

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.07.040

涡扇发动机接通加力过程对主机工作稳定性影响的试验研究

马明明*

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

摘 要: 分析和讨论了涡扇发动机接通加力过程对主机工作稳定性产生影响的现象和原因, 包括加力外涵接通过程引起低压转速降低明显、加力振荡燃烧引起转速和排气温度摆动明显、加力供油量不合理引起发动机喘振、加力供油和尾喷管喉道控制不匹配引起发动机超转等。研究成果对于加力接通试验过程的安全保障、试验规范或要求的细化及加力系统的改进完善都有重要的参考价值。

关键词: 涡扇发动机; 接通加力; 工作稳定性; 振荡燃烧; 喘振

中图分类号: V235.1 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2017) 07-0040-05

加力涡扇发动机是现代作战飞机发动机的主要选型。接通加力过程中, 加力燃烧室要在进口总压较低、气流速度较大、气流含氧量低的环境下快速供油、组织燃烧并稳定工作是比较困难的, 再加之尾喷管喉道面积需要快速协调工作, 都可能对发动机主机的工作稳定性带来影响^[1-3], 特别是从节流状态或慢车状态接通加力时。

为此, 各国在制定航空发动机试验规范或要求时, 均对接通加力过程对主机工作稳定性有明确考核要求和评价标准。例如, 2008 年发布的美国军用规范指南 JSSG-2007B^[4] 规定, “从不加力到加力的转换应没有推力或功率上大的突变; 无论是在加力工作时还是在接通和切断加力过程中, 不应引起发动机适用性有不可接受的损失。”我国 GJB241A 2010《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》指出, “以任何顺序和速度移动油门杆到任一油门位置 (包括接通加力过程) 且无论停留多长时间, 发动机不应有超过极限范围的超转和超温, 主燃烧室、加力燃烧室、风扇或压气机应不产生不稳定工作现象。”GJB243A 2004“航空燃气涡轮动力装置飞行试验要求”明确, “接通和切断加力时, 发动机工作应正常, 无喘振、停车, 主机或加力燃烧室工作稳定, 有关参

数符合型号规范的要求。”

本文研究的加力涡扇发动机采用加力供油量控制加力燃烧室温度、尾喷管喉道面积控制中间及加力状态主机涡轮总膨胀比的控制模式, 前者为开环控制, 后者为闭环控制, 目的是当加力燃烧室工作时, 保持主机工作状态不变。发动机多次出现接通加力过程中主机工作不稳定的现象。本文在此分析和讨论接通加力过程对主机工作稳定性的影响, 包括低压转速降低明显、转速和排气温度摆动明显、喘振、超转等。对主机的工作稳定性的表征以转速和低压涡轮排气温度为主, 辅以关键截面压力参数。参数均按所取时间段内的最大值和最小值进行了归一化处理。本文的研究工作对试验过程的安全保障、试验规范或要求的细化、加力系统的改进完善都有重要的参考价值。

1 加力外涵接通过程引起低压转速降低明显

图 1 为地面试验 (试验条件为 $H_p=365\text{m}$, $T_0=22^\circ\text{C}$) 中间状态快推油门杆至最大状态过程中相关参数的时间历程, 其中, Φ 为油门杆角度, n_1 、 n_2 分别为发动机低压和高压转速, p_{af1} , p_{af2} , p_{af45} 分别为加力 I 区加力 II 区加力 IV 区和 V

收稿日期: 2017-02-17; 录用日期: 2017-03-17

* 通讯作者: Tel.: 029-86839304 E-mail: mmm_2007@live.cn

引用格式: MA Mingming. Influence of afterburner transients on turbofan engine operation stability in flight test [J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28 (07): 40-44. 马明明. 涡扇发动机接通加力过程对主机工作稳定性影响的试验研究 [J]. 航空科学技术, 2017, 28 (07): 40-44.

