

某型航空发动机加力接通条件分析与验证

涂迅来 邓少春 陶尧 何敏祥 刘旭冉

(中国航发贵阳发动机设计研究所 贵阳 550081)

摘要: 加力接通故障一直是加力发动机多发故障之一, 优化控制规律以减少或预防加力接通故障的发生及在故障发生后能快速确定故障排查方向, 不仅有益于缩短研制周期, 更有助于保障飞行安全。因此, 研究并优化发动机加力接通条件极其重要。本文总结了某型发动机加力接通逻辑流程图, 详细分析了加力接通条件并提出了优化建议, 可为某型发动机及其它新研发发动机加力接通条件的分析、优化及加力接通故障的排查提供一定的帮助与借鉴。

关键词: 航空发动机; 控制规律; 加力燃烧室; 点火; 故障

Analysis and verification of Afterburner on condition about some aero-engine

Tu-Xunlai, Deng-Shaochun, Tao-Yao, He-Minxiang, Liu-Xuran

(AECC Guiyang Engine Research Institute, Guiyang, 550081)

Abstract: Afterburner fault is always one of open-happened faults about boost engines. Optimizing control law can reduce or prevent frequency of Afterburner faults and determine troubleshooting direction quickly, which is helpful to shortening development cycle and ensuring flight safety. Therefore, it is very important to study on optimizing afterburner control law. In this article, procedure of afterburner control logic was made out and afterburner on condition was analyzed in detail about some engine to put forward optimization suggestions, hoping that there is some help to analyze and optimize afterburner control law or shoot troubles of some or other new engines in future.

Key words: aero-engine; control law; afterburner; ignition; fault

引言

某型发动机是第三代先进中小推力双转子中等涵道比加力涡轮风扇发动机, 它采用了全权限数字电子控制系统 FADEC (Full Authority Digital Electronic Control) [1-2], 具有耗油率低、寿命长等特点。采用 FADEC 的发动机、其故障的分析与处理均更为便捷。本文即是对某型发动机加力接通条件进行梳理及分析, 对存在的问题提出优化或改进建议, 能减少加力接通故障[3-5]的发生, 也能在加力接通故障发生时快速确定排查方向。

1 控制规律简介

某型发动机控制系统为全权限数字式电子控制系统 (FADEC), 在整个工作包线范围内实现对发动机的状态控制和参数限制, 并具有状态监视、教学状态转换、防喘与消喘等功能。

控制系统通过控制低压换算转速(n_{1hs})(或总增压比(π_c))调节主燃油, 通过控制喷口直径调节风扇压比(π_f)。压气机整流器角度的调节与高压换算转速(n_{2hs})(或 π_c)唯一相关。 π_f 控制计划保证喷口在慢车至最大状态连续可调。当 n_{1hs} 控制通道故障转换到 π_c 控制时, 能够保证发动机状态基本不变。

加力接通时, 发动机主控制计划与中间状态基本一致, 加力总燃油流量按 W_f/P_3 控制, 同时执行 I、II、III 总管最小、最大燃油流量限制和最小、最大余气系数限制等控制计划。

2 接通加力控制设计的一般要求

某型发动机加力燃烧室由机匣、混合扩压器、燃油管、射流喷嘴、V 形火焰稳定器、周向波纹隔热屏组成。它是在涡轮后燃气或燃气与外涵的混合气中喷油点火燃烧, 用以提高气流温度、短期内增大发动机推力的装置。加力燃烧室的工作环境较主燃烧室更恶劣, 压力低流速高不利于点火和组织燃烧。从

控制上看加力接通主要难点在于加力点火、供油、喷口之间的协调控制, 因此对加力接通有以下设计要求^[6]:

加力点火时加力燃烧室内压力会出现突升或突降,通过外涵传递至压气机进口,会影响压气机稳定性,因此对保持喷口、加力供油和点火时间的匹配提出了更高要求。目前,多型发动机均采用“软点火”、预放喷口技术^[7],该方式可最大程度避免接通加力时引起的风扇喘振。

