

涡扇发动机装机状态自然低温试验

刘 涛

(中国飞行试验研究院, 西安 710089)

摘要:为完成涡扇发动机状态鉴定,在北方场站开展了发动机装机状态下的自然环境低温试验。通过地面试验完成了自然低温试验环境的量化分析,研究了不同气源起动模式、不同使用方法对装机状态自然低温条件下发动机起动性能的影响,分析了发动机样本量对试验鉴定结果的影响。结果表明:APU 供气是低温冷浸透起动的首选起动方式;冷运转可以有效改善发动机低温起动性能,使相对起动时间缩短 0.125~0.250;增加发动机样本量可以获得更加科学的鉴定结果,在低温起动过程中,发动机可能出现失速等不稳定现象,甚至造成起动失败。开展了飞行试验,研究了空中低温环境对发动机工作参数及加减速特性的影响。结果表明:在相同高度和速度下发动机加速时间随进气温度的降低而延长,当空中进气温度相差约 30 °C 时,加速时间延长最多约为 18%;减速时间随进气温度的变化不大。

关键词:涡扇发动机;自然低温试验;装机状态;冷浸透;起动性能;加速时间

中图分类号: V235.1

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2023.06.019

Natural Low-Temperature Test Research for the Installed Turbofan Engine

LIU Tao

(China Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: Low-temperature tests in the natural environment of the installed engine were conducted in the north air-force station as a part of T&E for the turbofan engine. Quantitative analysis of the natural low-temperature test environment was completed through ground tests, the effects of different air source starting modes and operational modes on the starting performance of the installed engine under natural low-temperature conditions were studied, and the influence of engine sample size on the test assessment results was analyzed. The test results show that the APU air supply is the preferred starting method for low-temperature cold soak starting; Cold-running can effectively improve the cold soak starting performance of the engine and shorten the relative starting time by 0.125 ~ 0.250. More scientific assessment results can be obtained by increasing the sample size of the engine. During low-temperature starting, the engine may experience unstable phenomena such as stall, and even starting failure. Flight tests were conducted to investigate the impact of the in-flight low-temperature environment on engine operating parameters and acceleration/deceleration characteristics. Flight test results indicate that the acceleration time increases with the decrease of inlet temperature at the same altitude and indicated airspeed. When the difference of inlet air temperature is about 30 °C, the acceleration time is extended by up to 18%; The deceleration time varies little with the inlet temperature.

Key words: turbofan engine; natural low-temperature test; installed state; cold soak; starting performance; acceleration time

0 引言

随着装备鉴定试验的进一步深化发展,对装备的环境适应性考核也越来越全面。为实现战机全天候、全地形作战,动力装置必须具备在高温和低温条件下工作的能力。《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》(GJB 241)及《航空燃气涡轮动力装置飞行试验

要求》(GJB 243)对发动机高、低温起动试验做出了明确要求^[1-2],飞机系统设计也对动力装置在不同环境下的工作提出了要求^[3],高、低温试验是验证发动机在规定的极限环境下是否能够满意工作的唯一方法。因此,有必要开展发动机低温环境试验技术研究^[4-5]。

发动机低温试验按发动机装机状态分为台架和装机状态低温试验;按低温实现方法分为模拟和自然

收稿日期:2021-11-11 基金项目:航空动力基础研究项目资助

作者简介:刘涛(1982),男,硕士,高级工程师。

引用格式:刘涛. 涡扇发动机装机状态自然低温试验[J]. 航空发动机, 2023, 49(6): 121-126. LIU Tao. Natural low-temperature test research for the installed turbofan engine[J]. Aeroengine, 2023, 49(6): 121-126.

