模拟自然环境的航空发动机低温起动试验研究

翟 政,张 帅,周 伟
(中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015)

摘要:为了验证航空发动机在低温环境温度下的起动性能,基于试验舱模拟自然环境进行了某型涡扇发动机低温起动试验,介绍了试验设备及试验准备情况,选取环境条件为-40 ℃的降温历程曲线作为研究对象,该条件下的冷浸区别于高空台风车冷浸,能够使发动机内、外部关键部位均达到目标温度。试验结果表明:舱内冷浸3 h后发动机外部附件和内部转动部件已"冷透"。因低温环境下主燃油泵调节器内部零组件工作特性变化而导致的起动过程供油时间提前和供油量增多,是影响该型发动机低温起动特性的主要因素;对调节系统预热(冷运转)可明显提高低温环境下的起动成功率。该方法可在外场推广使用。

关键词:低温起动;试验舱;风车冷浸;冷运转;涡扇发动机
中图分类号:V263.3 **文献标识码:**A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2021.S1.019

Study on Aeroengine Low Temperature Starting Test for Simulating Natural Environment

ZHAI Zheng, ZHANG Shuai, ZHOU Wei
(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to verify the starting performance of aeroengine at low temperature, the low temperature starting test of a turbofan engine was carried out based on the simulation of natural environment in the test chamber. The test equipment and test preparation were introduced and the cooling process curve of -40 ℃ was selected as the research subject. The quenching under this condition was different from high typhoon car quenching, which enabled the key parts of the engine to reach the target temperature. The test results show that after 3 hours of quenching in the chamber, the external accessories and internal rotating parts of engine had been "cold thoroughly" . The main factors affecting the low temperature starting characteristics of engine were the advance of fuel supply time and the increase of fuel supply due to the change of the working characteristics of the internal components of the main fuel pump regulator under low temperature environment. Preconditioning system (cold operation) can significantly improve the starting success rate at low temperature environment and the method can be used in the outer field.

Key words: low temperature starting; test chamber; typhoon car quenching; cold operation; turbofan engine

0 引言

航空发动机在不同环境下快速成功起动[1]是其正常使用的前提。为了使飞机具备在低温环境下的作战和使用能力,弄清其配装的发动机在低温环境下的起动性能是首要目标。研究表明[2-3],随着环境温度的降低,对发动机起动造成影响的因素主要有3方面:(1)硬件因素:发动机起动过程中相关的主泵调节器等附件在低温环境下的工作可靠性;(2)软件因素:发动机起动过程控制逻辑及供油规律;(3)工作机理:由空气密度增大、燃/滑油黏度增大造成压气机压缩功大、转子旋转阻力增加、燃烧效率降低等。

国外航空发达国家俄、美、英、法等国都有环境起动试验设备,并开展过大量的研究工作。俄罗斯莫斯科本部有3台类似的设备;英国RR公司在20世纪70~80年代在达比试验基地建设有8号低温起动试车台,试验间尺寸为6 m×6 m×6 m,制冷介质为R22,可降温至-54 ℃,发动机与燃油、滑油同时在同一温度下冷透,冷透后进气为当地大气条件,没有模拟相同的进气温度,TF-41发动机在此进行过低温起动试验;90年代,RR公司建设了另一座低温起动试车台,

收稿日期:2019-12-08 **基金项目:**航空动力基础研究项目资助
作者简介:翟政(1988),男,工程师,主要从事发动机整机试验、核心机试验技术研究工作;E-mail:zhaizheng55@126.com。

引用格式:*翟政,张帅,周伟.模拟自然环境的航空发动机低温起动试验研究[J].航空发动机,2021,47(增刊1):115-119.ZHAI Zheng, ZHANG Shuai, ZHOU Wei.Study on aeroengine low temperature starting test for simulating natural environment[J].Aeroengine, 2021,47(S1):115-119.*