某型发动机加力接通逻辑流程见图 1 (图中“○”处需同时满足上游条件时,方能进行到下一步)。

图 1 加力接通逻辑流程

4 接通加力控制计划及分析

通过对某型发动机加力接通过程研究分析,可知其加力接通过程可分为以下步骤:

- a) 加力接通前主机状态判断,即加力接通准备条件判断;
- b) 接通加力泵,进行总管填充;
- c) 加力控制计划重调;
- d) 进行喷口预放并按加力点火流量供油;
- e) 进行加力点火并判断点火是否成功;
- f) 形成加力工作标识或按规定终止加力燃烧室起动。

4.1 接通加力准备条件分析

某型发动机加力接通准备完成需满足以下条件:

a) 发动机在主系统下工作、主燃烧室正常供油、II总管和III总管燃油流量低于最小值、未接通加力、不在加力状态工作、不在防喘/消喘状态下工作、未在起动/冷运转/油封及未出现 T_{t4} 测量故障及加力燃烧室故障等常规条件——该条件保证接通加力前发动机工作状态正常。

b) $n_{1hs}(\pi_c)$ 要求:在主系统主(备份)控制回路控制相应满足 $n_{1hs} \geq n_{1hs \text{ 程序最大状态}} \cdot K_{n_{1hs \text{ 点火}}} (\pi_{k\Sigma} \geq \pi_{k\Sigma \text{ 程序最大状态}} \cdot K_{\pi_{k \text{ 点火}}})$,式中, $n_{1hs \text{ 程序最大状态}}$ 、 $K_{n_{1hs \text{ 点火}}}$ 、 $K_{\pi_{k \text{ 点火}}}$ 、 $\pi_{k\Sigma}$ 、 $\pi_{k\Sigma \text{ 程序最大状态}}$ 、 $\pi_{k\Sigma \text{ 程序最大状态}}$ 分别表示点程序最大状态低压转速换算值、点火 n_{1hs} 转速修正系数、点火总压比修正系数,总压比、程序最大状态总压比。其中 $n_{1hs \text{ 程序最大状态}}$ 、 $\pi_{k\Sigma \text{ 程序最大状态}}$ 由主控制计划确定, $K_{n_{1hs \text{ 点火}}}$ 、 $K_{\pi_{k \text{ 点火}}}$ 与飞行高度及发动机工作状态有关——该条件中点火转速/ π_c 系数为 1 时,由于控制精度、限制计划可能引起实际转速低于控制值的情况存在,故宜将该系数适当下调(如下调为 0.95)。

c) P_{13} (风扇后静压)要求:不小于某定值——该条件保证加力燃烧室进口总压(P_{t6})满足加力点火需求,在风扇后静压(P_{13})不小于某定值时才能接通加力。由于 P_{t6} 低,在高空左边界接通加力时可能会有风险。

d) 喷口状态要求: $A_9/(t_{t5} \times P_{13}) \leq KK1$,式中 A_9 、 t_{t5} 分别表示喷口面积,涡轮后总温、KK1 值与飞行高度有关——该条件表明喷口状态需满足一定条件,具备进一步打开的能力。

e) π_f (风扇压比)要求: $\pi_f \geq (1.0 \pm 0.003) \cdot \pi_{f \text{ plan 最大状态}} \cdot A_3$,式中 $\pi_{f \text{ plan 最大状态}}$ 由喷口控制计划确定, A_3 与飞行高度有关——经计算知 π_f 达到最大状态控制计划的 90% 才能接通加力,该条件保证喷口控制正常;分析可调整该要求及喷口控制规律等相关参数可在较低转速下接通加力;

f) n_2 要求: $n_2 \leq n_{2 \text{ max}}(\text{定值}) \times KK2$,其中 $n_{2 \text{ max}}$ 为定值、KK2 为可调常数(该值一般小于 1)——经计算知 n_2 不大于 n_2 限制值的 99.5% 才能接通加力,该条件保证接通加力时不出现超转现象。

