

# 环境小偏差条件下涡轴发动机轴功率及其 不确定度计算方法

祁斌, 刘涛, 冷林涛, 钟华贵, 吴锋

(中国航空发动机集团有限公司 四川燃气涡轮研究院, 四川 绵阳 621000)

**摘 要:** 对涡轴发动机高空模拟试验性能处理方法作了研究,利用小偏差和传统的相似换算理论研究了涡轴发动机轴功率计算方法,推导出了环境模拟小偏差条件下的轴功率计算公式。试验结果表明:在小偏差条件下,该计算方法得到的误差比相似换算的误差低0.2%~0.6%。给出了小偏差条件下的换算轴功率公式和不确定度计算公式。该轴功率计算方法和不确定度计算方法可以为相关工程技术人员提供技术参考。

**关键词:** 涡轴发动机; 环境小偏差; 相似换算; 计算公式; 不确定度

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

## Calculation method of shaft power and its uncertainty of turboshaft engine under small environmental deviation

QI Bin, LIU Tao, LENG Lintao, ZHONG Huagui, WU Feng

(Sichuan Gas Turbine Establishment,

Aero Engine Corporation of China, Mianyang Sichuan, 621000)

**Abstract:** The performance processing method of turboshaft engine high altitude simulation test was studied. The shaft power calculation method of turboshaft engine was studied and the calculation formula of shaft power under the condition of small deviation of environment simulation was derived by using small deviation and traditional similarity conversion theory. The experimental results showed that under the condition of small deviation, the calculation error of this method was 0.2%—0.6% lower than that of similar conversion. The formula of converted shaft power and the formula of uncertainty under the condition of small deviation were given. The shaft power calculation method and uncertainty calculation method proposed can provide a technical reference for relevant engineering and technical personnel.

**Key words:** turboshaft engine; small environment deviation; similarity conversion; correction formula; uncertainty

航空发动机高空模拟试验过程中会存在环境模拟偏差(实际进排气模拟值与规定值存在差异),随着试验技术的提高,这种差异不断减小,但仍不可避免。但为便于分析试验结果,与性能指

标进行对比,需要把试验得到的性能数据换算到规定的飞行条件。传统地考虑环境模拟偏差对发动机性能的影响,基本是采用换算修正方法。根据相似工作原理,在同一转速和调节机构位置不

收稿日期:2021-04-10

作者简介:祁斌(1990—),男,工程师,硕士,主要从事航空发动机整机试验性能分析。

引用格式:祁斌,刘涛,冷林涛,等. 环境小偏差条件下涡轴发动机轴功率及其不确定度计算方法[J]. 航空动力学报,2021,36(11):2271-2277. QI Bin, LIU Tao, LENG Lintao, et al. Calculation method of shaft power and its uncertainty of turboshaft engine under small environmental deviation[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(11): 2271-2277.

变的情况下,发动机气动热力参数实质上取决于进气温度和压力。由于涡轴发动机的结构和工作特性,发动机工作时尾喷口不临界,且自由涡轮物理转速恒定,整机不完全满足相似条件,采用相似换算就带来了修正偏差。涡轴发动机轴功率对背压比较敏感,而相似换算没有对背压的模拟偏差进行修正,因此,传统的相似换算处理方法不完全适用于涡轴发动机。

涡轴发动机试验委托方一般要求试验方提供各试验点的轴功率以及相应的不确定度,目前轴功率采用相似换算修正,而不确定度计算公式均由相似换算公式推导而来,因此当发动机不满足相似条件时,功率的不确定度计算结果同样也有偏差。涡轴发动机性能处理方法是否合理,关系到高空台试验结果评定的准确性。轴功率是涡轴发动机高空模拟试验最重要的性能参数,因此急需开展环境模拟偏差条件下轴功率计算和不确定度的研究以提高试验结果的准确性。

国内学者对涡轴发动机作了大量研究<sup>[1-2]</sup>。蒲宁等分析了涡轴发动机轴功率换算不满足相似原理的原因<sup>[3]</sup>。黄开明等提出了涡轴发动机性能参数的等效换算方法,分别获取发动机按照等自由涡轮物理转速和等自由涡轮换算转速控制规律下的性能,得到等效转换系数<sup>[4]</sup>。马前容等提出了相似换算和小偏差相结合的试验性能修正方法,利用数值模型分析计算了环境模拟偏差对发动机性能的影响<sup>[5]</sup>。赵飞等利用数值计算研究了基于核心机换算转速的性能修正方法<sup>[6]</sup>。刘祥平、张洪源、罗宿明等利用数值模拟方法研究了进气条件对涡轴发动机性能的影响<sup>[7-9]</sup>。张赞、任智勇等研究了进气湿度和温度对涡轴发动机性能的影响<sup>[10-11]</sup>。姜淙茹、吕建伟、邱超、李小平等对小偏差分析方法在发动机性能处理上的应用作了研究<sup>[12-15]</sup>。