该试车台是多用途试车台，在露天建设的试车台前增加 1 个活动的冷冻箱，进行低温起动试验时，将活动箱推入包住发动机，制冷介质为液氮，燃滑油同时冷冻，冷冻结束后移开冷冻箱，进行起动试验。

中国现行的 GJB 241 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范对发动机低温起动试验有比较明确的要求，也曾针对实际使用要求开展过类似试验，1975 年 1~7 月和 1976 年 3~7 月进行过涡桨 5 和涡桨 6 发动机环境起动试验，几十位技术、技能人员随发动机转了 20 多个机场，飞行数万公里，最终只在海拉尔机场“抢”到了 −23.4 ℃的低温。随着航空发动机研保条件建设能力的不断提高，目前能够进行低温环境起动试验的除了高空台[4−5]、高寒地区机场、露天试车台（特定时间、特定地区）外，还可在起动规律试车台[6]上进行，该试车台主要用于模拟高低温环境条件并开展发动机起动试验研究。

按照某型发动机型号规范要求，基于起动规律试车台模拟特定的低温环境开展起动试验，考核发动机在低温环境下的起动能力，该结果对其在外场起动调试及试飞等工作具有重要意义。

1 试验内容

1.1 试验设备

起动规律试车台可模拟发动机在外场的不同温度环境条件，可调控温度范围为 −50 ~ +70 ℃，试验舱的低温空气由干燥后的空气通过制冷涡轮降温获得，发动机在试验舱内冷浸实现低温保温。在舱内设有燃油箱，油箱内的燃油随发动机一同冷浸以达到目标温度，从而满足国军标[7]中低温试验要求，供气系统方案如图 1 所示。

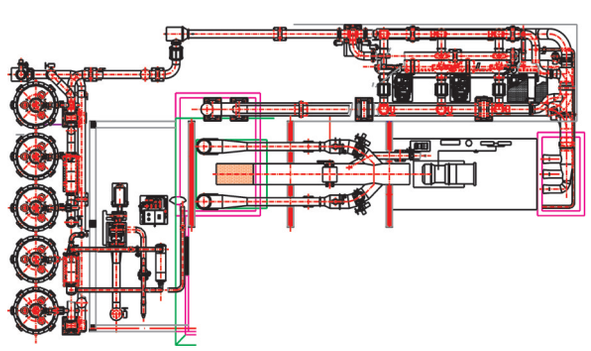


图 1 供气系统方案

1.2 试验过程准备

发动机低温起动试验由机组供气，经气液分离器[8]后进入干燥塔（4 组并联），干燥后的气体过滤后经制冷涡轮降温，降温前、后的气体在掺混器中完全掺混，达到所需温度后供给试验舱，低温空气供气流路如图 2 所示。供气管路配备了温度、压力、流量等测点，用于对设备正常工作时温度、压力、流量等关键参数实施监控和调整。

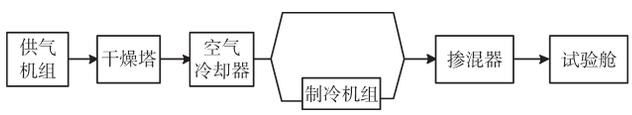


图 2 低温空气供气流路

发动机安装准备工作完成后，开启并调节供气系统，当供气温度比目标温度低 3 ~ 5 ℃时开始向舱内供气。试验舱环境温度达到目标温度后，开始计时并监控发动机各系统（燃油、滑油、进气）温度变化。选取 −40 ℃环境条件下的低温保温历程进行分析，降温历程曲线如图 3 所示。从图中可见，供气 1 h 后，环境温度已达到目标温度，随后的 3 h 内，燃滑油温度、涡轮出口温度以及发动机内部温度（为了解发动机内部温度情况，增加了测点）在明显降低后逐渐稳定，均达到目标温度的要求，认为可以进行起动试验。由于试验舱密封性等因素，外界环境条件会对试验舱保温效果造成影响。

