

涡扇发动机高空小表速加力接通试验研究

申世才 郝晓乐 贾一哲

(中国飞行试验研究院 发动机所 陕西 西安 710089)

摘要: 以涡扇发动机加力接通过程为研究对象,开展了高空小表速区域加力接通试验。通过分析发动机试验数据,得出加力未接通的主要原因:在点火区混合油气压力(通过涡轮后压力表征)较低的情况下,点火区混合油气不能可靠点燃。基于以上原因,采取了延迟发出加力点火指令的改进措施,在较高的涡轮后压力下实现加力点火。试验结果表明,改进措施可以提高高空小表速区域加力接通的成功率,该结果对其他涡扇发动机的加力接通设计具有一定的借鉴意义。

关键词: 高空小表速; 涡扇发动机; 加力点火指令; 涡轮后压力

中图分类号: V235.13

文献标识码: B

doi: 10.3969/j.issn.1674-3407.2015.04.012

Experimental Study on Afterburner Light-on Process with Small Airspeed at High Altitude for a Turbofan Engine

Shen Shicai, Hao Xiaole, Jia Yizhe

(Engine Flight Test Technology Institute of Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, Shanxi, China)

Abstract: A turbofan engine is chosen for the test of the afterburner light-on process with small airspeed at high altitude in this study. The main reason leading to the failure of afterburning process and corresponding solutions are investigated. By analyzing the test data, it is found that the fuel-air mixture cannot be ignited reliably in the afterburner ignition zone under the low pressure condition (represented by the pressure after turbine). For this reason, delaying the igniting command and igniting under higher pressure are implemented. The results show dramatic improvement and are believed to be helpful for other turbofan engine design procedure.

Keywords: mall airspeed at high altitude; turbofan engine; afterburner igniting command; pressure after turbine

1 引言

现代超音速战斗机宽广的飞行包线对加力的可靠接通提出了苛刻的要求。加力燃烧室压力、加力供油与喷管面积的匹配等诸多因素影响加力的可靠接通^[1-3]。尤其在高空小表速区域(飞行包线左上角区域)非加力状态加力燃烧室压力、含氧量显著降低,燃烧性能急剧恶化,加力接通更加困难。因此,高空小表速区域的加力接通一直是设计者和试

验方非常重视的研究课题。

美国普惠公司 F100 发动机在早期试飞中,由于喷管喉道控制、快速填充和供油顺序等存在问题,导致在高空小表速加力接通过程中出现发动机失速和组织加力燃烧困难、加力燃烧室熄火等问题。装备美国空军后,频繁发生停滞性失速,严重影响了 F-15、F-16 飞机的作战使用^[4]。

针对 F100 发动机加力接通过程失速问题,美国普惠公司采取了减小喷管控制器增益、更换具有更好阻尼特性的快速填充传感器等措施,解决了失速

[收稿日期] 2015-09-28

[作者简介] 申世才(1983—),男,汉族,山东成武人,工程师,硕士,主要从事航空发动机性能研究。

问题,并针对加力熄火问题采取了提高点火时风扇转子转速的措施,扩展了高空小表速区域发动机的加力接通边界^[4]。

国内高校及研究院所也针对发动机加力接通过程开展了大量的研究,但主要以数值模拟和地面台架试验为主^[5-11],针对高空小表速区域发动机加力接通的试验研究相对较少。

本文以涡扇发动机加力接通过程为研究对象,开展了高空小表速加力接通试验,分析了加力未接通的原因,并对延迟发出加力点火指令的改进措施进行了试验验证。

2 加力接通控制

常规带加力的涡扇发动机通常采用开环控制的分区供油技术^[12-13]和闭环控制的喷口喉部面积调节^[14-15]相结合的控制方法。

加力燃油开环控制^[12]:

$$W_f = f(\Phi, P_{31}, T_1)$$

即加力燃烧室供油量 W_f 根据油门杆角度 Φ 、进气总温 T_1 和高压压气机后压力 P_{31} 计算得到。

图1所示为AL-31Φ发动机分区供油结构图。

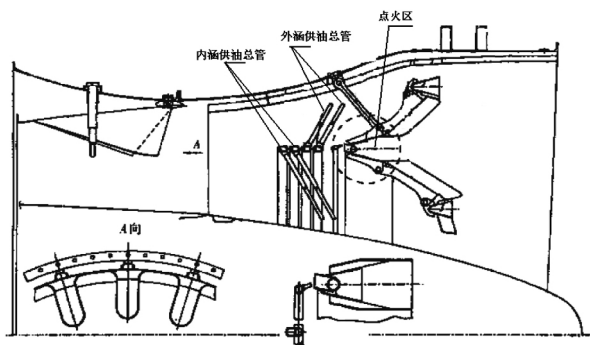


图1 AL-31Φ发动机加力燃烧室分区供油

发动机由加力1区至加力5区的加力燃油总管分别向加力点火区(加力1区燃油总管供油)、加力内涵(加力2区和3区燃油总管供油)、加力外涵供给燃油(加力4区和5区燃油总管供油),实现加力分阶段供油。

