验性能修正方法研究开展较多^[1-6],对涡轴发动机的相关研究

收稿日期:2013-03-29

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130926.1103.201309.1997_027.html

作者简介:马前容(1972—),女,重庆荣昌人,研究员,博士生,主要从事航空发动机高空模拟试验技术和试验研究.

相对较少^[7-9]。

目前国内外发动机试验性能修正已采用的方法包括相似换算^[1,5,10-11]、图表插值^[6]、小偏差分析^[12]，黄开明和黄金泉等还提出了等效相似换算方法^[8-9]。相似换算修正方法是以几何和流动相似为前提，从相似准则导出修正公式。图表插值方法是利用已有的性能参数随试验条件变化关系曲线或数据表，通过插值确定实际试验条件下性能参数，图表数据通常由大量试验或高精度数学模型给出。小偏差分析方法又称小干扰法，当物理过程参数在小范围内变化时，利用已知微分关系式来确定微小改变量之间相互关系。此方法是一种近似计算方法，已广泛应用于各门学科中^[13-14]。等效相似换算是按照“等效转换系数”转化不同大气条件试验性能，然后再进行相似换算。

对于涡轴发动机而言，一般情况下尾喷管工作在亚临界状态。在动力涡轮恒物理转速控制计划下，当发动机飞行状态参数模拟存在偏差时，即使动力涡轮最小截面临界，其内部流动也不满足相似条件，采用相似换算修正功率和耗油率会存在较大误差。用试验获取图表插值数据费用高昂且无法独立影响因素，用模型计算又依赖于仿真精度。等效相似换算方法需要先利用模型计算等效转换系数，也与模型精度有关。小偏差分析方法只要求过程参数是微小变化，在相关国家标准^[15]中已规定高空台性能试验模拟偏差为小偏差，故高空台可采用小偏差分析方法。

本文通过仿真和试验研究，提出了高空台试验性能模拟偏差影响可采用相似换算和小偏差分析相结合的修正方法，算例和试验结果表明此方法能够明显降低进排气压力模拟偏差对涡轴发动机输出功率和耗油率修正结果的差异。

1 高空台试验设备和试验方法

高空台试验设备由供气系统、高空舱和抽气系统、测控系统等组成。总温、总压满足试验要求的空气由供气系统提供，经稳压室后进入高空舱；排气系统收集发动机喷管排出的高温燃气并增压，使高空舱压力满足发动机排气环境要求；涡轴发动机安装在高空舱内，输出功率轴与水力测功器相连。高空台安装很多传感器、压力探针、热电偶和水力测功器，用来测量温度、压力、功率、空气流量、燃油流量和振动等。测控系统可用于试验数据实时采集、处理、监视和显示，以及进排气压力的调节和控制。高空台示意图见图1。

涡轴发动机高空台试验利用供抽气系统模拟发动机进口气流条件和排气环境压力，模拟发动机从进口到出口截面之间的内流流动，来获取发动机涡轴的空中工作特性^[16]。

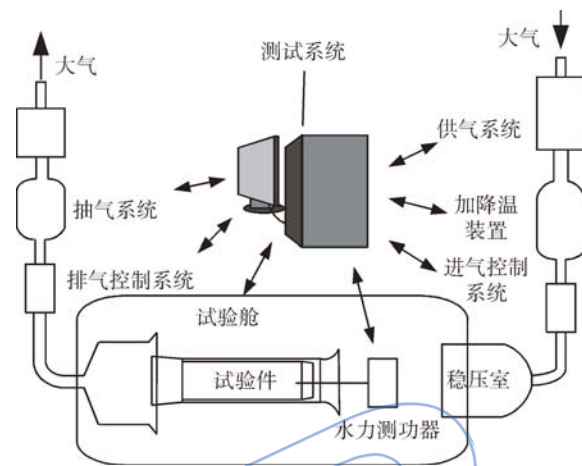


图1 高空台示意图

Fig. 1 Sketch map of ATF

2 模拟偏差影响修正方法

2.1 相似换算修正

相似换算修正方法是基于相似理论，在发动机几何相似和工作状态相似条件下，假定其与外界不存在热交换、燃烧物理化学过程相似，忽略气体热力性能、雷诺数的影响，从相似准则导出的相似参数来获得给定飞行状态下性能的一种性能修正方法。

