

# 舰载涡扇发动机高低温起动试验与分析\*

邢洋, 杨怀丰, 刘亚君, 江井跃, 张伟

(中国航发沈阳发动机研究所, 辽宁沈阳 110015)

**摘要:** 为验证某舰载涡扇发动机在高低温环境条件下起动特性, 基于高低温起动验证试车台, 通过模拟高低温进气和保温条件, 开展了采用RP-3燃油和RP-5燃油的涡扇发动机高低温起动性能对比试验。分析了不同环境温度下发动机起动点火性能的变化规律; 对比了不同环境温度、燃油种类、转速上升率对发动机起动性能的影响。试验结果表明, 大气温度由60℃下降到-20℃, 主燃烧室供油到点着火时间延长约1~2s; 在-20~60℃内, 采用RP-3和RP-5两种燃油, 发动机起动性能基本一致; 给定转速上升率降低0.1%/s, 低温起动时间延长0.01~0.06(相对值), 在高压换算转速 $n_{Hcor}=0.3\sim 0.5$ (相对值)转速范围内, 反馈转速上升率与给定上升率最大差异为28.2%; 整个起动转速范围内, 主燃油供油流量最高下降10.8%, 燃油总管压力 $p_t$ 与高压压气机出口压力 $p_{31}$ 之差最高下降10.1%。

**关键词:** 舰载涡扇发动机; 高低温起动; 起动性能; 转速上升率; 燃油

**中图分类号:** V231.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055(2024)01-2212014-07

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.2212014

## 1 引言

海上作战态势瞬息万变, 要求舰载飞机具备快速出动能力。发动机起动是飞机从待命转入飞行必经的过程, 是影响舰载飞机出动能力的重要特性。起动不可靠, 就可能贻误战机, 起动时间长短直接影响飞机出动准备时间。在舰面恶劣(高温和低温)的环境条件下发动机起动特性有可能变差, 例如, 低温条件下, 发动机燃烧室性能可能下降, 滑油的黏度增加, 使摩擦阻力增加, 进而使起动性能下降; 高温条件下, 空气密度低, 发动机空气质量流量小, 起动过程中容易形成混合气富油, 涡轮前温度高, 可能出现涡轮前温度高而转速停止增加的“热悬挂”现象。因此, 新研制的航空发动机, 必须进行高、低温起动验证试验。其主要目的是检查航空发动机在恶劣的环境条件下长时间停放后起动工作情况, 特别是检查发动机的滑油系统与燃油系统的工作情况, 研究在高、低温条件下发动机起动过程的特点<sup>[1-5]</sup>。

吴锋等<sup>[6]</sup>在中国航发四川燃气涡轮研究院SB101高空模拟试验台上进行了涡扇发动机的低温

起动试验, 获得了低温环境条件下某涡扇发动机的低温起动特性, 同时认为高空模拟试验很难满足国军标中的保温要求, 建议以发动机内部温度达到要求为准。刘伟等<sup>[7]</sup>研究了低温对涡轴发动机起动性能的影响, 结果表明-34℃条件下的附件初始阻力矩是25℃条件下的2.25倍, 至点火转速阻力矩降低为1.53倍; 温度越低, 燃烧室点火边界越窄。祈斌等<sup>[8]</sup>利用高空模拟试验台, 对比环境温度、燃油种类、燃油流量对发动机起动性能的影响, 结果表明发动机采用RP-3燃油能在-40℃下成功起动, 而采用RP-5燃油经过起动供油流量调整只能在-20℃下起动成功。任智勇等<sup>[9]</sup>针对涡轴发动机开展了不同环境温度下的发动机地面起动试验, 结果表明随着环境温度增加, 冷态起动时间先降后增, 热态起动时间和冷/热态排气温度峰值均呈线性增加; 0℃以下时, 随温度的降低冷/热态起动性能差异逐渐增大。

航空发动机起动过程的影响因素繁多且复杂, 要准确描述发动机的起动过程非常困难, 试验是一种有效地研究手段目前。前期由于我国无专门用于大推力涡扇发动机高低温起动试验的设备, 高低温起动试验更多依赖机场地面试验、露天试车台试验

\* 收稿日期: 2022-12-03; 修订日期: 2023-06-14。

通讯作者: 邢洋, 硕士, 高级工程师, 研究领域为航空发动机总体设计。E-mail: 717059968@qq.com

引用格式: 邢洋, 杨怀丰, 刘亚君, 等. 舰载涡扇发动机高低温起动试验与分析[J]. 推进技术, 2024, 45(1):2212014.  
(XING Y, YANG H F, LIU Y J, et al. High and low temperature starting test and analysis of carrier-based turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(1):2212014.)

