

文章编号: 1000-8055(2003)05-0599-05

# 某涡扇发动机高原起动试验研究

李文峰<sup>1</sup>, 王永生<sup>1</sup>, 雷震<sup>2</sup>, 罗华军<sup>2</sup>

(1 西北工业大学 电子工程系, 陕西 西安 710072;

2 空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

**摘要:** 介绍了某型涡扇发动机高原起动试验研究, 分析了高原起动存在的主要技术问题, 介绍了小型可移动式地面试车台试验设备, 讨论了高原起动的试验方法, 研究了起动机和发动机的参数调整规律以及解决发动机高原起动的途径。

**关键词:** 航空、航天推进系统; 涡扇发动机; 高原; 起动试验

**中图分类号:** V 216

**文献标识码:** A

## Experimental Investigation of Some Turbofan Engine Starting in Plateau Area

L I W en-feng<sup>1</sup>, W A N G Yong-sheng<sup>1</sup>, L E I Zhen<sup>2</sup>, L U O Hua-jun<sup>2</sup>

(1 Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2 The Air Force University of Engineering, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** In order to study how the atmospheric pressure affects the starting of engines and to explore the adjusting rule in the course of engine starting, we did the starting experimental investigation of a turbofan engine starting in plateau area. The experimental problems and steps are discussed. An important facility (a small removable ground test-bed) for the experiment is introduced. Adjusting methods of starter and engine are studied. Some data of test running are given in the paper.

**Key words:** aerospace propulsion system; turbofan engine; plateau; starting experiment

## 1 引言

随着机场高度增加, 大气压力降低, 空气密度减小, 日温差变化大, 发动机空气流量比平原地区显著减少。在海拔2500 m 以上的机场使用某型涡扇发动机就已经超过其设计要求<sup>[1]</sup>。

目前, 没有发现满足该型发动机需要的大功率起动机, 而重新研制起动机, 时间长, 经费需求大。为研究大气压力降低对发动机起动的影响, 探索发动机起动过程中的调整规律, 拓宽某型飞机

使用环境, 进行了某型涡扇发动机高原起动试验研究。

## 2 发动机高原起动存在的问题

(1) 起动时间长或起动不起来。发动机的起动过程, 先由电动机起动燃气涡轮起动机, 再由燃气涡轮起动机起动发动机。进驻高原机场, 空气稀薄, 进入燃气涡轮起动机和发动机的空气流量减小。燃烧条件恶化, 燃气涡轮起动机和发动机的功率都减小, 起动过程的剩余功率也减小, 起动过程

收稿日期: 2002- 11- 08; 修订日期: 2003- 02- 13

作者简介: 李文峰(1970- ), 男, 河南襄城人, 西北工业大学电子工程系工程师, 博士生, 主要从事航空测试技术研究

发动机转子的加速度减小。特别是起动开始阶段, 发动机转动的惯量不变, 有可能起动机功率不足以带动发动机运转到点火转速以上, 至少加速度减小, 起动时间会增长。初步估算分析, 4000 m 以上, 起动机工作不稳定, 功率不够, 不能带动发动机起动。

(2) 燃气涡轮起动机超转超温问题。燃气发生器涡轮和自由涡轮最大转速由最大转速限制器调节。实际调整时, 由自由涡轮最大转速限制器限流孔来限制最大转速。进驻高原机场后, 起动机最大转速会因最大供油量限制值过多而出现超转。燃气涡轮起动机采用供油量与压气机出口压力成比例的起动加速调节。在高原机场起动加速过程中会因仅感受单一参数调节而使起动温度偏高。一旦超温(最高温度超过 $860^{\circ}\text{C}\pm 25^{\circ}\text{C}$ ), 由电子综合调节器中断起动机供油。

(3) 发动机起动温度高的问题。发动机起动过程第一阶段, 由气压式起动控制器调节, 起动过程第二阶段由加速控制器控制。进驻高原机场后, 起动第一阶段的气压式起动控制器调节的供油量不能很好适应环境的变化, 会出现起动温度高; 起动过程第二阶段加速过程, 按换算参数控制的加速控制器能及时调节, 问题较少。