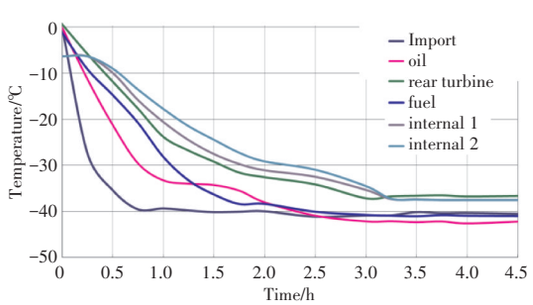


图 3 降温历程曲线

这种冷浸方法与高空台风车冷浸方法[9]不同，采用风车冷浸方法降温时[9]发动机转子未静止，导致滑油温度降低有限，而基于试验舱的强迫换热降温时转子处于静止状态，发动机滑油系统温度和进气温度一致，均达到了目标温度。而发动机内部温度与目标温度值尚有 2 ~ 3 ℃的偏差，但也已经趋于稳定状态，可见该方案对发动机外部附件的冷却效果较好，而对内部转动部件（如轴承座等）冷却效果稍差，通过分析温度历程曲线变化率可以估算出内部件达到温度平衡所需的时长。

1.3　低温温度的选取

中国低气温极值为-52.3 ℃,于1969年2月13日出现在黑龙江漠河(当地海拔296 m),时间风险率为1%的低气温极值为-48.8 ℃[10];而海面环境低温(极区除外)的最低记录为-38 ℃,设备工作风险率为1%的低温极值为-34 ℃[11]。考虑东北地区外场环境温度以及设备的工作条件,本次试验温度设定为-25^{0}_{-5} ℃。

2　试验结果分析

试验前已经完成了常温条件(-7~5 ℃)的起动调试和性能录取工作,确定了较为满意的起动供油规律。为了获取更多数据,试验中采取冷浸1 h和3 h(均以进气温度达到要求温度开始计时)2种方案进行冷浸(若起动失败,则连续起动2次进行验证)。因试验成本很高,本次试验共进行了48次低温起动,其中起动成功17次,失败31次,起动前各系统温度处于-24.2~-28.5 ℃之间,起动失败的主要原因是发动机在"冷透"后的起动过程中点火油量与前段加速油量异常升高,导致发动机在某一转速段失速[12-13]。

低温起动供油变化趋势如图4所示。从图中可见,冷浸3 h与1 h相比,点火所需油量更多,加速油斜率更大,起动过程富油失速,导致起动失败。减少供油量后故障现象一致,相对油量减少,但绝对油量仍比正常状态时的偏多,从侧面反映了冷浸1 h时发动机各系统还没有达到"冷透"状态。

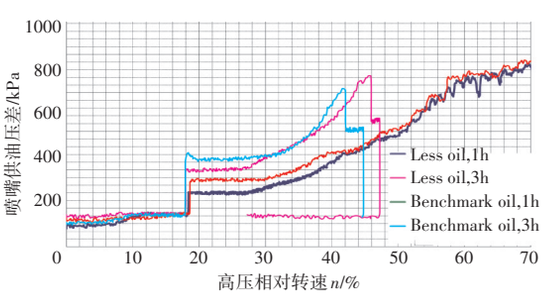


图4　低温起动供油趋势

按照上述情况分析,如果将基准油量减少到一定程度(常温起动为贫油状态,起动持续时间长,转速上升率较慢),低温环境下起动应能成功。贫油状态低温起动供油趋势的试验验证情况如图5所示。从图中可见,在允许的调整范围内将供油量减少至常温贫油(常温起动冷悬挂)状态下的供油量,冷浸3 h后起动成功,而再起动时因供油恢复贫油状态导致起动失败。可见,通过极限贫油并不能彻底解决低温起动失败问题。

