

文章编号:1000-8055(2019)04-0813-08

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2019.04.010

某型航空发动机起动故障试验

姜新瑞, 王赫, 唐震

(中国航空发动机集团有限公司 沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 为解决某型航空发动机冷热态起动不兼容问题,基于发动机室内试车台,对起动过程进行研究,分析了起动故障原因。研究了起动机功率、起动机脱开转速及起动供油逻辑对起动性能的影响,通过多种调整措施,对起动过程进行了优化,并试验验证了措施的有效性。结果表明:起动机功率提高10%,起动时间缩短5%;起动机脱开转速提高2%,起动时间缩短18%~25%;调整优化起动供油逻辑,增加起动前中期供油量,减少后期供油量,可有效改善发动机的起动性能。

关键词: 起动不兼容; 室内试车台; 起动机功率; 脱开转速; 起动供油逻辑

中图分类号: V228

文献标志码: A

Test on starting failure for an aero-engine

JIANG Xinrui, WANG He, TANG Zhen

(Shenyang Engine Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: To solve the incompatibility problem of cold and hot starting for an aero-engine, based on the aero-engine test bed, the ground start of aero-engine was analyzed and the reasons were found. The effects of starter power, starter disengagement speed and starting fuel supply logic on starting performance were studied. Some methods were proposed to improve aero-engine start ability and through the test, correctness of the methods was verified. Test results indicated that the starter power increased by 10% and start time reduced by 5%; the starter disengagement speed was increased by 2% and the starting time was shortened by 18%—25%; if some steps were taken to adjust and optimize the starting fuel supply logic, increased the fuel supply before the start, and reduced the amount of fuel supply in the later period, the starting performance of the engine could be effectively improved.

Key words: starting incompatible; test bed; starter power; disengagement speed; starting fuel supply logic

某型航空发动机在使用过程中,经常出现冬天首次起动时间超时及不成功现象,表现为发动机在高压物理转速 $n_2 = 0.4 \sim 0.654$ (以发动机慢车状态为基准,对试验数据进行归一处理,下同) 范围内长时间冷悬挂,发动机起动失败。同时发动机长时间工作后,热起动存在热悬挂和失速现

象,失速转速范围 $n_2 = 0.727 \sim 0.909$ 。发动机冷热态起动不兼容,导致起动参数调整频繁,严重制约了发动机的使用效率,增加了用户的维修保障工作。

为解决该型发动机冷热态起动不兼容问题,利用地面台架试验,对起动故障进行深入研究,查

收稿日期:2018-09-01

作者简介:姜新瑞(1990—),男,工程师,硕士,主要从事航空发动机地面整机试验研究。

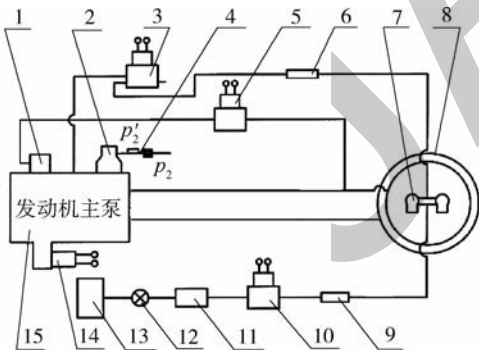
引用格式:姜新瑞,王赫,唐震. 某型航空发动机起动故障试验[J]. 航空动力学报,2019,34(4):813-820. JIANG Xinrui, WANG He, TANG Zhen. Test on starting failure for an aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(4): 813-820.

找故障原因,同时设计并开展起动试验,通过多种措施对起动过程进行优化设计,解决发动机起动前段供油需求多与后段供油需求低的矛盾,并通过多个温度点进行试验验证。试验结果表明,该方法可有效解决该型发动机冷热态起动不兼容问题,并获得实际使用换季调整方法。

1 发动机起动原理

发动机起动过程分为3个阶段:第1阶段是完成点火前,发动机完全由起动机带转;第2阶段是点火成功到起动机脱开,发动机加速过程的剩余功由起动机和发动机共同提供;第3阶段为起动机脱开到发动机慢车,由发动机涡轮产生的剩余功进行加速^[1-7]。

该型发动机为双转子涡喷发动机,采用液压力机械式控制系统,发动机起动系统示意图如图1所示,图中 p_2 表示压气机出口压力, p'_2 表示减压后的压力。主要包括起动燃油电磁开关3、单向活门6、燃油总管8、2个主燃烧室点火器7、可调补油活门1、起动补油电磁阀5和管路系统、主燃油泵调节器15的自动起动机、P2膜盒腔的放气构件、排油活门及电磁铁等。起动时,供油量由排油活门、自动起动机、起动补油电磁开关及定压差活门等协调工作来保证。