本着循序渐进的原则, 先解决高原起动机功率能否带转发动机起动, 再逐步解决燃气涡轮起动机和发动机的调整问题。

### 3 试验的关键设备—— 一种小型可移动式地面试车台

为了本次试验, 专门研制了一种设备——小型可移动式地面试车台, 用于实测不同高度机场的起动过程。该设备外形尺寸为 $5.5\text{ m}\times 1.5\text{ m}\times 2.2\text{ m}$ , 自重 $< 4.5\text{ T}$ , 由四大部分组成(见图1):

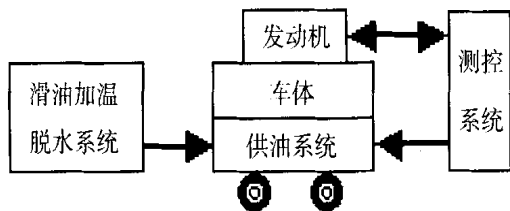


图1 小型可移动式试车台组成

Fig 1 The constitution of a small removable ground test-bed

一是用于安装固定发动机和外置机匣的车体; 二是安装于车体下部的供油系统; 三是电气测控系

统; 四是一个独立的滑油加温脱水系统<sup>[2]</sup>。

车体底盘采用采用牵引四轮结构, 备有手刹、车制动装置和连杆转向机构, 移动方便。试车时, 将四个撑脚落地并拧紧, 依靠车体自重, 整个撑脚的摩擦力之和大于发动机慢车时所产生的推力( $\leq 2450\text{ N}$ ), 因而在慢车状态时车体与地面之间不会产生位移。供油系统包括燃油供应控制系统和滑油供应控制系统。电气测控系统包括电源供应、测量、起动、状态控制、稳压电源等子系统。计算机测量子系统, 可以测量转子转速、压气机出口压力、排气温度等参数。参数显示采用笔记本电脑显示屏, 以中文 Windows 为子系统软件平台<sup>[3]</sup>。设备在油罐车和电源车的配合下, 能够对发动机在地面进行开车油封以及发动机起动和慢车等工作。

### 4 试验步骤

首先在青海某机场(海拔2800 m)进行发动机起动试验, 确定保证燃气涡轮起动机不超转不超温的调整量和解决途径, 探索机场标高2500 m 以上, 燃气涡轮起动机随机场高度变化的调整规律; 探索随机场高度变化发动机起动供油量调整的规律。

然后在高原某机场(海拔3540 m)进行试验, 确定保证燃气涡轮起动机不超转不超温的调整量, 摸索出燃气涡轮起动机随机场标高的调整规律; 初步确定3540 m 机场, 保证发动机起动不超转不超温的调整量和解决途径, 摸索出发动机起动过程随机场标高的调整规律。

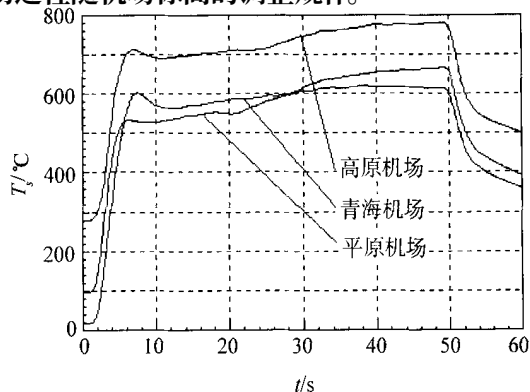


图2 发动机冷起动时, 涡轮起动机排气温度  $T_s$  随机场高度的变化情况

Fig 2 The exhaust gas temperature of the turbine starter  $T_s$  changed along with the elevation of airports rising