喷管面积 A_8 调节采用涡轮落压比 π_t 闭环调节方式。同时,在喷管闭环控制的基础上叠加了开环控制,根据油门杆角度 Φ 、发动机进口总温 T_1 对喷管进行调节,加力接通过程保证喷管面积不小于喷管开环调节计划值,如图2所示。

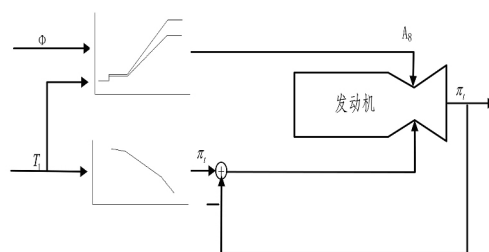


图2 喷管面积调节示意图

3 加力未接通现象及原因分析

分别以发动机设计状态转速、推油门杆至加力灯亮的时间、试验点发动机稳态时的涡轮后总压和加力各区供油压力为标准值,进行无量纲处理,得到高压转子相对转速 $\overline{n_H}$ 、风扇转子相对转速 $\overline{n_L}$ 、相对时间 \overline{t} 、涡轮后相对压力 $\overline{P_6}$ 和加力各区相对供油压力 $\overline{P_{f1}} \sim \overline{P_{f5}}$ 。

高空小表速区域,1号发动机油门杆从慢车位置推至全加力位置加力未接通过程典型参数时间历程曲线如图3所示。

由图3可知,在0.05相对时间,油门杆从慢车位置推至全加力位置,在0.183相对时间,加力1区供油总管供油压力开始上升,同时发出点火指令,此时发动机高压转子相对转速为0.891,风扇转子相对转速为0.763,涡轮后相对压力为0.559。在0.600相对时间,加力灯亮,此时高压转子相对转速为0.928,风扇转子相对转速为0.894,涡轮后相对压力为0.894。之后,加力2区相对供油压力上升,喷管面积开始放大,涡轮后压力开始持续降低,涡轮落压比开始偏离控制计划,加力灯闪烁,加力接通失败。

同型2号发动机(仅慢车状态供油量相对偏低)在同一试验点油门杆从慢车位置推至全加力位置加力接通过程典型参数时间历程曲线如图4所示。

由图4可知,在0.233相对时间,油门杆从慢车位置推至全加力位置,在1.283相对时间,加力1区供油总管供油压力开始上升。在1.333相对时间,发出点火指令,此时发动机高压转子相对转速为0.914,风扇转子相对转速为0.912,涡轮后相对压力为0.909。在1.375相对时间,加力灯亮,此时高压转子相对转速为0.914,风扇转子相对转速为

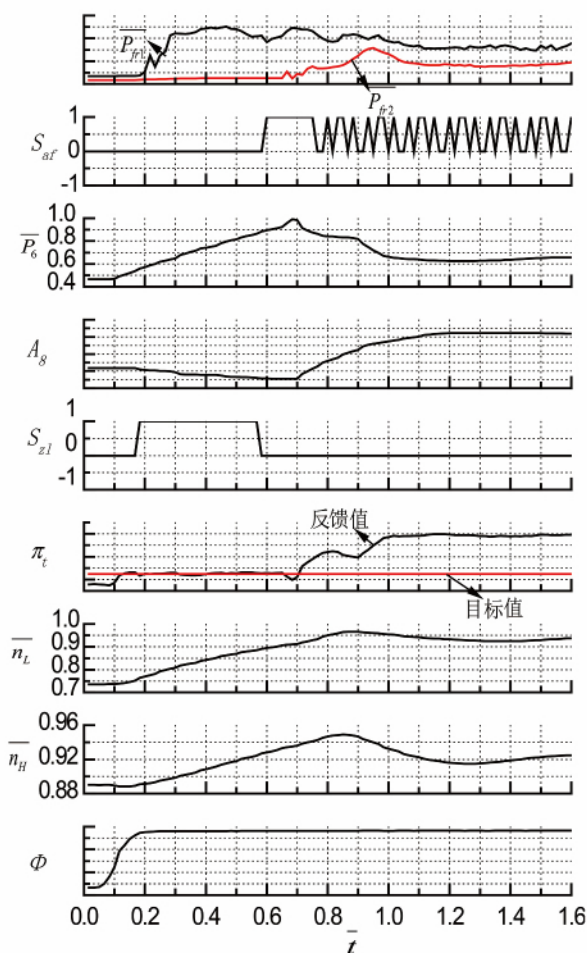


图3 加力未接通过程时间历程曲线

0.912 涡轮后相对压力为 0.911。之后,加力 2 区相对供油压力上升,喷管面积开始放大,涡轮落压比符合控制目标值,加力接通成功。

由两台发动机试验数据对比可知,发动机加力未接通的原因主要有以下几点:

(1) 推油门杆至全加力位置后,加力 1 区初始供油的时刻存在先后的差异,1 号发动机加力 1 区初始供油时刻相对 2 号发动机提前 0.917 相对时间,原因是加力接通过程涡轮落压比反馈值与控制目标值的偏差存在差异,而“涡轮落压比反馈值与控制目标值的偏差小于给定阈值”是加力 1 区开始供油的条件。

(2) 1 号发动机加力点火指令发出时,主发动机状态较低,点火区混合油气压力较低(通过涡轮后相对压力可以表征),导致点火区混合油气不能可靠地点燃。

(3) 1 号发动机在加力 2 区供油后,由于点火区未形成稳定的燃烧,未引燃加力外涵混合油气,喷管

面积持续放大,从而导致涡轮后压力持续降低,涡轮落压比偏离控制目标值。

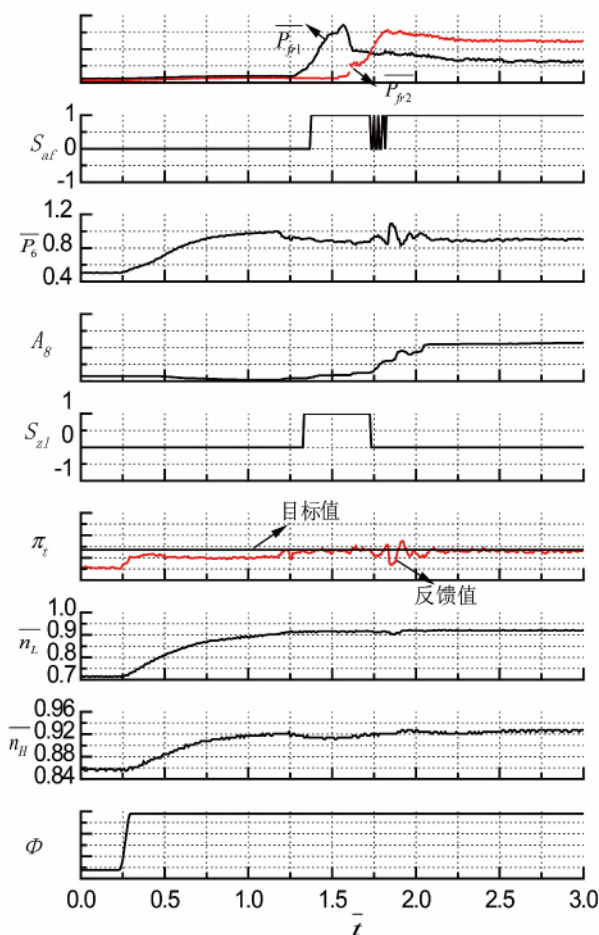


图4 同型发动机同一试验点加力接通过程时间历程曲线

4 改进措施试验验证

针对高空小表速区域加力未接通问题,在不更改加力供油和喷管面积控制的前提下,为适应发动机个体的差异,仅更改加力点火控制逻辑:进入加力域后,延迟发出加力点火指令,在较高的涡轮后压力下实现加力点火。

改进措施贯彻后,典型加力接通过程时间历程曲线如图 5 所示。在 0.092 相对时间,推油门杆进行加力接通。在 0.217 相对时间,加力 1 区相对供油压力开始上升。在 0.683 相对时间,发出点火指令,相对加力 1 区供油初始时刻延迟 0.466 相对时间,此时发动机高压转子相对转速为 0.939,风扇转子相对转速为 0.913,涡轮后相对压力为 0.872,主发动机状态较高。在 1.075 相对时间,加力灯亮,此时发动机高压转子相对转速为 0.966,风扇转子相

