

文章编号: 1000-8055(2005) 03-0384-05

高空舱内次流与真空度对发动机台架 测量推力影响的分析

侯敏杰¹, 刘志友², 文 刚³

- (1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072;
2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;
3. 中国燃气涡轮研究院, 四川 江油 621703)

摘要: 通过高空舱内冷却空气流动与高空舱内外压差对发动机测力系统作用的分析, 阐明了高空舱内次流和真空度对发动机台架测量推力影响的作用机理和本质差异, 并从理论上论证了次流作用和真空度作用对测量推力影响的试验确定方法。

关键词: 航空、航天推进系统; 高空台; 航空发动机; 发动机推力; 真空度作用力; 次流作用力

中图分类号: V 231

文献标识码: A

Research of the Secondary Flow and Vacuum Impact on the Thrust Measurement

HOU Min-jie¹, LIU Zhi-you², WEN Gang³

- (1. School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
3. China Gas Turbine Establishment, Jiangyou 621703, China)

Abstract: Through the analysis of the impact on engine thrust measurement system of both chamber cooling air flow and vacuum caused by the chamber internal and external pressure difference, both their action mechanisms and their essential distinction were clarified. Moreover, the test method for determining their impact on the engine thrust measurement system of the altitude simulated test facility was theoretically reasoned.

Key words: aerospace propulsion system; altitude test facility; aero-engine; engine thrust; pressure difference; cooling air flow

主要符号说明

R_g, R_m —— 发动机总推力, 台架测量推力

R_s, R_c —— 次流作用力和真空度作用力

收稿日期: 2004- 05- 16; 修订日期: 2004- 08- 03

作者简介: 侯敏杰(1962-), 男, 山西稷山人, 西北工业大学 动力与能源学院博士生, 主要从事航空发动机整机试验技术研究。

K_s, K_{si}, K_c ——次流作用力系数, 次流作用综合影响系数, 真空度作用力系数
 $P_{t919}, P_{s919}, \Delta P_{919}$ ——高空舱内次流调节阀前空气的总压、静压、总静压差
 $A_{919}, W_{919}, \rho_{919}, V_{919}$ ——高空舱内次流调节阀前气流的流通面积、流量、密度、速度
 $\Delta R, C_{\Delta R}$ ——高空舱次流的动量损失, 次流反作用力中传递到测力系统上的传递系数
 $P_{atm}, P_{sch}, \Delta P_{sch}, T_{ch}$ ——当地大气压力, 舱压, 大气压与舱压之差(舱内真空度)、舱温

航空发动机高空台在涡喷、涡扇发动机研制中起着重要的作用。事实上, 没有高空台的保障和高空模拟试验技术的支持, 要研制现代高性能战斗机的动力装置是不可能的, 这已成为航空界的共识, 这也是自 20 世纪 40 年代诞生以来, 高空台在短短的几十年里得到了长足发展的重要原因^[1~3]。正因为如此, 航空领先或国力较强的国家都在致力于高空台的建设和高空模拟试验技术的研究。

在航空发动机高空台试验中, 首要考核和评定的性能参数就是发动机推力, 它等于发动机总推力与动量阻力之差。由于高空台试验中通过模拟发动机内流来获取发动机的工作特性, 而发动机高空试验时的环境条件与真实飞行时的环境条件不完全相同, 所以在高空台试验中发动机推力是一个非常复杂的间接测量参数, 它受到许多因素的影响。要准确确定高空台试验中发动机的推力, 必须对测得的推力进行修正。本文就发动机推力测量修正项中的次流作用力和高空舱真空度作用力的概念和作用机理进行分析, 同时介绍了某型发动机在高空台试验中, 确定与修正发动机推力的试验结果。

1 作用机理

在高空台试验中, 必须向高空舱内引入适量的空气, 用以冷却发动机外壁和大量的测量传感

器与测试控制管线。而高空舱内冷却空气的流动就会通过对发动机外壁、测试管线以及测力系统作用而作用于发动机推力测量系统, 这就是高空舱内的次流作用力。另外, 高空舱内根据发动机飞行高度模拟的需要和要求, 使得高空舱内存在一定的真空度, 高空舱内外压差作用于推力测量预载系统而作用于发动机推力测量系统, 这就是高空舱内的真空度作用力。高空舱内次流作用力与真空度作用力的工作原理示意图见图 1。