(特定地区、特定时间)和高空模拟试车台试验。随着中国航发沈阳发动机研究所航空发动机高低温起动验证试车台投入使用,在地面台架开展大推力涡扇发动机高低温起动试验得以实现。

本文以某小涵道比大推力舰载涡扇发动机为研究对象,开展 $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以下、 $60\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上,保温3 h的高低温起动试验,获得了该型涡扇发动机不同高低温条件下的起动特性。同时,也首次开展高低温环境下采用RP-3燃油和RP-5燃油起动性能对比试验。试验所得结论可为该型发动机起动改进设计提供依据,也可为其他涡扇发动机高低温起动试验开展及研究提供参考。

## 2 试验介绍

### 2.1 试验设备简介

本次试验采用高低温起动规律验证试车台,该试车台用于模拟各种大气条件进行航空发动机地面无冲量高低温起动、高原无冲量高低温起动试验,试车台由台架试车系统、制冷系统、干燥系统、排气引射系统组成,具体见图1<sup>[10]</sup>。

### 2.2 试验要求

国军标GJB241A-2010《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》规定<sup>[11]</sup>,使用型号规范规定润滑油工作的发动机,无论高温起动还是低温起动,起动

前发动机均需在型号规范规定的温度中至少保温10 h,这10 h从规定的温度测量点达到该温度后算起,在保温时间到达后开展2次高温起动试验和3次低温起动试验。当发动机到达慢车转速时,还需在0.5 s内把油门杆从慢车位置推到中间推力位置,完成达到中间推力状态的加速,然后拉回到慢车位置并停车。

考虑试验台架实际情况,本次高低温起动试验要求相对国军标进行如下调整:

(1)由于台架设备低温保温能力限制,本次试验低温保温范围为 $-30\text{ }^{\circ}\text{C}\sim-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

(2)国军标要求试验前保温时间为10 h。参考国外同类的高低温起动试验,保温时间也并未严格按照国军标的要求执行,而是针对具体被试发动机、燃滑油牌号及使用对象的差异进行裁剪,因此本次试验高温和低温保温为3 h。

(3)国军标要求“当发动机到达慢车状态后,需在0.5 s内把油门杆从慢车位置推到中间推力位置”。由于试验台架不具备发动机高状态停留能力,发动机起动后不上推中间状态,只在慢车状态短暂停留。

