

基于转速变化率控制的涡扇发动机 地面起动试验研究

申世才, 郝晓乐

(中国飞行试验研究院 发动机所, 西安 710089)

摘要: 首先介绍了转速变化率起动方案, 然后介绍了试验对象、测量方案、试验内容及数据处理, 最后对采用转速变化率控制的涡扇发动机地面起动进行了试验研究。结果表明: 起动过程转子转速上升平稳, 排气温度较为理想, 起动机脱开和功率提取对转速变化率影响较大; 起动成功率高, 且起动时间和排气温度有较大的裕度, 起动性能可进一步提升; 热态起动前若发动机通道内余温较高, 可能导致起动失败。

关键词: 涡扇发动机; 起动控制规律; 转速变化率; 起动性能; 排气温度; 热悬挂; 通道余温

中图分类号: V235.1 文献标识码: A 文章编号: 1672-2620 (2015) 04-0011-04

Experiment investigation of a turbofan engine ground start based on the control laws of rotor speed variation

SHEN Shi-cai, HAO Xiao-le

(Engine Department of Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: The closed cycle start control laws of rotor speed variation were introduced. Then the test object, measurement scheme, test plan and data processing were recommended. Finally, a turbofan engine start test was investigated with the control laws of rotor speed variation. The results indicate that the rotor speed rise smoothly, and the exhaust temperature is ideal. The engine starter cut-out and power extraction impact is evident to the rotor speed variation. The rate of successful start is high, and the starting time and exhaust temperature after turbo have lots of margin that the start performance can be improved further. However, the high temperature in the engine flow passage may lead to start failure.

Key words: turbofan engine; start control law; rotate speed variation; start performance; exhaust temperature; hot hang-up; temperature in flow passage

1 引言

航空发动机的起动过程是一个复杂的过渡态, 不同的大气温度、发动机冷、热态等因素均影响起动性能, 而起动性能直接影响发动机的使用特性。GJB 243A-2004《航空燃气涡轮动力装置飞行试验要求》明确规定, 发动机的地面起动应迅速可靠。因此, 发动机起动性能一直是设计者和试验方非常重视的研究课题。

设计合理的起动供油控制规律对发动机起动性能至关重要^[1-4]。目前, 以油气比作为控制变量的起动供油控制规律为涡扇发动机普遍采用, 其中以

AL-31Φ系列发动机为典型代表。油气比起动控制规律对涡轮前燃气温度提供了一种很好的控制作用, 且具有自动消除喘振的特性^[5]。但正是这种特性, 使得油气比起动供油控制规律依赖于燃油流量的控制精度。由于起动过程的供油量小且难以精确计量和控制, 导致起动过程中燃气温度超温、压缩系统喘振的可能性增加, 从而影响发动机起动可靠性^[6]。相比之下, 基于转速变化率控制的起动供油控制规律, 对燃油流量的控制精度不敏感, 且不受发动机制造差异、老化和性能退化的影响^[5-6]。文献[7]基于全权限数字式发动机控制系统, 提出了一种转速速率闭环的涡轴发动机起动过程燃油调节方式, 可

收稿日期: 2014-10-28; 修回日期: 2015-07-24

作者简介: 申世才(1983-), 男, 山东成武人, 工程师, 硕士, 主要从事航空发动机性能特性研究。

(C)1994-2020 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. <http://www.cnki.net>

提高起动成功率。但迄今为止,转速变化率闭环的起动供油控制规律,在涡扇发动机地面起动中的应用少见公开文献提及。本文基于某型涡扇发动机,对采用转速变化率控制的发动机地面起动进行了试验研究。

2 转速变化率起动

以涡扇发动机地面起动为例,起动过程可分为三个阶段^[8-9]。第一阶段,燃气涡轮起动机带转子至发动机点火成功,该阶段单纯靠起动机带转,有:

$$N_{CT} - \frac{N_C}{\eta_m} = \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 \cdot J \cdot n \cdot \frac{dn}{dt}$$

(1)

式中: N_{CT} 为起动机功率, N_C 为压气机功率, η_m 为转子效率, n 为转子转速, J 为转子转动惯量。

第二阶段,发动机点火成功进入转速变化率控制至起动机脱开,有:

$$N_{CT} + N_T - \frac{N_C}{\eta_m} = \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 \cdot J \cdot n \cdot \frac{dn}{dt}$$

(2)

$$\frac{dn}{dt} = \left(N_{CT} + N_T - \frac{N_C}{\eta_m}\right) / \left(\left(\frac{\pi}{30}\right)^2 \cdot J \cdot n\right)$$

(3)