g) t_{t5} 要求: $t_{t5} \leq t_{t5 \text{ max}} + \Delta t_{t5}$,其中 $t_{t5 \text{ max}}$ 为定值、 Δt_{t5} 为可调常数——接通加力前 t_{t5} 应低于限制温度 20℃ 以上,该条件保证接通加力时不出现超温现象,但若发动机存在 t_{t5} 偏高现象,在高进气温度条件下,该条件可能会导致发动机不能形成«加力接通准备»标记,使加力无法接通,故应根据发动机实际性能进行适当调整。

h) M 要求:位于最小、最大马赫数(M)之间(最小、最大 M 随高度修正)——该条件保证在整个发动机包线内均可接通加力,需在高空台试验时验证。

4.2 加力火焰信号形成条件分析

加力火焰信号采样周期为 0.02s,任一支火焰信号器(共 2 支)在 6 个周期内至少有 4 个火焰信号输出,则判点火成功。

耗时约 0.1s 判断加力点火成功与否、连续 N 个周期中应有 M 个周期有信号的判别方法不仅可降低错/漏判概率,也可提高加力接通的可靠性。

4.3 加力泵的工作条件分析

在中间状态加力接通准备完成时接通加力泵,但若经约 5s 后加力燃烧室仍未起动和工作则断开加力泵。该控制方式可保证加力接通,但存在加力泵频繁接通和断开的可能,即只要油门推至中间状态就会接通加力泵,这不仅影响加力泵寿命也影响主机性能。建议后续在不影响加力供油、总管填充时,可增加油门角度限制条件以判断油门高于某角度后再接通加力泵(如某型发动机在中间域与小加力域之间时接通加力泵)。

4.4 加力燃烧室起动准备条件分析

根据经验,发动机在加力燃烧室起动前需满足以下条件:

- a) 完成 I 总管(值班火焰管路)的填充。
- b) 完成控制计划的重调(含高压控制计划和喷口控制计划)。

加力接通准备完成后,II、III总管燃油流量低于最小值时,起动加力燃烧室及加力燃油泵、设定 $W_{fa1 \text{ 计划值}}$ 、 $W_{fa2 \text{ 计划值}}$ 、 $W_{fa3 \text{ 计划值}}$ 为固定流量及 $\pi_f \text{ 计划值}$ (即喷口控制计划重调)、停止限制加力总管燃油流量增加速率。

从控制计划看,在加力燃烧室起动准备时刻,发动机需完成喷口预放和进行加力 I 总管(起动总管)填充。加力 I 总管应在 0.5s 内达到计划流量,该时间要求是对 I 总管计量装置提出的,目的是保证加力 I 总管尽快完成填充。此外, I 总管填充按固定流量供应,喷口预放量为降低 π_f 至控制计划的 90.5%,根据性能仿真计算^[8],该预放量水平与某型批产发动机相当。因此,加力燃烧室起动准备时的总管填充时间、喷口预放量应是合适的。

4.5 加力点火准备条件分析

起动加力燃烧室后,满足 $(W_{f \text{ I 总管}} \geq Y \cdot W_{fa1 \text{ 计划值}}) \wedge \{(P_{I \text{ 总管}} \geq H_1 \cdot P_{13}) \vee (t_r \geq t + \tau_{\text{起动}1})\}$ (式中 Y 为小于 1 的常数、 $W_{f \text{ I 总管}}$ 为 I 总管燃油压力、t 为油门杆进入加力域的时刻、系数 H_1 与 P_{13} 有关、 $\tau_{\text{起动}1}$ 为 I 总管不工作的持续时间)时,按要求设置 $W_{fa1 \text{ 计划值}}$ 。

从接通条件分析,只有在判断 I 总管填充完成后才开始供应加力点火流量。I 总管燃油压力与 P_{13} 的压差条件类似于某型批产发动机 I 总管压力与 P_5 压差填充完成判据,既能保证加力点火可靠又能保证大部分飞行包线内一次点火就能成功。

