

文章编号:1000-8055(2013)04-0730-06

涡扇发动机高空台惯性起动的试验

马前容^{1,2}, 郭 昕², 吴 虎¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 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重点实验室, 四川 江油 621703)

摘 要: 某型大流量涡扇发动机在高空台完成了飞行高度为 5, 8, 10 km 的惯性起动. 高空台试验结果表明: 惯性起动过程中模拟的进气和排气压力存在着较明显的波动, 偏离真实工况; 利用不同的计算方法分析惯性起动数据, 得到的飞行表速相差 25~70 km/h. 以试验分析结果为基础, 推荐了一种高空台惯性起动试验性能的评估方法, 即成功起动以推杆时刻为起点 3 s 内的平均值作为试验模拟飞行状态, 起动失败以转速反转为起点到转速再次下降之间的平均值作为试验模拟飞行状态.

关 键 词: 涡扇发动机; 高空台; 惯性起动; 进排气压力; 评估方法

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Experiment on spooldown airstart performance of aero-turbofan engine in ATF

MA Qian-rong^{1,2}, GUO Xin², WU Hu¹

(1. School of Power and Energy,

Northwest Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Aero-Engine Altitude Simulated Key Laboratory, China Gas Turbine Establishment,
Aviation Industry Corporation of China, Jiangyou Sichuan 621703, China)

Abstract: A aero-turbofan engine turbobfan with great flow rate completed spooldown airstart tests in altitude test facility (ATF). The simulated altitude was at 5 km, 8 km and 10 km. The results of test in AFT showed that simulated intake total pressure and exhaust pressure had obvious fluctuation during spooldown airstart process. So the engine operating condition of spooldown airstart test in ATF deviated from the real flight condition. Moreover, different airspeeds of 25—70 km/h were obtained using a few calculation ways to analyze the test data. A performance evaluation method of spooldown airstart test in ATF was recommended based on the analysis results, namely, the simulation flight condition means the average in three seconds span from the beginning of the airstart sequence for the successful tests, or the average in the time from the rotor speeds return to drop down again for the failure tests. This is important to improve the performance evaluation level of test in ATF.

Key words: aero-turbofan engine turbobfan; altitude test facility (ATF);
spooldown airstart; intake total pressure and exhaust pressure;
evaluation method

收稿日期:2012-06-06

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130417.1353.201304.730_002.html

作者简介: 马前容(1972—), 女, 重庆荣昌人, 研究员, 博士生, 主要从事航空发动机高空模拟试验技术和试验研究.

在高空飞行状态下,由于机动、发射和大气条件等因素的影响,有可能造成发动机进气畸变,吞入导弹或炮弹排出的尾气,吞入雨水或冰块等,导致燃烧室熄火,此时发动机必须具有重新启动并恢复到正常工作的能力。因此,发动机空中起动的可靠性是现代军用飞机安全和生存能力的关键之所在。

发动机空中起动通常分为降转起动、稳定风车转速起动和带转起动^[1-2],典型的降转起动包线和带转起动包线如图1所示。降转起动指转速惯性降转至稳定风车转速过程中进行的空中起动,因其起动转速高、起动极限表速较低、起动时间短^[3],是实际飞行中发动机空中熄火后最常用的起动方式。但是,由于降转起动时发动机是从一个高功率状态下停车,在降转减速过程中压气机金属部件储存的热量将释放并加热压气机内通过的空气,可能导致压气机前后各级出现不匹配而失稳。因此,确定降转起动特性也存在难点,可采用飞行试验和高空台试验研究发动机降转起动特性。

与飞行试验相比,高空台试验具有风险相对较低,监测参数方便,能按需求模拟飞行时的大气条件等优点^[4]。高空台进行降转起动时,通常选取在较高的转速点推杆再起进行验证,即国内目前常说的惯性起动。高空台惯性起动性能的影响因素^[3,5-11]除部件特性、起动转速、起动供油规律、控制系统等自身因素外,飞行状态、引气和功率分出模拟的逼真程度也成为关键的影响因素。惯性起动试验过程中,由于发动机空气流量急剧变化,导致进排气模拟压力存在明显波动,从而使得试验飞行状态计算比较困难。国内虽然也有一些文