1 可调补油活门; 2 自动起动机; 3 起动燃油电磁开关;
4 空气减压器; 5 起动补油电磁阀; 6 单向活门;
7 主燃烧室点火器; 8 燃油总管; 9 氧气单向活门;
10 供氧电磁开关; 11 氧气减压阀; 12 氧气闭锁开关;
13 氧气瓶; 14 排油活门电磁铁; 15 主燃油泵调节器。

图1 起动系统原理图

Fig. 1 Schematic diagram of start system

发动机地面起动过程的供油由两路组成^[8-9]。一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;另一路,在有补油调节时,由主泵后不经过油门开关,经可调补油活门1、起动补油电磁阀5直接进入副油路和燃烧室,补油油量通过主泵的补油螺

钉进行调节。

2 起动故障定位及原因分析

2.1 冷态起动试验

针对发动机在冬季时存在首次起动时间长、起动冷悬挂问题,制定了在大气温度较低的条件下进行冷态起动的试验方案。在发动机起动状态相同的条件下(包括供油规律、控制逻辑等),在大气温度为 $-20^{\circ}\text{C}\sim 0^{\circ}\text{C}$ 时进行冷态起动试验,详情见表1和图2~图3。表中 t_0 表示大气温度; T_1 表示 n_2 转速从0~0.436的时间; n_1 表示起动机脱开转速; T_2 表示 n_2 转速从0.44~0.482的时间; T_3 表示 n_2 转速从0.482~0.618的时间; T_4 表示 n_2 转速从0.618至慢车状态的时间; T_{mc} 表示起动时间。图中 T 表示时间; n_{2r} 表示发动机高压转子换算转速; n_{1r} 表示发动机低压转子换算转速; B_m 表示补油螺钉圈数; p_{fu} 表示副油路供油压力。

根据试验数据分析冷态起动存在的问题,原因如下:

1) 电起动机功率较低,起动机带转时转速上升慢;

表1 冷态起动试验参数

Table 1 Parameters of cold start test

$t_0/^{\circ}\text{C}$	T_1/s	n_1	T_2/s	T_3/s	T_4/s	T_{mc}/s
-19.6	0.303	0.478	0.137	0.508	0.172	1.150
-19.5	0.305	0.449				冷悬挂
-15.9	0.287	0.455	0.111	0.192	0.127	0.720
-14.3	0.326	0.458				冷悬挂
-3.3	0.298	0.478	0.077	0.140	0.117	0.650
-1.5	0.328	0.482	0.110	0.332	0.164	0.900

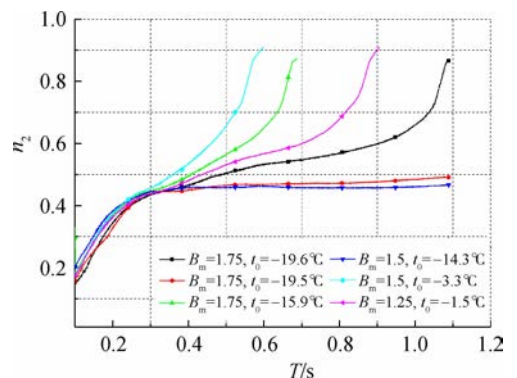


图2 冷态起动试验转速上升率

Fig. 2 Rotor rising ratio of cold start test

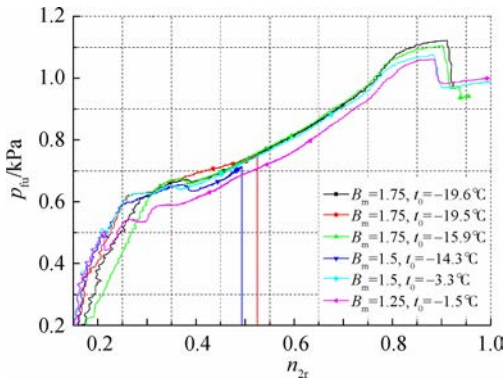


图 3 冷态起动试验供油规律

Fig. 3 Fuel supply control law of cold start test

2) 电起动机脱开较早,发动机设计起动机脱开转速 ζ 应在 $n_2 = 0.509$ 时。但是根据试验结果,冷态起动时电起动机提前脱开,脱开后转速上升缓慢或冷悬挂;