根据 I 总管流量特性试验并经计算,不同飞行条件下 I 总管压力与 P_{13} 的比值均能满足控制计划的给定条件。

当判断 I 总管填充完成后按加力点火流量供油 $W_{fa \text{ 计划值}} = K_0 \cdot W_{fa1 \text{ 起动}}$ 。其中, $W_{fa1 \text{ 起动}}$ 为加力点火流量,随 P_{13} 修正,且 P_{13} 越小点火油气比越大; K_0 涵盖了点火流量的喷口状态修正及时间修正,且喷口越大允许的加力点火流量越大,再次点火和第三次点火分别比第一次点火流量大 5% 和 10%。

按现有控制计划计算出的 I 总管起动流量与地面试车加力点火时的实际流量及计划流量均相当。

总体看, I 总管填充完成的压力判据是合理的,但时间判据存在问题,按目前计划,只要油门杆推至小加力域时间条件即可满足。在调整加力状态加速性时,应根据实际情况合理设置该时间常数,使加力可靠快速接通。

结合试验情况,可初步判断加力起动流量计划基本是合适的,该计划能保证低空条件下可靠点火,但高空条件下的适用性有待进一步分析验证。

4.6 加力点火条件分析

当 I 总管填充完成、加力燃烧室已经起动、I 总管燃油流量及 π_f 位于某范围内时,开始射流点火(控制器应保证 I 总管燃油流量控制精度为 $\pm 5\%$)。

从加力首次点火判据可知,点火前需满足以下几个条件:

- a) 油门处于加力域,加力燃烧室已起动;
- b) 加力 I 总管需完成填充;
- c) 加力 I 总管燃油流量处于控制精度范围内;
- d) 喷口处于重调状态,且 π_r 应在某范围内,该条件考虑了加力总管填充和加力点火供油对 π_r 的影响。

总体看,加力首次点火时刻 π_r 处于重调状态,加力供油为 I 总管点火流量、控制时序正确,点火控制无风险。但 I 总管燃油流量及 π_r 位于某范围内在低转速接通加力时可能不满足,会导致射流点火装置不工作,无法接通加力。因此,应根据试验验证情况视情对该范围或相关影响参数进行调整。

4.7 结束首次加力点火条件分析

当首次点火后历时 t_1 时,停止射流点火(t_1 与 P_2 有关)。

经分析,首次加力射流点火的持续时间为 0.2s,远低于某型批产发动机首次加力射流点火的持续时间(0.7s)。但从某样机高空台试验情况看,加力点火基本均为一次点火成功,这应与加力发动机主燃烧室至加力燃烧室轴向距离较短有一定关系。

此外,其它型号发动机没有专门的加力起动燃油流量计划,加力点火时执行的是 I 总管工作燃油流量计划,而某型发动机有专门的点火流量计划,该点设计更为完善,有利于点火成功和缩短点火时间。

根据地面试车和高空试验结果,首次加力射流点火持续时间 0.2s 能保证加力点火成功,现有的控制时序风险较小。

4.8 再次/第三次进行加力点火条件分析

首次/再次点火失败结束后历时 0.1s 且加力燃烧室已起动时,开始射流点火。再次/第三次点火后历时 t_2/t_3 (t_2 、 t_3 均可查表得到)后停止射流点火。

射流点火时,控制器应保证 I 总管燃油流量控制精度为 $\pm 5\%$ 、燃油流量急增/急降不超过计划值的 5%。

若首次/再次加力射流点火不成功,则在点火结束后 0.1s 开始进行再次/第三次点火。因首次/再次点火不成功,加力 I 总管供油计划仍为起动供油计划, π_r 仍处于重调状态,该控制方式与某型批产发动机一致。

但首次和再次、再次与第三次射流点火的时间间隔均只有 0.1s,小于某型批产发动机的 0.5s,由于接通间隔时间较短,可能存在再次/第三次射流点火流量和压力不足的情况,需研究分析射流点火装置两次点火时间间隔能力。

总体看,若首次/再次加力射流点火不成功,则在首次/再次点火结束后 0.1s 开始再次/第三次点火,再次/第三次加力射流点火持续时间分别由首次的 0.2s 分别延长到了 0.3s 和 0.4s,这对提高点火可靠性是有利的。而首次和再次、再次和第三次射流点火的时间间隔只有 0.1s,对射流点火装置的能力要求较高,射流点火装置是否具备该能力有待进一步分析。