献对发动机起动特性进行仿真研究^[11-15],但对高空台试验因素的影响考虑不多甚至未考虑。

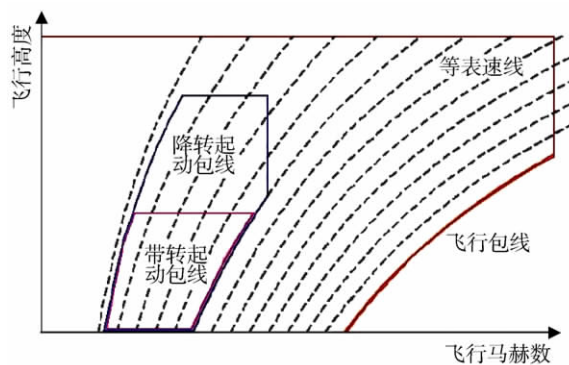


图1 飞行包线和发动机空中起动包线

Fig. 1 Typical flight envelope and airstart envelope

本文给出了高空台惯性起动试验的主要影响因素,分析了进排气压力模拟偏差对惯性起动性能的影响,比较了不同计算方法获得的飞行状态及其差异,并在此基础上提出了高空台惯性起动试验结果的评估方法。

1 高空台试验设备

高空台由供气系统、高空舱和抽气系统等组成,如图2所示。供气系统为发动机进口提供总温、总压满足试验要求的空气;排气系统抽吸发动机喷管排出的燃气和高空舱内次流空气,并控制高空舱压力满足发动机排气环境要求;被试发动机安装在高空舱内推力测量台架(动架)上,进口通过带密封装置的进气流量管与设备的供气系统相连。

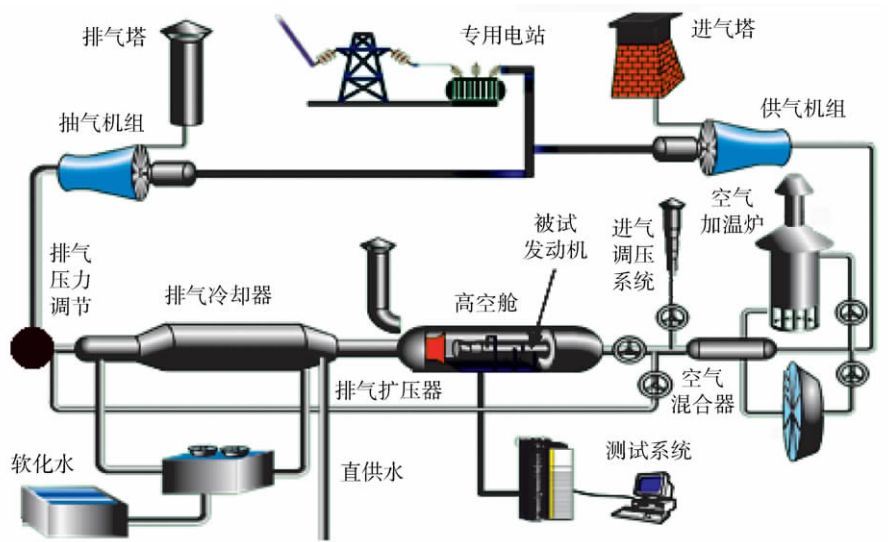


图2 高空台试验设备简图

Fig. 2 Sketch map of ATF

发动机引气由引气装置模拟,引气装置由引气管、引气阀、当量喷嘴组成。引气管与发动机引气口相连,当量喷嘴直径大小由地面试验调定。试验需要引气时,将开关置于开位置。

发动机功率分出用电机或液压加载系统从发动机齿轮箱输出轴提取功率加以模拟,并通过地面试验调试和验证。空中起动试验时,在停车前的规定状态进行设定,起动过程中功率分出值通常保持不变。

