

文章编号: 1000-8055(2006)02-0391-05

航空发动机风车阻力的试验确定

刘志友^{1,2}, 侯敏杰², 文 刚²

(1 南京航空航天大学 能源与动力工程学院, 南京 210016;

2 中国燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500)

摘要: 风车特性是航空发动机设计和考核的重要性能指标, 由于风车状态严重偏离发动机的设计工作状态, 因此很难准确确定发动机的风车特性尤其是风车阻力特性。本文分析了航空发动机风车阻力的产生机理, 推导了发动机高空台试验中风车阻力确定的计算公式, 介绍了航空发动机风车阻力确定的试验方法。该方法在某型涡扇发动机风车特性试验中得到了成功应用。

关键词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 高空模拟; 风车; 风车阻力

中图分类号: V 216. 7

文献标识码: A

Experimental Determination of Aero-Engine Windmilling Drag

LIU Zhi-you^{1,2}, HOU Min-jie², WEN Gang²

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2 China Gas Turbine Establishment, Chengdu 621703, China)

Abstract: Windmilling characteristics are one of the important performance indices to engine design and assessment. It is very difficult to accurately determine engine windmilling characteristics, in particular windmilling drag, for the windmilling state seriously deviates from the engine design point. This paper described the mechanism of the aero-engine windmilling drag, and theoretically deduced the formula for determining it in the simulated altitude test, and finally the experimental method for determining the engine windmilling drag was introduced. The method was satisfactorily applied to the windmilling characteristics test of a turbofan engine.

Key words: aerospace propulsion system; aero-engine; altitude simulation; windmilling; windmilling drag

风车特性是航空发动机的主要设计指标之一。一方面, 发动机在空中发生熄火停车在所难免, 此时发动机就处于风车状态; 另一方面, 多发飞机尤其是民用多发飞机一直在使用风车技术, 在巡航期间人为关闭一台或多台发动机以节省能源和动力消耗, 或在飞机滑行期间使用风车技术

以节省刹车^[1]。研究风车特性不仅是发动机空中起动与再起动的需要, 而且风车期间因发动机工作压比较低, 会影响发动机滑油的封严和改变转子轴承的受力载荷, 因此新机设计定性前必须经过风车特性的考核与评估^[1, 2]。

发动机风车阻力特性是重要的风车特性, 并

收稿日期: 2005- 04- 28; 修订日期: 2005- 09- 27

作者简介: 刘志友(1969-), 男, 重庆綦江人, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 中国燃气涡轮研究院高级工程师, 主要从事航空发动机整机试验技术的研究

且风车状态严重偏离发动机及其部件的设计工作条件,因而也是较难确定的风车特性。根据某型涡扇发动机研制对风车阻力特性的要求,结合高空台风车特性试验专门进行了风车阻力的确定方法研究。理论分析与实际应用表明,在高空台上采用本方法确定发动机的风车阻力是行之有效的。

1 风车阻力产生的机理

航空发动机工作的动力源泉在于燃烧室内燃油燃烧释放出来的能量。当发动机处于风车状态时,燃烧室停止工作,没有向发动机提供能量,此时发动机转子为被动旋转,发动机内部转子和静子均成为气流流动的障碍,从而发动机就给内部气流一个顺航向的(阻碍)作用力。由牛顿第三定律可知,此时气流也同时向发动机作用一个等值方向的力,因该力方向为逆航向,故称为发动机的风车阻力。可见,风车阻力的作用实质是发动机内流道对气流的阻碍和内流道表面粘性摩擦共同作用的结果,表现为流经发动机内流道气流的冲量减少和发动机受逆航向的作用力。

发动机风车阻力是来流空气动力、发动机转子转动惯量和流体阻力共同作用的结果^[3]。对给定的发动机而言,风车阻力是飞行高度与飞行马赫数的函数,在马赫数不变时高度增加,则风车阻力随高度环境压力成比例减小;在高度不变时马赫数增加,风车阻力随马赫数增加而增加。另外,风车阻力还与发动机的部件设计参数有关,其影响主要表现在随飞行工况的变化趋势上^[4]。

2 风车阻力试验确定的理论推导

2.1 试验与测试设备

发动机风车特性可以通过在高空台上的高空模拟试验或在飞机上的飞行试验来得到。但由于飞行试验的测量参数数量和精度限制,以及出于试验成本与试验风险的考虑,风车特性试验一般在具有连续式气源的连接式高空台上进行。高空台是能够模拟发动机空中不同飞行条件(飞行高度、飞行马赫数)的大型试车台,通过对应飞行条件的发动机进口参数和排气环境压力的模拟试验得到发动机的节流特性和高度—速度特性,是独立自主研制高性能发动机不可缺少的基础保障设备。由于要模拟高达25 km乃至30 km的高度和马赫数达2.5乃至3.5的飞行条件,相应地高空台都配有庞大而众多设备,主要设备有:供气气源和抽气气源、供气加温设备、供气降温及其预处理干