3) 起动前段供油不足,前段转速上升慢。受起动喷嘴限制,发动机供油规律线型相对固定,冷热态起动兼容性差,前段供油不足。

2.2 热态起动试验

试验在不同大气温度环境下,模拟实际使用环境,在冷态起动成功的情况下,仅通过调整补油螺钉使发动机处于富油状态,进行大状态开车(包含暖机、中间状态、加减速、冷机等共 40 min)后的热态起动,详情见表 2 和图 4~图 5。

表 2 热态起动试验

Table 2 Parameters of hot start test

$t_0 / ^\circ\text{C}$	B_m	n_2 失速转速
-15.1	3	未失速
-13.4	3	0.755
-13.5	3	0.865
-8.4	2.5	0.862
2.4	2.5	0.805
7.5	2.75	0.805
13.6	2.25	0.749

根据试验数据分析热态起动失速存在问题的原因为

1) 发动机冷热态起动兼容性差。为了保证冷态起动成功而上调补油量,发动机长时间工作后处于热态,再次起动时在 $n_2 = 0.749 \sim 0.865$ 之间出现失速现象;

2) 起动后段油量偏高。在不同大气温度下,发动机起动过程易失速转速段均为 $n_2 = 0.727 \sim 0.872$,而发动机设计补油结束转速为 $n_2 = 0.872$,补油结束后失速情况有明显改善。

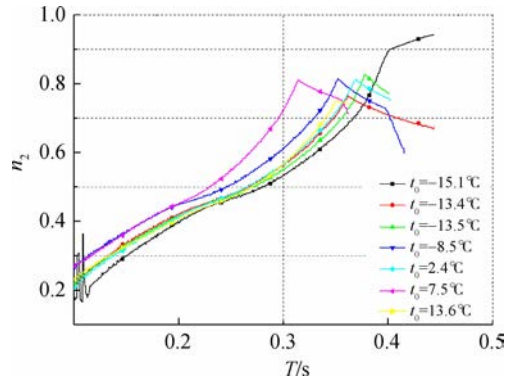


图 4 热态起动失速现象

Fig. 4 Hot start stall

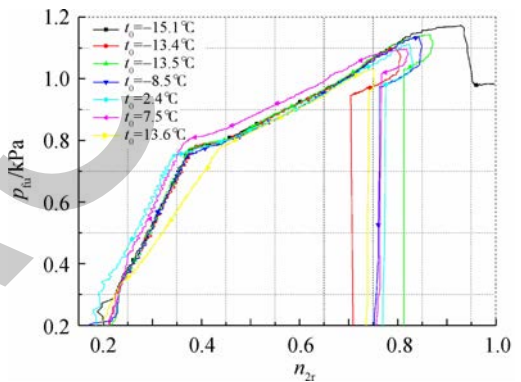


图 5 热态起动失速供油规律

Fig. 5 Fuel supply control law of hot start stall

3 起动性能优化试验

通过试验数据分析可知,某型发动机冷热态起动兼容性差原因在于起动前段偏贫油,后段偏富油,且不同大气温度下易失速转速段均为 $n_2 = 0.727 \sim 0.872$,为此需深入研究,解决起动前后段供油需求矛盾问题。

3.1 提高起动机功率

提高起动机功率是缩短起动时间的最佳方法,同时降低起动时发动机排气温度,增加起动成功率^[10-13]。

在现有的条件、周期等限制因素下,通过调整起动机电源电压 U 的方式,由 27 V 调整至 27.8 V,使起动机功率提高 10%。

试验结果表明,在大气温度相近、起动供油量

相同的情况下,起动机功率提高 10% 可以提高带转转速上升速率,到 $n_2 = 0.454$ 转速起动机时间可以缩短 5% 左右,如图 6~图 8 所示,部分缓解起动机功率低的情况,且提高的起机电压幅值均在起动机使用说明范围内,不会对起动机使用寿命等方面造成负面影响,措施有效。