2 高空台惯性起动试验影响因素

发动机惯性起动需经历 4 个阶段:

- 1) 发动机在给定的稳态节流状态(慢车或慢车以上)停车降转至目标核心机转速。
- 2) 推油门杆开始起动程序。
- 3) 燃烧室点火。
- 4) 核心机转速反转,发动机加速到目标功率状态(慢车或慢车以上)。

由发动机工作特性分析,影响惯性起动性能的因素有很多。与试验手段无关的包括发动机几何结构及其调节规律、发动机共同工作线、燃烧室等部件的性能、供油规律、燃油类型和温度、发动机飞行状态、引气量和引气位置、功率分出值、控制系统容差、发动机个体差异等^[1-3,5-11]。飞行试验中,影响因素还包括发动机安装、发动机配置(单发还是多发)、飞行攻角、发动机进气畸变等^[2]。

高空台上,发动机引气量由当量喷嘴直径决定,功率分出通常设定为给定值,不模拟其随时间

的变化关系,故引气和功率分出存在或多或少的模拟偏差。此外,发动机惯性起动试验时,飞行表速不能直接模拟,而是通过调节发动机进口总温、总压和排气环境压力来间接模拟,且进口压力和排气环境压力是各自独立调节的。惯性起动过程中,高空台设备阀门自动调节以保持设定的试验条件,故只有当发动机进口压力和高度环境压力均回到设定值后,飞行表速才是所期望的。由于惯性起动拉停速度快且推杆的目标转速很高,在此过程中发动机空气流量等参数变化很快,空气流量的突然减小和增加都会引起发动机进口压力的快速变化,而阀门机构执行需要一定的时间,从而导致试验时的惯性起动过程偏离了飞行中的实际工况。因此,发动机在高空台进行试验时,引气、功率分出和飞行状态模拟的逼真程度也成为惯性起动性能的重要影响因素。

3 试验结果与分析

3.1 惯性起动试验参数变化特点

在高空台上,某型大流量涡扇发动机分别在飞行包线中飞行高度为 $H=5, 8, 10$ km 的左边界上进行了惯性起动,目标飞行表速分别为 V_b, V_{b1}, V_{b2} ($V_{b2}/V_{b1}=1.3$)。不同飞行高度下,主要结果数据见表 1,发动机进口总压 p_{t1} 、高空舱环境压力 p_{sch} 和飞行表速 V_b 在起动过程中的典型变化见图 3, $H=8$ km 的 5 次惯性起动飞行表速典型变化如图 4 所示,其中第 5 次推杆后调节阀实施了点开。

表 1 惯性起动主要数据

Table 1 Main results of spooldown airstarts

序号	停车时		推杆时				点火时				反转时				失速时			
	t/s	$\frac{V_b}{V_{b1}}$	$n_2/\%$	H/km	$\frac{V_b}{V_{b1}}$	t_i/s	$n_2/\%$	H/km	$\frac{V_b}{V_{b1}}$	t_r/s	$n_2/\%$	H/km	$\frac{V_b}{V_{b1}}$	t_s/s	$n_2/\%$	H/km	$\frac{V_b}{V_{b1}}$	
1	8.4	0.96	62.7	7.89	1.068	0.83	60.8	7.94	1.072	1.53	60.4	7.94	1.062					
2	失败	0.96	64.8	7.87	1.051	0.76	62.6	7.92	1.052	1.49	62.3	7.93	1.050	2.36	64.8	7.95	1.022	
3	失败	0.97	64.1	7.88	1.048	0.42	63.0	7.90	1.035	1.27	62.1	7.93	1.020	2.33	64.6	7.93	1.017	
4	失败	0.99	63.2	7.90	1.050	0.70	61.2	7.94	1.037					0.77	61.2	7.91	1.031	
5	8.8	1.00	63.4	7.95	1.086	0.74	61.7	8.01	1.068	1.53	60.8	8.05	1.077					
6	6.3	1.26	64.3	9.91	1.324	0.63	63.5	9.97	1.317	1.06	62.8	10.0	1.312					
7	9.4	0.99	63.5	5.13	1.132	0.69	60.7	5.22	1.120	1.34	60.1	5.25	1.117					