## 1 试验条件下的轴功率计算

涡轴发动机轴功率由测功器测得。由于发动机输出轴转速高,输出轴后连接有主减、中尾减、旋翼等。因此,在台架试验时如何模拟负载系统的转动惯量就直接影响到发动机过渡态性能的测试和考核。测功器转子本身的转动惯量比直升机上的传动系统加旋翼要小,如果不采取特别措施将影响发动机过渡态性能和功率变换特性。为避免不利影响,涡轴发动机试验时,一般在测功器输

入端装有根据不同负载转动惯量差设计的飞轮。加装了飞轮后的水力测功器在测取功率时要进行风阻修正,轴功率等于水力测功器测得功率加上飞轮的功耗。

轴功率计算公式为

$$P_{ow} = P_{dy} + P_f \quad (1)$$

其中测功器测得功率  $P_{dy} = \frac{M_{dy} N_{dy}}{9549.296}$ ,  $M_{dy}$  为测功器扭矩,  $N_{dy}$  为测功器转速,  $P_f$  为飞轮修正功。

对于飞轮修正功的计算方法,本文参考了牛津大学工程科学学院对轴功率测量的研究成果<sup>[16]</sup>。作用在飞轮上的阻力与飞轮表面气流摩擦力、轴承摩擦力(动摩擦和静摩擦)有关,表面气流摩擦力是飞轮所处环境温度、压力及飞轮转速的函数,数学模型为式(2)。

$$P_f = \left( C_f + C_{fw} \omega + \frac{1}{2} C_{wind} \rho \omega^2 \right) \omega \quad (2)$$

其中  $C_f$  为静态轴承摩擦因数,  $C_{fw}$  为动态轴承摩擦因数,  $C_{wind}$  为风阻系数,  $\rho$  为空气密度,  $\omega$  为飞轮角速度。  $C_f$ 、 $C_{fw}$ 、 $C_{wind}$  可根据测功器厂家提供的转速-飞轮功率试验数据拟合得到。

将飞轮所处环境的空气看作理想气体,根据理想气体方程

$$\rho = \frac{p_0}{RT_0} \quad (3)$$

其中  $p_0$  为测功器所处环境压力,  $T_0$  为环境温度, 综上,轴功率的计算公式为

$$P_{ow} = \left[ C_f + C_{fw} \frac{\pi}{30} N_{dy} + \frac{1}{2} C_{wind} \rho \left( \frac{\pi}{30} N_{dy} \right)^2 \right] \times \frac{\pi}{30} N_{dy} + \frac{M_{dy} N_{dy}}{9549.296} \quad (4)$$

## 2 环境小偏差条件下轴功率的确定

根据发动机工作特点,当涡轴发动机动力涡轮导向器喉道临界,认为燃气发生器部分性能参数满足相似。因此,进气总压、进气总温、燃气涡轮转速、空气流量可采用传统相似换算处理。而输出轴功率需考虑进排气和进口总温模拟偏差进行修正。

发动机输出功率  $P_{ow}$  可根据式(5)<sup>[17]</sup>计算

$$P_{ow} = W_a L_t = W_a \frac{\kappa}{\kappa - 1} R T_{45} \left( 1 - \frac{1}{\pi_t^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \right) \eta_t \quad (5)$$

其中  $W_a$  为空气流量;  $\pi_t$  为动力涡轮落压比,  $\pi_t =$

$\frac{p_{145}}{p_{15}}$ ,  $p_{145}$  为动力涡轮进口总压,  $p_{15}$  为动力涡轮出口总压;  $\eta_t$  为动力涡轮效率;  $T_{45}$  为动力涡轮进口总温。

对式(5)两边取对数, 得到

$$\ln P_{ow} = \ln W_a + \ln \left( \frac{\kappa}{\kappa - 1} R \eta_t \right) + \ln T_{45} + \ln \left( 1 - \frac{1}{\pi_t^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \right) \quad (6)$$

根据发动机工作特点, 小偏差模拟条件下, 压气机和涡轮效率变化均很小, 可以忽略  $\eta_t$  变化的影响, 认为  $\kappa$  和  $R$  保持不变。当涡轴发动机工作状态满足动力涡轮导向器喉道临界, 认为燃气涡轮参数满足相似条件, 进口总压和总温模拟偏差可采用相似换算公式修正, 其实修正的是进气总压和总温模拟偏差对  $W_a$  和  $T_{45}$  的影响。

