

涡喷发动机高空模拟试验 推力测量问题

朱 青 唐世福

(航空航天部三院31所)

摘 要

推力测量是高空模拟试验领域重要的研究课题。本文通过某高空台的推力测量,介绍其试验设备、测量方法及试验结果,重点讨论了该高空台的推力修正及测量精度问题。

主题词: 推力测量, 发动机试验, 涡轮喷气发动机, 高空模拟试车台

符 号 表

R_q ——额定推力	$f(\lambda_1)$ ——气动函数
R_d ——风车阻力	T^* ——总温
R_m ——测量推力	n_1 ——低压转子转速
R ——校准推力	V ——电压
p^* ——总压	下标:
p ——静压	∞ ——飞行时未扰动气流
M ——质量	O ——高空台未扰动气流
C ——速度	1——发动机进口截面
F ——面积	5——发动机出口截面
F_s ——被试件导管环端面积	gs ——高空舱
$\hat{\sigma}$ ——计算标准偏差	Γ ——燃气
A ——引用精度	K ——空气

一、引 言

推力测量在涡轮喷气发动机试验中十分重要。随着飞行速度的提高,飞行范围的扩大,地面台架测量推力及校准已满足不了要求。目前国内外对各种飞行中的推力测量几乎都用高空舱模拟试验进行校准。实践证明,在高空舱中模拟多种飞行状态下较准确地测量发动机推

本文1988年1月17日收到

力是高空模拟试验首要任务之一。

在高空模拟试车台上,推力测量所记录的是整个系统作用在它上面的综合推力 R_m ,即测量推力^[1]。这样的推力必须经过修正,才能真实地反映涡喷发动机在高空工作时所发出的推力。本文着重对该高空台的推力修正及测量问题进行探讨。结果表明,推力修正对提高推力测量精度很重要,必须引起充分注意。

二、高空模拟试验发动机推力测量方法

某高空台的台架是采用弹簧片悬挂式的测力平台。测力平台带动测力和校准杠杆,并附有校准测量数据用的成套砝码、固定测力平台用的锁紧装置、测力平台移动的限位装置、试验测量时弹簧片断裂所附设的安全装置及设有克服弹簧片综合恢复力的补偿器等(见图1)。这种结构形式使用可靠,但结构较复杂。

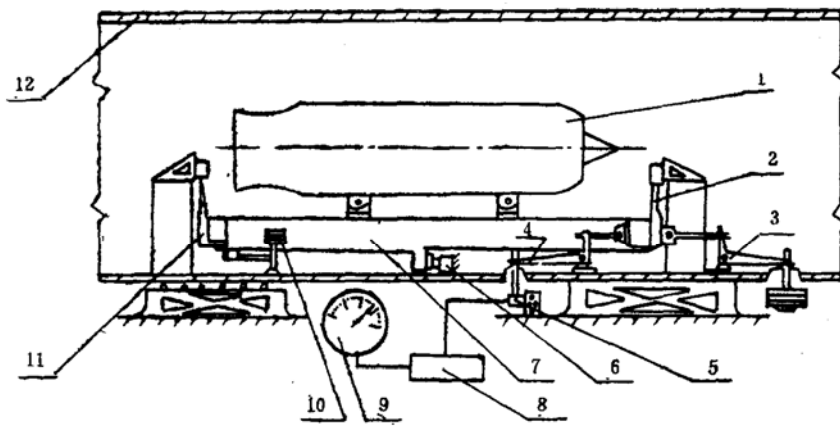


图1 测力设备示意图

- 1.发动机 2.弹簧片 3.校准杠杆 4.测力杠杆 5.测力计 6.测力传感器 7.测力平台
8.液压测力计 9.测力称 10.重力补偿器 11.保险装置及限位器 12.高空舱

本设备有两套测力系统:一套是液压杠杆测力系统,另一套是应变式力传感器测力系统。在高空模拟试验时,发动机产生的推力,经测力平台和测力杠杆把推力传递到液压测力计,经液压测力系统传到测力称上,从而显示出推力。

测力传感器把试车台动架在力作用下沿发动机轴向的位移转换成毫伏数量级低电平信号。但须注意,其读数仅是推力的一部分,即弹性部分。这在稳态测量时,并无影响,但在瞬态测量中,由于惯性力和阻尼力的不可忽视,而将造成较大的失真^[2]。

发动机的推力作用在传感器上的中心顶柱上,因而拉伸应变筒,同时输出一个与推力成正比的电压讯号。传感器输出模拟电压分两路:一路到PF-3数字电压表,并由LY-4打印机打印;另一路到微机采集系统,由微处理机检测与处理,直接打印出推力值。