注: t 为起动时间; t_i 为起动到点着火的时间; t_r 为起动到转速反转的时间; t_s 为起动到失速的时间。

由图3、图4和表1结果可知,惯性起动过程的参数变化特点为:

1) p_{t1} 和 p_{sch} 均表现为先增加后逐渐减小的趋势, p_{sch} 变化幅值相对较小。

2) V_b 出现大幅度波动,表现为先急剧增加随后逐渐减小,经幅度减小的1次~3次波动后回到设定值。

3) V_b 的变化范围随高度增加有变小的趋势,随 $H=5, 8, 10$ km 的最大变化可达到约 100, 70, 40 km/h。

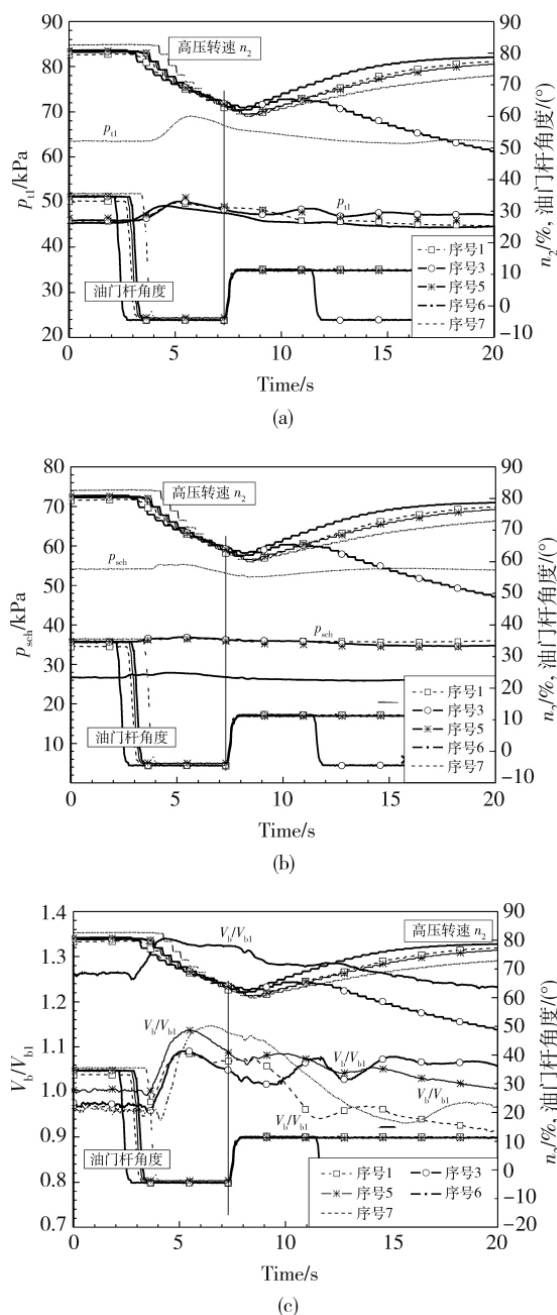


图3 起动过程中 p_{t1} , p_{sch} , V_b/V_{b1} 变化

Fig. 3 Changes of p_{t1} , p_{sch} and V_b/V_{b1} during spooldown airstart process

