

文章编号:1000-8055(2013)10-2348-07

高空舱内涡扇发动机低温起动试验

吴 锋, 龚小琦, 乔松松

(中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院

航空发动机高空模拟航空科技重点实验室, 四川 江油 621703)

摘 要: 介绍了某型涡扇发动机的低温起动试验, 重点讨论了在高空舱进行发动机低温试验的冷浸方法, 并且对未来低温试验技术研究提出一些展望. 该型发动机低温起动特性的成功获得证明了该低温试验方法的可行性. 试验结果表明: ①虽然风车冷浸方法有一些缺点, 但仍是现阶段试验条件下较经济且高效的冷浸手段; ②实际试验中很难满足国军标中对保温时间的要求, 建议以滑油温度达到低温要求为准; ③低温环境对发动机起动机起动性能的影响大于对发动机本身的影响.

关 键 词: 高空舱; 涡扇发动机; 低温起动; 冷浸过程; 整机试验

中图分类号: V235

文献标志码: A

Low temperature start testing of turbofan engine in altitude test cell

WU Feng, GONG Xiao-qi, QIAO Song-song

(Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Altitude Simulation, China Gas Turbine Establishment, Aviation Industry Corporation of China, Jiangyou Sichuan 621703, China)

Abstract: A method of low temperature start testing of turbofan engine was presented. And an experimental investigation was performed in a altitude test cell, focusing on studying the method of engine cold-soak process. The low-temperature starting characteristics of the turbofan engine were successfully obtained in the simulated altitude test cell using the low-temperature start testing method, confirming the feasibility of the method used in this testing. The test results give some helpful suggestions for future low-temperature start testing of aero-engines. The results show that: (1) Although the engine windmilling has some disadvantages on cold-soak process, it is still an economic and high-effective cold-soak method. (2) It is difficult to meet requirements of heat preservation time defined in GJB241 during real low-temperature start testing. Thus, it's recommended that the low-temperature test status should be judged using the temperature of lubricating oil. (3) The low-temperature environment has greater influence on the starter than on the turbofan engine.

Key words: altitude test cell; turbofan engine; low temperature start testing; cold-soak process; engine testing

随着当前对军用飞机的作战范围和全天候使用要求的逐步提高, 对航空发动机的设计要求也

越来越高, 为满足现代军用飞机和巡航导弹在高、低温及高原环境条件下的作战需求, 必须保证所

收稿日期: 2013-03-13

网络出版地址:

作者简介: 吴锋(1982—), 男, 云南蒙自人, 工程师, 硕士, 主要从事航空发动机高空模拟试验技术研究.

采用的燃气涡轮发动机具备高、低温及高原起动能力^[1-2]。同时,根据我国国家军用标准^[3]中关于高、低温及高原起动能力的要求,必须要进行这些特殊条件试验,以考核发动机在特殊环境条件下的安全性和可靠性。其中,低温环境起动试验是航空发动机试验中最复杂且具有高风险的试验项目之一^[4-8],同时它也是发动机定型考核试验的重要科目。因此,进行航空发动机低温环境起动试验技术研究是十分必要的。

在低温环境条件下,空气、燃油、滑油的物性参数^[9]及发动机和起动机结构和密封特性均会发生变化,这将对发动机各部件工作特性造成影响,从而影响到发动机性能。例如,空气与燃油密度的变化将会直接影响发动机燃烧室点火性能,甚至起动失败;低温条件下发动机起动电机可能出现功率下降,密封胶圈可能失效,齿轮机械性能可能受到影响,这些部件的低可靠性会给低温起动带来工作隐患。因此,必须通过发动机低温起动性能试验验证系统可靠性,从而为改进发动机在极端环境下的供油规律提供参考,以确保装备该型发动机的飞机或巡航导弹能在高寒环境下可靠使用。