低温试验,模拟低温试验又可分为部分和全状态模拟低温试验。台架低温试验分为发动机台架低温试验(特定地区)和发动机高空模拟舱低温试验^[6-7]。Kamykowski^[8]通过开展F110-GE-129发动机冷浸透起动研究,建立了高空舱内发动机冷浸透起动的试验要求和方法,并对未来冷浸透试验评估发展指出了研究方向;吴峰等^[9]通过高空舱内的涡扇发动机低温起动试验,对国军标规定方法进行了探讨并提出以滑油温度达到低温作为冷浸条件;郭海红等^[10]研究了不同温度对发动机台架起动性能的影响,指出设计中起动机功率及扭矩要求应当有足够裕度,以保证发动机在工作温度范围内满足起动技术要求;刘伟等^[11]研究了涡轴发动机低温条件下起动性能,对低温条件起动初始力矩、点火边界等进行了对比,并提出改善措施;周丽萍等^[12]对发动机起动控制规律进行了优化,提出了转速、加速度和油气比复合控制规律,并增加部分加速段油气比,有助于改善低温起动性能。发动机台架低温和高空模拟舱低温试验是针对发动机进行的专项试验^[13],具有试验周期和环境要素可控的优点,但难以真实模拟装机后的工作环境。装机环境下的自然低温试验成本较高,发动机随飞机一起试验,更加接近真实使用环境,也更加贴近实战,具有较高的真实性。Victorio等^[14]分析了麦金利气候实验室的装机模拟低温试验能力完全可以满足各类飞机的发动机启动甚至工作特性试验;张媛等^[15]研究了涡轴发动机装机条件下的低温试验,获得了发动机自主起动的温度极限及涡轴发动机加温特性,并发现在起动机功率有余量的条件下延长带转时间可以提高低温起动成功率;苗禾壮等^[16]分析了低温对发动机起动的影响,并针对加温和不加温2种发动机装机状态高寒起动方法,给出了相应调整方案。

国内外对发动机低温试验的研究多集中于台架模拟低温试验,而对装机自然低温试验研究较少。本文针对发动机装机状态低温试验技术开展研究。

1 试验系统

试验载机为歼击机,配装涡扇发动机。飞机机载测试系统主要由机载数据采集系统、数据记录系统、遥测子系统、全球卫星定位系统(Global Positioning System, GPS)时间码发生器、各种传感器、变换器等组成。机载数据采集系统由各类传感器采集板卡、总线

采集板卡、采集机箱组成,采集各类型数据形成的脉冲编码调制(Pulse Code Modulation, PCM)数据流进入数据记录系统;遥测子系统将需要实时监控的参数数据流进行遥测后发射至地面最后的监控接收站,供飞行时实时监控;GPS时间码发生器产生的时间源输入各采集器使各测量的参数与总线数据保持时间的统一性。

发动机加装的测量参数主要为主燃油系统和滑油系统的压力和温度、流道的压力和温度、发动机壁温;飞机平台主要为机上各类总线、视频等。试飞测取的试验数据在地面数据处理机上进行预处理和综合处理。关键测试设备及其测量精度见表1。测试设备在装机前及试飞过程中,按要求完成相应的标定和校准工作,测试用传感器及设备均在校验期内,可保证试飞试验数据有效。

表1 关键测试设备及其测量精度

序号	测试设备	功能/参数	测量精度/%
1	D-VI采集器	采集数据	
2	遥测发射机	发射信号	
3	高度传感器	静压	0.5
4	速度传感器	动压	0.5
5	位移传感器	油门杆	0.5
6	大气总温传感器	大气总温	0.5
7	压力传感器	压力	0.5
8	过载角速度组合传感器	角速率 过载	1.0 1.0
9	环境温度传感器	环境温度	1.0
10	DV采集器	采集数据	

2 冷浸透起动试验结果及分析

2.1 冷浸透试验环境

在GJB 243A-2004中对起动的要求:“在不同大气温度条件下以及-35℃和40℃的极限温度(低温冷冻10h及在水泥停机坪上高温暴晒5h)下进行地面起动试验”。在自然低温试验中,飞机一般在室外停机坪停放,环境温度受自然条件影响大,无法完全保证低温冷冻10h的温度条件均在-35℃以下,仅能保证冷冻时间达到10h以上。

为获得低温试验环境特性,以前一天20时作为0时刻,每0.5h进行一次环境温度测量,共进行12h环境温度测量。典型低温环境温度随时间的变化如图1所示。从图中可见,随着时间的延长环境温度持续