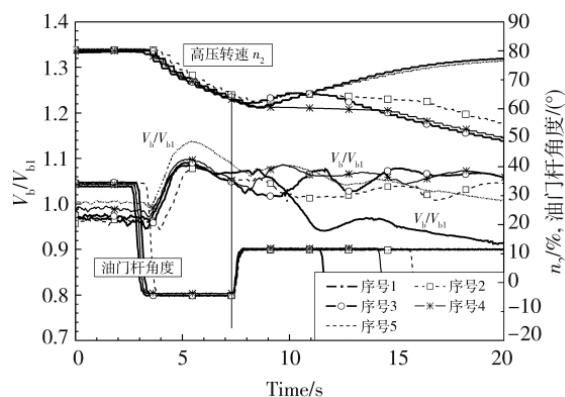


图4 $H=8$ km 起动过程中 V_b/V_{b1} 变化

Fig. 4 Changes of V_b/V_{b1} during $H=8$ km spooldown airstart process

4) 推杆起动开始、点火和转速反转点基本均处于飞行表速激增后的逐渐回落区内,此时飞行表速大于目标值。

5) $H=8$ km 失速时 n_2 小于 65%,失速距推杆和点着火的时间分别小于 2.5, 2.0 s。

6) $H=8$ km 失速发生在着火后最低飞行表速处,或在最低表速处维持很短时间后。

7) 序号 1, 2, 3, 6 四个试验状态,发动机停车时表速较目标值低 15~20 km/h。

3.2 试验结果分析

在惯性起动过程中,发动机进口总压变化之所以呈现出先增加后逐渐减小的趋势,是因为:起动前快速拉停时,发动机所需空气流量急剧减少,进气压力调节阀来不及关小,使得调节阀后到发动机进口的空气逐渐增加,压力也随之增加;约 2 s 后进气压力调节阀逐渐关小,压力向目标值逼近;点火成功后,转速反转后的加速过程,发动机所需空气流量逐渐增加,压力又有降低的趋势,但此时空气流量变化较降转时慢,故变化不如惯性降转时明显。高空舱环境压力的小幅度波动与发动机起动过程中引射能力和空气流量变化有关。

发动机进口总压和高空舱环境压力变化导致模拟的飞行表速也产生大幅度的变化。高度越低,惯性起动中发动机空气流量变化幅值越大,表速的波动也越大(如图3所示),故按照不同时间段内的数据来计算的平均值出现较大差异。选择 3 种计算起点(推杆时、着火时、反转时),每增加 0.5 s 进行一次平均计算, $H=5, 8, 10$ km 具有代表性的惯性起动试验模拟飞行高度和飞行表速的平均值如图5所示。图中标示上带短竖线的结果

为从推杆开始到转速上升至稳态慢车转速 95% 区间内的平均值, $H=8$ km 起动失败的两次只计算到失速点。

图 5 结果表明,在惯性起动过程中:

- 1) 计算飞行高度变化不明显, $H=8$ km 高度试验时,最大的变化范围仅 0.2 km。
- 2) 起点越晚,计算飞行表速越低,相邻起点飞行表速差异约为 3~10 km/h。
- 3) 时间区间越宽,计算飞行表速越低,以推杆为起点以后 10 s 时间内的平均值,在 $H=5, 8, 10$ km 时降低约 70, 50, 25 km/h。
- 4) 失速点的计算飞行表速最低。
- 5) 推杆后的前 3 s 内的计算飞行表速绝大部分大于目标转速。
- 6) $H=8$ km 试验结果说明,起动成功与否取决于推杆后的前 3 s 内飞行状态,转速反转加速到 65% 以上表速的变化对起动成功与否的影响明显减小。
- 7) $H=8$ km 第 5 次起动试验结果说明,推杆后对阀门采取适当的手动控制,可减小计算方法的影响,飞行表速的变化范围从第 1 次起动试验的约 40 km/h 降低到约 15 km/h。