### 2.3 起动供油规律

某型涡扇发动机起动供油规律由两部分组成,分别是点火供油规律和起动加速供油规律。其中起动加速供油规律,采用转速上升率闭环控制,通过调

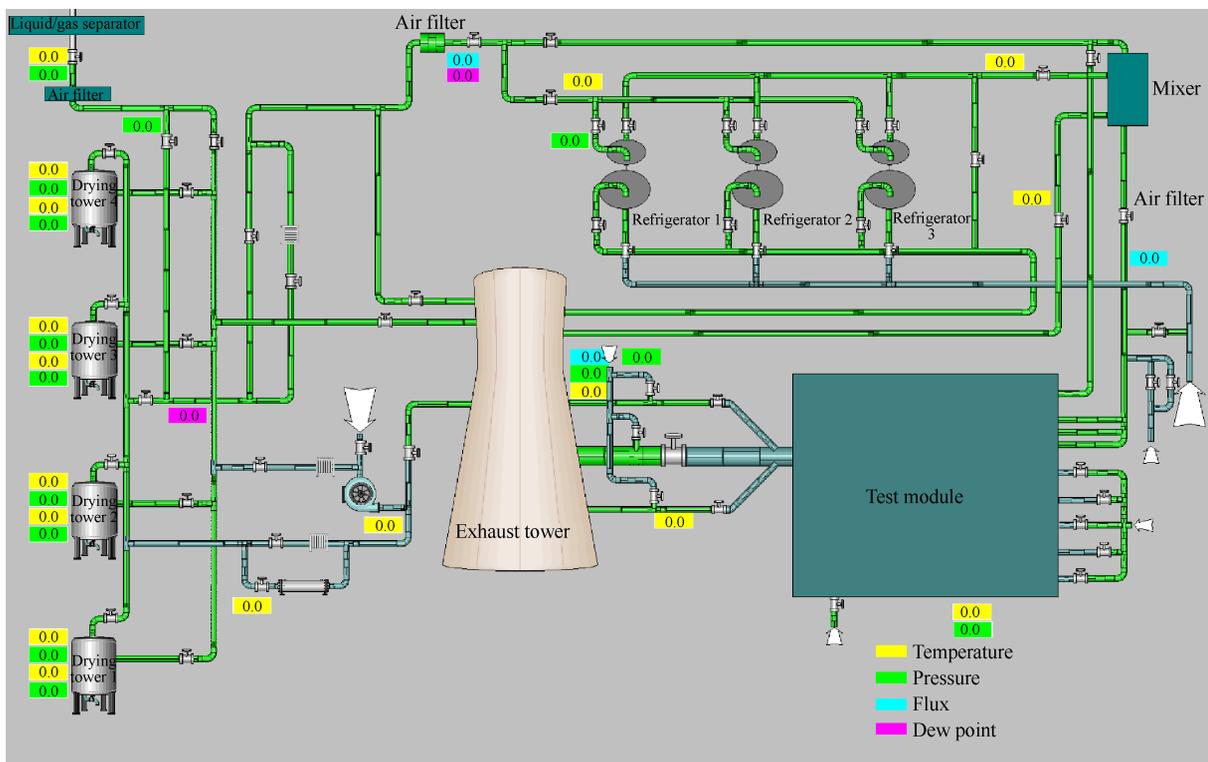


Fig. 1 Test stand system

节发动机燃油流量以获得期望转速上升率<sup>[12]</sup>。该供油规律与开环供油规律相比,可以在很大程度上降低起动过程对供油精度的依赖,同时可以较好地适应不同台份发动机及控制系统执行机构的差异,保持起动的一致性。转速上升率即转速变化率,可根据起动过程力矩平衡方程获得,具体为

$$\frac{dn}{dt} = \left( M_{CT} + M_T - \frac{M_C}{\eta_m} - M_m \right) / \left( J \cdot \frac{\pi}{30} \right), n_1 < n < n_2 \quad (1)$$

$$\frac{dn}{dt} = \left( M_T - \frac{M_C}{\eta_m} - M_m \right) / \left( J \cdot \frac{\pi}{30} \right), n > n_2 \quad (2)$$

$$n_{dot} = \frac{dn}{dt} \quad (3)$$

式中  $n_{dot}$  为转速上升率控制规律,  $M_C$  为压气机扭矩,  $M_{CT}$  为辅助起动动力装置输出扭矩,  $M_T$  为涡轮输出扭矩,  $M_m$  为阻力矩,  $J$  为转子转动惯量,  $\eta_m$  为机械效率,  $n_1$  为点火转速,  $n_2$  为起动机脱开时转速。

转速上升率设计时综合考虑起动时间要求、起动机输出扭矩、涡轮扭矩、发动机阻力矩、附件载荷、转动惯量等条件等,同时为避免发动机进入失速、喘振等不稳定工作状态,在起动供油规律的设计中还应设置供油量限制条件。转速上升率设计结果经过地面和空中起动试验结果进行修正。在实际使用中应该考虑进气压力、进气温度等非标准条件对设计规律进行必要的修正,具体设计过程见文献[13-14]。