5 试验验证

通过多次地面试验,充分验证了某型发动机加力接通条件及本文相关调整措施的合理性与有效性。例如:1) 首次接通加力时其它条件均满足,但因 t_{t5} 不满足第 3 节的 g) 项条件,无法形成“加力接通准备完成”标识,因此接通加力失败;此后将 Δt_{t5} 由默认的 -20°C 调整为 0°C 后加力接通成功,见图 2;2) 为初步验证扩包线时的高空低压条件下加力能否接通,经理论分析加力可接通后开展了在与高空空气流量相同的地面较低转速下加力接通试验,但因 π_r 不满足某条件使得射流点火装置不工作,无法接通加力,调整相关影响参数后,加力接通成功,见图 3。

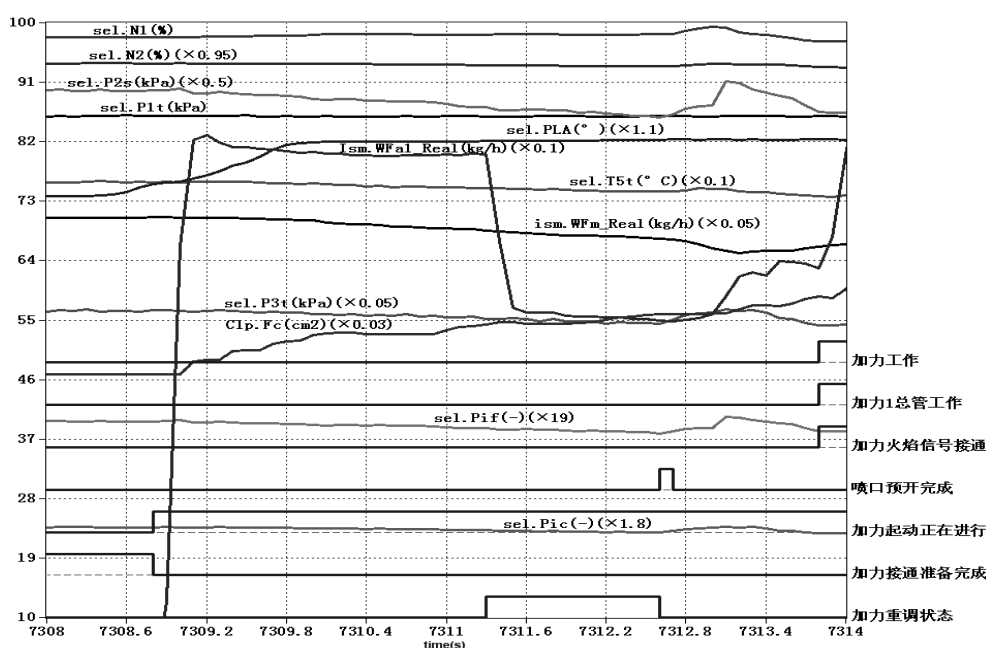


图2 首次加力成功接通过程

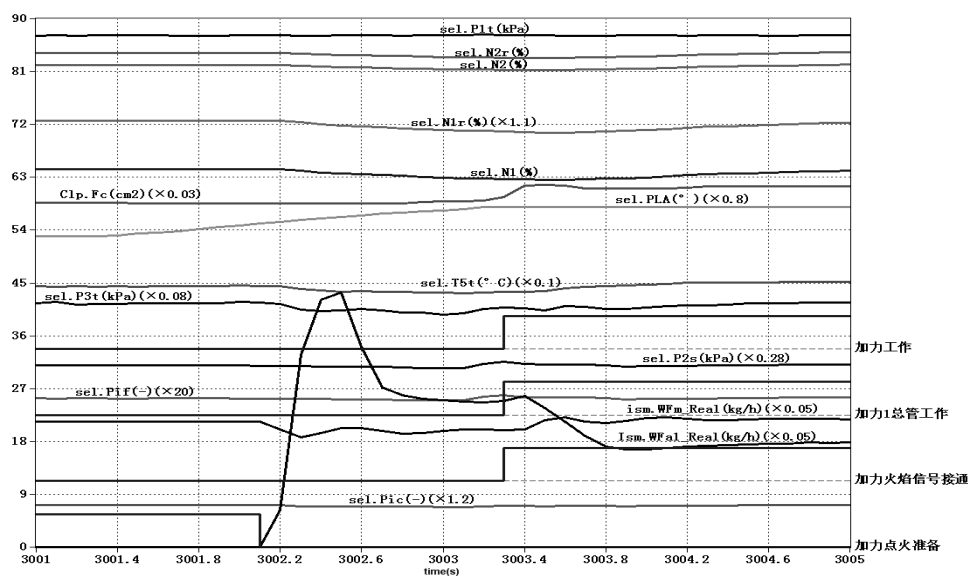


图3 n1hs=66%时地面接通加力过程

图2~图3中:sel.N1 为低压转子转速;sel.N1r 为低压转子换算转速;sel.N2 为高压转子转速;sel.N2r 为高压转子换算转速;sel.P1t、sel.P2s、sel.P3t 分别为发动机进口总压、风扇后外涵总压、压气机后总压;sel.T5t 为低压涡轮后总温;sel.Pif、sel.Pic 分别为风扇压比、总增压比;sel.PLA 为油门杆角度;Clp.Fc、ism.WFm_real、ism.WFa1_real 分别为喷嘴面积、主燃油流量、I 总管燃油流量的反馈值。

6 结论

通过地面试验已证明:

- 某型发动机加力接通时序正确,工作可靠,接通加力时均是首次点火成功;
- 在大气温度较高时因 t_{5s} 较高致使加力接通准备条件中的 t_{5s} 要求不能满足,发动机无法接通加力,按本文分析结果,按实际 t_{5s} 情况适当抬高 Δt_{5s} 值后,加力接通成功;

