

某型弹用涡喷发动机启动加速控制规律设计^{*}

谢光华¹, 牛天华¹, 王亿军¹, 苏祥荣²

(1. 航天科工集团公司 31 所, 北京 100074; 2. 空军驻京丰地区军代表室, 北京 100074)

摘 要: 为满足某弹用涡喷发动机大空域风车启动加速要求, 分析了发动机控制系统原控制方案的局限性, 通过引入新的控制输入参数提出了新的控制方案, 进行了涡喷发动机新方案控制规律研究和设计。通过地面台架与高空模拟台验证试验结果表明, 新方案控制规律满足发动机大空域风车启动加速要求, 新控制方案是切实可行的, 某涡喷发动机数字电子控制系统控制规律设计一次成功。

关键词: 涡轮喷气发动机; 控制系统; 控制规律设计^{*}

中图分类号: V233.75 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2003) 03-0232-04

Starting and acceleration control law design for a missile turbojet engine

XIE Guang-hua¹, NIU Tian-hua¹, WANG Yi-jun¹, SU Xiang-rong²

(1. The 31st Research Inst., Beijing 100074, China;

2. Air Regional Representative Office in Fengtai District, Beijing 100074, China)

Abstract: In order to meet the request for a certain missile turbojet engine that it should start in a large airspace under wind-milling condition, the localization of the control system's old control plan of the engine was analyzed and a new control plan was brought forward in this paper by dint of introducing a additional control input parameter. According to the new control plan, a control law of the turbojet engine was investigated and designed. Through the result of validate test on ground bed and simulated altitude and Mach number test, it showed that the demand of starting and acceleration in a large airspace under windmilling condition for the engine was satisfied. So it can be said that the new control plan is feasible for the engine, and it was succeeded in designing a control law for the digit electronic control system of a certain turbojet engine at the first time.

Key words: Turbojet engine; Control system; Control law design^{*}

1 引 言

某弹用涡喷发动机为了满足导弹的使用条件与任务剖面要求, 在没有预燃室及无补氧条件下, 要求控制系统确保发动机在大空域和亚声速范围内发动机风车状态能可靠点火、加速, 并满足加速性要求。通过大量高空模拟台试验与空台带飞试验充分说明, 原有的控制规律无法满足上述要求, 需要进行重新设计。由于发动机空中风车点火启动问题一直是困扰航空界的一大技术难点与研究热点, 本文对某弹用涡喷发动机控制系统的重新设计存在很大的技术难度与风险, 好在该发动机控制系统采用的是数字电子控制技术, 为控制规律重新设计与实现提供了便利条件。

2 控制方案分析与设计

某弹用涡喷发动机原有的控制规律为启动加速段按发动机的换算转速供油

$$Q_t = f_1(n^*) \quad (1)$$

其中, Q_t 为供油量, $n^* = n \sqrt{288.15/T_1^*}$ 为发动机换算转速, n 为发动机转速, T_1^* 为发动机进口总温。

由于发动机的风车转速与飞行速度成线性关系, 与飞行高度无关, 式(1)确定的发动机启动供油量完全没有考虑飞行高度改变引起的压力变化的影响。当飞行马赫数不变时, 随着飞行高度的增加发动机风车状态换算转速不变, 大气压力却显著减小, 如 6km

^{*} 收稿日期: 2002-06-26; 修订日期: 2002-10-15。

作者简介: 谢光华 (1969—), 男, 博士, 高级工程师, 研究领域为航空宇航推进系统模拟与控制。

高度的大气压力只有零高度时的 46.6%, 发动机进气量明显减小, 要维持合适的发动机启动油气比, 发动机需用供油量相应减小, 而按式(1)确定的发动机启动供油量因换算转速不变而保持不变, 因此高空时因为富油很难保证发动机点火成功。同时, 在高空因为富油很容易使发动机在加速过程中进入不稳定工作区域。如果为了提高发动机高空启动加速的可靠性而降低供油量则低空时又会因为贫油出现发动机启动加速缓慢或者转速悬挂。因此某型弹用涡喷发动机原有的控制规律存在局限性, 不能满足大空域发动机启动加速要求。