降低,持续 10~12 h 后达到最低温度,之后温度有所回升。因此低温起动试验选择在这个时间段开展。

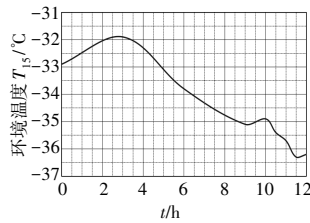


图 1 典型低温环境温度随时间的变化曲线

冷浸透的目的是使发动机滑油和燃油温度降低至与环境温度相当的水平,这样才能保证最大程度上考核发动机整个系统在低温条件下的起动情况^[5]。低温冷却超过 10 h 后,试验时发动机燃油和滑油温度与环境温度的对比见表 2。从表中可见,当试验时刻环境温度高于 -30 °C 时,燃油和滑油温度与试验时刻的环境温度相当,而当试验时刻环境温度低于 -30 °C 时,即使保温时间超过 10 h,燃油和滑油温度也很难达到试验时刻的环境温度,燃油和滑油温度比环境温度高 3~5 °C。

表 2 试验时发动机燃油温度 T_f 、滑油温度 T_{hy} 与环境温度 T_{HS} 对比

冷冻时间 t/h	冷冻温度 / °C	$T_{HS}/°C$	$T_{hy}/°C$	$T_f/°C$
11.5	-34.8 ~ -29.8	-34.8	-32	-32
12.0	-36.3 ~ -31.9	-36.2	-33	-33
12.0	-34.0 ~ -30.1	-33.3	-30	-30
12.0	-28.6 ~ -22.1	-27.5	-27	-26
12.0	-29.9 ~ -20.1	-26.5	-26	-25
11.5	-33.2 ~ -28.1	-33.2	-28	-28

2.2 起动模式对起动性能的影响

冷浸透试验共进行了 2 种气源模式的起动,分别为气源车模式和辅助动力 (Auxiliary Power Unit, APU) 供气模式。以单发为样本共进行了 16 次试验,发动机均能起动成功。文中提到的起动时间、加速时间、高度、发动机转速、排气温度、压气机出口压力、供油量等参数的数值均进行了无量纲化处理,均为相对值。

在同等温度条件下,在 APU 供气模式下发动机相对起动时间要比在气源车模式下的缩短 0.125 ~ 0.250,不同起动模式下

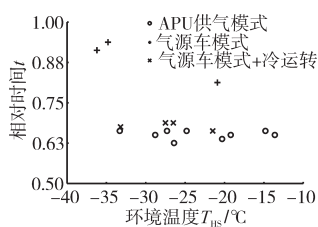


图 2 不同起动模式下起动时间差异

起动时间差异如图 2 所示。这与 2 种模式下起动机带转快慢有关,在低温条件下,APU 供气模式下发动机一般都是按转速脱开,脱开转速达到 53%,相对脱开时间约为 0.5,而气源

车供气模式下相对脱开时间在 0.625 ~ 0.750,起动机脱开时发动机转速为 46% ~ 53%,在 2 种模式下起动机带转发动机转速如图 3 所示。

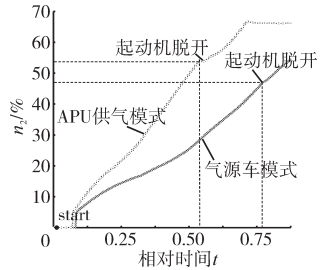


图 3 2 种模式下起动机带转发动机转速

为验证 2 种起动模式的差异,进行发动机冷运转试验。试验结果表明,在 APU 供气模式下发动机的冷运转转速比在气源车模式下的高 1% ~ 2%。同时进行了发动机再起

动试验,在 APU 供气模式下的相对起动时间也要比在气源车模式下的缩短 0.0625 左右。表明受到低温环境的影响,在气源车模式下的起动机功率要比在 APU 供气模式下的低,而在冷浸透条件下二者的差异被放大了。因此,在冷浸透条件下使用时发动机起动应优先选择 APU 供气模式。