涡轴发动机主要性能参数的相似换算修正公式为

$$n_c = n \sqrt{T_{t1,c}/T_{t1}} \quad (1)$$

$$W_{a,c} = W_a (p_{t1,c}/p_{t1}) \cdot \sqrt{T_{t1}/T_{t1,c}} \quad (2)$$

$$W_{f,c} = W_f (p_{t1,c}/p_{t1}) \cdot \sqrt{T_{t1,c}/T_{t1}} \quad (3)$$

$$N_{e,c} = N_e (p_{t1,c}/p_{t1}) \cdot \sqrt{T_{t1,c}/T_{t1}} \quad (4)$$

$$(s_{fc})_c = s_{fc} \quad (5)$$

式中 n 为发动机转子转速， W_a 为空气流量， W_f 为燃油流量， N_e 为输出功率， s_{fc} 为单位功耗油率， p_{t1} 为发动机进口总压， T_{t1} 为发动机进口总温，下标“c”表示给定飞行状态下的参数。

涡轴发动机各截面总温 T_t 、总压 p_t 的相似换算修正公式为

$$T_{ti,c} = T_{ti} \cdot (T_{t1,c}/T_{t1}) \quad (6)$$

$$p_{ti,c} = p_{ti} \cdot (p_{t1,c}/p_{t1}) \quad (7)$$

式中下标“ i ”为发动机流路截面代号。

2.2 小偏差修正

小偏差修正基于小偏差分析理论。小偏差分析方法的基本原理是用一个准线性系统描述一个非线性系统,当系统中某参数在规定的的小偏差范围内变化时,利用已知的微分关系式确定微小改变量之间的相互关系,函数与基准值的小偏差值近似地等于它的微分结果。

涡轴发动机在高空台进行性能试验时,试验性能参数 y 用试验测量值 x_i 表示为

$$y = f(\mathbf{x}) = f(x_1, x_2, \dots, x_N) \quad (8)$$

x_i 微小变化后, y 按泰勒级数展开后得到扰动量 dy 为

$$dy = \sum_{i=1}^N f'(x_{i,0}) dx_i + \frac{1}{2!} \sum_{i=1}^N f''(x_{i,0}) dx_i^2 + \frac{1}{3!} \sum_{i=1}^N f'''(x_{i,0}) dx_i^3 + \dots \quad (9)$$

当函数 $f(\mathbf{x})$ 在点 $\mathbf{x} = \mathbf{x}_0$ 的 2 阶导数及更高阶导数是有限值,且 $\Delta \mathbf{x}$ 很小,忽略泰勒级数的第 2 项及以后各项为高阶小量。假设 $f'(\mathbf{x}_0 + \Delta \mathbf{x}) \approx f'(\mathbf{x}_0)$, 对于任意性能参数 y , 当飞行状态存在模拟偏差使 x_i 产生微小变化时, y 变化近似表示为

$$\Delta y \approx \sum_{i=1}^N \frac{\partial y}{\partial x_{i,0}} \Delta x_i = k_1 \Delta x_1 + k_2 \Delta x_2 + \dots + k_N \Delta x_N \quad (10)$$

利用 $d(\ln x_i) = dx_i/x_i \approx \Delta x_i/x_i = \delta x_i$, y 的相对变化为

$$\delta y = c_1 \delta x_1 + c_2 \delta x_2 + \dots + c_N \delta x_N \quad (11)$$

式中 k_i 为 x_i 对 y 的影响系数, $c_i = \frac{x_i}{y} \frac{\partial y}{\partial x_i}$ 。

涡轴发动机工作在较高功率状态,动力涡轮导向器喉道临界,其后压力变化不会向前传递影响燃气发生器工作;发动机燃气涡轮出口温度、排气环境压力或进出口冲压比变化将改变动力涡轮的焓降和落压比,从而影响动力涡轮的输出功率。涡轴发动机工作在相同换算转速时,相似换算修正后的空气流量、燃油流量、燃气涡轮出口温度变化

很小,涡轴发动机输出功率换算值差异较大,可用小偏差分析方法修正模拟偏差对输出功率的影响。

涡轴发动机输出功率 N_e 计算公式为

$$N_e = W_a \frac{\kappa}{\kappa - 1} RT_{45} \left[1 - \frac{1}{\pi_p^{(\kappa-1)/\kappa}} \right] \eta_p \quad (12)$$

式中 π_p 为动力涡轮落压比, η_p 为动力涡轮效率, T_{45} 为进口温度。模拟小偏差时,忽略温度变化对气体热力性质影响, N_e 随 W_a , π_p , η_p 和 T_{45} 的变化可表示为

$$\delta N_e = c_1 \delta T_{45} + c_2 (\delta p_{45} - \delta p_5) + c_3 \delta \eta_p + c_4 \delta W_a \quad (13)$$