次流流动和高空舱内外压差对发动机测量推力影响的作用机理有本质的差异。次流作用力源于冷却空气在高空舱内流动的动量损失。当发动机在高空舱内进行试验时, 冷却空气在发动机外壁与高空舱内壁之间逆发动机航向流动, 从而发动机外壁、高空舱内壁、舱内发动机支架、电气、测试、工艺管线等必不可少地阻碍了冷却空气的流动, 给冷却气流施加了一个顺航向的力。由作用力与反作用力定理可知, 冷却空气流也给这些障碍物施加了一个等值的反方向作用力(逆航向)。但这之中只有部分力传到了测力台架上, 如给发动机外壁的反作用力、与动架相连的管线的反作用力, 即只有一部分“动量阻力”对发动机台架测力系统的测量结果有影响, 这就是对发动机台架测力系统产生影响的次流作用力。从流体动力学可知, 次流作用力与次流在特征截面上的动压头成正比, 并且该力只在有冷却空气流动的情况下

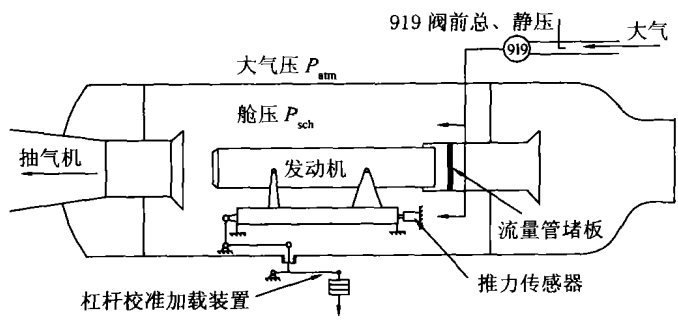


图 1 高空台次流作用力与真空度作用力示意图
Fig.1 Sketch map of the principle of secondary flow-acting force and vacuum-acting force in the altitude simulated test facility

才存在,因而是一个动态的力。

高空舱真空度作用力是由高空舱内外压差作用在测力装置(杠杆系统)穿舱波纹管上而产生的。为了对推力测量系统进行实时现场校准以保证推力测量的精度,同时也为了消除发动机在低功率状态时发动机推力不足以克服发动机进口气流的冲量而使推力测量传感器测量不准的缺陷,一般高空台都有专门的杠杆校准装置。由于推力校准是在发动机正式试验前进行的,此时高空舱内外不存在压差;而发动机试验时由于飞行高度模拟的需要,高空舱内外必然存在压差,即有一定的真空度,这就使得测力装置在两种工况下的零点不相重合,其差异就是由真空度作用力造成的。该力只与穿舱波纹管上的压差作用面积和高空舱真空度有关,是一个静态的作用力。严格上说,测力系统零位差异取决于高空舱的真空度或高空舱内外压差,与模拟高度或高空舱内的绝对压力无关,因而真空度作用力较零位高度阻力(或零位高度系数)更能反映其物理意义和作用实质。理论与实际试验测试表明,与测力装置校准时的零点相比,存在真空度时测力系统零点为负值(即逆航向)^[4~7]。

2 理论分析与确定方法

发动机高空模拟试验时,发动机总推力 R_g 公式中包括次流作用力 R_s 和真空度作用力 R_c ,其数学形式为: $R_g = R_c + R_s + \dots$ 详细计算公式参见文献[7,8]。由于次流作用力与真空度作用力无法直接测量,因而需要通过冷态校准方法确定其与高空舱内气动参数之间的关系。下面就其作用的理论分析与确定方法进行分析。

2.1 次流作用力的理论分析

由于舱内支架、管线等阻碍了冷却空气的流动,冷却气流对发动机外壁、高空舱内壁、支架管线等有等值的反作用力,其中部分传递到发动机测力系统上,这就形成了次流对测力系统的作用力。从流体力学可知,对给定的流动几何通道来说,流体流动的动量损失与特征截面的动压头有关。即:

$$\Delta R = \xi \cdot \frac{1}{2} \rho_{sch} V_{sch}^2 = \frac{\xi R_{air}}{2 A_{sch}^2} \cdot \frac{T_{ch}}{P_{sch}} \cdot W_{sch}^2 \approx \text{const} \cdot \frac{W_{919}^2 \cdot T_{ch}}{P_{sch}} \quad (1)$$

$$R_s = C_{\Delta R} \cdot \Delta R \approx \text{const} \cdot \frac{T_{ch}}{P_{sch}} \cdot W_{919}^2 \quad (2)$$

$$K_{st} = \frac{R_s \cdot P_{sch}}{W_{919}^2 \cdot T_{ch}} \approx \text{const} \quad (3)$$