令  $y = 1 - \frac{1}{\pi_t^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}$ , 对其微分, 取 1 阶项, 可简化为

$$dy = \frac{\partial y}{\partial p_{145}} dp_{145} + \frac{\partial y}{\partial p_{15}} dp_{15} = \frac{\kappa - 1}{\kappa} \times \pi_t^{\frac{1-\kappa}{\kappa}} \left( \frac{dp_{145}}{p_{145}} - \frac{dp_{15}}{p_{15}} \right) \quad (7)$$

式中  $p_{145}$  是相似参数, 与进气压力等比例变化;  $p_{15}$  不是相似参数, 与排气压力近似等比例变化。

$$\begin{aligned} \frac{p_{145c}}{p_{145}} &= \frac{p_{1lc}}{p_{1l}} \\ dp_{145} &\approx p_{145c} - p_{145} \\ dp_{1l} &\approx p_{1lc} - p_{1l} \\ \frac{dp_{145}}{p_{145}} &= \frac{dp_{1l}}{p_{1l}} \end{aligned}$$

式中  $p_{1lc}$  为标准条件下发动机进口总压;  $p_{145c}$  为标准条件下涡轮进口总压。

令  $\frac{dp_{15}}{p_{15}} = K_1 \frac{dp_h}{p_h}$ ,  $p_h$  为排气压力,  $K_1$  根据试验数据获取, 在各高度等燃气涡轮换算转速下, 保持进气总压不变, 改变舱压, 获得系数  $K_1$ 。

对式(6)取微分得到

$$\begin{aligned} \frac{dP_{ow}}{P_{ow}} &= \frac{dW_a}{W_a} + \frac{dT_{45}}{T_{45}} + \frac{\pi_t^{\frac{1-\kappa}{\kappa}}}{1 - \pi_t^{\frac{1-\kappa}{\kappa}}} \times \\ &\quad \frac{\kappa - 1}{\kappa} \times \left( \frac{dp_{1l}}{p_{1l}} - \frac{K_1 dp_h}{p_h} \right) \end{aligned} \quad (8)$$

由进排气模拟偏差带来的功率修正量为

$$dP_{ow} = P_{ow} \frac{dW_a}{W_a} + P_{ow} \frac{dT_{45}}{T_{45}} + P_{ow} \frac{\pi_t^{\frac{1-\kappa}{\kappa}}}{1 - \pi_t^{\frac{1-\kappa}{\kappa}}} \times \frac{\kappa - 1}{\kappa} \left( \frac{dp_{1l}}{p_{1l}} - \frac{K_1 dp_h}{p_h} \right) \quad (9)$$

式中  $W_a$  和  $T_{45}$  是相似参数。  $W_{ac}$  为标准条件下空气流量,  $T_{45c}$  为标准条件下动力涡轮进口总温。

$$dW_a \approx W_{ac} - W_a, \quad dT_{45} \approx T_{45c} - T_{45}$$

根据相似换算

$$W_{ac} = W_a \times \frac{p_{1lc}}{p_{1l}} \times \sqrt{\frac{T_{1l}}{T_{1lc}}} \quad (10)$$

$$\frac{dT_{45}}{T_{45}} = \frac{dT_{1l}}{T_{1l}} \quad (11)$$

将式(10)和式(11)代入式(9)得到

$$dP_{ow} = P_{ow} \left( \frac{p_{1lc}}{p_{1l}} \sqrt{\frac{T_{1l}}{T_{1lc}}} - 1 \right) + P_{ow} \left( \frac{T_{1lc}}{T_{1l}} - 1 \right) + P_{ow} \frac{\pi_t^{\frac{1-\kappa}{\kappa}}}{1 - \pi_t^{\frac{1-\kappa}{\kappa}}} \times \frac{\kappa - 1}{\kappa} \left( \frac{dp_{1l}}{p_{1l}} - \frac{K_1 dp_h}{p_h} \right) \quad (12)$$

根据  $dP_{ow} \approx P_{owc} - P_{ow}$ , 则得到标准条件下输出轴功率  $P_{owc}$

$$\begin{aligned} P_{owc} &= P_{ow} + P_{ow} \left( \frac{p_{1lc}}{p_{1l}} \sqrt{\frac{T_{1l}}{T_{1lc}}} - 1 \right) + \\ &\quad P_{ow} \left( \frac{T_{1lc}}{T_{1l}} - 1 \right) + P_{ow} \frac{\pi_t^{\frac{1-\kappa}{\kappa}}}{1 - \pi_t^{\frac{1-\kappa}{\kappa}}} \times \\ &\quad \frac{\kappa - 1}{\kappa} \left( \frac{dp_{1l}}{p_{1l}} - \frac{K_1 dp_h}{p_h} \right) \end{aligned} \quad (13)$$