2.3 冷运转对起动性能的影响

在气源车模式下,尽管发动机起动均能成功,但在 -35 °C 附近发动机相对起动时间达到了 0.94,超过了相对起动时间规定值 0.93 (图 2)。一般来说,冷运转主要是为了防止发动机管路内剩余燃油影响下次起动而吹出燃油;另外,冷运转可以加速发动机冷却,防止发动机热弯曲变形或减小转静子间的温差,以不影响发动机后续工作。然而在高寒冷浸透条件下采用同一种起动模式时,冷运转可以显著缩短起动时间。图 2 中的气源车加冷运转模式就是在气源车起动前增加一次冷运转之后的发动机起动试验结果,可见发动机相对起动时间可以缩短 0.125 ~ 0.250。

冷运转前后发动机燃油和滑油温度变化曲线如图 4 所示。从图中可见,冷运转后发动机燃油和滑油温度均有不同程度的升高,升高幅度约为 10 °C。燃油和滑油的比热容要远大于金属的比热容,可以预测发动机冷热端部件的升温效应更加明显,也意味着发动机在低温冷透后进行了

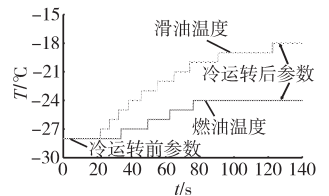


图 4 冷运转前后发动机燃油和滑油温度变化曲线

一次“热身”,极大地改善了发动机的起动环境,提高了发动机起动性能。

从使用的角度来看,冷运转能有效缩短起动时间,提高发动机起动性能,但从装备鉴定角度来看,冷

浸透试验就是考核发动机在长时间低温环境下的启动性能,而冷运转破坏了这一考核环境,因此在鉴定试验中,在冷浸透试验时应不能进行发动机冷运转。在实际中要根据使用场景选择性使用冷运转。

2.4 冷浸透对发动机启动性能的影响

低温启动试验的目的是检查发动机在不同环境温度下的启动性能,给出发动机启动性能随环境温度变化的特性,以指导部队使用。冷浸透启动是低温试验中最严酷的考核试验。在低温启动试验前,结合飞行试验获取了发动机大量的地面启动数据,结果如图5所示。以单发APU供气模式启动为样本,冷浸透启动共计9次,均启动成功。从图中可见,环境温度低于 0°C 后随着温度的降低,发动机相对启动时间的变化趋势是延长的。

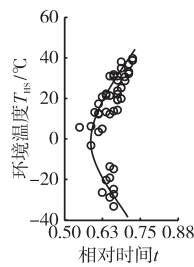


图5 温度对发动机启动时间的影响

上述结果是针对相同的试验对象和同一种启动模式而言的。将数据样本进一步扩大至一架飞机的双发,试验结果就会有差异,这也体现出了装机状态下试验的优势,即可以更加充分地暴露问题,从而给出更加合理的鉴定意见。

对2台样本在APU供气模式下的启动时间进行对比,扩大样本量后的启动试验结果如图6所示。共计启动18次,17次启动成功,1次启动失败。启动失败的主要原因是发动机存在个体差异,此台发动机自身的喘振裕度较低,在同样的启动供油规律下,发动机在启动过程中容易出现失速及喘振而导致发动机进行切油处置,影响了发动机启动时间和启动成功率;另外,高寒空气密度大增加了启动过程中的气动负荷,为保证足够的转速上升率需要供给更多的燃油,这加剧了发动机失速,从而导致启动失败。而此台发动机在常温试验时没有出现启动失败的问题。总体而言,低温会导致发动机地面启动时间延长,这一规律符合国军标的描述,同时更容易导致发动机进入失速状态,影响启动成功率。

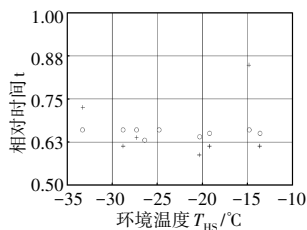


图6 扩大样本量后的启动试验结果

3 高寒环境空中试验

3.1 高寒机场空中试验环境

发动机高寒试验一般指发动机的地面启动试验,对空中考虑较少。然而很多发动机试飞科目要求在不同的环境温度下开展,如GJB 243要求“由于可靠启动包线因季节变化会有不同,故应在夏季和冬季2种不同条件下检查”。高寒机场与平原机场空中大气静温如图7所示。通过高寒试验可知,与平原机场相比,高寒机场在0.5相对高度的静温低约 20°C ,如果考虑季节的影响,同一高度层静温相差最大可达 40°C 以上,为不同温度下试飞科目的考核提供了较为理想的试验环境。