在如此大空域内发动机风车点火启动, 要求发动机控制系统能根据发动机进气量的大小来供油。由于发动机压气机出口总压 p_2^* 能比较精确地反映流过发动机的空气流量, 因此, 本文采用如下控制方案

$$Q_t/p_2^* = f_2(n) \quad (2)$$

按式(2)控制供油量可以保证在任何飞行条件下发动机油气比随转速变化, 在整个空域内使发动机获得有利的点火条件, 从而保证发动机点火启动的可靠性。同时, 当发动机加速过程中发生喘振引起 p_2^* 下降时, 供油量相应减小, 发动机有可能退出喘振区域, 因此, 按式(2)供油使发动机有一定的自动退喘功能, 从而提高了发动机的加速安全性。

3 发动机启动加速控制规律设计

某弹用涡喷发动机数字电子控制系统主要由 p_2^* 总压传感器、发动机转速传感器、 T_1^* 温度传感器、发动机数字电子控制器、供油装置、燃油伺服阀等组成。发动机数字电子控制器是以八位嵌入式处理器为运算单元的计算机系统, 完成控制规律的运算及输入输出信号处理, 燃油伺服阀为电液转换执行机构, 负责燃油的计量。

本文对某型弹用涡喷发动机数字电子控制系统的控制规律设计如下:

(1) 当 $n^* \leq 19\ 100\text{r/min}$, 发动机启动与加速按式 $Q_t/p_2^* = f(n)$ 供油;

(2) 当 $n^* > 19\ 100\text{r/min}$, 实行 PID 闭环调节, 控制 $n^* = \text{const}$, 同时按式 $Q_t/p_2^* = f(n)$ 进行加、减速供油限制。

由于发动机慢车转速为 $n^* = 20\ 600\text{r/min}$, 为了使发动机在慢车附近不会因为转速波动或干扰而使系统退出 PID 闭环控制, 因此取 PID 切换点转速

$$n^* = 19\ 100\text{r/min}.$$

如何确定 $Q_t/p_2^* = f(n)$ 的发动机供油曲线是直接关系到上述控制方案能否实现的首要问题, 本文通过大量理论计算及对试验数据进行分析整理得到 $Q_t/p_2^* = f(n)$ 发动机启动加速供油曲线如图 1, 其中 Q_t 单位为 L/h, p_2^* 单位为 MPa, 根据发动机转速 n 与压气机出口总压 p_2^* 就可确定理论供油量 Q_t 。图中曲线的设计思想是发动机低转速 ($n^* \leq 4\ 000\text{r/min}$) 时燃油伺服阀阀门开大, 使发动机喷油环前燃油路快速充填, 发动机点火段 ($4\ 000\text{r/min} < n^* \leq 7\ 200\text{r/min}$) 保持合适的油气比, 确保发动机的点火可靠性, 发动机点火后 ($7\ 200\text{r/min} < n^* \leq 19\ 100\text{r/min}$) 则使发动机按设定的加速线加速, 防止发动机加速过程进入不稳定工作区域。

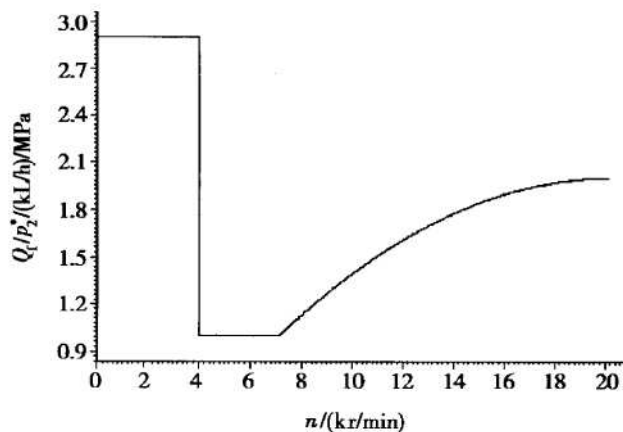


Fig. 1 Control law of a certain turbojet engine

发动机慢车以上稳态控制及过渡态控制采用 PID 控制算法, 控制发动机换算转速为常数, PID 控制算法如下:

$$u(k) = u(k-1) + \Delta u(k)$$

$$\Delta u(k) = K \left| e(k) - e(k-1) + \frac{T}{T_i} e(k) + \frac{T_d}{T} (e(k) - 2e(k-1) + e(k-2)) \right|$$