低温起动试验的主要方法有:高寒机场地面试验、地面试车台试验(特定地区、特定时间)、低温起动试验室(冷冻车间)试验和高空模拟试车台试验。由于我国目前尚无专门用于发动机低温起动试验的设备,考虑到高空模拟试车台的优势^[10],它包含有空气预处理、增压涡轮、膨胀涡轮等降温设备,有供、抽气设备,能有效地满足发动机低温起动对低温空气的需求,可建立海平面到任何可靠起动高度的试验状态,所以现阶段在高空模拟试验台进行发动机低温起动试验是十分有利且高效的。

鉴于高空模拟试车台的技术优势,为研究某型涡扇发动机低温起动特性及低温起动试验方法,在燃气涡轮研究院 SB101 高空台上进行了该型涡扇发动机的低温起动试验,获得了低温环境条件下该型发动机的低温起动特性,国内首次完成 4 h 发动机全机冷浸的低温试验。并且结合实际试验过程,对国军标的规定提出了一些改进意见。该试验工作为后续正确贯彻国军标规定的发动机低温起动试验规范积累经验,所得结论对低温环境条件下的涡扇发动机起动试验研究具有一定的工程应用价值,可以为低温试验提供相关参考。

1 低温起动试验

1.1 试验设备

低温起动试验设备主要包括:直连式高空试验舱、供抽气及加/降温设备、发动机保温罩、防冰装置、燃油加/降温设备及测试系统等。低温试验所采用的高空舱布局如图 1 所示,通过调节发动机进气总压和总温 p_1, t_1 模拟飞行速度,通过抽气调节试验舱内环境压力 p_{sch} 模拟高度。

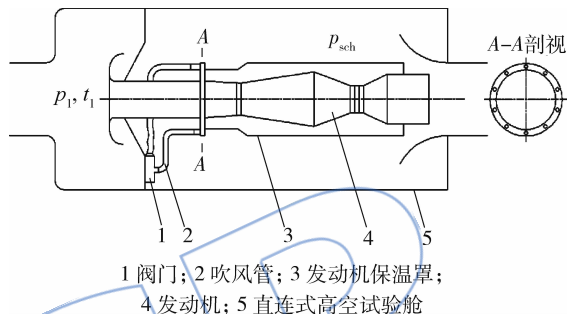


图 1 高空舱布局示意图

Fig. 1 Sketch of altitude test cell

SB101 高空台按双 25 包线设计,即最大模拟飞行高度为 25 km,最大模拟飞行马赫数为 2.5,具备 220 kg/s 的最大供气能力,供气温度范围为 $-50 \sim 250^\circ\text{C}$,具有燃油加/降温系统可以使 6.5 t 燃油从常温降至 -40°C ,完全具备涡扇发动机低温起动试验能力,但也受一定的负温供气流量和空气干燥系统连续工作时间限制。配备基于网络总线的测试系统,有 1000 个以上的采集通道,具备常规采样频率(50 Hz)和高频(10 kHz)采集能力。本次试验压力采用梳状探针配合 PSI(Pressure System Incorporated)电子压力扫描阀系统进行测量,精度优于 0.5%,采用高精度小惯性热电偶配合 LXI(lan extensions for instrumentation)设备进行流场温度的测量,精度优于 1%,其余电信号则进入 VXI(VMEbus eXtensions for instrumentation)采集设备,精度优于 0.5%。

为了冷浸发动机,同时减小冷浸过程中冷空气对高空舱及其舱内测控设备的影响,且保证舱壁直接接触温度高于其低温极限值,被试发动机需加装保温罩,如图 2 所示。在低温冷浸期间,一部分低温空气由进气流量导管进入发动机,对发动机内部进行冷浸;另一部分低温空气进入保温罩,对发动机的附件和起动机进行冷浸。当供气温度达到要求值后,即可进入规定的冷浸过程,到达

保温要求后执行低温起动试验工艺流程。



图2 带发动机保温罩台架安装图

Fig. 2 Installation of turbofan engine with insulated box

1.2 冷浸实现方法

在高空台进行低温起动试验时,冷浸是十分重要和必须进行控制的^[4,11],目前主要有强迫吹风冷浸和风车冷浸两种方法,无论采用何种方法,冷却空气必须经过干燥处理,以保证低温条件下无结冰现象。