### 3 试验结果与分析

#### 3.1 升降温及保温过程

低温起动试验前,制冷设备将空压站供给的热空气通入干燥塔干燥,干燥后由制冷涡轮对来流气体进行降温,降温后将制冷空气送达试验舱。在制冷过程中,当环境舱温达到  $-20\text{ }^\circ\text{C}$  以下时,开始降低制冷空气流量进行试验舱保温,保温过程见图 2 所示,其中  $T_1$  为试验舱内温度,  $T_6$  为低压涡轮后出口温度,  $T_{ohz}$  为后轴承腔内滑油温度,  $T_{in}$  为燃油进口温度,可以看出在保温 2 h 后,发动机内部各处温度基本趋于稳定。

高温起动试验所使用的气体是空压站提供的高温气体,高温气体经过液气分离器、气滤后到达试验舱。当舱温达到  $60\text{ }^\circ\text{C}$  以上时,通过调整高温气体和常温来气进行试验舱的保温。保温过程见图 3 所示,可以看出在保温 1.5 h 后,发动机内部各处温度基本趋于稳定。

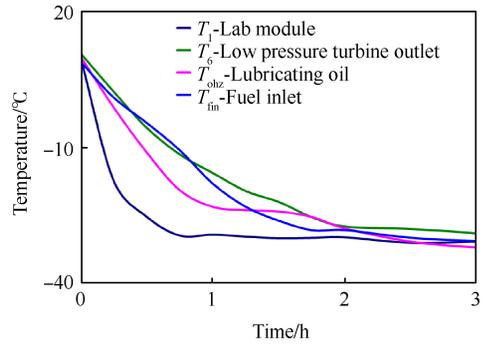


Fig. 2 Low temperature holding process

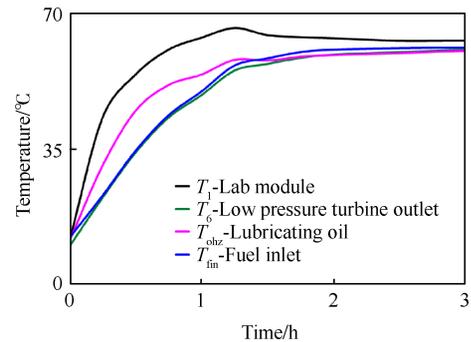


Fig. 3 High temperature holding process

#### 3.2 不同温度下的起动性能

进行高低温起动试验的最主要目的就是验证发动机在某特定的高低温环境条件下,发动机的起动特性。本次试验参照国军标首先开展 RP-3 燃油的 2 次高温试验(保温  $60\text{ }^\circ\text{C}$  以上)和 3 次低温试验(保温  $-20\text{ }^\circ\text{C}$  以下),试验结果见表 1,其中  $T_1$  为试验舱保温温度,  $t_g$  为供油时间,  $t_d$  为点火时间,  $t_{mc}$  为起动至慢车时间,  $T_{6max}$  为起动最高排气温度,表中  $t_{mc}$  和  $T_{6max}$  已作归一化处理(以首次高温起动数据为基准,其他次试验数据与基准数据相除得到),仅给出相对变化关系。可以看出发动机起动时间、排气温度等均满足起动性能要求,但高低温起动点火时间与供油时间有明显差异,高温起动供油到点着火时间在 1.0~1.4 s,低温起动供油到点着火时间在 2.3~3.3 s。另外,大气温度降低对发动机点火性能有明显影响,大气温度由  $60\text{ }^\circ\text{C}$  下降到  $-20\text{ }^\circ\text{C}$ ,起动供油到点着火时间延长约 1~2 s,因此在低温起动设计时应考虑适当延长点火持续时间。

#### 3.3 RP-3 燃油和 RP-5 燃油对起动性能的影响

RP-3 燃油闪点低、黏度小,通常适用于我国陆基战斗机、运输机、直升机以及民航飞机;RP-5 燃油闪点高,低温下黏度大,通常适用于舰载机。RP-5 燃油之所以主要用于舰载机,很大的一个原因就是高闪点。闪点高,说明同样的舰载环境下 RP-5 号燃油没