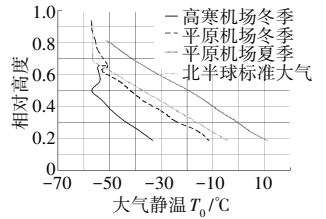


图7 高寒机场与平原机场空中大气静温

3.2 高寒机场空中试验结果及分析

空中试验检查了在2个高度层飞机小表速条件下发动机工作情况。在同等高度和速度下,由于发动机进气温度不同,发动机主要工作参数也有较大差异。总体而言,进气温度越高,发动机转速和排气温度也会越高,这是由控制规律所决定的,在试验所能获得的温度变化范围内,发动机转速和排气变化也符合这样的规律。相同高度和速度下不同环境温度对发动机工作参数的影响如图8所示。图中圆圈代表相对低温条件下发动机的工作参数,十字则代表相对较高温度下的发动机工作参数,在2种条件下发动机进气温度相差 $22\sim 32^{\circ}\text{C}$ 。从图中可见,在相同油门杆位置下,发动机相对转速相差 $0.06\sim 0.07$,相对排气温度相差 $0.17\sim 0.21$ 。

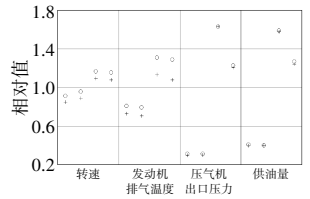


图8 不同环境温度对发动机工作参数的影响

发动机截面压力的变化也基本符合这一规律,即进气温度越高发动机启动参数也越大,如高压压气机出口压力和低压涡轮出口压力,但总体而言截面压力参数受进气温度的影响较小(图8)。在中间及以上状态,发动机高压压气机出口压力和低压涡轮出口压力几乎不受进气温度变化影响。如果不考虑发动机主燃烧室喷嘴衰减,在同等高度和速度下发动机供油量受进气温度影响变化不大,最大相差0.026。

发动机加速性和减速性随进气温度的变化存在一定的差异。不同进气温度下发动机加速时间和减速时间如图9所示。从图中可见,在2个高度层飞机小表速条件下,在同等高度和速度下发动机加速时间随进气温度降低是延长的,最多延长约18%(进气温度相差约30℃);而减速时间随进气温度变化不大。

为对比不同进气温度下发动机加速过程的差异,用发动机供油量与高压压气机出口压力之比表征当量油气比,以表示发动机加速过程中的油气匹配情况,发动机从慢车到中间状态的加速过程中转速和当量油气比变化如图10所示。从图中可见,不同进气温度下加速过程的当量油气比相差约10%~12%,说明在进气温度较低时加速过程供油量相对空气流量偏小,会造成发动机加速变慢。同时,在低温条件下,空气的密度和黏性的变化使压气机负荷增大也会导致加速时间延长。

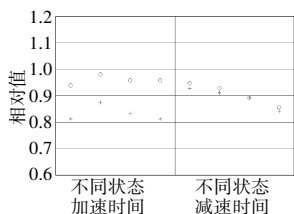


图9 不同进气温度下发动机加速时间和减速时间

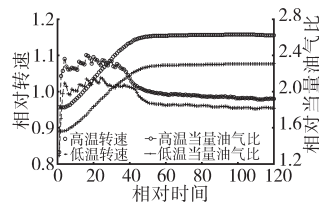


图10 发动机从慢车到中间状态的加速过程中转速和当量油气比变化

4 结论

(1)受自然环境影响,在发动机装机冷浸透起动试验中环境温度高于-30℃时,燃油和滑油温度与试验时刻的环境温度相当;当环境温度低于-30℃时,即使保温时间超过10h,燃油和滑油温度较试验时刻的环境温度仍高3~5℃。