强迫吹风冷浸方法是用强迫吹风的方法来冷却发动机内部和附件以实现环境温度控制。在对发动机内部流道吹风降温的同时需采用防转装置保持发动机转子静止。起动前片刻,通过电动机将防转装置止动杆拔出,即可进行起动试验。而风车冷浸方法则是在冷浸过程中令发动机保持风车状态,是一种采用控制发动机低压转子转速在要求范围内进行发动机保温的方法。为了保证发动机内部的冷浸,必须在向发动机通以低温干燥空气降温的同时,控制高空舱前后舱压力差在一个恒定值,以防止发动机在低转速风车运转时的滑油泄漏。发动机进口节流程度以低压转子转速不足以引起风车运转条件下滑油泄漏为准。

强迫吹风冷浸的优点是可以保证发动机在冷浸过程中转子停转,保证整机冷却效果,能够真实模拟发动机外部和内部的冷却条件,但实际试验前需对发动机进行大量改造工作,而且还存在因未正确解除防转装置而对发动机造成严重损坏的风险。而采用风车冷浸方法时,发动机本身基本不需任何改装即能完成低温起动试验,但是由于发动机转子始终保持运转,发动机主轴承温度和滑油温度很难降到规定的低温要求。

权衡实际试验需求和风险控制,本文试验最终采用风车冷浸方法对发动机进行低温冷却,以保证被试发动机和高空试验舱的安全。低温起动

试验结果则验证了风车冷浸方法的可行性,同时该型发动机冷浸过程表明:当发动机内流与外流低温空气流量比为2左右时,低温空气对发动机内部转动部件及外部附件的冷却效果较好。

1.3 低温起动试验状态

本文低温试验是在发动机冷浸达到表1所示的低温状态停止风车运转后进行的起动试验,其中进气温度由供气加/降温设备保证,燃油温度通过燃油加/降温设备保证。

表1 低温起动试验状态要求

Table 1 Detail of low temperature start testing

模拟高度/ km	模拟马赫数	进气压力/ kPa	进气温度/ °C	环境压力/ kPa	燃油温度/ °C
0	0	88.0	-40	88	-40
3	0	69.7	-40	69.7	-40

2 低温起动试验结果与分析

低温起动试验的主要目的是考察发动机在低温环境下长时间停留后的起动及加速性能的好坏,以评估发动机的低温起动性能。本文在高空台上对某型涡扇发动机进行了低温起动试验,获得了该发动机在低温条件下的起动特性。

2.1 低温冷浸过程

低温冷浸是整个低温起动试验的关键,“冷透”程度在一定程度上直接影响试验考核效果。图3给出该型涡扇发动机低温起动试验前冷浸过程温降历程曲线,以冷气进入发动机时为计时零点。