上述两种测力方法均利用在校准杠杆(杠杆比为1:35)上加砝码代替被试发动机推力来校准测力系统的准确度。若测力称上的指示数与校准杠杆上的砝码重量相比超差,那么就应进行检查、调整并消除错差直至使其符合要求为止。加预载是为了试前使测力平台与传感器

的受力面相接触, 保证推力测量称 (或测力传感器) 始终感受正载荷, 并以此时传感器的输出为零。

三、推力测量的校准及精度分析

1. 大涡喷发动机 (推力大于50kN) 采用液压杠杆系统的方法测量推力。

校准方法是加砝码, 通常校三个周期, 并记录校准数据, 根据最小二乘法原理给出拟合方程 $V = b + mR$ 。在试验时, 由此来算出推力值。

系统静校精度:

$$A = \pm \frac{2\hat{\sigma}}{\hat{V}_{F.S}}$$

$$\hat{\sigma} = \sqrt{\frac{1}{N-2} \sum_{i=1}^N \sigma_i^2}$$

$$\sigma_i = V_i - (b + mR_i)$$

$$\hat{V}_{F.S} = \hat{V}_K - \hat{V}_0$$

式中 $\hat{V}_{F.S}$ —— 满量程输出值

N —— 总的校准点数

σ_i —— 校准数据与拟合直线上对应理想值间的残差

V_i —— 校准数据

R_i —— 校准推力的给定值

对大涡喷发动机测力校准数据列入表 1。

表 1 测力校准数据

参 数 系 统	b	m	V	$A(\%)$
PF-3仪表系统	0.881409	0.00094268	$0.881409 + 9.4268 E-04 * R$	0.72
液压杠杆测力称 系统	79.9504	0.0915007	$79.9504 + 0.0915007 * R$	1.2

2. 小涡喷发动机 (推力小于10kN) 采用微机处理的方法测量推力。通常用 PF-3 仪表作监测, 用微处理机采集处理数据。

校准方法是加砝码并按文献〔3〕所述方法进行测力传感器校准。根据最小二乘法原理给出拟合方程为

$$V = b + mR = Z + DI + mR$$

$$\text{则 } R = \frac{(V - Z)}{m} - \frac{DI}{m} = A(V - Z) + H$$

在测量前先测系统零位 Z ，再根据测量值 V ，用公式计算出 R 。

由于系统的零位是变化的， DI 是不变的，因此，这样可以消除系统的零漂，从而提高测量精度。采用微处理机测试小涡喷推力，其测力精度 $A = 1.2 \sim 1.4\%$ 。

四、推力修正公式的推导

假定高空舱内压力 p_{gs} 、 p_5 、 p_1 均匀分布，不考虑台架的干扰力和端面阻力，发动机试验时的测量推力可写为

$$R_m = (M_r C_5 + p_5 F_5) - (M_k C_1 + p_1 F_1) + p_{gs}(F_1 - F_5) \quad (1)$$

因为发动机飞行时的额定推力定义为

$$R_q = M_r C_5 - M_k C_\infty + F_5(p_5 - p_\infty)$$

所以

$$R_q = (R_m - p_{gs}(F_1 - F_5) + p_1^* F_1 f(\lambda_1)) - M_k C_\infty - p_\infty F_5 \quad (2)$$

在高空舱内，实际存在干扰力和进气管端面阻力。考虑到高空舱内冷却气流阻力、台架结合面的摩擦力和管线阻力总和 ΔR_L ，连接管道端面阻力 $(p_o - p_{gs})F_s$ ，修正后的额定推力公式

$$R_{q1} = (R_m - p_{gs}(F_r - F_5) + p_1^* F_1 f(\lambda_1)) - M_k C_\infty - p_\infty F_5 + (p_o - p_{gs})F_s + \Delta R_d \quad (3)$$

关于公式(3)中 ΔR_d 的取值问题：某小涡喷发动机高空模拟试验实测的风车阻力列于表2，其折合阻力特性线见图2。

表2 某小涡喷风车阻力

Ma	0.74	0.63	0.73	0.6	0.7	1.2
$h(km)$	4	5	6	7	9	10
$R_d(N)$	2213.8	1343.6	1612.1	825.2	1750.3	2855.8

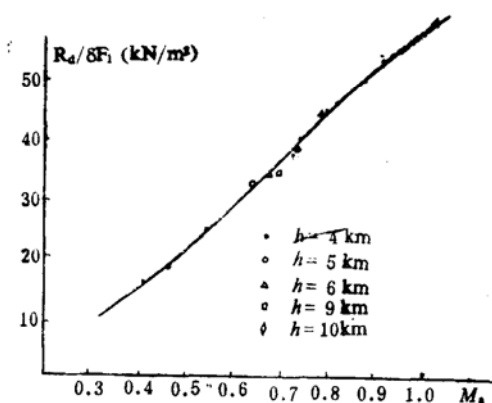


图2 某小涡喷风车折合阻力特性线
($\delta = p_s^* / 0.1013$)