**Table 1 Starting test results of RP-3 fuel**

$T_1/^\circ\text{C}$	$(t_d - t_g)/\text{s}$	$t_{\text{mc}}$	$T_{6\text{max}}$
62	1.4	1.00	1.00
61	1.0	0.98	0.96
-25	2.5	0.94	0.84
-22	2.9	0.91	0.80
-23	2.3	0.87	0.74

有RP-3燃油易燃,这对舰载机来说有利<sup>[15]</sup>。

为了研究RP-3燃油和RP-5燃油对该涡扇发动机起动性能的影响,本文也开展了采用RP-5燃油的高低温起动性能试验,试验流程与RP-3燃油一致,试验结果见表2。根据表2可知,采用RP-5燃油发动机高低温起动性能均满足指标要求,低温点火特性与RP-3燃油一致。

**Table 2 Starting test results of RP-5 fuel**

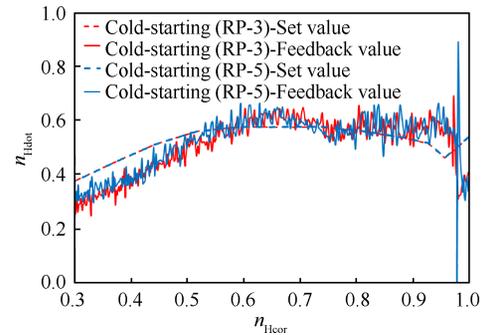
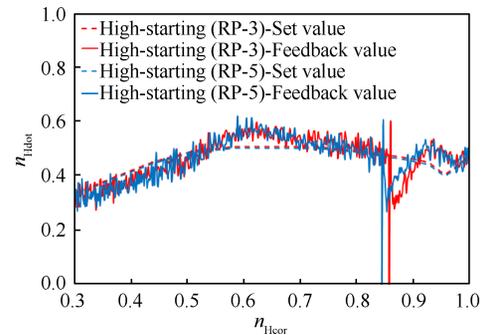
$T_1/^\circ\text{C}$	$(t_d - t_g)/\text{s}$	$t_{\text{mc}}$	$T_{6\text{max}}$
60	1.5	1.00	1.00
62	1.4	0.97	0.93
-22	3.3	0.88	0.68
-24	2.2	0.84	0.71
-21	2.4	0.83	0.73

采用RP-3燃油和RP-5燃油低温起动转速上升率、高温起动转速上升率、起动过程主燃油与加速油之比(简称相对加速比)、起动过程燃油总管压力 $p_t$ 与高压压气机出口压力 $p_{31}$ 之差(以下称为供油压差,供油压差越高,主燃油流量越大)变化情况见图4~图7(图中横纵坐标数据均已进行归一化处理,只给出相对变化关系),图中 $n_{\text{Hcor}}$ 为高压换算转速, $n_{\text{Hdol}}$ 为高压转速上升率,图6中 $k$ 为相对加速比,具体为

$$k = \frac{w_{\text{dem}}}{w_{\text{acc}}} \quad (4)$$

式中 $w_{\text{dem}}$ 为主燃油流量, $w_{\text{acc}}$ 为加速燃油流量。可以看出,采用两种燃油上述参数变化规律基本相同,说明在本次试验所能达到温度范围内,两种燃油对发动机起动性能无明显差异。但是,无论采用RP-3燃油还是RP-5燃油,低温起动时在 $n_{\text{Hcor}}=0.3\sim 0.5$ (归一化处理相对值)转速范围内,反馈转速上升率与给定转速上升率相差较大,最大差异为对应转速给定值的32.4%和26.0%;高温起动时则相差较小,为对应转速给定值的12%左右,这是由于随着温度降低,滑油黏度增加导致转子轴承润滑效果变差,起动阻力矩逐渐升高,从而引起起动过程剩余功率偏低,实际转速上升率下降,与给定转速上升率相差偏大。

根据设计原理,若反馈转速上升率低于给定转速率,控制系统则会通过增加发动机燃油流量以获得期望转速上升率(给定转速上升率)。但如果转速上升率差异偏大,发动机燃油流量则可能大幅度增加,尤其是发动机使用寿命后期,性能衰减偏大时,发动机低温起动过程容易发生失速、喘振、超温等现象,造成起动失败。