c) 为初步验证扩包线时的高空压力条件下加力能否接通,在与高空空气流量相同的地面较低转速下进行接通加力试验时,因 π_r 不满足条件使得射流点火装置不工作,无法接通加力,调整相关影响参数后,加力接通均成功;

d) I 总管填充完成的时间判据如本文分析的一致,在接通加力时,该条件自然满足,未起实际作用,但在加力状态加速性调整试验中,合理设置该参数可提高加力接通速度;

e) 实际中确实存在加力泵频繁接通和断开的问题,油门一推至中间状态加力泵就接通,对主机性能略影响不大,但对加力泵寿命影响较大。

经分析目前提出的加力接通控制计划与某型批产发动机加力接通计划的架构基本相同,控制计划在设计上充分利用了 FADEC 计算能力强测量参数多的优势,除部分判据有待开展相应的分析、试验验证和修改外,总体看,某型发动机现有的加力接通控制规律考虑全面、逻辑合理且有一定的试验数据支持,风险较小。本文可为某型发动机及其它新研发发动机加力接通条件的分析、优化及加力接通故障的排查提供一定的帮助与借鉴。

参考文献

- [1] 高昆. 航空发动机全权限数字电子控制系统概述[J]. 数字技术与应用. 2015 年.
- [2] 王林林. 航空发动机全权限数字电子控制系统研究[J]. 科技经济市场. 2014 年.
- [3] 杜毅洁. 某型发动机加力接通故障分析[J]. 工程与试验. 2013 年.
- [4] 杨福刚. 航空发动机加力控制系统典型故障研究[J]. 航空发动机. 2012 年.
- [5] 孙慧. 航空发动机加力点火控制系统故障与分析[J]. 中国新技术新产品. 2012 年.
- [6] 《航空发动机设计手册》第 11 册. 航空工业出版社. 2001 年.
- [7] 程秋芳. 涡扇发动机加力燃烧室的软点火[J]. 航空发动机. 1994 年.
- [8] 赵运生. 动态过程对涡扇发动机稳定性影响仿真[J]. 机械科学与技术. 1994 年.