

某型航空发动机高原起动供油规律研究

王兆铭¹, 黄毅², 李诗军¹, 栾东¹

(1.中航工业沈阳发动机设计研究所 沈阳 110015 2.空军油料研究所 北京 100076)

摘要:以某型航空发动机作为研究平台,通过对发动机起动工作过程和起动供油调节分析,研究了地面平原起动供油和高原起动供油关系。在兼顾了空中起动的基础上,提出了在高原环境下的起动供油控制规律:调整改变自动起动器和起动放气嘴。以发动机在平原地区机场起动调整方法为基础,得到了在高原机场起动调整方法,并在高原机场试验验证中取得满意结果,解决了发动机在高原进气气压低、含氧量较少、温度较高,一系列恶劣的进气条件下起动中热悬挂、冷悬挂、起动失速等起动极限问题,可为其他型号发动机的高原起动借鉴。

关键词: 起动供油规律;高原起动;自动起动器;航空发动机

中图分类号:V228 文献标识码:A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2014.04.006

Oil Supply Control Law of Plateau Starting for an Aeroengine

WANG Zhao-ming¹, HUANG Yi², LI Shi-jun¹, LUAN Dong¹

(1. AVIC Shenyang Engine Design and Research Institute, Shenyang 110015, China;

2. Beijing Aviation Oil Research Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: The relations between plain starting and plateau starting were investigated by researching the processes of starting and the fuel feed control law of an aeroengine. The fuel feed control law of the plateau starting was represented through the adjustment of auto-starter and starting bleed, while considering the effects of fuel feed characteristics on airstart. The adjust method of fuel feed control law for plateau airdrome was obtained based on the experiences from plain airdrome. Furthermore, the results can satisfy the user. The proposed method can resolve the problems of speed hang up and stall which were caused by a series of abominable inlet conditions of high altitude environment such as lower press, lower oxygen content and higher temperature.

Key words: oil supply control law; plateau starting; selfstarter; aeroengine

0 引言

高原机场具有海拔高、气压低、空气密度小、缺氧等气候特点。发动机高原起动性能决定其能否配装飞机在高原条件下使用。通常发动机高原起动试验在高空台条件下进行,但因高空台的高原模拟环境与实际高原气候条件有一定差异,难以摸清发动机高原起动控制规律和起动调整方法^[1-9]。

本文以某型航空发动机高原起动供油规律研究为技术途径,采用对自动起动器放气嘴直径、起动标记、起动补油的参数优化调整的方法,并使用 3 号航

空喷气燃料,通过某型发动机在高原条件下的起动考核验证试验,充分掌握发动机在高原机场的起动性能,为以后配装飞机在高原机场的顺利使用做好充分准备。

1 起动工作过程及起动供油调节

起动过程为按下起动按钮后至发动机到达“慢车”状态的整个过程,是电气系统、燃油系统、发动机其他系统联合工作的 1 个复杂工作过程^[8-10]。其中,电气系统工作按时间和转速 2 种程序进行控制。起动时,将发动机操纵杆放到“慢车”位置,以按下起动按

收稿日期 2013-08-07 基金项目 燃气轮机工程研究项目资助

作者简介 王兆铭(1962)男,自然科学研究员,从事航空发动机和燃气轮机控制系统研制,控制系统试验器设计及仿真试验研究工作 E-mail: wzm606@126.com。

引用格式:王兆铭,黄毅,李诗军,等.某型航空发动机高原起动供油规律研究[J].航空发动机,2014,40(4):30-33. WANG Zhaoming, HUANG Yi, LI Shijun, et al. Oil supply control law for plateau starting for an aeroengine[J]. Aeroengine, 2014, 40(4): 30-33.

钮瞬间作为零点,电起动机按时间程序分级起动,直到起动脱离转速或起动周期结束时切断。同时,按时间和转速时序先后控制排油活门、点火、起动燃油电磁开关、起动补油电磁阀接通工作。

发动机起动过程的供油由2路组成。1路由主泵后经油门开关和慢车活门,并经过自动起动机放油控制后,进入主副油路和燃烧室;另1路在有补油调节时,由主泵后不经过油门开关,经补油活门、补油电磁阀直接进入副油路和燃烧室。

自动起动机是实现起动供油的控制装置,其结构如图1所示。其工作原理是靠喷嘴挡板调整放低压油的油路的开度,通过调整放入压油腔的燃油量来控制实际供油。在起动初期,压气机后 P_2 压力很小,作用于自动起动机喷嘴挡板左侧的燃油压力大于作用于挡板右侧的弹簧力和空气压力,喷嘴挡板被打开,将油门开关和慢车活门后的部分燃油排入低压腔;在起动后期,随转速升高 P_2 压力增大,喷嘴挡板逐渐关死,经过油门开关和慢车活门的慢车燃油流量完全进入发动机。