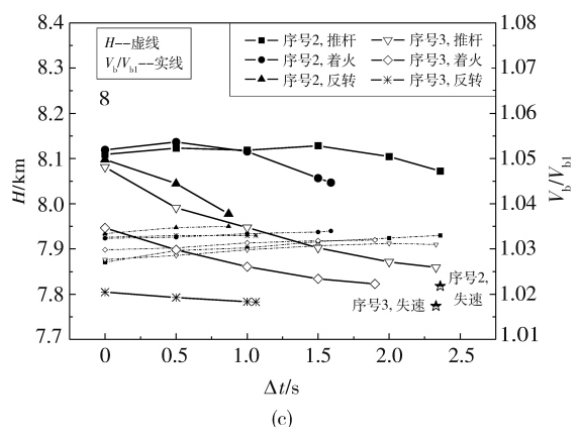
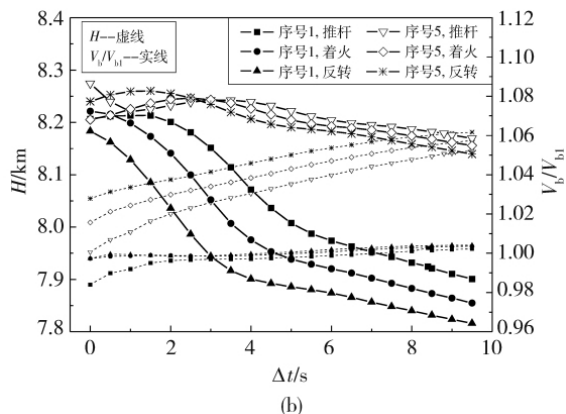
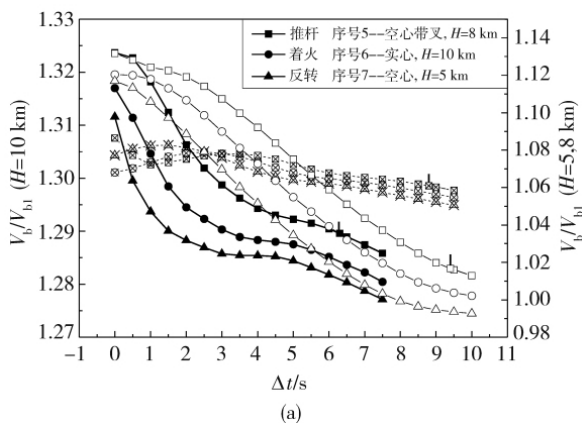


图 5 高空台惯性起动试验的 H, V_b 计算结果

Fig. 5 Calculated flight high and equivalent airspeed of spool-down airstart test in ATF

由此可见,对于试验发动机,其成功的各次惯性起动,以推杆时刻为起点,计算前 3 s 时间内的平均值得到的飞行状态,因为其结果相对偏高,故给定的左边界能确保发动机起动成功。点着火后失速的两次起动,因为以反转(尚未反转以点着火)开始计算的平均值相对是最低的,其给定的飞行状态失败的几率应是最大的。对于不同的发动机,平均值的时间长度应根据发动机工作特性(比如起动过程中容易失速的转速点)进行适当的增加和减少,以保证计算值高于最高的失速转速;另外,不同发动机按此方法给定的左边界的保守程度也有所不同。同时还应注意到,起动过程中对发动机进气压力调节阀采取适当的调节控制,可减小飞行表速的波动,从而提高给定的起动包线的准确性;针对飞行表速平均值大于目标值的问题,试验时可根据发动机特性和设备特点对飞行表速的增量进行预估,停车前适当降低模拟的飞行表速,推杆后再按照目标值所需的压力控制。

4 结 论

综合本文的研究结果,可得到如下结论:

- 1) 发动机高空台惯性起动过程中,飞行表速存在较大波动,且随高度降低而增加,随 $H=5, 8, 10$ km 的最大变化可达到约 100, 70, 40 km/h。
- 2) 起动过程中飞行表速变化导致不同计算方法获得的试验结果存在差异,以推杆为起点以后 10 s 时间内的平均值,在 $H=5, 8, 10$ km 时降低约 70, 50, 25 km/h。
- 3) 对于成功的各次惯性起动,可采取以推杆时刻为起点 3 s (对不同发动机可适当增减) 内的平均值给定试验飞行状态,该方法获得的左边界