综合考虑进排气和进口总温模拟偏差的影响, 修正后的输出功率为

$$\begin{aligned} P_{owc} &= P_{ow} \left( \frac{p_{1lc}}{p_{1l}} \sqrt{\frac{T_{1l}}{T_{1lc}}} + \frac{T_{1lc}}{T_{1l}} - 1 \right) + \\ &\quad P_{ow} \frac{\pi_t^{\frac{1-\kappa}{\kappa}}}{1 - \pi_t^{\frac{1-\kappa}{\kappa}}} \times \frac{\kappa - 1}{\kappa} \left( \frac{dp_{1l}}{p_{1l}} - \frac{K_1 dp_h}{p_h} \right) \end{aligned} \quad (14)$$

令  $K_2 = \frac{\pi_t^{\frac{1-\kappa}{\kappa}}}{1 - \pi_t^{\frac{1-\kappa}{\kappa}}} \times \frac{\kappa - 1}{\kappa}$ , 通常发动机有  $p_{145}$  和

$p_{15}$  测点, 则可根据落压比计算得到  $K_2$ ; 若发动机没有  $p_{145}$  和  $p_{15}$  测点,  $K_2$  可根据试验数据获取, 在各高度等燃气涡轮换算转速下, 改变进气总压和舱压, 得到功率变化量, 获得系数  $K_2$ 。

根据式(5)得到

$$\pi_t^{\frac{1-\kappa}{\kappa}} = 1 - \frac{P_{ow}}{W_a \frac{\kappa}{\kappa - 1} R T_{45} \eta_t} \quad (15)$$

代入式(14)得到

$$P_{owc} = P_{ow} \left( \frac{p_{t1c}}{p_{t1}} \sqrt{\frac{T_{t1}}{T_{t1c}}} + \frac{T_{t1c}}{T_{t1}} - 1 \right) + \left( W_a R T_{45} \eta_i - P_{ow} \frac{\kappa - 1}{\kappa} \right) \times \left( \frac{p_{t1} - p_{t1c}}{p_{t1}} - K_1 \frac{p_h - p_{hc}}{p_h} \right) \quad (16)$$

令  $K_3 = W_a R T_{45} \eta_i - P_{ow} \frac{\kappa - 1}{\kappa}$ ,  $\eta_i$  可根据部件特性得到, 在相同工况下, 一般  $\eta_i$  变化较小。若  $\eta_i$  无法获得,  $K_3$  可根据试验数据获取, 在各高度等燃气涡轮换算转速下, 改变进气总压和舱压, 得到功率变化量, 获得系数  $K_3$ 。

### 3 轴功率的不确定度

#### 3.1 测量轴功率的不确定度

按 A 类评定方法评定, 间接被测量相对合成标准不确定度按式(17)和式(18)<sup>[18]</sup>计算。

$$\mu_c(y) = \sqrt{\sum_{i=1}^N \left( \frac{\partial f}{\partial x_i} \mu_c(\bar{x}_i) \right)^2} \quad (17)$$

式中  $\frac{\partial f}{\partial x_i}$  为灵敏系数,  $\mu_c(\bar{x}_i)$  为各输入量平均值  $\bar{x}_i$  的标准不确定度。

$$\frac{\mu_c(y)}{y} = \sqrt{\sum_{i=1}^N (C_{x_i, f} \mu(x_i))^2} \quad (18)$$

$$\frac{\mu_c(P_{ow})}{P_{ow}} = \left[ (C_{p_{ref}, P_{ow}} \mu(p_{ref}))^2 + (C_{M_{dy}, P_{ow}} \mu(M_{dy}))^2 + (C_{N_{dy}, P_{ow}} \mu(N_{dy}))^2 + (C_{\Delta p_0, P_{ow}} \mu(\Delta p_0))^2 + (C_{T_0, P_{ow}} \mu(T_0))^2 \right]^{\frac{1}{2}} \quad (24)$$

#### 3.2 换算轴功率的不确定度

根据换算轴功率式(14), 将式(4)代入得

$$P_{owc} = \left\{ \frac{M_{dy} N_{dy}}{9549.296} + \left[ C_f + C_{fw} \frac{\pi}{30} N_{dy} + \frac{1}{2} C_{wind} \rho \left( \frac{\pi}{30} N_{dy} \right)^2 \right] \right\} \times \left[ \frac{p_{t1c}}{p_{t1}} \sqrt{\frac{T_{t1}}{T_{t1c}}} + \frac{T_{t1c}}{T_{t1}} - 1 + \frac{\pi_t^{\frac{1-\kappa}{\kappa}}}{1 - \pi_t^{\frac{1-\kappa}{\kappa}}} \times \frac{\kappa - 1}{\kappa} \left( \frac{p_{t1c} - p_{t1}}{p_{t1}} - K_1 \frac{p_{hc} - p_h}{p_h} \right) \right] \times \frac{\pi}{30} N_{dy} \quad (25)$$