式中 c_1 为 T_{45} 的影响系数, c_2 为 π_p 的影响系数, c_3 为 η_p 的影响系数, c_4 为 W_a 的影响系数; p_{45} 为动力涡轮进口总压, p_5 为动力涡轮出口总压。

$$\begin{cases} c_1 = 1.0 \\ c_2 = \frac{\kappa - 1}{\kappa [\pi_p^{(\kappa-1)/\kappa} - 1]} \\ c_3 = 1.0 \\ c_4 = 1.0 \end{cases} \quad (14)$$

利用相似换算关联飞行条件模拟偏差 δT_{t1} , δp_{t1} , δp_h (p_h 为排气环境压力), δT_{45} , δp_{45} 和 δp_5 , 忽略 $\delta \eta_p$ 变化的影响,模拟偏差对 N_e 的影响为

$$\delta N_e = \delta W_a + \delta T_{t1} + c_2 (\delta p_{t1} - \delta p_h) \quad (15)$$

3 仿真计算与试验结果

3.1 仿真计算结果

采用面向对象方法,与南京航空航天大学合作开发了涡轴发动机部件级热力模型,并利用高空台试验数据完成人工经验修模,在地面条件下模型精度优于 1.0%。

利用优化模型,发动机在燃气发生器换算转速 $n_{g,c} = 1.0$ 、动力涡轮转速 $n_p = 1.0$ 控制计划下,分别计算了模拟偏差 p_{t1} , p_h 和 T_{t1} 的影响,计算条件见表 1,采用相似换算和小偏差修正方法得到的标准海平面大气下的燃油流量 $W_{f,c}$ 、输出功率 $N_{e,c}$ 和耗油率 $(S_{fc})_c$ 与设计点性能的相对差异见图 2,图表中偏差和差异为计算值与海平面标准大气条件的相对偏差。

表 1 涡轴发动机仿真计算条件

Table 1 Turboshaft engine simulation conditions

	序号											
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
$\delta p_{t1} / \%$	-2.0	-1.0	2.0	4.0	0	0	0	0	0	0	0	0
$\delta T_{t1} / \%$	0	0	0	0	0	0	0	0	-4.0	-2.0	2.0	4.0
$\delta p_h / \%$	0	0	0	0	-4.0	-3.0	-2.0	-1.0	0	0	0	0

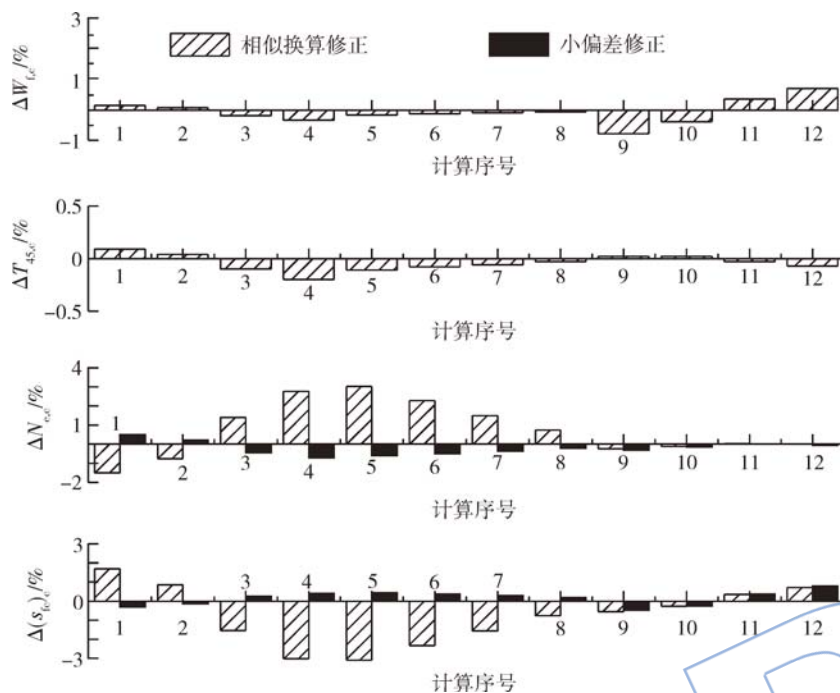


图2 涡轴发动机仿真计算结果

Fig. 2 Turboshaft engine results of simulation calculation

仿真计算结果表明:

1) 在表1模拟偏差范围内,发动机换算空气质量流量 $W_{a,c}$ 保持不变. 其原因是 $n_{g,c}=1.0$ 时,压气机压比变化对 $W_{a,c}$ 影响很小,加之模拟偏差对压气机压比影响也很小.