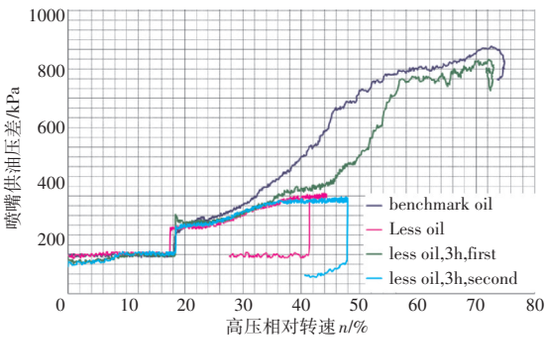


图5　贫油状态低温起动供油趋势

通过分析低温起动失败数据,总结出以下几个特点:(1)失速点对应转速基本一致;(2)油量整体偏移(点火供油压差较正常值高,加速油上升快);(3)加速油投入早。通过对起动工作的机理、起动过程输入参数以及主燃油泵[14]及内部零组件进行排查,认为低温环境下燃油介质的黏性增大(见表1),介质特性发生变化,影响主泵内部零组件的工作特性,导致供油提前和增多。基于上述结论,对主泵及其关键零组件开展低温试验,试验结果表明:零组件在低温环境下变化较小或对供油量基本无影响;控制规律会在一定程度上使低温起动过程中供油异常增加,但不是直接影响因素。

表1　介质黏度随温度的变化情况

温度/℃	60	40	20	0
运动黏度/(mm²/s)	0.55	0.77	1.25	2.56
温度/℃	-15	-20	-25	-30
运动黏度/(mm²/s)	5.68	8.00	11.89	18.87

从降低低温环境对供油特性的影响入手,贯彻关键部位温度补偿结构改进措施后,经发动机低温起动验证,试验结果与图4现象一致,可见温度补偿没有达到预期效果。

分析试验中低温起动成功17次的案例(见表2),并结合降温历程曲线(图3)可知:(1)在发动机未"冷透"的情况下,低温可起动成功;(2)常温贫油可使低温起动成功,但在发动机冷、热态下需频繁调整供油;(3)在发动机"冷透"的情况下,再起动可使低温起动成功。

综上所述,提出在起动前增加发动机冷运转(即发动机不供油不点火的运转),对系统及燃油介质进行预热[15]以提高发动机起动的成功率。在落实温度补偿措施状态下,再次开车验证,冷运转后的低温起动供油趋势如图6所示。即采用"保温3 h-冷运转-

表2 低温起动成功案例

序号	保温时间/h	冷/热①起动	首次/再次起动	备注
1	1	冷	首次	
2	未保温	热	再次	进口低温②
3	未保温	冷	首次	进口低温
4	未保温	热	再次	进口低温
5	1	冷	首次	
6	1	热	再次	
7	1	冷	首次	
8	1	热	再次	
9	3	冷	首次	常温贫油
10	3	热	再次	
11	3	热	再次	
12	3	热	再次	
13	3	热	再次	
14	3	热	再次	
15	3	冷	首次	常温贫油
16	3	热	再次	
17	3	热	再次	

注:① 冷起动为执行保温后的首次起动,之后的起动均为热起动,即再次起动;② 该状态为进口温度达到试验温度要求,但未进行冷浸即起动。

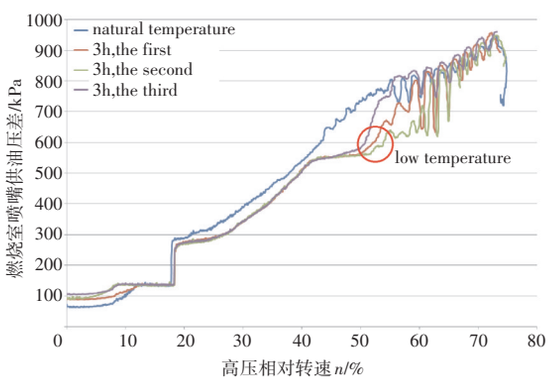


图6 冷运转后的低温起动供油趋势

起动”方式,该过程重复3次,均起动成功。从图中可见,仍存在供油异常偏离的现象,说明低温条件对供油特性确实存在影响,冷运转预热可削弱此影响但不能将其消除。为了进行更充分地验证,将低温考核温度降低5 ℃开展试验,起动供油趋势如图7所示。从图中可见,当环境温度继续降低时,即使增加2次冷