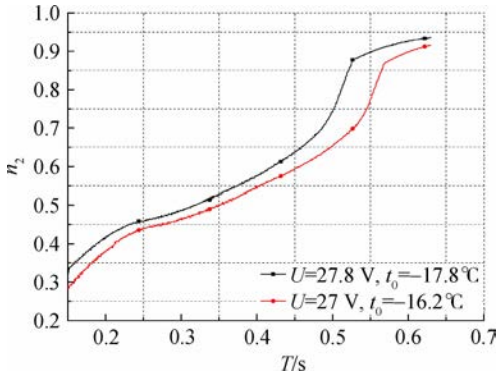


图 6 起动机功率对比试验 $T-n_2$ 图

Fig. 6 Starter power contrast test $T-n_2$ plot

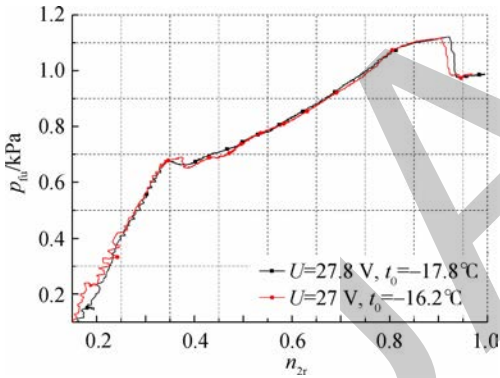


图 7 起动机功率对比试验 $n_{2r}-p_{fu}$ 图

Fig. 7 Starter power contrast test $n_{2r}-p_{fu}$ plot

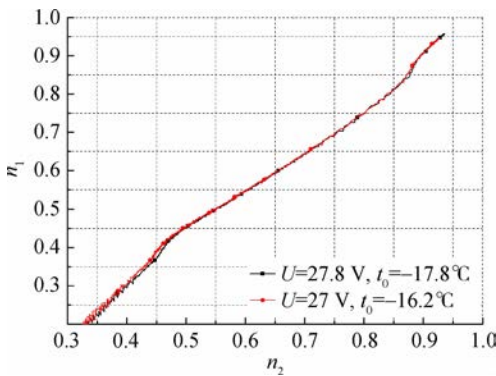


图 8 起动机功率对比试验 n_2-n_1 图

Fig. 8 Starter power contrast test n_2-n_1 plot

3.2 提高起动机脱开转速

选取大气温度均在 $-16\text{ }^\circ\text{C} \sim -15\text{ }^\circ\text{C}$ 范围内,集中进行不同脱开转速起动机对比试验,通过调整螺钉的方式验证提高脱开转速对起动机性能的影响^[14-17]。将起动机脱开转速较原始设计状态 $n_1 = \zeta$ 分别调整至 $\zeta - 8\%$ ($n_2 = 0.364$)、 $\zeta - 2\%$ ($n_2 = 0.455$) 及 $\zeta + 2\%$ ($n_2 = 0.545$),进行冷热态起动机对比试验,详情见表 3 和图 9~图 14。

表 3 不同脱开转速起动机对比试验

Table 3 Different disengagement speed contrast test

脱开转速 n_1	工况	T_{mc}/s
$n_1 = \zeta - 8\%$	冷态起动机并加载	1.05
	热态起动机并加载	0.75
$n_1 = \zeta - 2\%$	冷态起动机并加载	0.72
	热态起动机并加载	0.61
$n_1 = \zeta + 2\%$	冷态起动机并加载	0.54
	热态起动机并加载	0.50