其中, K 为比例系数, $e(k)$ 为发动机换算转速设定值与实际值构成的控制误差, T 为采样周期, T_i 为积分时间常数, T_d 为微分时间常数, $u(k)$ 为控制油量。

按式 $Q_t/p_2^* = f(n)$ 进行加、减速供油限制, 当 PID 控制油量大于加速限制油量时, 按加速限制线供油, 当 PID 控制油量小于减速限制油量时, 则按减速限制线供油, 目的是防止 PID 调节过快, 发动机进入不稳定工作区域或贫油熄火。

4 试验验证

为了对以上重新设计的某型弹用涡喷发动机启动加速控制规律进行考核,本文进行了新方案控制系统地面台架与高空模拟台验证试验。

地面台试验发动机设定转速为慢车,图2是以发动机在压气机特性图上工作点位置描述的发动机启动加速过程,图3为发动机转速曲线,发动机点火转速3 939r/min(压缩空气吹转),点着火21s后发动机加速到慢车,加速过程平稳,超调也不大。图4,图5分别为高空台试验模拟状态(0km, 0.47Ma)的发动机启动加速过程和发动机转速曲线,发动机设定转速为慢车,发动机风车转速6 200r/min,点着火6.4s后发动机加速到慢车。图6,图7分别为高空台试验模拟

状态(0km, 0.885Ma)的发动机启动加速过程和发动机转速曲线,发动机设定转速为慢车,发动机风车转速12 100r/min,点着火1.1s后发动机加速到慢车。图8,图9分别为高空台试验模拟状态(3.187km, 0.881Ma)的发动机启动加速过程和发动机转速曲线,发动机设定转速为27 000r/min,发动机风车转速11 910r/min,点着火7.0s后发动机加速到27 000r/min。在其他状态点(0km, 0.88Ma)、(0km, 0.293Ma)、(3km, 0.30Ma)、(3.09km, 0.875Ma)、(5.774km, 0.235Ma)、(6.831km, 0.921Ma)、(6.54km, 0.338Ma)、(7.12km, 0.835Ma)、(7.45km, 0.5235Ma)、(7.494km, 0.285Ma)设定转速27 000r/min发动机均点火启动加速成功。

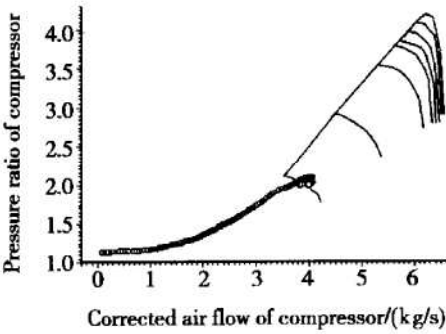


Fig. 2 Process of engine starting and acceleration (0km, 0Ma)

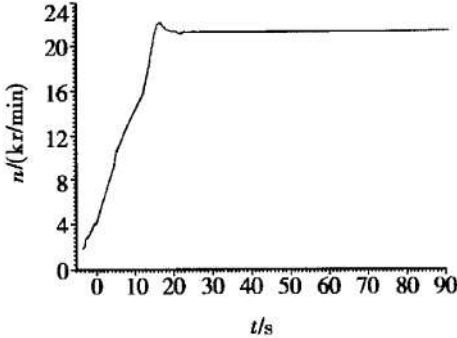


Fig. 3 Engine rotate speed curve (0km, 0Ma)