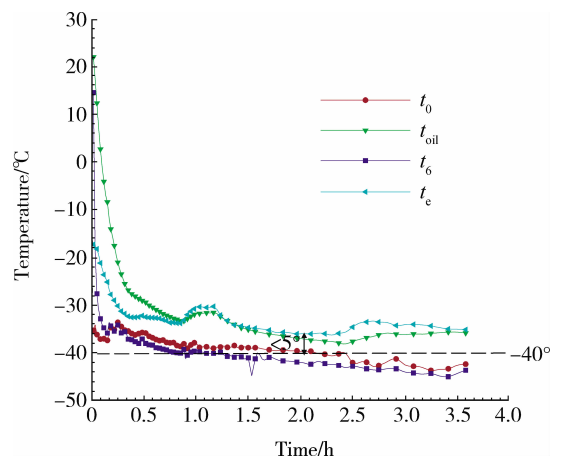


图3 冷浸过程温降历程曲线

Fig. 3 Temperature variation during cold-soak sequence

图中 t_0 为发动机进气温度, t_{oil} 为滑油温度, t_6 为低压涡轮出口温度, t_e 为起动机排气温度。

由图 3 可以看出: 经过约 2 h 的冷浸后, 发动机进口、涡轮出口已经达到了低温试验状态, 但是由于采用风车冷浸方法, 发动机转子未静止, 导致滑油温度下降有限, 距离低温试验状态要求有一定差距, 但温差均在 5°C 以内。随后的 1.5 h 内, 供气继续降温 5°C 的情况下, 发动机进口温度和排气温度都有明显下降, 起动机排气温度和滑油温度 0.5 h 候后出现小幅上升趋势, 这主要是由于为保证舱温安全需要(不得低于 -15°C)而调节增加舱内常温次流空气流量所导致。排除此影响, 可以认为此时滑油温度已基本保持稳定趋势。

由此可以看出: 采用风车冷浸方法不仅可以较快地达到试验技术状态, 而且具有较好的经济性, 因为未采用防转装置, 试验风险低, 试验台架改造小。

比较国军标中对低温起动试验的要求, 本次试验保温时间未满足标准。军标中规定的保温时间比较苛刻, 要求以被试发动机型号规范中规定的部位达到低温环境要求时为起始再进行 10 h 保温。参考已公开的国外同类低温起动试验, 保温时间也并未严格按照保温 10 h 要求进行^[4,7]。结合本次高空台低温试验的实际情况, 建议在现阶段试验条件下被试发动机的冷浸时间不用必须照搬国军标的 10 h 保温要求, 而是要针对具体被试发动机, 根据实际采用的冷浸方式和过程, 若在达到低温起动试验低温环境要求后的一段时间内温度变化趋势稳定, 则可以认为被试发动机满足了低温起动试验技术条件, 在此条件下进行的发动机起动合理有效, 可以反映被试发动机的低温起动特性。该段保温时间应根据实际试验情况权衡考虑, 但在规定的部位达到低温环境要求后保温时间至少不应小于 0.5 h。

2.2 低温环境对起动性能的影响

进行低温起动试验的最主要目的就是考察被试发动机在某特定的低温环境条件下, 发动机的起动特性。本次试验共进行了 20 次发动机低温起动, 其中起动成功 11 次, 失败 9 次。失败的原因均由起动机未能正常工作导致。图 4 给出某次低温起动过程中起动机的熄火过程, 熄火原因是低温燃油雾化效果不好^[12-13], 同时由于起动机的供油计划相对简单, 进气温度与燃油温度的大范围变化造成油气比不协调, 从而引起起动机熄火。

在低温试验前期的地面检查开车中也录取了

常温进气条件下的发动机起动性能。图 5 给出了部分不同试验状态、不同进气温度条件下发动机起动时间统计。由图可以看出: 低温进气条件下发动机起动时间明显变长, 这是由于在低温环境下, 燃油和滑油的物性参数的变化会导致起动机燃烧室工作特性恶化及转子轴承润滑效果变差, 从而引起起动机功率不足, 转子卡滞, 带转时间变长, 起动过程变慢。在该型发动机的低温试验过程中, 曾多次出现起动机起动失败, 温度越低, 起动机起动成功率就越低, 最终会导致发动机起动失败。