偏保守。

4) 点着火后失速的惯性起动,可采取以反转(尚未反转以点着火)为起点到失速时的平均值给定试验飞行状态,同时应给出失速时的飞行状态。

5) 在进气压力自动控制条件,惯性起动前降低模拟飞行表速 15~20 km/h,可以提高飞行状态的模拟逼真程度。

6) 惯性起动过程中,适当调节进气压力阀门可以减小起动过程中的飞行表速波动,在 $H=8$ km 高空起动试验中采取点开措施后,飞行表速的变化范围从 40 km/h 左右降至 15 km/h 左右。

参考文献:

- [1] Casey W, Malloy D, Arnold S, et al. A method to compare turbine engine airstart times[R]. ASME Paper GT2007-27036, 2007.
- [2] 张绍基, 邴连喜. 一项扩大涡扇发动机空中起动包线的有效措施: 浅论航空发动机起动机辅助空中起动[J]. 航空发动机, 2009, 35(2): 1-4.
ZHANG Shaoji, BING Lianxi. An effective measure of enlargement airstart envelop for turbofan engine: summary of airstart for aeroengine starter[J]. Aeroengine, 2009, 35(2): 1-4. (in Chinese)
- [3] Davis J B, Pollak R R. Criteria for optimizing starting cycles for high performance fighter engine[R]. AIAA-83-1127, 1983.
- [4] 杜鹤龄. 航空发动机高空模拟[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- [5] Patterson G, Cross M. Ground test simulation fidelity of turbine engine airstarts[R]. AIAA-93-2173, 1993.
- [6] Cho T K, Burcham F W. Preliminary flight evaluation of F100 engine model derivative airstart capability in an F-15 airplane[R]. NASA-TM-86031, 1984.
- [7] 田金虎, 马前容, 刘志友, 等. 某型发动机起动试验点火特性分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2005, 18(4): 34-36.
TIAN Jinhu, MA Qianrong, LIU Zhiyou, et al. Start ignition characteristic analysis of a turbofan engine test[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2005, 18(4): 34-36. (in Chinese)
- [8] 马燕荣, 马明明. 某型发动机空中起动故障分析[J]. 航空发动机, 2010, 36(6): 28-31.
MA Yanrong, MA Mingming. Failure analysis of an aero-engine airstart[J]. Aeroengine, 2010, 36(6): 28-31. (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[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(5): 1163-1168. (in Chinese)
- [10] 马燕荣, 王小峰, 马明明, 等. 某型燃气涡轮起动机空中起动调整试验[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2009, 22(1): 13-15.
MA Yanrong, WANG Xiaofeng, MA Mingming, et al. Adjustment test on a gas turbine starter in altitude starting[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2009, 22(1): 13-15. (in Chinese)
- [11] 朴英. 燃气涡轮发动机起动特性分析[J]. 航空动力学报, 2003, 18(6): 778-782.
PIAO Ying. An analysis of the starting characteristics of aeroengine[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(6): 778-782. (in Chinese)
- [12] 周文祥, 黄金泉. 涡扇发动机高空起动模型研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(8): 1384-1390.
ZHOU Wenxiang, HUANG Jinquan. Research on the start-up model of turbofan engine at high altitude[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(8): 1384-1390. (in Chinese)
- [13] 吴虎, 冯维林. 某型发动机起动过程数值模拟[J]. 航空动力学报, 2007, 22(12): 2069-2072.
WU Hu, FENG Weilin. Numerical simulation of the start-up process of augmented turbofan engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(12): 2069-2072. (in Chinese)
- [14] 尉询楷, 李应红. 航空发动机约简遗传规划起动非线性动态模型[J]. 航空动力学报, 2006, 21(4): 760-766.
WEI Xunkai, LI Yinghong. Aeroengine nonlinear dynamic starting model based on parsimonious genetic programming[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(4): 760-766. (in Chinese)
- [15] 苏伟生, 孙健国, 程蓝, 等. 基于扭矩特性的航空发动机起动系统数学模型[J]. 航空动力学报, 2005, 20(3): 500-503.
SU Weisheng, SUN Jianguo, CHENG Lan, et al. Study on mathematic model of aeroengine starting systems based on moment characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3): 500-503. (in Chinese)