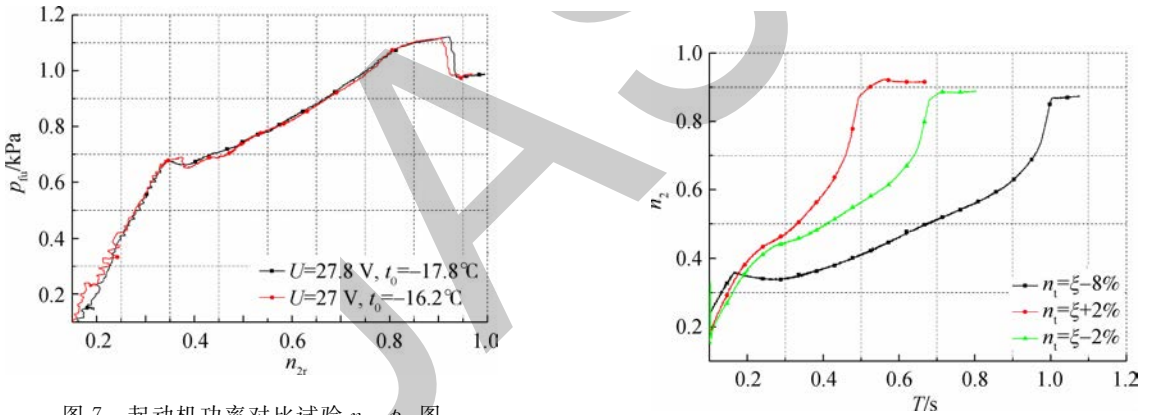


图 9 不同脱开转速冷态起动机对比试验 $T-n_2$ 图

Fig. 9 Cold start contrast test $T-n_2$ plot with different disengagement speeds

试验结果表明,提高起动机脱开转速,可以有效缩短发动机起动机时间,冷态起动机时间缩短 25%,热态起动机时间缩短 18%,冷态起动的提升效果更加明显。因此,后续措施拟将起动机脱开转速上调至 $\zeta + 0.71\% \sim 2.58\%$ (机械结构上限)。

3.3 优化补油逻辑

通过试验数据分析,某型发动机冷热态起动机兼容性差,起动机前段偏贫油,后段偏富油;且不同大气温度下易失速转速段均为 $n_2 = 0.727 \sim 0.872$ 。因此,将补油结束转速由 $n_2 = 0.872$ 调整

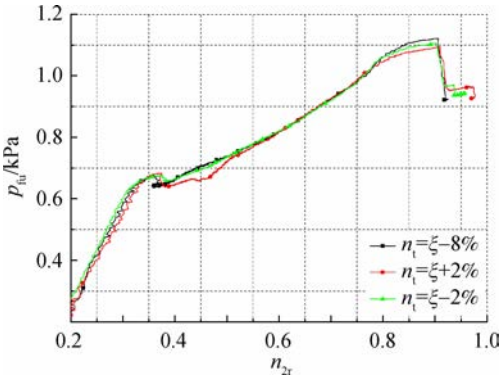


图 10 不同脱开转速冷态起动对比试验 $n_{2r}-p_{10}$ 图
Fig. 10 Cold start contrast test $n_{2r}-p_{10}$ plot with different disengagement speeds

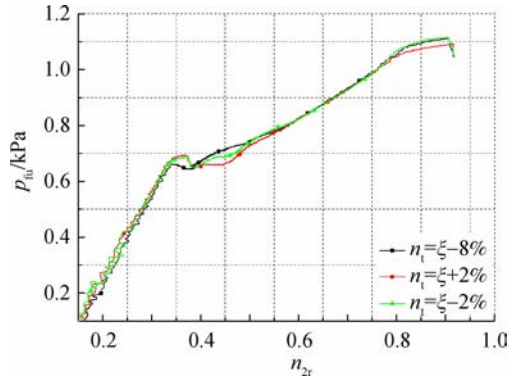


图 13 不同脱开转速热态起动对比试验 $n_{2r}-p_{10}$ 图
Fig. 13 Hot start contrast test $n_{2r}-p_{10}$ plot with different disengagement speeds

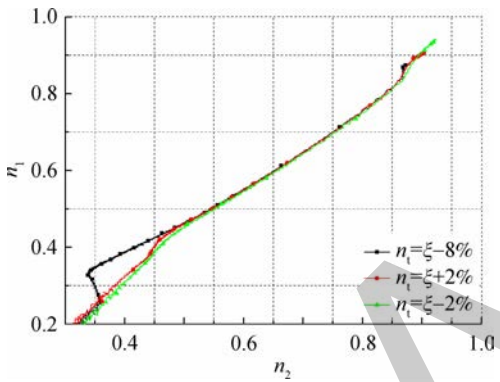


图 11 不同脱开转速冷态起动对比试验 n_2-n_1 图
Fig. 11 Cold start contrast test n_2-n_1 plot with different disengagement speeds

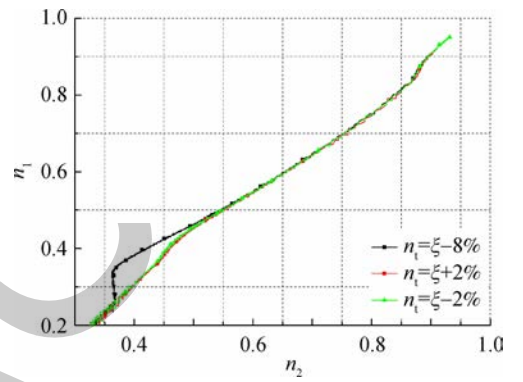


图 14 不同脱开转速热态起动对比试验 n_2-n_1 图
Fig. 14 Hot start contrast test n_2-n_1 plot with different disengagement speeds