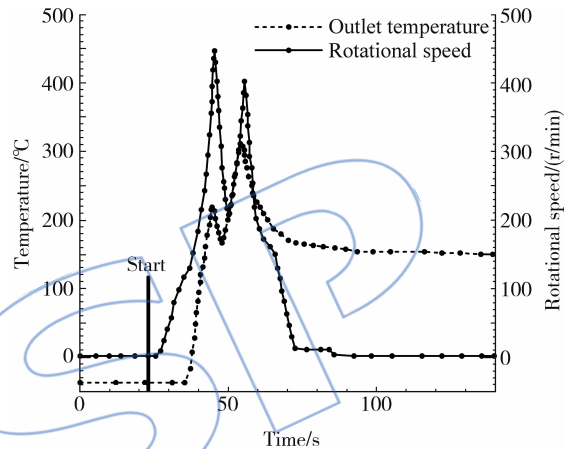


图 4 起动机熄火历程

Fig. 4 Failure of starter starting

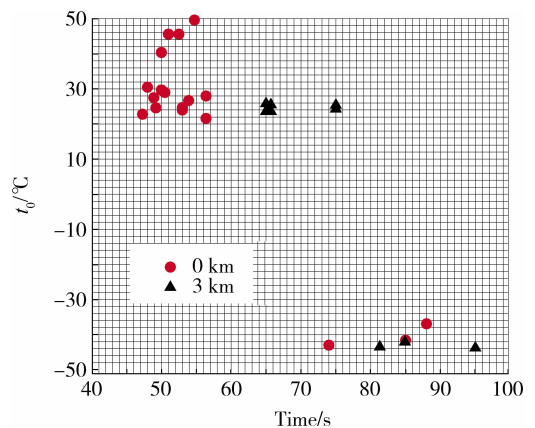


图 5 不同进气温度条件下起动时间对比图

Fig. 5 Comparison of starting time at different inlet temperatures

由以上分析可知: 低温环境对发动机的起动性能有影响, 且对起动机正常工作有很大影响, 温度越低这种影响就越大。因此, 起动机在低温环境下的稳定工作是保障发动机低温起动成功的关键。

2.3 低温环境对起动转速的影响

图 6 为在不同温度环境条件下起动机冷运转

过程中的转速变化情况,其中在低温条件下进行了两次连续起动机冷运转.从图中可以看出:低温条件下的起动机转子有明显的卡滞,且最高转速较常温条件下最高转速偏低,低温条件下连续第2次冷运转的转速要明显高于第1次,说明前一次冷运转起到了“热机”作用,此时转子卡滞已经有明显改善.

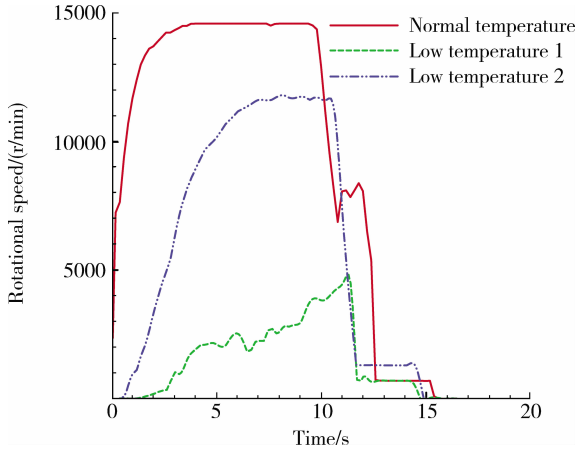


图6 起动机冷运转的转速对比图

Fig. 6 Comparison of rotational speed of starter

图7为不同温度环境条件下发动机高压转子带转历程曲线.从图中可以看出:在达到相同点火转速条件时, -40°C 条件下被试发动机的转子启动时间比 -8°C 条件下稍长,总时间相差不多,但 -40°C 情况下发动机的转子启动明显滞后,这说明在低温条件下,被试发动机存在卡滞现象.需要注意的是, -40°C 情况下转子启动加速度较大,这可能是由于:①转子卡滞转动时刻起动机瞬

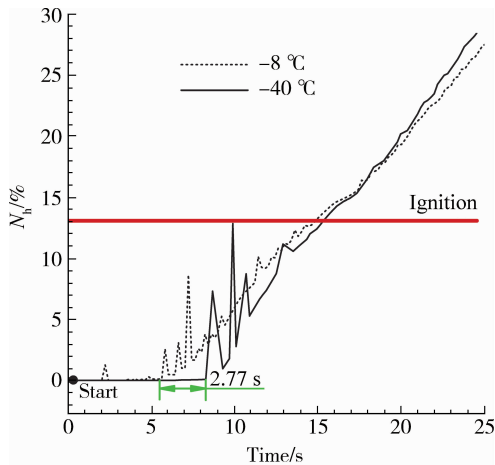


图7 高压转子带转曲线

Fig. 7 High compressor rotational speed variation

时扭矩较大.这是由于在充分保温后,起动机和发动机都会由于滑油黏性增加,或者可能吸入湿空气导致结冰造成转动扭矩增加^[14].在高空台进行试验时,进口空气一般进行了严格干燥,因此滑油黏性增加将是转子阻力的主要因素.②起动机在较低温度条件下的输出功率偏大.