式中: N_T 为涡轮功率。该阶段转子转速变化率,由起动机功率和涡轮功率减去压气机功率后的剩余功率确定。

第三阶段,起动机脱开至慢车转速,有:

$$N_T - \frac{N_C}{\eta_m} = \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 \cdot J \cdot n \cdot \frac{dn}{dt}$$

(4)

$$\frac{dn}{dt} = \left(N_T - \frac{N_C}{\eta_m}\right) / \left(\left(\frac{\pi}{30}\right)^2 \cdot J \cdot n\right)$$

(5)

该阶段转子转速变化率由涡轮剩余功率确定。实际上,对于需要卸载的起动过程,上述三个阶段为简化的经验模型,且未考虑各种摩擦所消耗的功率、飞机引气和飞机附件的功率提取(交流发电机、直流发电机及液压泵等)。若考虑这些因素对起动的影响,上述公式中要相应地减去这些功率。

由以上分析可知,转子转速变化率由起动机、涡轮、压气机的功率及功率提取等共同确定。转子转速变化率起动控制如图1所示,采集发动机高压转子转速等输入参数,给定高压转子转速变化率的计划值。采集发动机转速等输入参数,给定转速变化率的计划值。若转子变化率未达到计划值,则增加燃烧室供油量,直至转子变化率达到计划值;若转子变化率超过计划值,则减少主燃烧室供油量,直至转子变化率减小至计划值。因此,转速变化率起动供油控制规律,减弱了对燃油流量控制精准的需求。

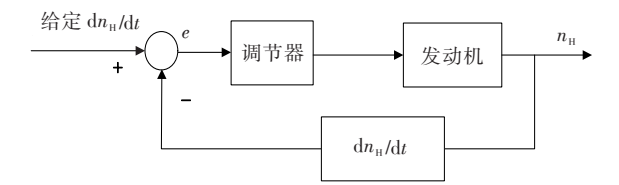


图1 转速变化率起动控制框图

Fig.1 Start control laws with rotor speed variation

同时,针对发动机起动过程的复杂性和多影响因素,还应补充制定发动机悬挂、喘振、排气温度等限制计划,保证发动机起动成功率。

3 试验对象、测量方案及试验内容

3.1 试验对象

被试发动机为加力式涡扇发动机,其增压系统由风扇、高压压气机组成,燃烧室为短环形燃烧室,控制系统为全权限数字电子控制系统。地面起动采用转速变化率起动控制方案。发动机地面起动先由电起动机带转燃气涡轮起动机,再由燃气涡轮起动机带转发动机至一定转速,发动机喷油、补氧和点火,按预定逻辑时序执行起动程序。

3.2 测量方案

采用KAM500采集器采集测量参数,测取的起动过程相关的发动机及起动机参数,见表1所示,测量点分布如图2所示。

3.3 试验内容及数据处理

在不同大气温度条件下进行冷态、热态起动试验。分别以标准大气条件下地面起动的最大允许时间和最大允许排气温度为标准值,进行无量纲处理,得到相对起动时间 \bar{t} 和相对排气温度 \bar{T}_6 。

高压转子转速和低压转子转速相对于发动机进口总温换算,分别得到高压转子换算转速 n_{Hcor} 和低压转子换算转速 n_{Lcor} 。

表1 测试参数
Table 1 Test parameters

参数名称	参数符号	测量精度
油门杆角度	ϕ	$\pm 0.5\%$
高压转子转速	n_H	$\pm 0.2\%$
低压转子转速	n_L	$\pm 0.2\%$
发动机进口总温	T_2	$\pm 7^\circ\text{C}$
发动机排气温度	T_6	$\pm 10^\circ\text{C}$
高压压气机进口总温	T_{25}	$\pm 7^\circ\text{C}$
高压压气机后压力	p_{31}	$\pm 0.5\%$
燃油总管压力	p_f	$\pm 0.5\%$
起动机转速	n_{TC}	$\pm 0.2\%$

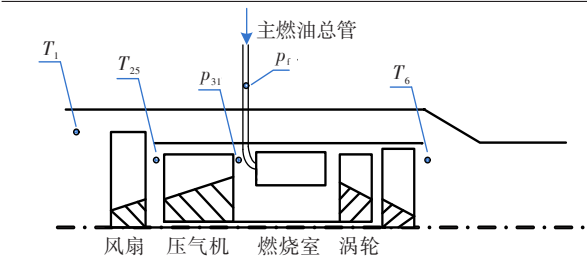


图2 主要测试参数测量点示意图

Fig.2 Sketch map of measuring points

压转子换算转速 n_{Lcor} 。

$$n_{\text{cor}} = n \cdot \sqrt{\frac{288.15}{273.15 + T_1}}$$

(6)