**Fig. 4 Low temperature starting speed rising ratio****Fig. 5 High temperature starting speed rising ratio**

导致低温起动转速上升率相差较大主要原因:在进入转速上升率闭环后,发动机燃油供油除受到转速上升率闭环控制外,还受到起动段相对加速比影响(当相对加速比超过设计边界A时,起动供油按相对加速比进行控制,见图6)。在低温起动试验中,当 $n_{\text{Hcor}}$ 较低时,起动供油始终受相对加速比限制,供油压差偏低,实际供油量不足(见图7),导致反馈转速上升率低于给定转速上升率。这也反映出,目前该型发动机相对加速比应进行改进设计<sup>[16-18]</sup>,根据本次试验结果分析,起动时在 $n_{\text{Hcor}}=0.3\sim 0.6$ (归一化处理相对值)发动机相对加速比需提高0.1~0.15。

### 3.4 转速上升率调整对发动机低温起动影响

根据前面的分析,低温起动前段,反馈转速上升率与给定转速上升率还有一定差距。但由于本次试验时发动机和起动机均为新机,起动性能较好,此外,本次试验低温起动保温温度在 $-30\sim -20^\circ\text{C}$ ,未达到要

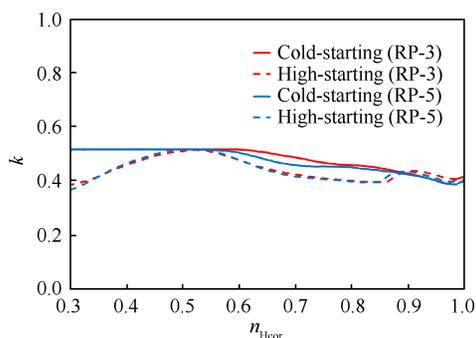


Fig. 6 Ground starting relative acceleration ratio

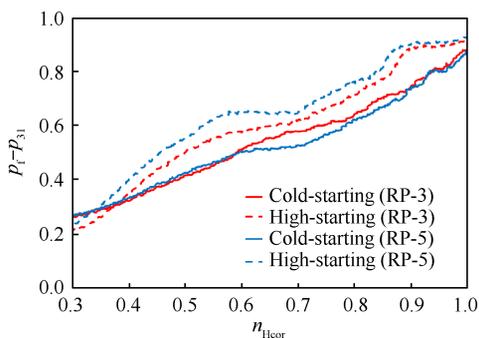


Fig. 7 Ground starting fuel supply pressure difference

求的最低温度,因此低温起动未出现起动失败的情况。但如果进行极端低温起动( $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以下),转速上升率差异进一步变大,若供油不足,可能导致起动失败。为保证发动机全寿命期内以及极端低温环境下均可起动成功,考虑对低温起动给定转速上升率进行调整,并进行初步验证<sup>[19-24]</sup>。

根据前期试验结果,采用RP-5燃油,进行了环境温度 $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以下保温3h,转速上升速率下调 $0.1\%/s$ 的起动摸底试验,发动机起动成功,起动时间相对未调整延长 $0.01\sim 0.06$ (归一化处理相对值)。调整前后的转速上升速率、主燃油供油量(控制系统)、供油压差对比见图8~图10(图中横纵坐标数据均已进行归一化处理,只给出相对变化关系)。可以看出,当转速上升速率下调 $0.1\%/s$ 后,低温起动时在 $n_{Hcor}=0.3\sim 0.5$ (归一化处理相对值)转速范围内,反馈转速上升率与给定上升率仍有差别,最大差异为对应转速给定值的 $28.2\%$ 。整个起动转速范围内,相对未调整时,主燃油供油最高下降量为调整前对应转速供油量的 $10.8\%$ ,供油压差最高下降量为调整前对应转速供油压差的 $10.1\%$ 。

给定转速上升率下调后,供油压差和给定油量均有所下降,但反馈转速上升率与给定上升率仍有明显差异,说明仅依靠转速上升率调整无法彻底解决该问题,后续应在转速上升率调整的基础上,开展