根据式(17)和式(18)得到换算轴功率影响系数计算如下:

$$C_{M_{dy}, P_{owc}} = \frac{P_{dy}}{P_{ow}} \quad (26)$$

$$C_{\Delta p_0, P_{owc}} = \frac{\frac{1}{2} C_{wind} \rho \left( \frac{\pi}{30} N_{dy} \right)^3}{P_{ow}} \times \frac{\Delta p_0}{p_0} \quad (27)$$

式中  $C_{x_i, f}$  为各输入量  $x_i$  对非线性函数  $f$  的影响系数,  $\mu(x_i)$  为各输入量平均值  $\bar{x}_i$  的相对标准不确定度, 定义为  $\mu(x_i) = \frac{u_c(\bar{x}_i)}{\bar{x}_i} \times 100\%$ 。

考虑到各直接测量值互不相关, 轴功率合成不确定度按式(18)计算。压力测量均采用相对压力传感器,  $p_0 = p_{ref} + \Delta p_0$ ,  $p_{ref}$  为参考端压力,  $\Delta p_0$  为传感器实测压力, 轴功率影响系数计算如下:

$$C_{p_{ref}, P_{ow}} = \frac{\frac{1}{2} C_{wind} \rho \left( \frac{\pi}{30} N_{dy} \right)^3}{P_{ow}} \times \frac{p_{ref}}{p_0} \quad (19)$$

$$C_{M_{dy}, P_{ow}} = \frac{P_{dy}}{P_{ow}} \quad (20)$$

$$C_{N_{dy}, P_{ow}} = \left[ C_f + \frac{\pi C_{fw} N_{dy}}{15} + \frac{3\rho C_{wind}}{2} \left( \frac{\pi N_{dy}}{30} \right)^2 \right] \times \frac{\pi}{30} \times \frac{N_{dy}}{P_{ow}} + \frac{P_{dy}}{P_{ow}} \quad (21)$$

$$C_{\Delta p_0, P_{ow}} = \frac{\frac{1}{2} C_{wind} \rho \left( \frac{\pi}{30} N_{dy} \right)^3}{P_{ow}} \times \frac{\Delta p_0}{p_0} \quad (22)$$

$$C_{T_0, P_{ow}} = \frac{-\frac{1}{2} C_{wind} \rho \left( \frac{\pi}{30} \times N_{dy} \right)^3}{P_{ow}} \quad (23)$$

轴功率相对合成标准不确定度为

$$C_{p_{ref}, P_{owc}} = - \left\{ P_{dy} + \left( C_f + C_{fw} \frac{\pi}{30} N_{dy} \right) \frac{\pi}{30} N_{dy} + \frac{1}{2} C_{wind} \frac{\Delta p_0 - \Delta p_{tl}}{RT_0} \left( \frac{\pi}{30} \times N_{dy} \right)^3 \right\} \times \frac{1}{P_{owc}} \times$$

$$\frac{p_{ref} p_{tlc}}{p_{tl}^2} \sqrt{\frac{T_{tl}}{T_{tlc}}} - \frac{P_{ow}}{P_{owc}} \times \frac{\pi_t^{\frac{1-\kappa}{\kappa}}}{1 - \pi_t^{\frac{1-\kappa}{\kappa}}} \times \frac{\kappa - 1}{\kappa} \times \frac{p_{tlc} p_{ref}}{p_{tl}^2} + \frac{P_{ow}}{P_{owc}} \times \frac{\pi_t^{\frac{1-\kappa}{\kappa}}}{1 - \pi_t^{\frac{1-\kappa}{\kappa}}} K_1 \frac{\kappa - 1}{\kappa} \times \frac{p_{hc} p_{ref}}{p_h^2} \quad (30)$$

$$C_{N_{dy}, P_{owc}} = \frac{1}{P_{ow}} \left[ C_f + 2C_{fw} \frac{\pi}{30} N_{dy} + \frac{3}{2} C_{wind} \rho \left( \frac{\pi}{30} N_{dy} \right)^2 \right] \times \frac{\pi}{30} N_{dy} + \frac{P_{dy}}{P_{ow}} \quad (31)$$