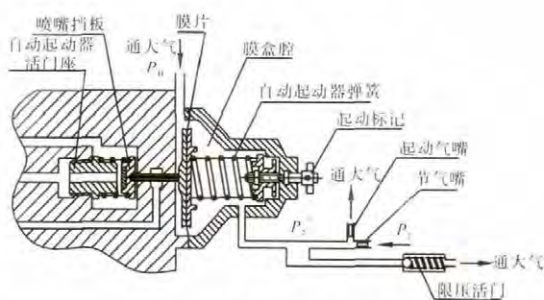


图1 自动起动机结构

2 高原起动主要影响因素及起动参数调整

高原机场的特点是海拔高、气压低,如从内地平原机场到西藏高原机场,海拔高度从0 km升高到4 km左右,大气压力从100 kPa降低到60 kPa左右。加之空气密度低、氧气质量分数小、机场四周山多、风沙大等特殊气候环境,使进入发动机的空气流量减少。因此,发动机在高原使用时,由于大气环境条件变化较大,起动难度增大。起动机功率^[9]、点火装置及供油附件性能也是影响发动机高原条件下起动的因素。

某型发动机起动供油的调节主要通过主燃油泵上的自动起动机控制元件实现^[11-14]。主要起动调整参数包括喷嘴挡板直径、自动起动机弹簧刚度、 P_2 节气嘴直径、起动放气嘴直径、起动标记圈数、慢车活门调

整钉圈数和补油活门调整钉圈数。前3项为影响起动的结构参数,在发动机外场基本不可调整;后4项参数为发动机正常起动过程中的主要调整参数,调整这4个参数可以改变发动机在同一转速下(P_2 压力)下喷嘴挡板的受力,通过调整喷嘴挡板的平衡位置来调节发动机起动供油规律。在高原条件下,由于空气密度减小,发动机相应状态下的空气流量减少,若应用在平原地区调定的起动参数,会出现起动富油,因此发动机在高原使用必须对起动参数进行调整,以确保发动机正常起动。随着高度增加,在慢车供油量下发动机慢车状态高、低压转速相应增加,高原起动时间相对延长。文献[15-17]都研究了类似结构的发动机起动供油规律,其中文献[15]和[16]从仿真角度研究了每个调整量对起动供油规律的影响,文献[17]研究了2800 m高原起动供油规律。本文针对在平原和高原的发动机起动情况,根据实际的试车情况总结出起动失速边界和贫油边界,得到不同高度下的起动供油规律调整方法。

3 高原起动参数摸底试验

在发动机高原起动试验前,首先在平原机场(相当于海平面)进行摸底试验,在不同起动参数组合下,借鉴以往发动机在高空台模拟高原起动的经验,调整起动参数时尽量不考虑补油,只对起标和起动气嘴进行组合调整。在高原条件下起动参数的使用原则为:

(1)发动机在高原起动时基本不用调整起动补油活门,以起动标记和起动放气嘴为主要调整对象,二者匹配调整,得到合适的起动供油关系,以满足发动机起动前段不冷悬挂(调整起标),起动后段不热悬挂(调整放气嘴)的要求。

(2)应根据高度不同调整发动机高原起动参数。也可适当使用起动补油活门减少起动补油量,避免因过多调整起动标记、圈数和起动放气嘴直径而影响发动机空中起动。

(3)发动机高原起动应优先保证发动机起动可靠,起动时间比在平原状态下可以适当增加10~30 s。

发动机在地面起动时的调整结果如图2所示。曲线1是起动参数调整前的试验结果,其起标、补油气嘴直径使用平原机场的使用参数,曲线2~6是模拟高原起动参数的试验结果,进行了4次不同起标、补油气嘴直径下试验,其起标选择2.75~3.25圈、补油0圈、气嘴直径为2.3~2.5 mm,可见在地面起动 n_2 为40%时副油

路压力基本接近慢车下的,固定起动气嘴,发动机起动标记由 3.25 圈调整到 2.75 圈,在起动前中期,在同样的 n_2 转速下 (20%~35%时),发动机供油量增加了 30%,固定起动标记和补油,起动气嘴由 2.3 mm 调整到 2.5 mm,在起动中后期,在同样的 n_2 转速下,发动机供油量减少 25%左右。从 4 次模拟试验结果可知,发动机在地面模拟高原起动的起动裕度较大。通过模拟试验配合高空台模拟高原起动的经验,在高原起动时首先把起动标记多退 1 圈,根据高原高度适当选择补油圈数和气嘴直径,本次初步确定高原起动的调整参数为起动标记 3.75 圈、补油 0 圈、气嘴 2.3 mm。