相对加速比边界改进设计或者提高起动机输出功率,以保证发动机在全寿命期内和极端温度条件下均可以起动成功。

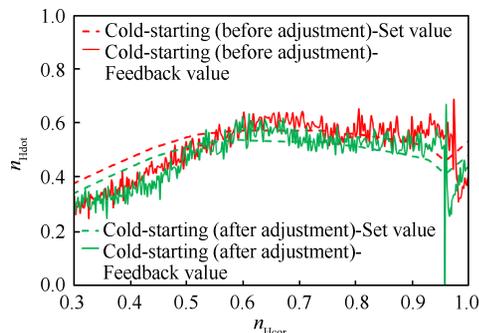


Fig. 8 Comparison of speed rising ratio

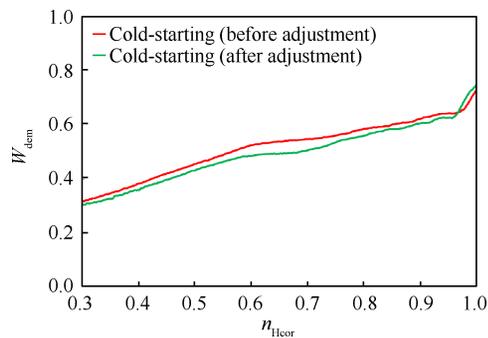


Fig. 9 Comparison of main fuel supply flow rate

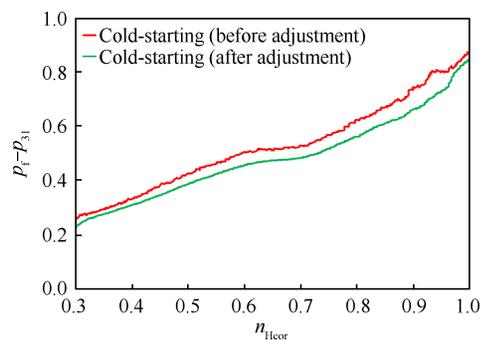


Fig. 10 Comparison of fuel supply pressure difference

## 4 结论

基于地面高低温起动验证试车台,真实模拟发动机高低温条件下的工作环境,验证了发动机的高低温起动能力,试验研究结果表明:

(1)大气温度由 $60\text{ }^{\circ}\text{C}$ 下降到 $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,起动供油到点着火时间延长约 $1\sim 2\text{ s}$ ,因此在低温起动设计时应考虑适当延长点火持续时间。

(2)大气温度在 $-20\sim 60\text{ }^{\circ}\text{C}$ 内,采用RP-3燃油或者RP-5燃油,发动机起动性能基本一致,说明在 $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上,两种燃油对发动机起动性能无明显

影响。

(3) 给定转速上升率调低 0.1%/s, 低温起动时间延长 0.01~0.06(相对值), 在高压换算转速  $n_{Hcor}=0.3\sim 0.5$ (相对值) 转速范围内, 反馈转速上升率与给定上升率最大差异为 28.2%; 整个起动转速范围内, 主燃油供油流量最高下降 10.8%, 供油压力差值最高下降 10.1%。

仅通过下调转速上升速率, 无法彻底解决低温起动反馈转速上升率与给定上升率差异偏大问题, 后续应在转速上升率调整的基础上, 开展相对加速比边界改进设计或者提高起动机输出功率, 以保证发动机在全寿命期内和极端温度条件下均可以起动成功。