2) 模拟偏差对 $W_{f,c}$ 的影响较小, $\delta p_{t1}=4.0\%$, $\delta p_h=-4.0\%$, $\delta T_{t1}=4.0\%$ 时,对应的相似换算修正结果相对差异最大,分别为 -0.34% , -0.16% 和 -0.79% .

3) 模拟偏差对 $T_{45,c}$ 的影响很小,在表1模拟偏差范围内,相似换算修正结果的相对差异小于 0.2% .

4) 存在 p_{t1} 和 p_h 模拟偏差时,相似换算修正方法得到的 $(N_{e,c})_1$ 和 $(s_{fc})_{c1}$ 的相对差异较大. $\delta p_{t1}=4.0\%$ 和 $\delta p_h=-4.0\%$ 时相对差异最大, $(N_{e,c})_1$ 分别为 2.77% 和 3.03% , $(s_{fc})_{c1}$ 分别为 -3.01% 和 -3.09% . 相似换算修正方法得到的 $(N_{e,c})_1$ 差异较大,是因为没有考虑发动机进出口冲压比带来的影响.

5) 存在 p_{t1} 和 p_h 模拟偏差时,小偏差修正方法能够明显减小 $(N_{e,c})_2$ 和 $(s_{fc})_{c2}$ 的相对差异,相应的 $(N_{e,c})_2$ 相对差异分别下降至 -0.72% 和 -0.59% , $(s_{fc})_{c2}$ 分别下降至 0.40% 和 0.44% .

6) δT_{t1} 对 $N_{e,c}$ 和 $(s_{fc})_c$ 影响较小,最大相对差异分别为 -0.24% 和 0.72% ;两种修正方法得到

的结果变化不大,小偏差修正方法 $N_{e,c}$ 和 $(s_{fc})_c$ 的最大相对差异分别为 -0.32% 和 0.79% .

3.2 试验结果

某涡轴发动机在高空台上试验,保持 p_{t1} 和 T_{t1} 不变,调节 p_h 模拟偏差在 $-4.0\% \sim 0\%$ 范围内变化,试验条件见表2,采用相似换算和小偏差修正得到的标准海平面大气下的 $W_{a,c}$, $N_{e,c}$ 和 $(s_{fc})_c$ 节流特性见图3和图4(图中量的符号下标 dp 表示设计点的值).

表2 涡轴发动机试验条件

Table 2 Turboshaft engine test conditions

序号	$n_{g,c}/\%$	$n_{p,c}/\%$	$\delta p_{t1}/\%$	$\delta T_{t1}/\%$	$\delta p_h/\%$
1	93.58	99.90	-0.04	0.15	-0.16
2	93.73	99.91	-0.14	-0.19	-1.19
3	93.80	99.90	-0.16	-0.22	-2.12
4	93.75	99.94	-0.18	0.02	-4.04
5	95.00	99.91	-0.04	0.26	-0.16
6	95.04	99.92	-0.27	-0.19	-1.16
7	94.98	99.91	-0.23	-0.08	-2.13
8	94.88	99.91	-0.07	-0.10	-4.15
9	96.25	99.90	-0.09	0.08	-0.18
10	96.27	99.90	-0.11	-0.20	-1.13
11	96.22	99.91	-0.09	-0.04	-2.11

续表

序号	$n_{g,c}/\%$	$n_{p,c}/\%$	$\delta p_{t1}/\%$	$\delta T_{t1}/\%$	$\delta p_h/\%$
12	95.95	99.92	-0.14	-0.09	-4.11
13	96.85	99.88	-0.15	-0.02	-0.21
14	96.91	99.88	-0.25	-0.19	-1.17
15	96.68	99.91	-0.08	-0.04	-2.09
16	96.63	99.91	-0.24	0.02	-4.15
17	98.26	99.90	-0.22	-0.01	-0.20
18	98.18	99.91	-0.04	0.00	-1.16
19	98.01	99.93	0.08	0.03	-2.09
20	97.95	99.92	-0.08	0.05	-4.15

试验时,燃气发生器换算转速 $n_{g,c}$ 差异小于 0.2%, 动力涡轮物理转速 n_p 最大差异小于 0.04%; δp_{t1} 和 δT_{t1} 小于 0.3%, δp_h 最大变化量为 -4.15%。小偏差修正时,动力涡轮落压比由优化模型计算得到。