$$C_{\Delta p_{tl}, P_{owc}} = - \frac{P_{ow}}{P_{owc}} \times \frac{\Delta p_{tl} p_{tlc}}{p_{tl}^2} \times \sqrt{\frac{T_{tl}}{T_{tlc}}} - \frac{P_{ow}}{P_{owc}} \times \frac{\pi_t^{\frac{1-\kappa}{\kappa}}}{1 - \pi_t^{\frac{1-\kappa}{\kappa}}} \times \frac{\kappa - 1}{\kappa} \times \frac{p_{tlc} \Delta p_{tl}}{p_{tl}^2} \quad (32)$$

$$C_{\Delta p_h, P_{owc}} = \frac{P_{ow}}{P_{owc}} \times \frac{\pi_t^{\frac{1-\kappa}{\kappa}}}{1 - \pi_t^{\frac{1-\kappa}{\kappa}}} \times \frac{\kappa - 1}{\kappa} \times K_1 \frac{p_{hc} \Delta p_h}{p_h^2} \quad (33)$$

换算轴功率相对合成标准不确定度为

$$\frac{\mu_c(P_{owc})}{P_{owc}} = [(C_{p_{ref}, P_{owc}} \mu(p_{ref}))^2 + (C_{M_{dy}, P_{owc}} \mu(M_{dy}))^2 + (C_{N_{dy}, P_{owc}} \mu(n_{dy}))^2 + (C_{\Delta p_0, P_{owc}} \mu(\Delta p_0))^2 +$$

$$(C_{\Delta p_{tl}, P_{owc}} \mu(\Delta p_{tl}))^2 + (C_{T_0, P_{owc}} \mu(T_0))^2 + (C_{T_{tl}, P_{owc}} \mu(T_{tl}))^2 + (C_{\Delta p_h, P_{owc}} \mu(\Delta p_h))^2]^{\frac{1}{2}} \quad (34)$$

## 4 计算方法的试验验证

由于高空台进排气条件存在小范围的波动,即使同一试验条件下录取的稳态试验结果也会有所差异,本文利用不同模拟条件下的实测试验结果验证小偏差条件下功率修正公式的正确性。选取了某型涡轴发动机高空台试验稳态数据,将本文的修正方法与传统的相似换算方法计算结果进行对比分析。

本文共选取了 7 个试验条件下的试验数据(见表 1),每个试验条件选取两组稳态数据。试验高度范围为 0~6 km,进气温度范围为 233.2~328.2 K,稳态进排气波动-0.5~0.5 kPa,稳态温度波动-1.5~1.5 K。表 1 中  $H$  和  $T_{sd}$  表示试验标准条件的高度和进气温度,  $p_t$  为实测进气压力,  $p_h$  为实测排气压力,  $T_{tl}$  为实测进气温度,  $P_c$  为实测轴功率。

分析方法如下:在某一试验条件下,选取相同的发动机燃气涡轮换算转速,进排气(进气压力、排气压力、进气温度)条件有差异的两组稳态数据,将第一组数据的进排气条件作为标准条件,第一组数据的实测功率作为标准功率,用相似换算方法和本文推导的修正公式分别将第二组数据的功率实测结果修正到第一组进排气条件下,即可分别得到两种修正方法下的修正轴功率,再与标准功率进行比较,即可得到两种方法的修正误差。修正功率与标准功率更越接近则表示该种修正方法修正精度越高。再将第二组数据的进排气条件

表 1 试验数据

Table 1 Test data

| $H/\text{km}$ | $T_{sd}/\text{K}$ | $p_t/\text{kPa}$ | $p_h/\text{kPa}$ | $T_{tl}/\text{K}$ | $P_c/\text{kW}$ |
|---------------|-------------------|------------------|------------------|-------------------|-----------------|
| 0             | 328.2             | 101.77           | 101.22           | 328.7             | 329.51          |
|               |                   | 101.72           | 100.89           | 328.8             | 330.12          |
| 0             | 288.2             | 101.57           | 101.81           | 288.0             | 495.27          |
|               |                   | 101.46           | 101.43           | 288.0             | 496.90          |
| 0             | 288.2             | 101.43           | 101.81           | 288.3             | 409.94          |
|               |                   | 101.61           | 101.63           | 288.0             | 413.92          |
| 1             | 281.7             | 90.54            | 90.24            | 281.2             | 331.96          |
|               |                   | 90.57            | 90.09            | 281.2             | 333.96          |
| 3             | 288.2             | 70.45            | 70.35            | 289.7             | 199.88          |
|               |                   | 70.18            | 69.90            | 289.7             | 200.29          |
| 5             | 275.7             | 54.15            | 54.27            | 277.6             | 265.79          |
|               |                   | 53.91            | 53.98            | 277.6             | 265.75          |
| 6             | 233.2             | 48.44            | 47.07            | 232.5             | 284.35          |
|               |                   | 48.44            | 46.99            | 232.8             | 285.77          |