表2及图3表示，风车状态发动机进口单位面积上的折合阻力与飞行马赫数及飞行高度有关。随着飞行马赫数的增加，折合阻力 $R_d / \delta F_1$ 也随之增加。因影响 ΔR_d 的因素甚多，不能对其进行精确计算，常采用试验结果对它近似估算。把 ΔR_d 值视为风车阻力。对某高空台，涡喷发动机高空模拟试验通常取 $\Delta R_d = 980 \sim 1470N$ (大涡喷全加力， ΔR_d 取1470N；非加力状态， ΔR_d 取980N)。考虑 ΔR_d 修正后，对大涡喷推力测量精度可提高 $\pm 1.4 \sim \pm 2\%$ 。可见，对 ΔR_d 的修正不容忽视。

为方便起见, 考虑到绘制通用特性线 $R_d/p_1^* = f(n_1/\sqrt{T_1^*})$ 的需要, 可将公式 (3) 改写成:

$$R_{d2} = (R_m - p_{gs}(F_i - F_s) + p_1^* F_i f(\lambda_i)) \frac{p_\infty^*}{p_1^*} - M_K C_\infty - p_\infty F_s + (p_0 - p_{gs}) F_s + \Delta R_d \quad (4)$$

由式可见, 高空舱中模拟试验时, 发动机推力的测量精度, 主要取决于测力系统、测压和测温系统的测量精度。

文献〔4〕指出, 推力数据的精度应不大于 $\pm 1.0\%$ 。为此, 要求测力误差 $< \pm 0.3\%$; 测压误差 $< \pm 0.25\%$; 测温误差 $< \pm 0.7\%$ 。而某高空台现用微处理机测量, 测力精度均为 $\pm 1\%$ 左右, 测压精度均为 $\pm 0.2 \sim 0.4\%$, 测温精度约为 $\pm 0.5 \sim 1.0\%$, 所以推力测量精度只能达到 $\pm 2.5\%$ 左右。因此, 要提高推力测量精度, 必须提高该高空台的测力精度。

五、结 论

1. 目前某高空台大涡喷的推力测量精度为 $\pm 1\%$ 左右, 小涡喷的推力测量精度为 $\pm 1.2 \sim 1.4\%$, 其推力测量精度只能达到 $\pm 2.5\%$ 左右。

2. 本文所述的推力修正公式可供涡喷发动机高空模拟试验使用。对总干扰力 ΔR_d 的修正不容忽视。考虑 ΔR_d 的修正, 可提高大涡喷推力测量精度 2% 左右。

〔致谢〕 傅国强、汪福骥、吕燕生曾参加本试验工作, 谨表谢意。

参 考 文 献

- 〔1〕 叶培良译: 在高空台上评定喷气发动机稳态性能的试验方法, 航空工业部第六二四研究所, 1983年。
- 〔2〕 张廷良: 采用液压力反馈系统进行瞬态推力测量的研究, 《推进技术》, 1985年, 第2期。
- 〔3〕 QJ28-81《压力传感器静态基本性能指标和精度计算方法》。
- 〔4〕 MIL-E-5007D (美国军用标准)《航空涡轮喷气发动机和涡轮风扇发动机通用规范》, 1973年。

MELTIFUNCTIONAL BURNER SYSTEM FOR COMBUSTION DIAGNOSES OF SOLID PROPELLANT STRAPS

Zhang Ping Zhang Xunwen Zhang Qunxing Zhou Shengguo

(Beijing Insitute of Technology)

Abstract

The importance and necessity of solid propellant strap burner in combustion diagnoses at laboratory are clarified. The development of strap burners in the past three decades is explained. A multifunctional strap burner with pressurized window and its performance are also presented. The results of preliminary experiments with this burner are discussed, which predicts good prospect for its applications

Keywords: Propellant combustion, Solid propellant, Experimentation, Laser technique, Application

INVESTIGATION ON THRUST MEASUREMENT OF TURBOJET ENGINE IN ALTITUDE SIMULATION FACILITY

Zhu Qing Tang Shifu

(The 31st Research Institute)

Abstract

Thrust measurment is one of important research subjects in altitude simulation test. At present, the thrusts of turbojet engines in flight are always examined by means of simulation test in a altitude chamber. The technology in simulation and measurement, the facility, and the measured results are introduced in this paper by showing the thrust measurement conducted in some altitude chamber. Meanwhile, the correction on thrust measurement and the measurement accuracy are discussed emphatically.

Keywords: Thrust measurement, Engine test, Simulated test, Turbojet engine, Altitude simulated test cell