2.4 低温环境对低压涡轮出口温度的影响

图8给出低压涡轮出口温度与环境温度的关系.由图可以看出:随着环境温度的增加,涡轮后最高温度呈线性增大趋势,这表明随着环境温度增加,发动机热效率呈线性下降趋势,导致涡轮后温度按照线性关系上升.不同飞行高度条件下得到的试验数据表明:随起动高度的增加,涡轮后最高温度有一定上升趋势,但是总体变化不明显.对比3.05 km和3.75 km飞行高度条件,相同环境温度情况下,涡轮后最大温度分布存在较大的分散度,这是由于发动机冷热起动所致,冷起动时涡轮后温度较热起动高.

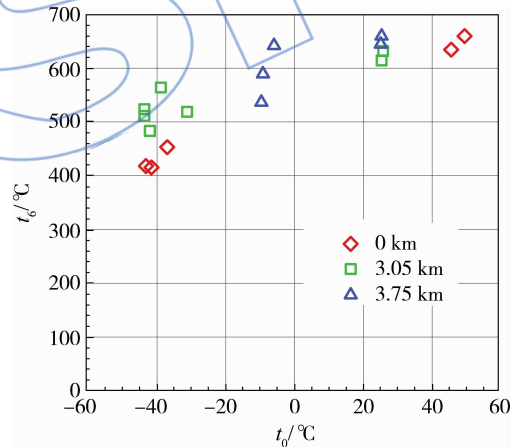


图8 不同进气温度条件下最大低压涡轮出口温度对比图

Fig. 8 Comparison of maximum low pressure turbine outlet temperature at different inlet temperatures

3 关于低温起动试验评估的讨论

受实际供气系统降温设备的有效工作时间限制,此次低温起动试验没有按照10 h保温要求执行,实际试验对发动机进行了包括降温在内的4 h风车冷浸.参考美国相关国家军用标准^[15],也提出同样10 h保温要求,但应该可以理解为这是指在发动机全静置状态的保温要求.我国目前只有真实外场是不具备这种低温试验条件的,而在真

实外场进行起动试验的代价是巨大且不切实际的^[4],因此现阶段低温起动试验很难满足国军标要求。

通过实际试验结果来看:4 h 风车冷浸也基本获得了该型发动机的低温起动特性,并发现该型发动机在长或短保温时间之后的起动特性并不规则。从低温环境起动过程来看,发动机主机低温性能要好得多,更多暴露出的问题是起动机低温条件下的失效问题。因此,此次试验冷浸时间对于该型发动机的低温起动考核是否合适,还有待深入研究。我国目前所进行的发动机低温环境起动试验保温时间未进行统一规定,是否需要规定统一保温时间来考核低温起动性能也成为一个评估难题。低温试验过程表明滑油温度变化最慢,其温降温升较燃油、进气要难,鉴于此可以轴承达到冷/热浸要求为旁证,建议在无更多测试数据支撑时,将滑油温度是否达到温度要求时作为发动机是否浸透的判据。

另外,国军标中规定低温起动保温时间应该从型号规范规定的那一部位达到低温要求后算起。但是在实际试验中,规定的轴承部位温度一般不易测试,保温时间一般从发动机进口温度和燃油温度到达低温要求后算起。本文所述低温试验是通过检测发动机进口空气、燃油进口、保温罩出口温度均达到预定温度作为其保温时间开始的标准。这个标准经过了实际试验验证,在4 h 的风车冷浸结束时,发动机内部测试的几个温度均达到了低温环境要求。因此,针对该型发动机而言,以发动机进口温度和燃油温度到达低温要求后为保温计时起点是切实可行的。