作为标准条件,第二组数据的实测功率作为标准功率,采用同样方法可得到两种修正方法在反向环境模拟偏差条件下的修正误差。表 2 为采用两种方法的功率修正结果。

两种方法的修正误差计算结果见图 1,由于同一试验条件下进排气波动较小,两种方法得到的修正误差均在 1% 以内,但从图中可以看出,在

表2 修正结果

Table 2 Correction results

| $H/\text{km}$ | $T_{\text{sd}}/\text{K}$ | $p_c/\text{kW}$ |         |        |
|---------------|--------------------------|-----------------|---------|--------|
|               |                          | 标准              | 相似换算    | 本文修正   |
| 0             | 328.2                    | 329.51          | 330.24  | 329.04 |
|               |                          | 330.12          | 329.40  | 330.59 |
| 0             | 288.2                    | 495.27          | 497.43  | 495.72 |
|               |                          | 496.90          | 494.74  | 496.44 |
| 0             | 288.2                    | 409.94          | 413.40  | 411.18 |
|               |                          | 413.92          | 410.46  | 412.35 |
| 1             | 281.7                    | 331.96          | 333.84  | 332.98 |
|               |                          | 333.96          | 332.06  | 332.93 |
| 3             | 288.2                    | 199.88          | 201.071 | 200.38 |
|               |                          | 200.29          | 199.108 | 199.77 |
| 5             | 275.7                    | 265.79          | 266.929 | 266.62 |
|               |                          | 265.75          | 264.602 | 264.93 |
| 6             | 233.2                    | 284.35          | 285.584 | 284.95 |
|               |                          | 285.77          | 284.531 | 285.16 |

正偏差和负偏差条件下,采用本文修正方法得到的轴功率修正误差比相似换算的误差低0.2%~0.6%。试验结果表明,在环境小偏差条件下,采用本文功率修正方法比相似换算精度高,验证了式(14)和式(16)的正确性。

本文推导的环境小偏差条件下测量轴功率不确定度和换算轴功率不确定度的计算公式,各分量的影响系数推导方法与目前采用相似换算计算影响系数的方法一致,区别在于轴功率修正公式。本文利用多组试验数据验证了轴功率修正公式的

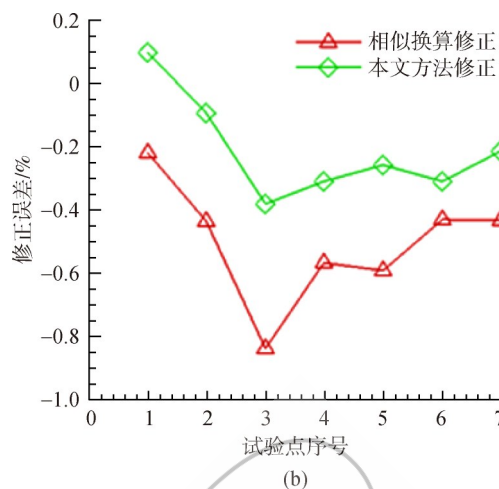
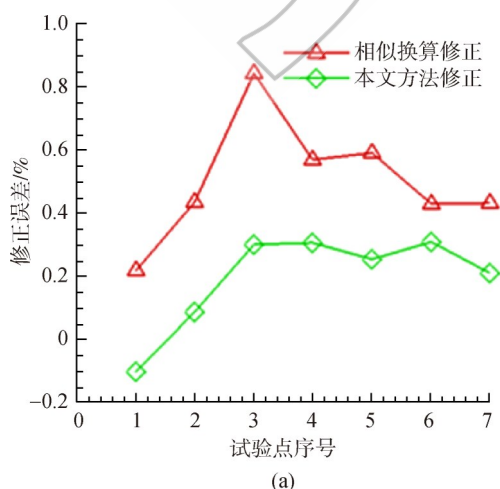


图1 修正误差计算结果

Fig.1 Correction error calculation results

正确性,因此采用通用方法推导的不确定度计算方法亦合理可行。在实际高空模拟试验中,只知道各测试分量的不确定度,即可根据式(24)和式(34)得到测量轴功率不确定度和换算轴功率不确定度。

## 5 结论

本文开展了环境模拟小偏差条件下涡轴发动机轴功率修正方法和不确定度研究,得到结论如下:

- 1) 推导出了环境模拟小偏差条件下涡轴发动机轴功率修正公式。
- 2) 试验结果表明,在小偏差条件下,本文修正方法得到的轴功率修正误差比相似换算的误差低0.2%~0.6%。
- 3) 给出了小偏差条件下的轴功率和换算轴功率不确定度计算公式。