(2)不同起动模式下低温起动试验结果有一定差异,在发动机使用过程中冷浸透条件起动应优先选择APU供气模式。

(3)冷运转能有效缩短起动时间,提高发动机起动性能,但在鉴定试验中,在进行冷浸透试验时不能进行发动机冷运转。

(4)相对于标准天气,低温会延长发动机起动时间,同时发动机在起动过程中可能出现失速等不稳定现象,甚至造成起动失败。

(5)发动机加速性随进气温度的变化存在一定的

差异。在左边界,在同等高度和速度下发动机加速时间随进气温度降低而延长,最多延长约18%(进气温度相差约30℃),而减速时间随进气温度的变化不大。

参考文献:

- [1] 国防科学技术工业委员会. 航空燃气涡轮动力装置飞行试验要求: GJB 243A-2004[S]. 北京: 国防科工委军标出版发行部, 2004: 9-10. Commission of Science Technology and Industry for National Defense. The flight test requirements for aircraft gas turbine power plant: GJB 243A-2004[S]. Beijing: Military Standard Publishing and Distribution Department of National Defense Science and Working Committee, 2004: 9-10. (in Chinese)
- [2] 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: GJB 241A-2010[S]. 北京: 总装备部军标出版发行部, 2010: 10, 50. Commission of PLA. Engine, aircraft, turbine jet and turbine fan, general specification for: GJB 241A-2010[S]. Beijing: Military Standard Publishing and Distribution Department of National Defense Science and Working Committee, 2010: 10, 50. (in Chinese)
- [3] 林肖芬, 赵瑛. 飞机系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002: 172-173. LIN Xiaofen, ZHAO Ying. Aircraft system design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002: 172-173. (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 engines[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2002; 15(1): 14-19. (in Chinese)
- [5] 侯敏杰, 安玉彦. 高空模拟试验技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2014: 140-141. HOU Minjie, AN Yuyan. Aero-engine altitude simulation test technique[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2014: 140-141. (in Chinese)
- [6] Macmillan W L. Effects of increased jet fuel freeze point on cold start ability[J]. Journal of Aircraft, 1982, 19(5): 360-363.
- [7] 郭昕, 杨志军. 航空发动机高低温及高原起动试验技术探讨[J]. 航空动力学报, 2008, 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, 2008, 18(3): 327-330. (in Chinese)
- [8] Kamykowski R. Turbine engine cold-soak start testing techniques[R]. AIAA-95-3079.
- [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] 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)
- [11] 刘伟, 黄开明, 王旭, 等. 低温对涡轴发动机起动机性能影响的试验与分析[J]. 航空动力学报, 2019, 34(6): 1282-1289.
- LIU Wei, HUANG Kaiming, WANG Xu, et al. Test and analysis on influences of low temperature on starting performance of turboshaft engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(6): 1282-1289. (in Chinese)
- [12] 周丽萍, 彭凯, 王雅云, 等. 某航空发动机起动控制规律优化设计研究[C]//第六届航空学会青年科技论坛论文集. 北京: 航空工业出版社, 2014: 937-941.
- ZHOU Liping, PENG Kai, WANG Yayun, et al. Starting-up control law optimization for an aero engine[C]//The sixth CSAA Youth Science and Technology Forum. Beijing: Aviation Industry Press, 2014: 937-941. (in Chinese)
- [13] 李应红. 航空涡轮风扇发动机试验技术与方法[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2014: 2-3.
- LI Yinghong. Testing techniques and methods for aero turbofan engine [M]. Shanghai: Shanghai JiaoTong University Press, 2014: 2-3. (in Chinese)
- [14] Rodriguez V J, Brelage S, Thompson M, et al. F-35 climatic chamber testing and system verification[R]. AIAA-2018-3682.
- [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)
- [16] 苗禾状, 王朝蓬, 朱哲, 等. 航空发动机三高启动试验[J]. 工程与试验, 2015, 55(1): 38-42.
- MIAO Hezhuang, WANG Zhaopeng, ZHU Zhe, et al. Experimental research on aeroengine starting at high/low temperature and at plateau [J]. Engineering and Test, 2015, 55(1): 38-42. (in Chinese)

(编辑: 刘 静)