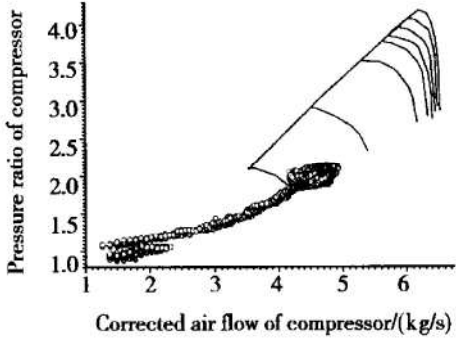


Fig. 4 Process of engine starting and acceleration (0km, 0.47Ma)

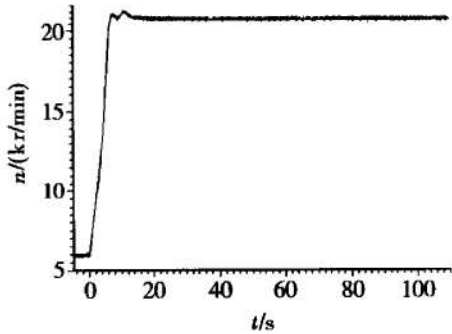


Fig. 5 Engine rotate speed curve (0km, 0.47Ma)

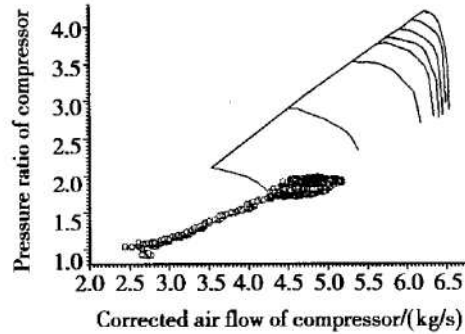


Fig. 6 Process of engine starting and acceleration (0km, 0.885Ma)

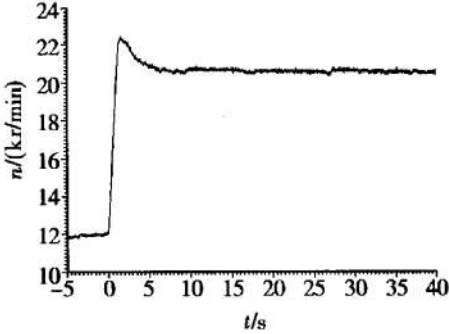


Fig. 7 Engine rotate speed curve (0km, 0.885Ma)

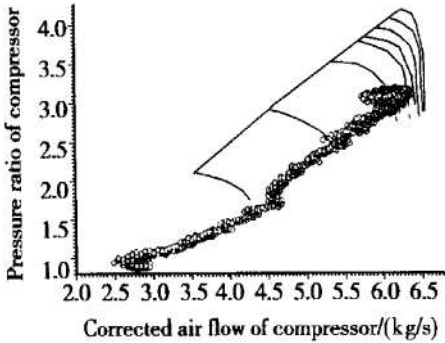


Fig. 8 Process of engine starting and acceleration (3.187km, 0.881Ma)

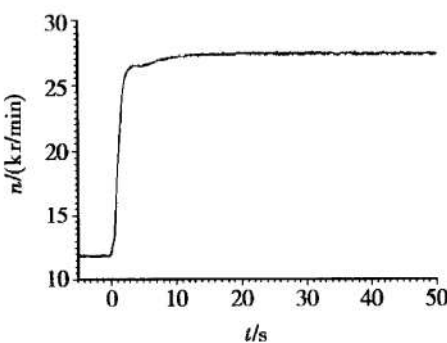


Fig. 9 Engine rotate speed curve (3.187km, 0.881Ma)

5 结 论

为了满足某型弹用涡喷发动机大空域启动加速要求,本文分析了原控制方案存在的局限性,在通过大量试验证明原控制方案不能满足发动机大空域启动要求的情况下,经过分析与论证,提出了新的控制方案,进行了新控制方案发动机控制规律的研究和启动加速控制规律设计。新设计的某型弹用涡喷发动机启动加速控制规律在发动机地面试验台及高空模拟试验台进行了试验验证,从零高度到 7.494km 高度,0.235Ma 到 0.921Ma 发动机均启动加速成功,加速性也基本满足设计要求,从而说明本文启动加速控制规律设计是成功的,在没有预燃室及无补氧条件下基本解决了某型弹用涡喷发动机大空域启动加速的