试验结果表明:

1) 相似换算修正方法获得的 $W_{a,c}$ 节流特性分散度很小, 相同发动机状态下的最大相对差异小于 0.5%。

2) 相似换算修正方法获得的 $(N_{e,c})_1$ 节流特

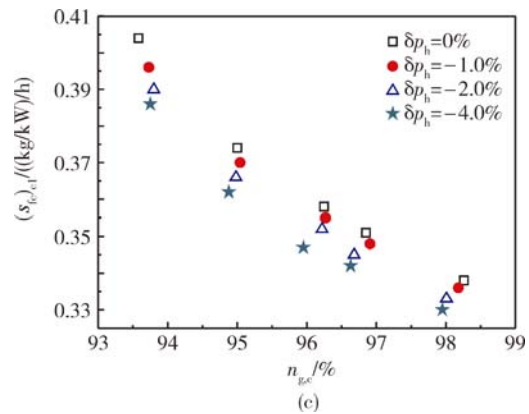
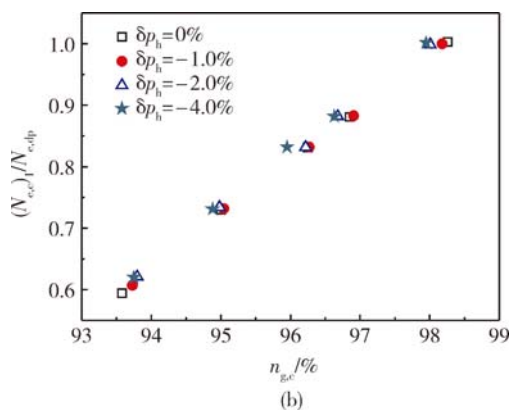
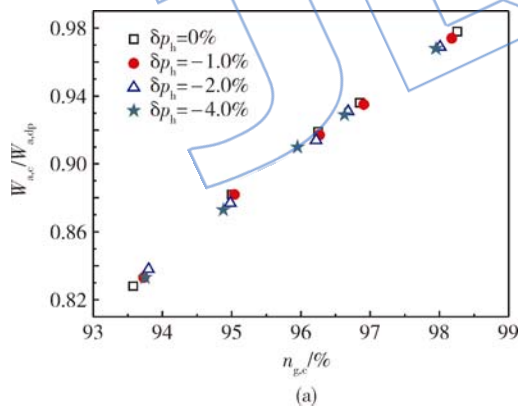


图3 涡轴发动机相似换算修正结果

Fig. 3 Turboshaft engine correction results of resemble conversion

性分散度较大, 相同发动机状态下的相对差异为 2.0%~2.5%。小偏差修正方法获得的 $(N_{e,c})_2$ 节流特性的分散度明显降低, 相同发动机状态下的最大相对差异为 0.8%~1.1%。

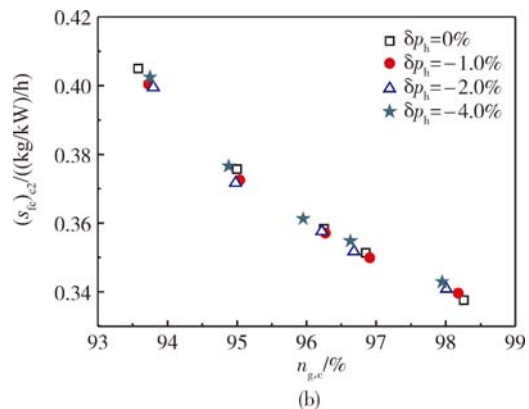
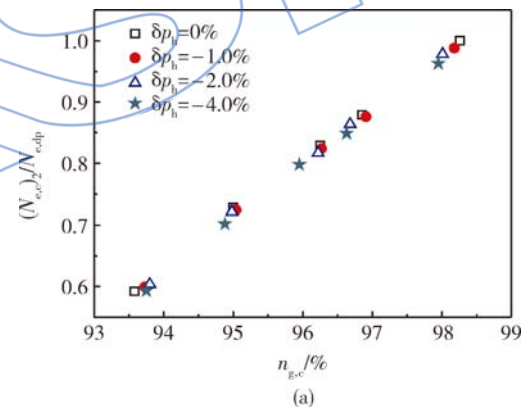