对转速为 0.989, 涡轮后相对压力为 0.928。此后, 接通的时间。
 喷管面积持续放大, 涡轮落压比符合控制目标值, 加力接通成功。

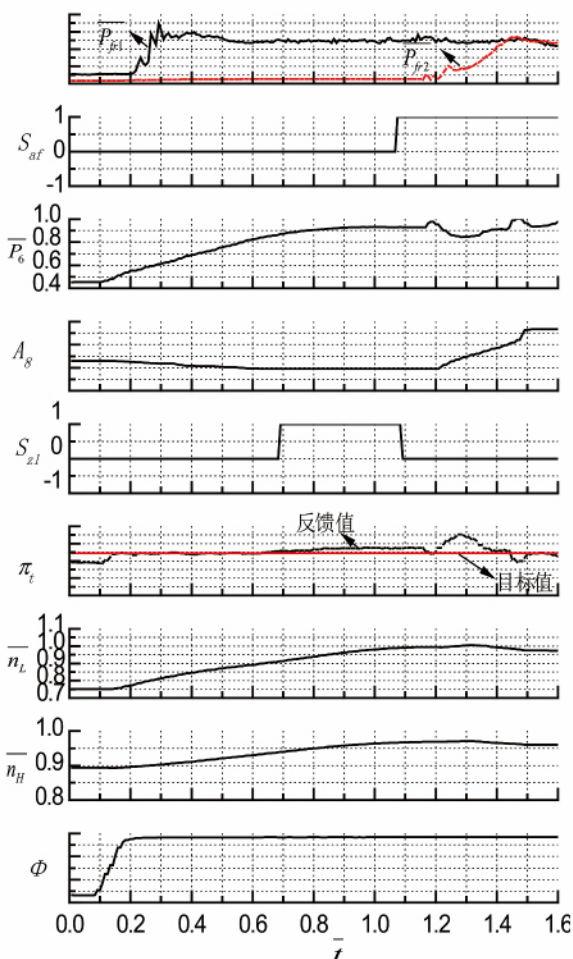


图5 改进措施贯彻后加力接通过程时间历程曲线

采取延迟发出加力点火指令的措施后, 进行了多次加力接通试验, 试验结果如表1所示。

表1 改进前后加力接通试验结果对比

\bar{n}_H	\bar{n}_L	\bar{P}_6	\bar{t}	成功率(%)	备注
0.939	0.913	0.872	0.987		
0.932	0.901	0.857	1.000	100	更改后
0.931	0.896	0.856	0.833		
0.901	0.774	0.597	0.308		
0.891	0.763	0.559	—	33.3	更改前
0.877	0.754	0.549	—		

由试验结果可知, 延迟发出加力点火指令, 从而在点火区混合油气压力较高的条件下进行加力点火, 可以提高加力接通的成功率, 但同时增加了加力

5 结 论

通过高空小表速区域的飞行试验, 本文分析了某涡扇发动机加力未接通的原因, 并对改进措施进行了试验验证。试验结果表明, 在较高的涡轮后压力下发出加力点火指令的改进措施, 可以提高高空小表速区域加力接通的成功率。该结果对其他涡扇发动机的加力接通设计具有一定的借鉴意义。

参考文献

- [1] 刘杰, 张绍基. 某涡扇发动机加力供油和喷管控制系统间相互影响分析[J]. 航空发动机, 1999, 1(1): 25-29.
- [2] 章晓梅, 徐圃青, 张屹, 等. 低压对加力燃烧室压力脉动和放热脉动的影响[J]. 航空动力学报, 1996, 11(2): 195-198.
- [3] 李伟, 李军, 董顺义. 喷管面积调节精度对某型涡扇发动机加力性能影响的数值仿真[J]. 航空动力学报, 2005, 20(4): 556-560.
- [4] Burcham F W and Pai G D. Augmentor transient capability of an F100 engine equipped with a digital electronic engine control[J].
- [5] 赵琳, 樊丁. 航空发动机加力燃油流量寻优控制算法[J]. 推进技术, 2010, 31(5): 572-575.
- [6] 程秋芳. 涡扇发动机加力燃烧室的软点火[J]. 航空发动机, 1994, 1(4): 22-27.
- [7] 薛倩, 肖洪, 廉筱纯. 涡轮风扇发动机启动加力过程的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2005, 20(4): 545-548.
- [8] 戚雪峰, 樊丁. 涡扇发动机加力过程非线性最优控制研究[J]. 推进技术, 2006, 27(4): 339-344.
- [9] 王宇, 郑铁军, 李应红, 等. 航空发动机加力状态控制系统设计与仿真[J]. 机械设计与制造, 2009, 1(5): 175-177.
- [10] 唐狄毅, 屠秋野. 优势战斗机发动机最大状态控制规律的研究[J]. 推进技术, 1999, 30(6): 25-29.
- [11] 孙丰城, 孙健国. 航空发动机加力状态最小油耗优化控制[J]. 推进技术, 2005, 26(6): 552-555.
- [12] 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.
- [13] 总编委会. 《航空发动机设计手册》第11册: 加力燃烧室[M]. 航空工业出版社, 2000.
- [14] 樊思齐, 李华聪, 樊丁. 航空发动机控制[M]. 西北工业大学出版社, 2008.
- [15] B. A. 索苏诺夫, B. M. 切普金. 航空发动机和动力装置的原理、计算及设计[M]. 莫斯科国立航空学院, 2003.