可见,对给定的发动机与高空舱而言,次流综合影响系数 K_{st} 近似为一个常数,而高空舱内压力、温度和冷却空气质量流量又可以较为准确地进行测量,因而就可以简单快速而又准确地计算次流作用力了。但以往确定次流作用力系数却较为烦琐,因为它是一个随高空舱内压力和冷却空气调节阀前气流密度变化而改变的量(通常高空舱内气流温度一般保持在80℃左右),因此必须对不同高度和不同调节阀开度(反映阀前气流密度)情况下的次流作用力及其作用力系数进行校准。下面是以前的确定方法:

$$W_{919}^2 = 2 \rho_{919} A_{919}^2 \cdot \left[\frac{1}{2} \rho_{919} V_{919}^2 \right] \approx 2 \rho_{919} A_{919}^2 \cdot \Delta P_{919} \quad (4)$$

$$\Delta P_{919} = P_{i919} - P_{s919} \quad (5)$$

$$R_s = C_{\Delta R} \cdot \Delta R \approx K_s \cdot \Delta P_{919} \quad (6)$$

$$K_s = \frac{R_s}{\Delta P_{919}} = f(P_{sch}, T_{ch}, \rho_{919}) \neq \text{const} \quad (7)$$

2.2 真空度作用力的理论分析

由于推力测量系统校准时高空舱内外没有压差,而实际工作时高空舱内外有压差,该压差变化范围大致在0~100 kPa之间,这就使得推力测量系统工作时的零点与校准时的零点不相重合,甚至还有很大的偏离。零点偏离量就是由真空度作用力造成的,该力只与穿舱波纹管作用面积和高空舱内外压差(即真空度)有关。对给定的推力测量与校准系统、发动机安装布局而言,穿舱波纹管作用面积是一个定值,因而真空度作用力与高空舱真空度之间存在显著的线性关系。即:

$$R_c = K_c \cdot \Delta P_{sch} = \sum (A_i) \Delta P_{sch} \quad (8)$$

$$K_c = \frac{R_c}{\Delta P_{sch}} = \sum (A_i) = \text{const} \quad (9)$$

$$\Delta P_{sch} = P_{atm} - P_{sch} \quad (10)$$

可见,对给定的发动机安装布局与高空舱测力系统而言,真空度作用力系数是一个常数。事实上,真空度作用力系数是杠杆校准系统穿舱波纹管横截面积与第二级传动比之积,仅是真空度作用力系数或总面积 $\sum (A_i)$ 中的一个主要部分(计算结果表明,该项约为总值的0.5左右),其它一些穿舱管线特别是最终与动架或发动

机相连的管线面积也是真空度作用力系数的一个组成部分。因而即使高空台的测力系统采用液压校准装置,只是减小了真空度对测力系统测量值的影响程度,仍需要对真空度的影响进行校准。

2.3 次流作用综合影响系数与真空度作用力系数的确定方法

2.1~2.2 节分析表明,次流作用综合影响系数和真空度作用力系数基本上是一个常数,因而可以采用通过校准和确定系数来获取次流作用力和真空度作用力的简便方法。另外,尽管次流作用力与真空度作用力的机理不同,但获取二者的影响系数的方法和程序是相同的,其试验测定方法与主要过程:

第 1 步: 完成对发动机测力系统的校准(静校)和压力、温度测量系统的校准;

第 2 步: 在流量管篦齿封严环上游的进气道中加装堵板(以消除发动机运转或内流作用影响);

第 3 步: 记录台架推力值(测力系统零点)。并且在后续每个状态记录: 大气压力、大气温度、919 阀前总压、静压和总静压差、高空舱内压力、高空舱内温度、台架推力值。

第 4 步: 截断向高空舱内供冷却空气的所有通路,利用气源抽气机建立要求的高度环境,在舱内压力(高度)稳定后记录高空舱真空度对动架的作用——真空度作用力;然后改变高空舱内冷却空气吹风的调节阀开度(实质是控制舱内冷却气流的流量和动压头),在舱压稳定后测定真空度作用与舱内冷却空气流动对动架的共同作用——测量结果中扣除真空度作用力后就是次流作用力;

第 5 步: 改变高空舱内压力(高度),一般校准时要求 2~4 个压力状态点,在每个压力下重复第 3 步内容;

第 6 步: 由试验结果计算真空度作用力和次流作用力,并确定其作用力系数;