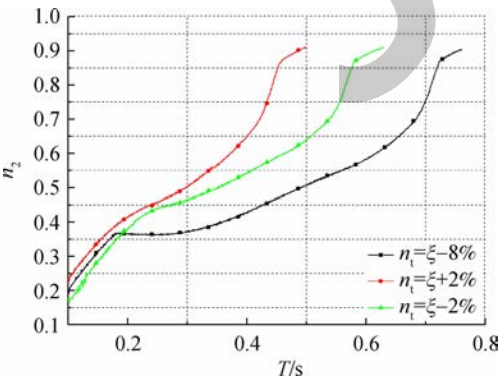


图 12 不同脱开转速热态起动对比试验 $T-n_2$ 图
Fig. 12 Hot start contrast test $T-n_2$ plot with different disengagement speeds

制定换季调整方案提供数据支持。详情见表 4 和图 15~图 23。

试验结果表明,在大气温度为 $-10\text{ }^\circ\text{C} \sim 15\text{ }^\circ\text{C}$ 的范围内,将补油结束转速由 $n_2 = 0.872$ 调整至 $n_2 = 0.727$ 转速可以有效避开发动机起动过程易失速转速段;补油螺钉圈数可增加 0.75 以上,副

表 4 热态起动富油边界
Table 4 Hot start fuel boundary

$t_0 / ^\circ\text{C}$	补油结束转速	B_m	失速转速	T_{mc} / s
-9.5	0.872	2.25	0.805	
-13.3	0.72	3	未失速	0.425
7.3	0.872	2.75	0.778	
7.8	0.707	3.5	未失速	0.433
13.6	0.872	2.25	0.749	
14.4	0.711	3.5	未失速	0.45

至 $n_2 = 0.727$ 以下,进行两种补油逻辑下不同大气温度下的热态边界摸索试验,获得不同大气温度下起动过程发动机的易失速点转速,同时可以得到将补油逻辑优化后富油裕度提升量,并且为

油路压力可以提高 3.1%~9.375%，缓解起动过程前、中段供油不足的压力，可以有效改善发动机冷热态起动兼容性差的问题。

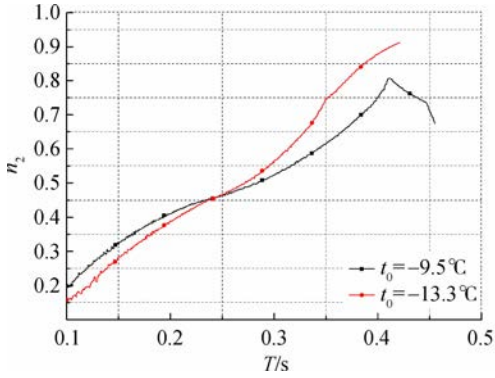


图 15 大气温度为 -10°C 时热态起动 $T-n_2$ 图
Fig. 15 Hot start $T-n_2$ plot when atmospheric temperature of -10°C

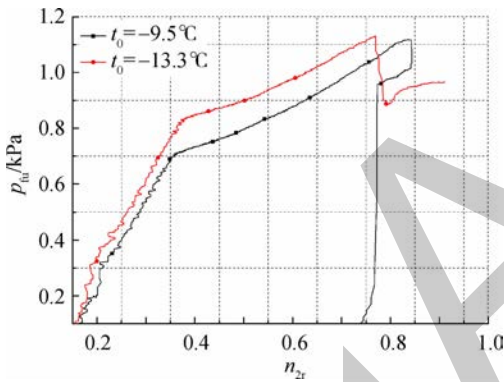


图 16 大气温度为 -10°C 热态起动 $n_{2r}-p_{fu}$ 图
Fig. 16 Hot start $n_{2r}-p_{fu}$ plot when atmospheric temperature of -10°C

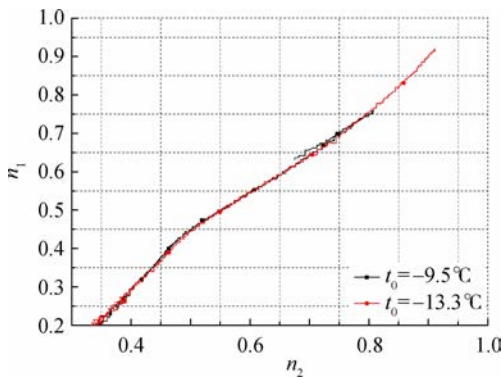


图 17 大气温度为 -10°C 热态起动 n_2-n_1 图
Fig. 17 Hot start n_2-n_1 plot when atmospheric temperature of -10°C