4 试验结果

4.1 起动过程分析

转速变化率地面起动过程典型参数时间历程如图3所示。由图中可知,起动的第一阶段(0~0.30相对起动时间):由起动机带转高、低压转速上升。

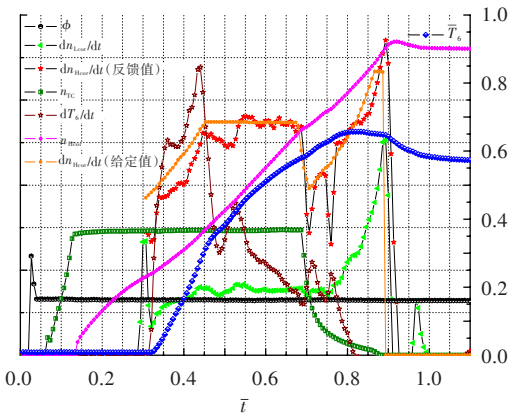


图3 转速变化率起动过程典型参数时间历程

Fig.3 Representative parameters in the start process with rotor speed variation

起动的第二阶段(0.30~0.68相对起动时间):发动机点火成功后,相对排气温度迅速上升,转子转速变化率迅速增加,转子转速变化率反馈值逐渐接近控制计划给定值;0.44~0.48相对起动时间内,转子转速变化率和相对排气温度变化率达到一个峰值后开始逐渐降低,转子转速变化率反馈值逐渐偏离控制计划给定值,0.48相对起动时间相对排气温度变化率转为上升趋势,说明为保证转子转速变化率与控制计划的符合性,燃烧室供油速率增加;0.53相对起动时间,转子转速变化率开始保持在稳定状态,相对排气温度变化率转为下降趋势,转子转速变化率反馈值沿控制计划给定值小范围波动,反馈值与给

定值基本保持一致,相对排气温度变化率继续降低。

起动的第三阶段(0.68~0.89相对起动时间):0.68相对起动时间起动机脱开时,转子转速变化率反馈值和控制计划给定值迅速降低后转为上升趋势;0.75相对起动时间开始功率提取(飞机提取功率)时,转子转速变化率反馈值迅速降低,偏离控制计划给定值;0.68~0.75相对起动时间内,相对排气温度变化率相应地出现突升现象,说明由于起动机脱开和功率提取剩余功率不足,必须增加涡轮功率;0.77相对起动时间后,转子转速变化率快速增加,相对排气温度达峰值后开始逐渐降低,至0.89相对起动时间起动成功。

整个起动过程,转子转速变化率反馈值与控制计划给定值符合性较好,转子转速上升平稳,排气温度较为理想。

4.2 起动性能

共计进行了100多次地面起动试验,除地面热态起动时曾出现1次热悬挂而导致起动失败外,其余起动全部成功,起动成功率大于99%。相对起动时间和起动过程的相对排气温度峰值统计见图4、图5,图中 T_b 为大气温度。可见,相对起动时间在0.73~0.91之间,且随着大气温度的增加逐渐增加;起动过程相对排气温度的峰值在0.59~0.79之间,且随着大气温度的增加逐渐增加。因此,起动时间和排气温度存在较大裕度,起动性能还有潜力可挖。

4.3 存在问题

地面热态起动出现热悬挂时起动过程典型参数变化如图6所示。可见,起动的第二阶段发动机点火成功后,转子转速变化率反馈值开始增加,但随后约0.1相对起动时间即开始转入降低趋势,偏离控制计划给定值,出现热悬挂现象,最终排气温度超温,收油门杆停车。