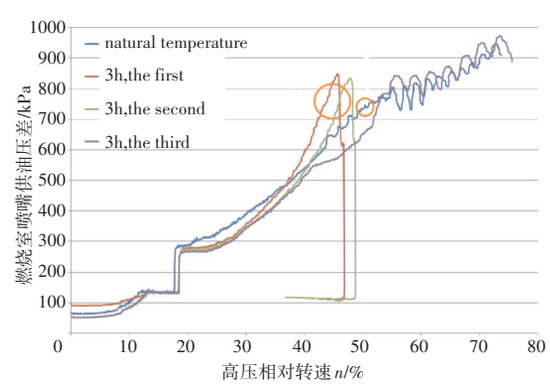


图7 温度降低5 ℃后的起动供油趋势

运转,供油偏离情况依然存在,且供油偏离现象与之前基本一致,系统需进行多次预热才能使供油曲线逐渐趋于正常,在试验中2次冷运转后,连续起动3次才起动成功。

3 结论

利用试验舱使发动机“冷透”,在此基础上开展某型发动机低温试验,经过多轮试验验证,得到以下结论:

(1)在试验舱低温环境下冷浸3 h,发动机各系统温度稳定,可以认为达到“冷透”状态,满足低温试验的条件。

(2)发动机主燃油泵调节器在“冷透”状态下影响起动供油,是造成起动失败的主要因素。

(3)试验验证了在发动机“冷透”后、起动前增加冷运转对系统进行预热,可以明显提高起动成功率,现阶段可在外场推广使用。

对于在不同低温环境下的起动,其影响因素并不完全相同,受试验成本和台架资源的限制,未能进行充分的验证试验,建议后续开展多个低温点的起动试验,以获取不同低温环境下的起动数据,并开展发动机冷浸时长对起动系统的影响规律研究。

参考文献:

[1] 刘建勋,阎景波,魏东,等.基于流动相似理论的涡扇发动机起动过程分析[J].燃气涡轮试验与研究,2009,22(2):1-4.
LIU Jianxun,YAN Jingbo,WEI Dong,et al.Ideal start procedure analysis of turbofan engine based on similarity theory assumption[J].Gas Turbine Experiment and Research,2009, 22(2):1-4.(in Chinese)

[2] 郭海红,潘旭,张志舒.非标准大气条件下航空发动机地面起动性能[J].航空动力学报,2013,28(6):1286-1290.
GUO Haihong,PAN Xu,ZHANG Zhishu.Aero-engine ground starting performance at non-standard atmosphere[J].Journal of Aerospace Power,2013,28(6):1286-1290.(in Chinese)

[3] 郭昕,杨志军.航空发动机高、低温起动及高原起动试验技术探讨[J].航空动力学报,2003,18(3):327-330.
GUO Xin,YANG Zhijun.Study of aeroengine starting tests at high/low temperatures and at plateau[J].Journal of Aerospace Power,2003,18(3):327-330.(in Chinese)

[4] 胡九生,赵春光.军用涡喷涡扇发动机低温起动试验的优化[J].燃气涡轮试验与研究,2002,15(1):14-19.
HU Jiusheng,ZHAO Chunguang.Optimization of cold start test on military turbojet/turbofan engine[J].Gas Turbine Experiment and Research,2002,15(1):14-19.(in Chinese)

[5] 马明明,马燕荣,王小峰,等.某型涡扇发动机地面起动试验研究[J].燃气涡轮试验与研究,2008,21(3):40-42.