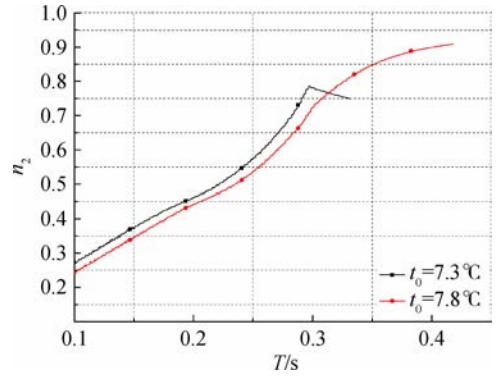


图 18 大气温度为 5°C 热态起动 $T-n_2$ 图
Fig. 18 Hot start $T-n_2$ plot when atmospheric temperature of 5°C

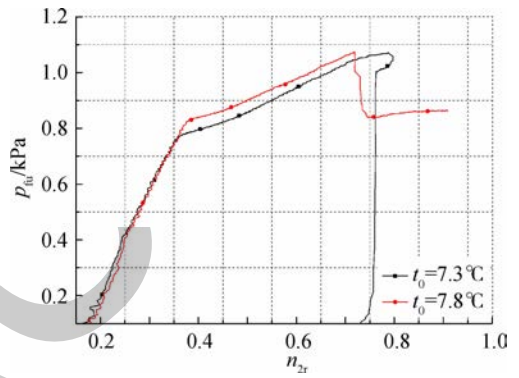


图 19 大气温度为 5°C 热态起动 $n_{2r}-p_{fu}$ 图
Fig. 19 Hot start $n_{2r}-p_{fu}$ plot when atmospheric temperature of 5°C

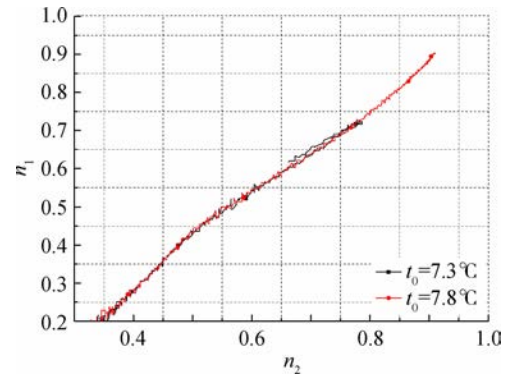
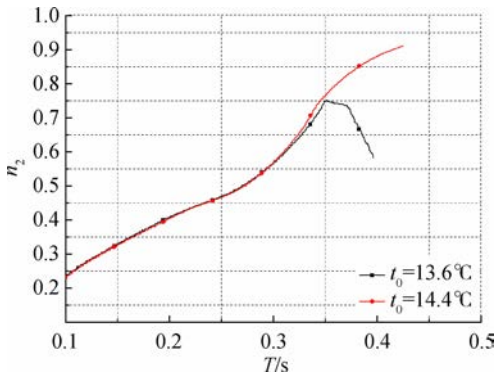
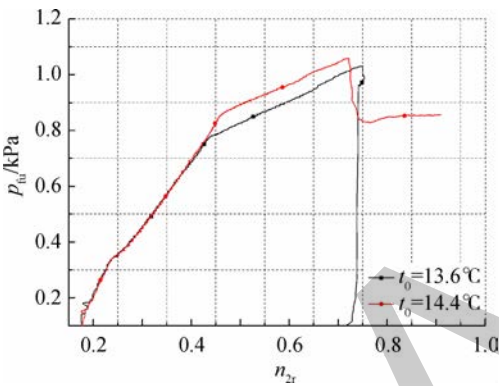
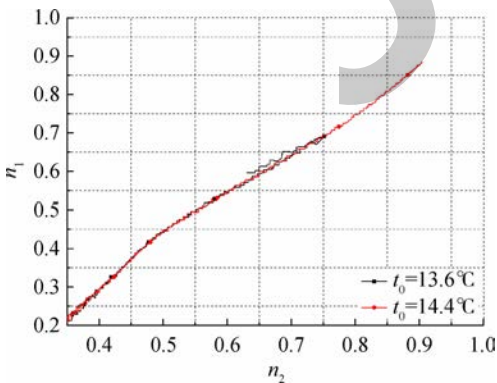