燥与净化设备、进气与排气调控设备、高空舱、排气冷却器、工艺系统、测试与状态监控系统等。风车试验时,来自供气气源的高压空气经过空气干燥系统,再经过供气降温系统降到 $-25^{\circ}\text{C}\sim-65^{\circ}\text{C}$,进气调控系统调节经过降温系统和没有经过降温系统的两路干燥空气的掺混比例和节流比,实现发动机进口总压、总温和空气流量的模拟,通过抽气气源和排气调节系统实现发动机排气环境压力(即高空舱压力)的模拟。进排气调控系统改变发动机进口总压和排气环境压力及其二者差异,就改变了发动机飞行的高度和速度条件以及风车转速状态。图1是某型涡扇发动机在连接式高空台上的安装布局示意。

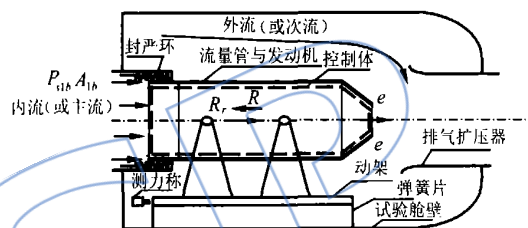


图1 发动机在连接式高空台上的安装示意图

Fig. 1 The sketch map of installation of engine in the Simulated Altitude

高空台的试验对象一般都是新研发动机或经过重大改型的发动机,除调试高空试验和定型鉴定高空试验外,还承担在役发动机的故障再现和排故高空试验,因而高空台对参数测试数量与测试精度的要求都比较高。高空台测试系统包括稳态参数测试、过渡态参数测试和动态参数测试3大部分,本文所述高空台的测试通道为1024CH,其稳态数采系统前端由NEFF620-600高速数据采集系统、PSI8400压力电子扫描系统组成,后端由总控计算机、显示计算机、性能处理计算机、数据库服务器等组成;稳态测试系统也可以进行过渡态测试(此时数据存储和采集量很大),发动机安全监控由VXI高速数据采集系统完成;动态参数和振动参数的测量记录由NICOLET公司生产的GENESIS系统(测量脉动压力)和FOCUS系统(测量振动)完成。

2.2 风车阻力的定义

风车阻力是在风车状态下,进入风扇和压气机的空气冲量与空气离开规定的排气喷口时的冲量之差^[2],其数学表示为:

$$R_w = (WV + PA)_1 - (WV + PA)_e = (W_1V_1 + P_{s1}A_1) - (W_eV_e + P_{se}A_e) \quad (1)$$

式中: R_w 为发动机的风车阻力; W 为气流质量流量; V 为速度; P_s 为静压, A 为流通面积; 下标 1 为发动机进口 (流量管篦齿段处) 截面; e 为喷嘴出口截面。

2.3 风车阻力的试验确定

取图2虚线所示控制体, 由动量定理就可以得到风车状态下发动机发出的总推力^[5, 6]为:

$$R_g = W_eV_e + (P_{se} - P_{sch})A_e = [W_1V_1 + A_1(P_{s1} - P_{sch}) + A_{1b}(P_{s1b} - P_{sch}) + R_m + R_c + R_s] \quad (2)$$

式中: R_g 为发动机的总推力; R_m 为台架测量推力; R_c 为真空度作用力, R_s 为次流作用力; 下标 1b 为 (流量管篦齿封严处) 管壁环面; sch 为高空舱。

在高度压力为 P_{sch} 的静止环境中, 当发动机不工作 (也即飞行马赫数为 0) 时, 显然此时发动机的风车阻力应为 0。但根据风车阻力的定义, 此时风车阻力: $R_{w,H,Ma=0} = (P_{sch}A_1) - (P_{sch}A_e)$ 却不一定为 0。因此, 用高空台发动机试验的方法来确定风车阻力时必须扣除这一影响, 即:

$$R_{w,ATF} = R_w - R_{w,H,Ma=0} = [(WV + PA)_1 - (WV + PA)_e] - [(P_{sch}A_1) - (P_{sch}A_e)] \quad (3)$$