4 结论及展望

这是国内首次风车冷浸保温达到4 h 的发动机低温起动试验,其试验结果对研究我国相关试验方法和评估准则有重要意义,通过这次试验可以获得主要结论如下:

1) 低温起动试验的冷浸过程实现方法应该根据实际情况权衡决定,现阶段安全可靠的是风车冷浸方法。

2) 低温起动试验中保温时间应该针对不同的发动机类型及冷浸方式权衡确定,在实际试验过程中建议以滑油温度是否达到温度要求作为判断发动机低温起动试验是否达到冷浸要求的判据。

3) 发动机起动时环境温度越低,其起动性能

受影响程度越大,并且这种影响对起动机影响大于对发动机本身的影响。因此,起动机是否可靠工作是低温起动试验是否成功的关键。

针对实际试验暴露出的问题,作如下几点展望:

1) 需开展低温起动试验相关预先研究,科学确定低温试验评估准则,低温保温时间长短以及低温试验对发动机冷浸的要求。

2) 在现有设备能力不能达到国军标要求的情况下,需通过进行大量低温起动试验获取起动试验数据,积累低温试验实际经验。只有这样才能充分掌握了低温与发动机起动性能的关系,才能进一步完善现有的低温试验手段,并对发动机低温试验评估下考核结论。

参考文献:

- [1] Lominac J K, Boytos J F. Aeropropulsion environmental test facility[R]. Arnold Engineering Development Center, Arnold AFS TN 19991130-098, 1998.
- [2] 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)
- [3] 空军装备研究院. GJB241A-2010 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范[S]. 北京: 国防科学技术工业委员会, 2010: 93.
- [4] Kamykowski R. Turbine engine cold-soak start testing techniques[R]. AIAA 95-3076, 1995.
- [5] 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)
- [6] 胡九生, 赵春光. 军用喷气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 Chunguan. Optimization of cold start test on military turbojet/turbofan engines[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2002, 15(1): 14-19. (in Chinese)
- [7] Gruber H. Cold start optimization on a military jet engine [R]. AGARD CP-480, 1991.
- [8] 朴英. 航空燃气涡轮发动机起动机性能分析[J]. 航空动力学报, 2004, 18(6): 777-782.
PIAO Ying. An analysis of the starting characteristics of aeroengine[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 18(6): 777-782. (in Chinese)
- [9] 费逸伟, 张冬梅, 姜旭峰. 润滑油的性质对航空发动机故障

- 影响的研究[J]. 润滑与密封, 2004(1): 84-86.
- FEI Yiwei, ZHANG Dongmei, JIANG Xufeng. Study on the characteristics of lubricating oil affecting aeroengine fault[J]. *Lubrication Engineering*, 2004 (1): 84-86. (in Chinese)
- [10] 杜鹤龄. 航空发动机高空模拟[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- [11] Studevan C C. Design of a cold-flow test facility for the high pressure fuel turbopump turbine of the space-shuttle main engine[R]. ADA276743, 1993.
- [12] Naegeli D W, Dodge L G, Moses C A. The effect of fuel properties and atomization on low temperature ignition in gas turbine combustors[R]. AGARD-CP-480, 1991.
- [13] Macmillan W L. Testing to assess the affect of degraded fuel specifications on the cold start ability of a T63-A-700 engine[R]. Orlando, United States: International Symposium on Air Breathing Engines, 1979.
- [14] Macmillan W L. Effects of increased jet fuel freeze point on cold start ability[J]. *Journal of Aircraft*, 1982, 19(5): 360-363.
- [15] The Department of the Air Force. MIL-E-5007 general military specification for engines, aircraft, turbinejet and turbofan[S]. Washington: The Department of the Air Force, 1983: 80-124.

JALSP