图4 涡轴发动机小偏差修正结果

Fig. 4 Turboshaft engine correction results of small deviation analysis

3) 相似换算修正方法获得的 $(s_{fc})_{cl}$ 节流特性分散度较大, 相同发动机状态下的相对差异在 $3.0\% \sim 3.5\%$ 。小偏差修正方法获得的 $(s_{fc})_{cz}$ 节流特性的分散度明显降低, 相同发动机状态下的最大相对差异为 $0.6\% \sim 1.0\%$ 。

4 结 论

发动机进口压力 p_{t1} 模拟偏差在 $-2.0\% \sim 4.0\%$, 排气环境压力 p_h 模拟偏差在 $-4.0\% \sim 0\%$, 进口总温 T_{t1} 模拟偏差在 $-4.0\% \sim 4.0\%$ 范围内变化时, 分析优化模型计算结果和某型涡轴发动机排气环境压力模拟偏差影响试验结果, 得出结论如下:

1) 可用相似换算修正燃气发生器性能参数(空气流量、燃油流量和动力涡轮进口总温等), 修正值的差异小于 0.8% 。

2) 存在 T_{t1} 模拟偏差时, 用相似换算和小偏差修正获得的发动机输出功率和耗油率差异小于 0.1% 。

3) 存在 p_{t1} 和 p_h 模拟偏差时, 用相似换算修正获得的发动机输出功率和耗油率差异较大, 最大差异值分别约 2.5% 和 3.5% ; 改用小偏差修正后发动机输出功率和耗油率差异明显减小, 最大差异值下降至 1.0% 左右。

参考文献:

- [1] Volponi A J. Gas turbine parameter corrections[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1999, 121(4): 613-621.
- [2] Ushiyama I. Theoretically estimating the performance of gas turbines under varying atmospheric conditions[J]. Journal of Engineering for Power, 1976, 98(1): 69-78.
- [3] Kyritsis V E, Pilidis P. An analytical approach for gas turbine parameter corrections[J]. ASME Paper GT2008-50716, 2008.
- [4] Casoni A, Colitto N, Elliott J, et al. Corrected parameter control for two shaft gas turbines[J]. Proceedings of the ASME, Turbo Expo, 2004, 4(2): 741-748.
- [5] 刘大响. 试车环境对发动机性能的影响及修正方法[M]. 北京: 航空工业出版社, 1989.
- [6] 张逸民, 陈大光, 刘大响, 等. 航空发动机试车性能修正[R]. 四川 江油: 航空工业部第六二四研究所, 1983.
- [7] Attia M S, Eustace R W. The predicted and measured effects of increasing back pressure on the performance of a turboshaft engine[J]. ASME Paper GT2010-22323, 2010.
- [8] 黄开明, 黄金泉, 任丹, 等. 涡轴发动机性能参数的等效换算[J]. 航空动力学报, 2010, 25(9): 2036-2040.
HUANG Kaiming, HUANG Jinquan, REN Dan, et al. Performance parameter equivalent correction of turbo-shaft engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(9): 2036-2040. (in Chinese)
- [9] 黄开明. 涡轴发动机性能与控制规律仿真及试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
HUANG Kaiming. Simulation and experiment research of turbo-shaft engine performance and control law[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [10] 涅恰耶夫. 航空动力装置控制规律与特性[M]. 单凤桐, 程振海, 译. 北京: 国防工业出版社, 1999.
- [11] 廉小纯, 吴虎. 航空燃气轮机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.
- [12] 契尔凯兹. 航空涡轮喷气发动机原理和计算中小偏差法的应用[M]. 杨克立, 译. 北京: 国防工业出版社, 1959.
- [13] 宋江涛, 雷勇. 基于小偏差法的航空发动机气路故障诊断方法[J]. 科学技术与工程, 2008, 8(6): 1501-1503.
SONG Jiangtao, LEI Yong. Fault diagnosis of aeroengine gas path based on small deviation method[J]. Science Technology and Engineering, 2008, 8(6): 1501-1503. (in Chinese)
- [14] 吴学辉, 李志刚, 陶增元. 参数小偏差对某高推重比航空发动机性能的影响分析[J]. 航空动力学报, 2005, 20(6): 1028-1031.
WU Xuehui, LI Zhigang, TAO Zengyuan. Analysis of the effects of parameter small deviations on a high thrust-weight ratio aeroengine performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(6): 1028-1031. (in Chinese)
- [15] 国防科学技术工业委员会. GJB4879-2003 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机高空模拟试验要求[S]. 北京: 国防科学技术工业委员会, 2003.
- [16] 杜鹤龄. 航空发动机高空模拟[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.