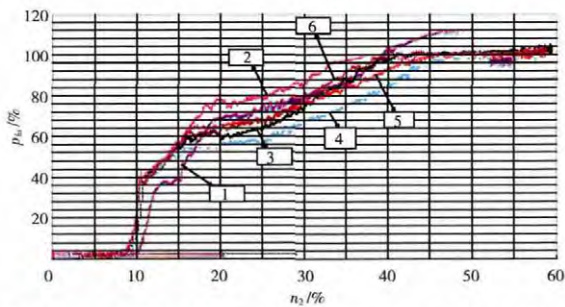


图2 在地面起动不同起动参数条件下 n_2 和 p_{0i} 的关系

4 发动机高原起动试验

高原试验在海拔高达 4200 m 左右的高原机场进行,当地大气压力为 60 kPa,大气温度为 15 °C,是日前中国海拔最高的机场。如果通过了高原起动的考验,基本在全国范围内的高原机场都可以顺利起动,不受地域限制。

发动机第 1 次起动是以地面起动摸底试验结果为基础,初步调整参数为起动标记 3.75 圈,补油 0 圈,起动气嘴直径 2.3 mm。发动机在 $n_2=44\%$ 以后温度持续上升,转速略有下降,发动机热悬挂,起动失败。初步分析可能是高原状态起动电源车功率损失较大、带转转速较低,加上高原慢车转速较高 ($n_1=51\%$, $n_2=71\%$),起动机脱开后发动机不能靠自身的功率起动到高原慢车,应采取增加起动前期的供油量配合起动机带转转速。把起动标记调整为 3.5、4 圈,进行第 2 次起动。此次起动过程中出现了同样的问题,发动机在 $n_2=42\%$ 时转速略有下降,由于温度上升发动机起动失败。对数据进行分析发现,发动机在 $n_2=42\%\sim 44\%$ 属于发动机富油失速,此阶段应是起动的后期,因此在起动后期发动机应当减少供油量。将发动机起标由 3.5

圈调到 4 圈,起动气嘴直径由 2.3 mm 调整为 2.5 mm,发动机起动成功,起动时间为 68 s,起动温度突升为 456 °C。从而找出了发动机富油边界和贫油边界。在认为能可靠起动的起动参数下,连续 3 次进行起动,起动成功率为 100%,发动机起动供油失速边界和贫油边界如图 3 所示。

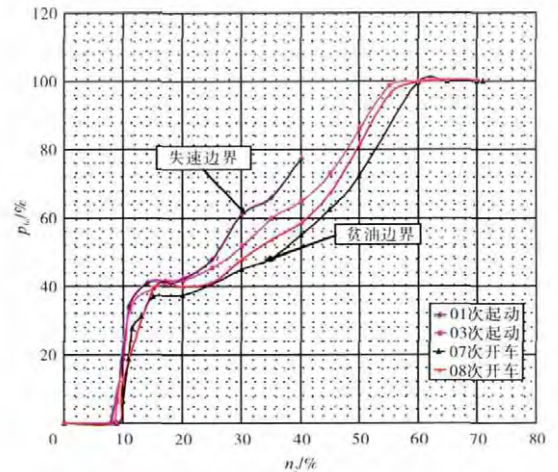


图3 发动机起动供油失速边界和贫油边界

从高原起动看,发动机起动气嘴直径为 2.3 mm 时,无论起标为 3.5 圈还是 4 圈,发动机均失速 (p_2 、 p_{0i} 下降, n_1 调转,温度上升较快)。在起动气嘴直径为 2.5 mm 时,起动标记在 3.5~4.0 圈的调整范围内起动良好,起动气嘴喷嘴挡板在 $n_2=58\%$ 的转速完全关死。起动标记为 3.75 圈,起动气嘴直径为 2.6 mm 时,发动机能正常起动。最终认为发动机可靠起动的参数为 3.75 圈,补油 0 圈,起动气嘴为 2.5 mm 的方案,利用该参数进行 4 次冷热不同的起动,起动成功率达到 100%。

5 结论

通过进行充分的地面和高原起动试验,得到了某型航空发动机高原起动边界。根据实际试验结果,得到如下结论:

在海拔 3500 m 以上的高原起动,无需进行地面起动补油,可以出场地面调整的贫油边界为基准,外调 1 圈起动调整钉和放大 0.2 mm 起动气嘴。在海拔 2000 m 以下的地区,无需调整起动调整钉和气嘴参数,仅适当减少补油量即可。本文介绍的调整方法适用于类似结构的涡轮风扇和涡轮喷气发动机高原起动供油规律调整,但是由于不同类型发动机起动特性存在差异,因此还需进一步研究二者的差异,更好地为发动机高原起动服务。

参考文献:

- [1] 樊思齐. 航空发动机设计手册:第5册[M]. 北京:国防工业出版社, 2001:79-83.
FAN Siqi. Aircraft engine design manual:Volume 5 [M]. Beijing:National Defense Industry Press, 2001:79-83. (in Chinese)
- [2] 樊思齐. 航空发动机控制[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2008:125-131.
FAN Siqi. The engine control [M]. Xi'an:Northwestern Polytechnical University Press, 2008:125-131. (in Chinese)
- [3] 孙建国. 现代航空动力装置控制 [M]. 北京:航空工业出版社, 2001:102-105.
SUN Jianguo. Modern aircraft power plant control [M]. Beijing:Aviation Industry Press, 2001:102-105.(in Chinese)
- [4] 尤·斯·别利肯著. 飞机动力装置自动控制综合系统[J]. 汪海源,译.北京:航空工业出版社, 1992:237-244.
Belicon Y.S. Automatic control system of aircraft power plant [J]. WANG Haiyuan, translated. Beijing:Aviation Industry Press, 1992:237-244. (in Chinese)
- [5] 文裕武,温清澄. 现代直升机应用及发展[M]. 北京:航空工业出版社, 2000:71-74.
WEN Yuwu, WEN Qingcheng. Application and development of modern helicopter [M]. Beijing:Aviation Industry Press, 2000:71-74. (in Chinese)
- [6] 张呈林,郭根才. 直升机总体设计[M]. 北京:国防工业出版社, 2006:57-59.
ZHANG Chenglin, GUO Gencai. The overall design of helicopter [M]. Beijing:National Defense Industry Press, 2006:57-59.(in Chinese)
- [7] 王适存. 直升机空气动力学[M]. 西安:西北工业大学出版社, 1965:120-124.
WANG Shicun. Helicopter aerodynamics [M]. Xi'an:Northwestern Polytechnical University Press, 1965:120-124. (in Chinese)
- [8] 唐永哲. 直升机控制系统设计[M]. 北京:国防工业出版社, 2000:98-103.
TANG Yongzhe. The design of helicopter flight control system [M]. Beijing:National Defense Industry Press, 2000:98-103.(in Chinese)
- [9] 张绍基. 涡扇发动机空中风车起动特性分析 [J]. 航空发动机, 2004, 31(4):1-3.
ZHANG Shaoji. Analysis of wind milling start characteristics for a typical turbofan engine[J]. Aeroengine, 2004, 30(4):1-3. (in Chinese)
- [10] О.С.Гуревич 著. 航空燃气涡轮发动机的控制 [R]. 邢家瑞译. 沈阳:沈阳发动机设计研究所, 2003:40-44.
О.С.Гуревич. Control of aircraft gas turbine engine [R]. Xing Jiarui translated. Shenyang:AVIC Shenyang Engine Design and Research Institute, 2003:40-44. (in Chinese)
- [11] 胡寿松. 自动控制原理[M]. 北京:国防工业出版社, 1995:131-134.
HU Shousong. The principle of automatic control [M]. Beijing:National Defense Industry Press, 1995:131-134. (in Chinese)
- [12] WANG Jiankang, ZHANG Haibo, SUN Jianguo et al. Application of hybrid aeroengine model for integrated flight propulsion optimal control [J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012, 29(1):16-24.
- [13] SU Weisheng, ZHAO Yongping, SUN Jianguo. Novel weighted least squares support vector regression for thrust estimation on performance deterioration of aeroengine [J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012, 29(1):25-31.
- [14] 孙正雪. 航空发动机压比控制系统设计及仿真研究 [J]. 科技资讯, 2012(1):119-124.
SUN Zhengxue. Control system design and simulation of aeroengine pressure ratio [J]. Science & Technology Information, 2012(1):119-124. (in Chinese)
- [15] 祁新杰,郭迎清,李光耀. 某型涡扇发动机起动控制器仿真分析[J]. 机床与液压, 2010, 38(3):97-100.
QI Xinjie, GUO Yingqing, LI Guangyao. Simulation and analysis for startup controller of a turbofan engine [J]. Machine Tool & Hydraulics, 2010, 38(3):97-100. (in Chinese)
- [16] 樊丁,张亦程,戚学锋. 某型航空发动机起动调节器建模及起动特性研究[J]. 航空发动机, 2005, 31(1):31-34.
FAN Ding, ZHANG Yicheng, QI Xuefeng. Modeling of an aeroengine jump-start regulator and study of the startup characteristics[J]. Aeroengine, 2005, 31(1):31-34.(in Chinese)
- [17] 乔洪信,夏爱国,杨立. 某型航空发动机高原使用起动供油量调整研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(4):534-537.
QIAO Hongxin, XIA Aiguo, YANG Li. Study of adjusting aeroengine starting fuel supply in the plateau area [J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(4):534-537. (in Chinese)