## 参考文献:

- [1] 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, et al. 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)
- [2] 邹望之,郑新前.航空涡轴发动机发展趋势[J].航空动力学报,2019,34(12):2577-2588.  
ZOU Wangzhi, ZHENG Xinqian. Development trends of aero turboshaft engines [J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(12):2577-2588. (in Chinese)

- [3] 蒲宁, 腾飞, 朱彦伟, 等. 涡轴发动机轴功率不满足相似原理的原因分析[J]. 工程与试验, 2015, 55(1):1-4.  
PU Ning, TENG Fei, ZHU Yanwei, et al. Analysis that shaft power conversion of turboshaft engine can't meet similarity theory[J]. Engineering and Test, 2015, 55(1):1-4. (in Chinese)
- [4] 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 turboshaft engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(9):2036-2040. (in Chinese)
- [5] 马前容, 吴虎, 刘涛, 等. 涡轴发动机高空台模拟偏差影响的性能修正方法[J]. 航空动力学报, 2013, 28(9):1997-2002.  
MA Qianrong, WU Hu, LIU Tao, et al. Correction method of influence of simulation bias on performance of turboshaft engine test in ATF[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(9):2036-2040. (in Chinese)
- [6] 赵飞. 涡轴发动机高空模拟小偏差性能修正技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2012.  
ZHAO Fei. Research on performance correction for turboshaft engine with small deviation in attitude simulation[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [7] 刘祥平. 某涡轴发动机高空进气环境数值模拟与分析[D]. 上海:上海交通大学, 2016.  
LIU Xiangping. Numerical simulation and analysis of aerodynamics of high-altitude air intake conditions for one turboshaft engine[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2016. (in Chinese)
- [8] 张洪源. 涡轴发动机模型修正技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2015.  
ZHANG Haoyuan. Research on modelling correction for turboshaft engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)
- [9] 罗宿明, 刘创. 进气条件对某涡轴发动机车台稳定性试验影响研究[C]//航空试验测试技术交流会论文集. 北京:中国航空学会, 2015:150-153.
- [10] 张赞, 林学森, 李本威, 等. 大气湿度对涡轴发动机地面试车性能的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2016, 29(3):11-15.  
ZHANG Yun, LIN Xuesen, LI Benwei, et al. Effects of atmospheric humidity on turboshaft engine performance in ground test[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2016, 29(3):11-15. (in Chinese)
- [11] 任智勇, 王俊琦, 邓晓政. 温度对涡轴发动机起动机性能影响的试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2019, 32(3):13-18.  
REN Zhiyong, WANG Junqi, DENG Xiaozheng. Experimental study of the effects of temperature on turboshaft engine starting performance[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2019, 32(3):13-18. (in Chinese)
- [12] 姜蕊茹. 小偏差法在某型燃气轮机涡轮起动机整机性能分析上的应用[J]. 江苏航空, 2017, 4(9):30-33.  
JIANG Zongru. Application of small deviation method in performance analysis of a gas turbine starter[J]. Jiangsu Aviation, 2017, 4(9):30-33. (in Chinese)
- [13] 吕建伟, 李军. 考虑雷诺数、湿度等影响因素的涡扇发动机小偏差模型[J]. 航空动力学报, 2005, 20(1):44-48.  
LÜ Jianwei, LI Jun. Reynolds number and humidity effect on the small deviation model of turbofan engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(1):44-48. (in Chinese)
- [14] 邱超, 宋华芬. 小偏差方法在变几何燃气轮机性能研究中的应用[J]. 热能与动力工程, 2010, 25(3):259-264.  
QIU Chao, SONG Huaifen. Application of a small deviation method in the study of the performance of variable geometry gas turbines[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2010, 25(3):259-264. (in Chinese)
- [15] 李小平, 鲍福延, 葛李虎. 小偏差分析方法在冲压发动机直连模拟试验中的应用[J]. 固体火箭技术, 2010, 25(3):259-264.  
LI Xiaoping, BAO Fuyan, GE Lihu. Implementation of differential analysis method in directconnect test of ramjet combustor[J]. Journal of Solid Technology, 2010, 25(3):259-264. (in Chinese)
- [16] ATKINS N R, AINSWORTH R W. The measurement of shaft power in a fully scaled transient turbine test facility[R]. ASME Paper GT2005-68998, 2005.
- [17] 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.
- [18] 叶德培, 赵峰, 施昌彦, 等. 测量不确定度评定与表示:JJF 1059.1-2012[S]. 北京:中国质检出版社, 2012:17-20.

(编辑:王碧琚)