最后在高原机场飞机上试验。待飞机飞进机场后, 在飞机上进行地面起动开车试验, 最终确定起动机和发动机的调整规律、性能变化规律。必要时, 试验增加起动功率的措施。

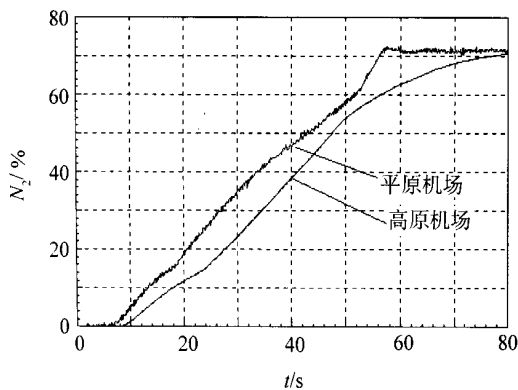


图3 不同高度机场, 发动机高压转子  
转速 $N_2$ 变化情况

Fig 3 The rotational speed of high-pressure rotor of engine changed along with the elevation of airports rising

图2为发动机冷起动时, 涡轮起动机排气温度随机场高度的变化情形。图3为不同高度机场, 发动机高压转子转速变化情况。由图可知, 从平原机场到高原机场, 由于进气压力减小(751.2 mmHg柱减小到496.2 mmHg柱), 引起涡轮起动机排气温度 $T_s$ 升高。随着机场高度增加, 在涡轮起动机不做调整的情况下, 发动机高压转子转速 $N_2$ 上升速度减慢。

## 5 试验方法

(1) 有余量地调小燃气涡轮起动机器的最小供油量, 测量燃气涡轮起动机和发动机起动过程的参数, 分析比较调整结果。

(2) 有余量地调小燃气涡轮起动机器的最大供油量。

图4为涡轮起动机排气温度 $T_s$ 调整前后的变化。将最大供油量调整螺钉指针由-2刻度调至-8刻度, 最大供油量减小6 kg/h。调小最大供油量, 最高排气温度由678℃左右下降至627℃左右, 下降了约50℃。

(3) 有余量地调小燃气涡轮起动机器的加速供油量, 测量燃气涡轮起动机热起动的参数, 确定调整量, 并总结出燃气涡轮起动机随机场标高的调整规律。

(4) 有余量地调小发动机的起动注油量。

(5) 有余量地调小发动机的起动调节器供油量, 测量发动机起动过程的参数, 确定调整量, 并初步总结出发动机随机场标高的调整规律。

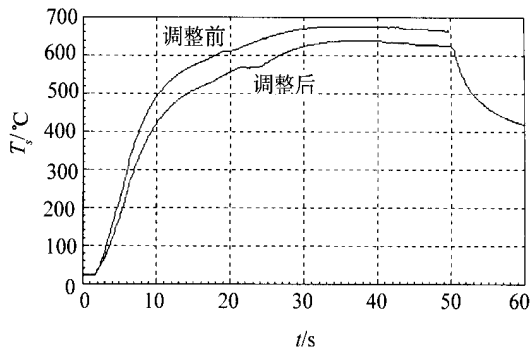


图4 涡轮起动机排气温度 $T_s$ 调整前后的变化

Fig 4 Adjusting the max fuel feeding volume effected a change of  $T_s$

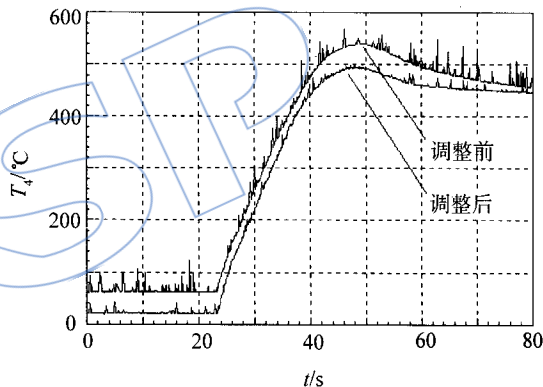


图5 在高原机场, 起动控制器调整后, 发动机  
排气温度 $T_4$ 变化情形

Fig 5 Adjusting the starting controller effected a change of the exhaust gas temperature of engine  $T_4$