关键技术问题。

参考文献:

- [1] 彭泽琰,杜声同,郭秉衡. 航空燃气轮机原理[M]. 北京:国防工业出版社,1989.
- [2] 三院校. 航空燃气涡轮发动机原理[M]. 北京:国防工业出版社,1981.
- [3] 周宗才. 飞机推进系统控制(上册)[M]. 西安:空军工程学院,1996.
- [4] 樊思齐. 航空推进系统控制[M]. 西安:西北工业大学出版社,1995.
- [5] 吴琪华. 航空发动机自动控制[M]. 西安:西北工业大学出版社,1987.

(编辑:王居信)

(上接第221页)

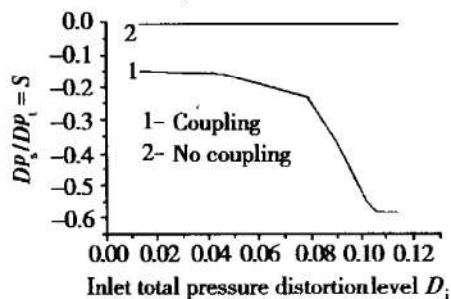


Fig. 3 Relationship between S of the high pressure compressor exit and D_i of the engine

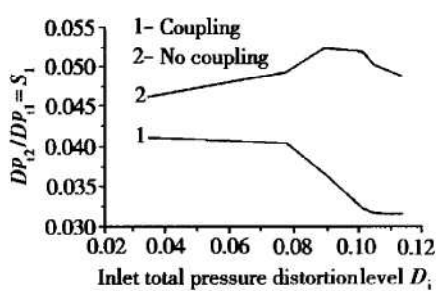


Fig. 4 Relationship between S_1 and D_i of the engine

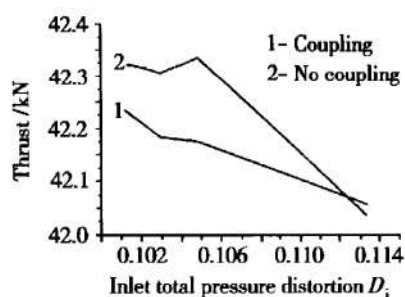


Fig. 5 Relationship between thrust force of the engine and inlet total pressure distortion level

明进口压力畸变不仅降低发动机性能,同时也降低了发动机的稳定工作范围。

参考文献:

- [1] Greitzer E M. Compressor diffuser interaction with circumferential flow distortion[J]. *J. of Mech. Eng. Science*, 1976, 18: 25-38.
- [2] Mazzawy R S. Multiple segment parallel compressor model for circumferential flow distortion[R]. *AGARD-CP-177*.
- [3] Davis M W, Jr. Parametric investigation into the combined effects of pressure and temperature distortion on compression system stability[R]. *AIAA 91-1895*.
- [4] Hamed A. Simulation of propulsion system's transient response to planar wave inlet pressure distortion and the effect of compressor wear[R]. *AIAA 93-2384*.
- [5] Abdel-Fattah A M. Response of a turbofan engine compression system to disturbed inlet condition[J]. *J. of Turbomach-*

inery, 1997, 119: 677-685.

- [6] Stenning A H. Inlet distortion effects in axial compressors[J]. *J. of Fluids Eng*, 1980, 102: 7-13.
- [7] Plourde G A, Stenning A H. Attenuation of circumferential inlet distortion in multistage axial compressors[J]. *J. of Aircraft*, 1968, 3.
- [8] Reid C. The response of axial flow compressors to intake flow distortion[R]. *ASME Paper 69-GT-29*.
- [9] 刘燕. 周向压力进气畸变对发动机稳定性的影响[D]. 西安:西北工业大学,1985.
- [10] 边小丽. 稳态轴向压力进气畸变对发动机工作稳性影响的计算机数值模拟[D]. 西安:西北工业大学,1987.
- [11] 吴虎,廉小纯,苏三买,等. 改善双轴发动机加速性的变喷调节分析[J]. *推进技术*, 2000, 21(6).

(编辑:朱立影)