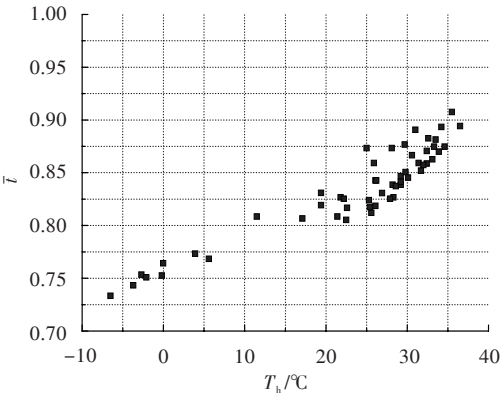


图4 相对起动时间随大气温度的变化关系

Fig.4 Relationship of start time and atmospheric temperature

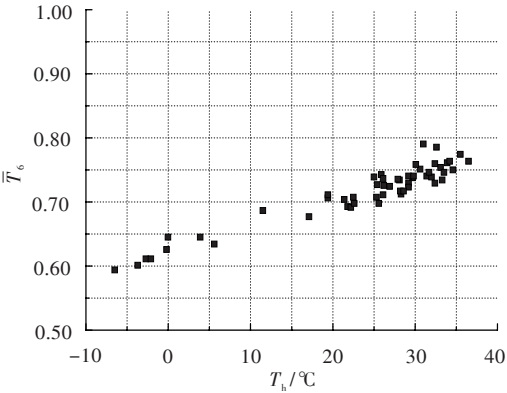


图5 相对排气温度峰值随大气温度的变化关系
Fig.5 Relationship of maximal exhaust temperature in the start process and atmospheric temperature

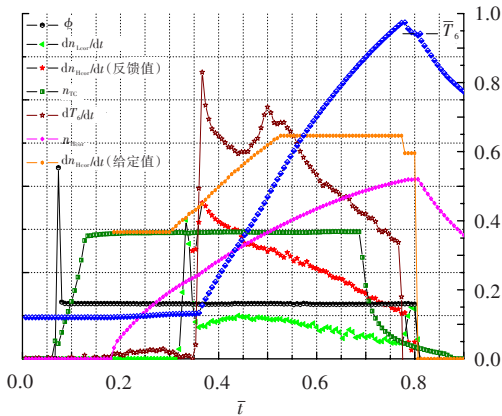


图6 起动热悬挂停车典型参数历程曲线
Fig.6 Representative parameters in failed start process due to hot hang-up

对比相同进气条件下热态起动成功的试验数据(图7)可知,起动失败的试验在点火供油之后,高压压气机后压力相对偏低,逐渐偏离正常趋势,说明在

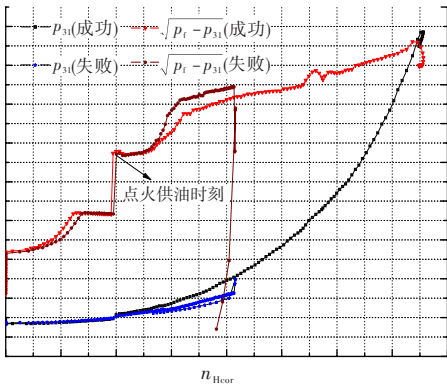


图7 起动过程供油量和高压压气机后压力随高压换算转速的变化
Fig.7 The changes of fuel and pressure after high pressure compressor with corrected compressor speed in start process

点火成功后即第二阶段初期压气机就出现了失速,从而导致燃烧室供油量增加,涡轮后排气温度急剧上升,高、低压转速上升缓慢,出现热悬挂现象。根据试验数据分析,起动失败的试验起动机工作正常,而起动点火前涡轮后排气温度和高压压气机进口温度,分别高出14℃和12℃,这说明发动机通道内余温相对较高,从而点火成功后引起压气机失速。

5 结论

- (1) 起动过程,转子转速变化率反馈值和控制计划给定值符合性较好,转子转速上升平稳,排气温度较为理想,起动机脱开和功率提取对转速变化率影响较大。
- (2) 起动成功率高,且起动时间和排气温度有较大的裕度,起动性能可进一步提升。
- (3) 热态起动前若发动机通道内余温较高,可能导致起动失败。
- (4) 针对发动机通道内余温较高时可能导致起动失败的问题,加入表征发动机通道内温度的参数(如高压压气机进口温度等)进行修正,应能改善起动情况,需开展进一步的试验研究。

参考文献:

[1] 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.

[2] 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.

[3] Dadd G J, Chan K K. Gas turbine Mach number control with simplified fuel system[R]. ASME 2000-GT-0044, 2000.

[4] 张绍基,邴连喜. 涡扇发动机起动和加速规律的试验研究[C]//. 中国航空学会第六届动力年会论文集. 南京:南京航空航天大学, 2006.

[5] Jaw L C, Mattingly J D. Aircraft engine controls: design, system analysis, and health monitoring[M]. AIAA, 2009.

[6] 阎 魏,孙志岩,梁彩云,等. 基于转速上升率闭环控制的涡扇发动机地面起动供油规律设计研究[J]. 科学技术与工程, 2013, 21(13): 6339—6342.

[7] 李胜泉,杨征山,张基钢,等. 转速速率闭环的涡轴发动机起动过程自适应控制[J]. 南京航空航天大学学报, 2007, 39(3): 302—306.

[8] 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.

[9] 马明明,马燕荣,王小峰,等. 某型涡扇发动机地面起动试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2008, 21(3): 40—42.