图5为在高原机场, 起动控制器调整后, 发动机排气温度 $T_4$ 的变化情形。发动机起动过程中,  $N_2 = 15\% \sim 40\%$ 阶段, 由起动控制器调节供油量。由试验知, 大气条件变化时, 起动调节器的调准弹簧力及注油活门开度不能随空气流量变化而变化。主要调整部位是油泵调节器上某螺钉<sup>[4]</sup>。

## 6 发动机高原性能的计算分析

计算发动机特性采用部件匹配法, 即通过部件特性, 根据匹配工作方程迭代求出发动机的共同工作点, 进而求出发动机的性能参数。

计算所采用的部件特性的原始数据来源于该发动机的设计资料。设计点计算根据发动机各部

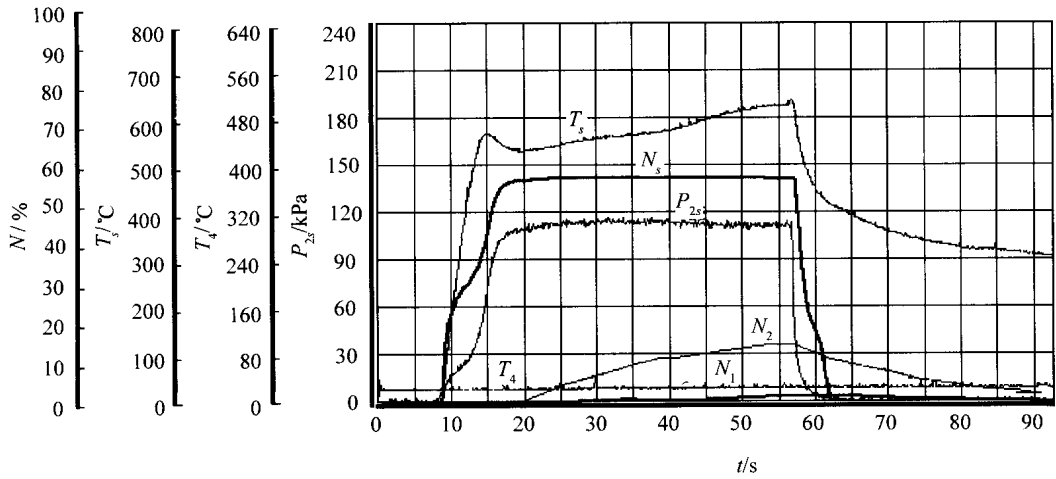


图6 某涡扇发动机在高原某机场试车参数实时曲线

Fig 6 Several real time parameters curves of some turbfan engine in Tibet (3540 m)

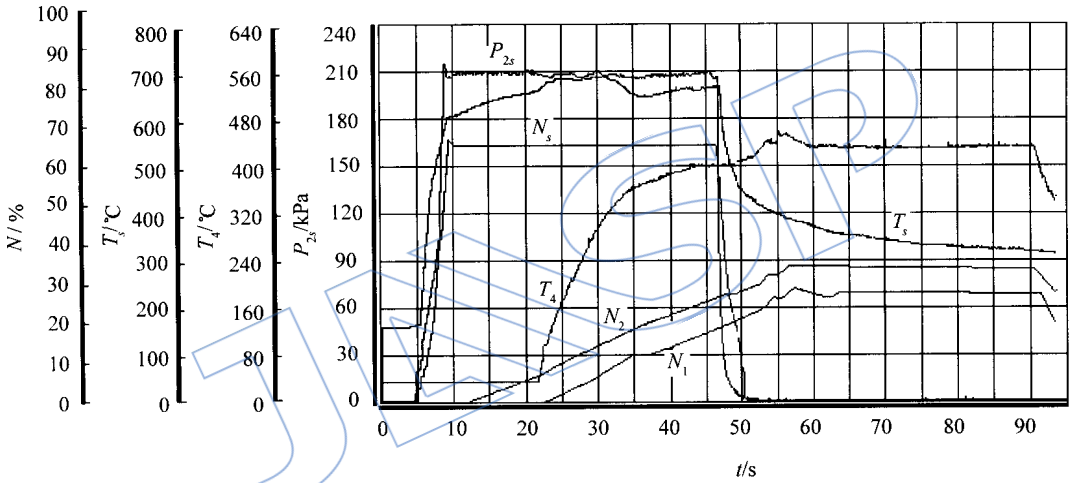


图7 某涡扇发动机在青海某机场试车参数实时曲线

Fig 7 Several real time parameters curves of some turbfan engine in Qinghai Province (2800 m)