式中: 下标 ATF 为高空台; H 为飞行高度, Ma 为飞行马赫数。

另外, 在高度压力为 P_{sch} 的静止环境中, 当发动机不工作 (也即飞行马赫数为 0) 时, 显然此时发动机的总推力也应为 0。由公式 (2) 有:

$$R_{w,H,Ma=0} = - (R_c + R_s)$$

即高空台模拟发动机 $H \neq 0, Ma = 0$ 时 (此时发动

机完全静止, 高空舱内和发动机内部与进口的压力恒等于 P_{sch}), 台架直接测量推力读数的减少完全是由于高空舱内次流作用力 (逆航向)^[6, 7] 和真空度作用力 (逆航向)^[6, 7] 引起的。

由此就得到高空台发动机风车特性试验时的风车阻力确定公式:

$$R_{w,ATF} = - [A_{1b}(P_{s1b} - P_{sch}) + R_{m,H,Ma=0} + R_c + R_s] \quad (4)$$

恒等变形得到:

$$R_{w,ATF} = (R_{m,H,Ma=0}) - A_{1b}(P_{s1b} - P_{sch}) \quad (5)$$

高空台风车阻力公式的物理意义非常清楚, 公式 (4) 中负号表示风车阻力的作用力方向与发动机推力方向相反 (逆航向)。公式 (4) 表明相对于 $H, Ma = 0$ 的静止状态而言, 发动机台架直接测量推力读数的减少是由于发动机风车阻力 (逆航向) 和流量管进口环壁面上的气动压差作用力 (逆航向) 共同造成的。

3 试验方法

发动机风车特性试验采用气源供气 and 气源抽气的试验方法, 试验时通过调节发动机进口总温、进口总压和高空舱压力来模拟发动机空中风车状态下的高度和速度条件, 其试验时的空气流程如下:

风车阻力确定试验的主要过程如下:

第 1 步: 完成对发动机次流作用力系数和真空度作用力系数的测定^[6, 7];

第 2 步: 记录台架推力值 (测力系统零点)。并且在后续的状态记录: 大气压力、大气温度、大气湿度; 发动机进口总压、进口总温、发动机喷管出口面积; 高空舱压力、温度; 919 阀前总压、静

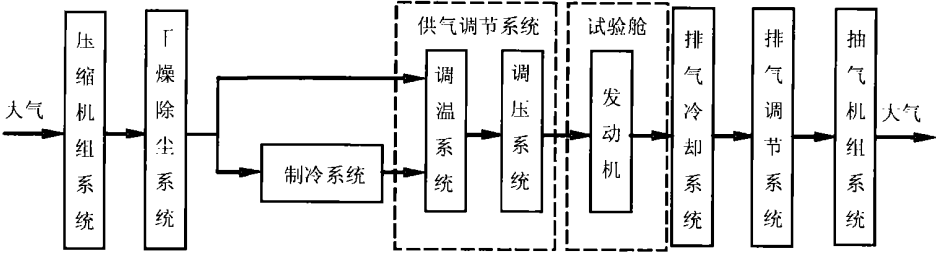


图2 发动机风车试验的空气流程示意图

Fig 2 Air flow chart of engine test for windmilling characteristics

压和总静压差, 台架推力值。

第3步: 调节排气控制系统, 建立高空舱压力 (高空舱压力由模拟高度按文献[8]确定)。

第4步: 调节进气控制系统, 建立发动机进口总压和总温 (总压与总温由模拟高度、马赫数或飞行表速按给定进气道总压恢复特性与标准气动函数公式确定)。

第5步: 稳定 2 min 后记录数据。

第6步: 由测试结果确定发动机风车阻力。其中次流作用力和真空度作用力分别由次流作用力系数和真空度作用力系数计算得到^[6, 7]。

重复第3~6步, 完成全部试验内容。

4 应用与分析

在某型涡扇发动机高空台风车特性试验中, 运用本方法分析并确定该发动机的风车阻力特性。该发动机风车阻力与发动机进出口压差 (进口总压与高空舱压力之差) 的关系: $R_w = 61.28823 \Delta P$, 见图3, 换算到标准海平面大气条件下的发动机风车阻力与发动机飞行马赫数的关系:

$$R_w = -129.14553M a + 4889.8144M a^2 - 1897.27178M a^3, \text{见图4。}$$

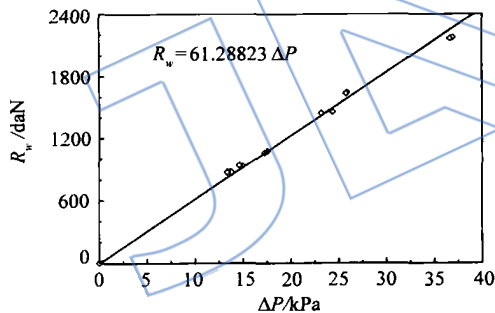


图3 风车阻力与发动机进出口压差的关系

Fig 3 Windmilling drag vs difference between engine inlet total pressure and altitude cell pressure