图 20 大气温度为 5°C 热态起动 n_2-n_1 图
Fig. 20 Hot start n_2-n_1 plot when atmospheric temperature of 5°C

图 21 大气温度为 15°C 热态起动 $T-n_2$ 图Fig. 21 Hot start $T-n_2$ plot when atmospheric temperature of 15°C图 22 大气温度为 15°C 热态起动 $n_{2r}-p_{fu}$ 图Fig. 22 Hot start $n_{2r}-p_{fu}$ plot when atmospheric temperature of 15°C图 23 大气温度为 15°C 热态起动 n_2-n_1 图Fig. 23 Hot start n_2-n_1 plot when atmospheric temperature of 15°C

该型发动机冷热态起动不兼容问题,研究了起动机功率、起动机脱开转速及起动机供油逻辑对起动机性能的影响,主要得到以下结论:

1) 起动过程前段偏贫油与后段偏富油的供油矛盾是造成发动机冷热态起动不兼容问题的根本原因;

2) 其他条件相同的情况下,起动机功率提高 10%,起动时间可缩短 5%;

3) 提高起动机脱开转速有利于缩短发动机起动时间,脱开转速提高 2%,冷态起动时间缩短 25%,热态起动时间缩短 18%,冷态起动的提升效果更加明显;

4) 优化发动机设计供油逻辑,提前原设计补油结束转速,可提高该型发动机起动供油压力 3.1%~9.375%,既增加了起动前中期的供油量,有利于冷态起动过程,又可减少起动后期供油量,避免起动后期富油失速,有效解决了该型发动机的冷热态起动不兼容问题。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] 杜鹤龄. 航空发动机高空模拟[M]. 北京:国防工业出版社,2002:134-148.
- [3] 廉筱纯,吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,2005.
- [4] 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.
- [5] BELICON Y. S. Automatic control system of aircraft power plant[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1992: 237-244.
- [6] 蔡建兵,李建华,钟建平,等. 某涡轴发动机起动不成功分析[J]. 航空动力学报,2014,29(1):169-174.
CAI Jianbing, LI Jianhua, ZHONG Jianping, et al. Analysis of turboshaft engine starting failure[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(1): 169-174. (in Chinese)
- [7] 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):34-35,48.
ZHANG Yuan, MIAO Hezhuang. Investigation on ground-start of a turboshaft engine in low temperature[J]. Aero-engine, 2011, 37(6): 34-35, 48. (in Chinese)
- [8] 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 of plateau starting for an aeroengine[J]. Aero-engine, 2014, 40(4): 30-33. (in Chinese)
- [9] 王兆铭,王福德,左伟,等. 某型航空发动机空中起动供油规律的研究[J]. 航空动力学报,2010,25(5):1163-1168.
WANG Zhaoming, WANG Fude, ZUO Wei, et al. Research on fuel supply control law of airstart for an aero-engine

4 结论

通过某型航空发动机地面起动试验,复现了

- [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(5): 1163-1168. (in Chinese)
- [10] 王占学, 乔渭阳, 李文兰. 基于部件匹配技术的涡扇发动机起动过程数值模拟[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 444-448.
WANG Zhanxue, QIAO Weiyang, LI Wenlan. Modeling turbofan engine startup based on component matching principles[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 444-448. (in Chinese)
- [11] 朴英. 航空燃气涡轮发动机起动性能分析[J]. 航空动力学报, 2003, 18(6): 777-782.
PIAO Ying. An analysis of the starting characteristics of aeroengine[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(6): 777-782. (in Chinese)
- [12] 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)
- [13] 周文祥, 黄金泉, 窦建平. 涡扇发动机部件级起动模型[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 248-253.
ZHOU Wenxiang, HUANG Jinquan, DOU Jianping. Development of component level startup model for a turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 248-253. (in Chinese)
- [14] 程涛, 祁英, 孟庆明. 涡扇发动机主燃油控制系统建模与仿真研究[J]. 航空动力学报, 1999, 14(3): 317-319.
CHENG Tao, QI Ying, MENG Qingming. Modeling and simulation of main fuel control of turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(3): 317-319. (in Chinese)
- [15] 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): 31-33, 39.
FAN Ding, ZHANG Yicheng, QI Xuefeng. Modeling of an aeroengine jump-start regulator and study of the startup characteristics[J]. Aeroengine, 2005, 31(1): 31-33, 39. (in Chinese)
- [16] 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)
- [17] 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)

(编辑: 王碧琚)