件设计点的参数和压力损失系数, 计算求出发动机的性能参数。

在计算非设计点状态性能时, 程序安排先做设计点计算, 接着利用设计点数据做耦合系数计算, 然后才做非设计点性能计算。

在高原机场, 其大气参数并不同于按国际标准大气条件计算所得的同高度上的参数, 因此, 在计算飞机起飞性能时, 应根据高原机场实际的大气温度和压力来计算发动机的性能。与按照国际标准大气条件进行同高度性能计算相比, 由于大气温度相差较大(分别为 $15^{\circ}\text{C}$ 和 $-8.2^{\circ}\text{C}$ ), 而大气压力相差不大(分别为 $661\text{ mbar}$ 和 $651.7\text{ mbar}$ ), 使得在高原机场发动机的换算转速相对较小。同 $Ma$ 数下飞行的速度增大, 所以发动机的推力也相应地减小, 油耗增大。结果表明, 发动机的推力减小约 $7\%\sim 12\%$ , 油耗增大约 $2.4\%\sim 5\%$ 。

性能参数可以多种形式进行显示, 如数值、过程曲线等。图6为高原某机场试车参数实时曲线, 图7为青海某机场试车参数实时曲线。图中:  $T_s/^{\circ}\text{C}$ 为涡轮起动机排气温度;  $T_4/^{\circ}\text{C}$ 为发动机排气温度;  $N_1/\%$ 为发动机低压转子转速;  $N_2/\%$ 为发动机高压转子转速;  $N_s/10^{-3}\cdot(\text{r}/\text{min})$ 为小发转速;  $P_{2s}/\text{kPa}$ 为起动机压气机出口压力。图6选的是发动机调整前起动不成功的试验,  $N_2$ 不到 $20\%$ 。从图中, 可以明显看出燃气涡轮起动机在高原起动性能变差, 点火时机推迟, 使发动机起动时间增长, 起动可靠性降低。而起动时间增长对军用飞机快速出动影响较大。正是由于有了燃气涡轮起动机, 发动机起动过程重要参数的采集测试系统, 提供了用于比较、研究参数调整影响量的物质基础。

7 解决途径

- (1) 增大起动机功率和工作稳定性。适当提高起动机的温度, 增加起动机的功率; 采取措施对起动机进口空气压力增压和补氧, 加大发动机补氧量, 以增大起动功率, 提高起动机工作可靠性。
- (2) 减小起动过程负载。
- (3) 起动过程优化技术, 包括扩大起动过程压气机和燃烧室稳定工作范围, 过失速控制等。

8 结 论

经过一系列高原起动试验研究, 探索出某涡扇发动机起动过程中的调整规律; 又通过一系列解决方法, 突破了该型发动机的技术极限。在气压

只有平原60%, 日温差大于20℃的恶劣环境, 成功实现了该发动机的高原起动, 拓宽了某型飞机的使用范围。

参考文献

[1] 李应红, 姬永兴. 高原航空工程的发展[A]. 航空工程科技论坛学术报告文集[C]. 北京: 中国工程院, 2002

[2] 李文峰, 王永生. 一种新的某涡扇发动机地面检测设备[J]. 航空计测技术, 2002, 22(6): 31

[3] Li W, Wang Y. A Small Removable Ground Test-Bed for Some Turbofan Engine [R]. Xi'an: China-Korea Joint Conference on Communication and Information Technology, 2002

[4] 桑增产. 航空发动机调节规律的研究[D]. 西安: 空军工程大学, 2003