在实际试验时,由测量的大气压、舱压、舱温、次流流量和试前的次流作用综合影响系数和真空度作用力系数,就可以实时得到真空度作用力和次流作用力。

3 应用实例

图 2、图 3 是某型发动机高空模拟试验前校准的实测结果,表 1 中给出了校准试验得到的次流作用力系数和次流作用综合影响系数随高空舱压

力变化的关系曲线。

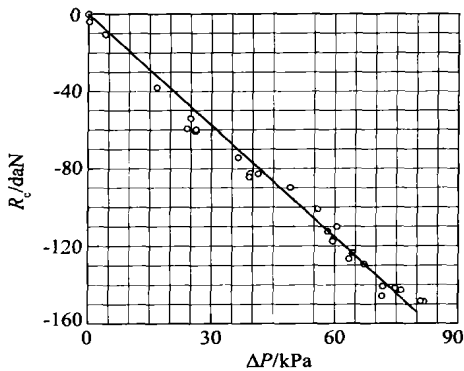


图 2 真空度作用力与压差之间的关系曲线

Fig. 2 Vacuum-acting force versus pressure difference

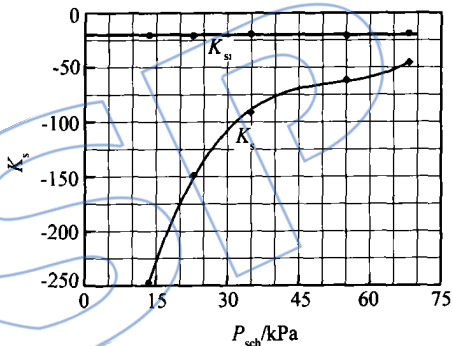


图 3 次流作用力系数与舱压之间的关系曲线

Fig. 3 Secondary flow-acting force versus cell pressure

表 1 某型发动机高空试验时的次流作用力系数校准结果

Table 1 Results of secondary flow-acting force coefficient calibration in the altitude simulated test of an engine

$P_{sch}/$ kPa	$K_s/$ (daN/kPa)	$K_{si}/$ (daN/kPa)/[K·(kg/s) ²]
13.5	- 247.248 05	- 20.236 9
22.8	- 148.707 42	- 20.570 4
34.9	- 91.253 47	- 19.326 6
55.1	- 61.454 07	- 20.545 2
68.2	- 45.551 87	- 18.83

由上可见,采用次流作用综合影响系数可以大大减少校准的时间,尤其是减少甚至取消多级压缩机串并联抽气校准的状况。而在以往的试验

前进行次流作用力系数和真空度作用力系数校准中,需要采用二级串、并联抽气获取高空条件下(15 km 左右甚至更高)的次流作用力系数和真空度作用力系数几乎是不可避免的,因为次流作用力系数是随高度变化而变化的。这不仅花费的时间周期长,而且耗费巨大。

实例结果充分证明了本文的理论分析和推导。

4 结 论

(1) 次流作用力与真空度作用力二者的作用机理不同,但其校准方法和程序基本相同。

(2) 采用次流作用综合影响系数更能反映高空舱内次流流动对测力系统的影响。

(3) 采用次流作用综合影响系数可以大大简化校准流程和降低校准成本。

(4) 真空度作用力系数和次流作用综合影响系数在给定的发动机安装布局和测力系统下均为常数。

参考文献:

[1] 刘大响. 高空模拟试车台在航空发动机研制中的地位和作用[A]. 航空发动机高空模拟试验论文选集[C]. 四川江油: 中国燃气涡轮研究院, 1992.

[2] 周汉忠, 刘大响. 我国第一座连续气源航空发动机高空模拟试车台[A]. 航空发动机高空模拟试验论文选集[C]. 四川江油: 中国燃气涡轮研究院, 1992.

[3] 卢传义, 杜鹤龄. 世界各国高空模拟试车台发展的特点分析[A]. 航空发动机高空模拟试验论文选集[C]. 四川江油: 中国燃气涡轮研究院, 1992.

[4] 刘涛, 王惠儒. 在高空台上测定发动机外流附加阻力的方法[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2001, 14(1): 14~16.
LIU Tao, WANG Hui-ru. A Method of Measuring Additional Outflow Resistance of Engine in the Simulated Altitude Test Cell[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2001, 14(1): 14~16.

[5] 文刚, 刘涛, 郭昕. 高空台上迎风阻力和零位高度对发动机台架推力漂移的影响研究[A]. 第六届发动机试验与测试技术交流会论文集[C]. 中国航空学会动力分会第六届发动机试验与测试技术专业委员会, 四川江油: 2002.

[6] 郭昕, 刘志友. “堵塞”技术在发动机高空模拟试验中的应用研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(5): 593~598.
GUO Xin, LIU Zhi-you. The Application Study of the “Nozzle Blockage” Technique in the Simulated Altitude Test of the Aero-Engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(5): 593~598.

[7] HB6213, 涡喷、涡扇发动机高空模拟试验性能修正规范[Z]. 北京: 中国航空航天工业部第301所出版, 1989.

[8] 杜鹤龄. 高空模拟试验技术研究——发动机推力的确定[R]. 中国航空科技文献HJB910984, 北京: 中国航空航天工业部, 1991.