可见, 发动机风车阻力与发动机进出口压差具有显著的线性关系, 其线性相关系数达到了 0.998 以上。由气动函数有压差:

$$\Delta P =$$

$$P_h \left\{ \sigma_n \left[1 + (\gamma - 1) M a^2 / 2 \right]^{(\gamma - 1) / (\gamma - 1)} - 1 \right\}$$

这就说明当马赫数不变时, 发动机风车阻力随飞行高度增加而与高度压力成比例下降。这从物理意义来说也是很清楚的。因为发动机风车阻力其实质是发动机内部流道 (转子与静子和机匣内表面等组成的流道) 对迎面气流阻碍作用的反

作用力, 根据流体力学理论有:

$$R_w \propto \frac{1}{2} \rho V^2 = \left(\frac{1}{2} \gamma \cdot M a^2 \right) P_h$$

在马赫数不变时就有: $R_w / P_h = \text{Const}$ 和发动机进出口压差: $\Delta P / P_h = \text{Const}$ 。即在飞行马赫数不变时, 随着高度压力下降, 发动机风车阻力与发动机进出口压差成比例地下降。

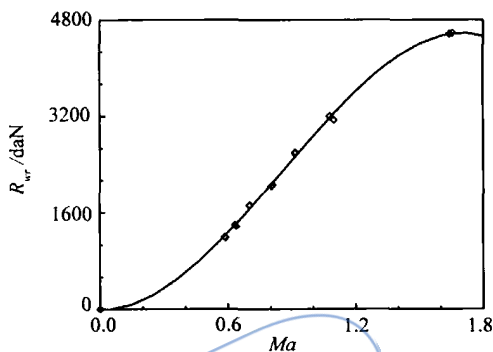


图4 换算风车阻与飞行马赫数的关系

Fig 4 Corrected windmilling drag vs flight mach number

由图3可见, 换算到海平面标准大气压力条件下的发动机风车阻力随飞行马赫数的增加而增加, 且增加梯度呈上升趋势。因为随着飞行马赫数的增加, 发动机进口的进气冲量急剧增加, 因为:

$$(W V + P A)_1 = P_1 A_1 f(M a) =$$

$$\sigma_n \left[1 + (\gamma - 1) M a^2 / 2 \right]^{(\gamma - 1) / (\gamma - 1)} A f(M a)$$

马赫数在 0~2 之间时气动函数 $f(M a)$ 在 0.8~1.27 之间变化, 而马赫数的指数项变化达 7 倍, 并且变化梯度随马赫数的增大而急剧增加。这就说明发动机进口气流的动压头急剧增加, 从而发动机内部流道对迎面气流的阻碍作用增加, 也即发动机风车阻力随飞行马赫数的增加而不断增加。并且, 当马赫数增加到某一值时, 发动机尾喷管内出现气流堵塞, 马赫数继续增加就导致尾喷管内气流不完全膨胀度增加, 发动机风车阻力急剧增大。

5 结论

(1) 发动机高空台试验是确定发动机风车阻力特性的有效方法。

(2) 发动机风车阻力特性与发动机进出口压差有显著的线性关系。

(3) 发动机风车阻力随飞行马赫数增加而增加, 并有显著增加的趋势。

参考文献

[1] JSJS-87231A, 航空涡喷涡扇涡轴涡桨发动机通用规范(包括使用指南)[Z]. 中国航空工业沈阳发动机设计研究所, 中国航空工业株洲航空动力机械研究所, 中国燃气涡轮研究院编译

[2] GJB241, 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范[S]. 北京: 中国航空航天工业部第301所出版, 1989

[3] 黄红超. 发动机风车特性数值研究[D]. 四川 成都: 中国燃气涡轮研究院教培中心, 2004

[4] [苏]尤阿·李特维诺夫, 弗·奥·鲍罗维克著. 航空涡轮喷气发动机的特性和使用性能[M]. 陈炳慈译. 北京: 国防工业出版社, 1986

[5] 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

[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 Zhiyou The Application Study of the ‘Nozzle Blockage’ Technique in the Simulated Altitude Test of the Aero-Engine[J]. *Tournal of Aerospace Power*, 2003, 18(5): 593~ 598

[7] 侯敏杰, 刘志友. 高空舱内次流与真空度作用对发动机台架推力测量的影响研究[J], 航空动力学报, 2005, 20(3): 384~ 388

Hou Minjie, Liu Zhiyou Research of the Action of the Secondary Flow and Vacuum on the Thrust Measurement System, *Tournal of Aerospace Power*, 2005, 20(3): 384~ 388

[8] GJB1920, 标准大气[S]. 北京: 中国标准出版社, 1980