MA Mingming, MA Yanrong, WANG Xiaofeng, et al. Experimental investigation of a turbofan engine ground startup[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2008, 21(3): 40-42.(in Chinese)

[6] 孙朝辉,乔黎,杜建红,等.航空发动机起动规律试车台测控系统设计[J]测控技术,2014,33(11):126-132.
SUN Zhaohui, QIAO li, DU jianhong, et al. Measurement and control system design of aero-engine starting test[J]. Measurement and Control Technology, 2014, 33(11): 126-132. (in Chinese)

[7] 中国人民解放军总装备部.航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范:GJB241A-2010 [S].北京:总装备部军标出版发行部,2010:3-132.
PLA General Armament Department. Engine, aircraft, turbojet and turbofan, general specification for: GJB241A -2010[S]. Beijing: Military Standard Publishing Department of General Armament Department, 2010: 3-132.(in Chinese)

[8] 栾一刚,马正伟,荀振宇,等.U型单元气液分离器阻力及防浪性能研究[J].汽轮机技术,2010,52(2):112-116.
LUAN Yigang, MA Zhengwei, XUN Zhenyu, et al. Performance analysis of U-beam separator[J]. Turbine Technology, 2010, 52(2): 112-116. (in Chinese)

[9] 吴锋,龚小琦,乔松松.高空舱内涡扇发动机低温起动试验[J].航空动力学报,2013,28(10):2348—2354.
WU Feng, GONG Xiaoqi, QIAO Songsong. Low temperature start testing of turbofan engine in altitude test cell[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(10): 2348—2354.(in Chinese)

[10] 阎书源.军用设备气候极值地面气温:GJB 1172.2-91[S].北京:国防科工委军标出版发行部,1991:13-25.
YAN Shuyuan. Climatic extremes for military equipment surface air temperature: GJB1172.2-91[S]. Beijing: Military Standard Publication and Distribution Department of Commission of Science, Technology and Industry for National Defence, 1991: 13-25.(in Chinese)

[11] 海军装备论证研究中心标准规范研究室.舰船环境条件要求气候环境:GJB 1060.2-91[S].北京:国防科工委军标出版发行部,1991:1-29.
Standards and Specifications Research Office of Naval Equipment Demonstration Research Center. The general requirement for environmental condition of naval ships climate: GJB 1060.2-91[S]. Beijing: Military Standard Publication and Distribution Department of Commission of Science, Technology and Industry for National Defence, 1991: 1-29.(in Chinese)

[12] 钱兴良,苟学中,周人治.涡扇发动机地面起动供油边界探索[J].燃气涡轮试验与研究,2017,30(4):1-6.
QIAN Xingliang, GOU Xuezhong, ZHOU Renzhi. Preliminary exploration on ground start fuel control boundary for a turbofan engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2017, 30(4): 1-6.(in Chinese)

[13] 边家亮,王军,隋岩峰,等.航空发动机起动性能改善措施试验研究[J].航空发动机,2015,41(5):62-66.
BIAN Jialiang, WANG Jun, SUI Yanfeng, et al. Experimental research on improving aeroengine startability[J]. Aeroengine, 2015, 41(5): 62-66. (in Chinese)

[14] 刘尚勤.离心泵用作航空发动机主燃油泵研究[J].航空发动机,2006,32(2):43-45.
LIU Shangqin. Investigation of centrifugal pump used as aeroengine main fuel pump[J]. Aeroengine, 2006, 32(2): 43-45. (in Chinese)

[15] 张媛,苗禾状.某型涡轴发动机地面低温起动技术研究[J].航空发动机,2011,37(6):34-48.
ZHANG Yuan, MIAO Hezhuang. Investigation on ground-start of a turboshaft engine in low temperature[J]. Aeroengine, 2011, 37(6): 34-48.(in Chinese)

(编辑:刘　静)