### 参考文献

- [1] 朱之丽, 陈敏, 唐海龙, 等. 航空燃气涡轮发动机工作原理及性能[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2014.
- [2] 郭昕. 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.
- [3] AGRAWAL R K, YUNIS M. Generalized mathematical model to estimate gas turbine starting characteristics[J]. Journal of Engineering for Power, 1982, 104: 194-201.
- [4] CHAPPELL M, MCLAUGHLIN P. An approach to modeling continuous turbine engine operation from startup to shutdown[R]. AIAA 91-2373.
- [5] 冯维林. 涡扇发动机起动过程数值模拟[D]. 西安: 西北工业大学, 2005.
- [6] 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.
- [7] 刘伟, 黄开明, 王旭, 等. 低温对涡轴发动机起动性能影响的试验与分析[J]. 航空动力学报, 2019, 34(6): 1282-1289.
- [8] 祁斌, 刘涛, 杨彩琼, 等. 某型涡轴发动机高低温起动性能试验与分析[J]. 航空动力学报, 2021, 36(10): 2029-2035.
- [9] 任智勇, 王俊琦, 邓晓政. 温度对涡轴发动机起动性能影响的试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2019, 32(3): 13-17.
- [10] 邢洋, 李兆红, 郭海红, 等. 舰载机发动机高温条件下起动试验研究[J]. 推进技术, 2018, 39(6): 1234-1239. (XING Y, LI Z H, GUO H H, et al. Experimental investigation on high temperature starting of carrier based aircraft engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(6): 1234-1239.)
- [11] GJB241A-2010, 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范[S].
- [12] 刘永泉, 梁彩云, 施磊, 等. 航空燃气轮机总体设计[M]. 北京: 科学出版社, 2021.
- [13] 阎巍, 孙志岩, 梁彩云, 等. 基于转速上升速率的涡扇发动机地面起动供油规律研究[J]. 科学技术与工程, 2013, 13(21): 6339-6342.
- [14] 阎巍, 梁彩云. 涡扇发动机渐进式点火供油规律研究[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2013, 30(2): 9-12.
- [15] 任伟, 王涛. RP-3和RP-5煤油对飞机动力装置和燃油系统试飞的影响[J]. 工程与试验, 2014, 54(1): 49-51.
- [16] 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.
- [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.
- [18] 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.
- [19] 吴虎, 贾海军, 冯维林. 供油规律对某型加力涡扇发动机起动过程影响[J]. 西北工业大学学报, 2010, 28(1): 113-117.
- [20] 李文峰, 王永生, 雷震. 某涡扇发动机高原起动试验研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(5): 599-603.
- [21] 刘建勋, 刘同胜, 魏东. 涡扇发动机理想起动过程分析与控制问题探讨[J]. 科学技术与工程, 2009, 9(10): 2823-2827.
- [22] 肖国树. 航空发动机设计手册 第5册涡喷及涡扇发动机总体[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [23] 索苏诺夫 B A, 切普金 B M. 航空发动机和动力装置的原理、计算及设计[M]. 莫斯科: 莫斯科国立航空学院, 2003.
- [24] 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.

(编辑: 梅 瑛)

# High and low temperature starting test and analysis of carrier-based turbofan engine

XING Yang, YANG Huaifeng, LIU Yajun, JIANG Jingyue, ZHANG Wei

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

**Abstract:** In order to verify the starting characteristics of the carrier-based turbofan engine in high and low temperature environment, a comparative test of the engine's high and low temperature starting performance using RP-3 and RP-5 fuel was carried out based on the high and low temperature starting verification test stand by simulating the high and low temperature intake and insulation conditions. The variation law of ignition performance of engine starting under different environmental temperatures is analyzed. The effects of ambient temperature, fuel type and speed rise rate adjustment on engine starting performance were compared. The test results show that when the atmospheric temperature drops from 60 °C to -20 °C, the time of starting fuel supply to ignition point is prolonged by about 1~2 s. In the range of -20 °C~60 °C, using the above two fuels, the engine starting performance is basically the same. If the given speed rise rate is lowered by 0.1%/s, the low temperature starting time is prolonged by 0.01~0.06(relative value). Within the range of high-pressure conversion speed  $n_{\text{Hcor}}=0.3\sim 0.5$ (relative value), the maximum difference between the feedback speed rise rate and the given rise rate is 28.2%. In the whole range of starting speed, the maximum drop of main fuel supply flow rate is 10.8%, and the difference between the fuel manifold pressure  $p_f$  and the high-pressure compressor outlet pressure  $p_{31}$  decreases by a maximum of 10.1%.

**Key words:** Carrier-based turbofan engine; High and low temperature starting; Starting performance; Speed rising ratio; Fuel

Received: 2022-12-03; Revised: 2023-06-14.

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2212014

Corresponding author: XING Yang, E-mail: 717059968@qq.com