区的供油压力(加力Ⅰ区为加力起动供油;加力Ⅱ区为加力内涵接通供油;加力Ⅳ区和Ⅴ区为加力外涵接通供油), p_{13} 为风扇出口外涵总压, S_{af} 为加力接通信号, H_c 和 H_d 分别为加力内涵和加力外涵火焰探测传感器的输出电压。

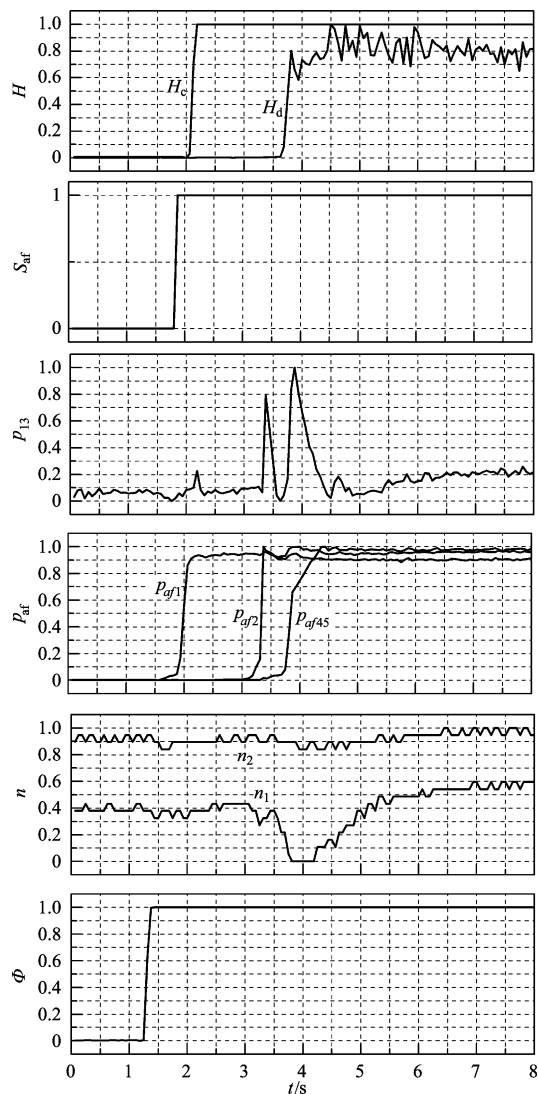


图1 接通加力过程中低压转速降低明显

Fig.1 Low-pressure rotor speed especially decreased in afterburner transients

快推油门杆至最大状态位置后,加力Ⅰ区首先供油,加力内涵火焰探测传感器感受到火焰信号,加力接通信号灯亮约1s后加力Ⅱ区开始供油,风扇出口外涵总压突升幅度约80%,低压转速突降后快速恢复至突降前。加力Ⅳ区和Ⅴ区供油后,加力外涵接通,风扇出口外涵总压突升幅度约100%,低压转速在0.3s内突降较大幅度,突降量超过了发动机说明书规定的设计指标要求。加力接通整个过程中,高压转速未出现明显变化。

出现以上问题的原因是加力Ⅱ区供油量较大,加力内

涵接通过程中影响到发动机外涵出口气流,外涵出口反压短时突升,低压转速有小幅突降,而当加力Ⅳ区和Ⅴ区开始供油后,加力外涵短时接通,外涵的出口反压突升明显,低压转速突降明显,接通加力过程中导致主机工作的不稳定。

通过调整加力燃油控制系统可调部位,降低加力外涵供油量。经多次调整和地面试验验证,从中间状态快推油门杆至最大状态接通加力过程中的低压转速突降量满足设计指标要求。

2 加力振荡燃烧引起转速和排气温度摆动明显

图2为 $H_p=15000m$ 、 $V_f=530km/h$ 发动机训练状态从中间状态接通加力至最大状态过程中相关参数的时间历程,其中 P_{6s} 为低压涡轮出口静压, T_6 为低压涡轮出口温度,即发动机排气温度,其他参数所代表的物理量同上节。

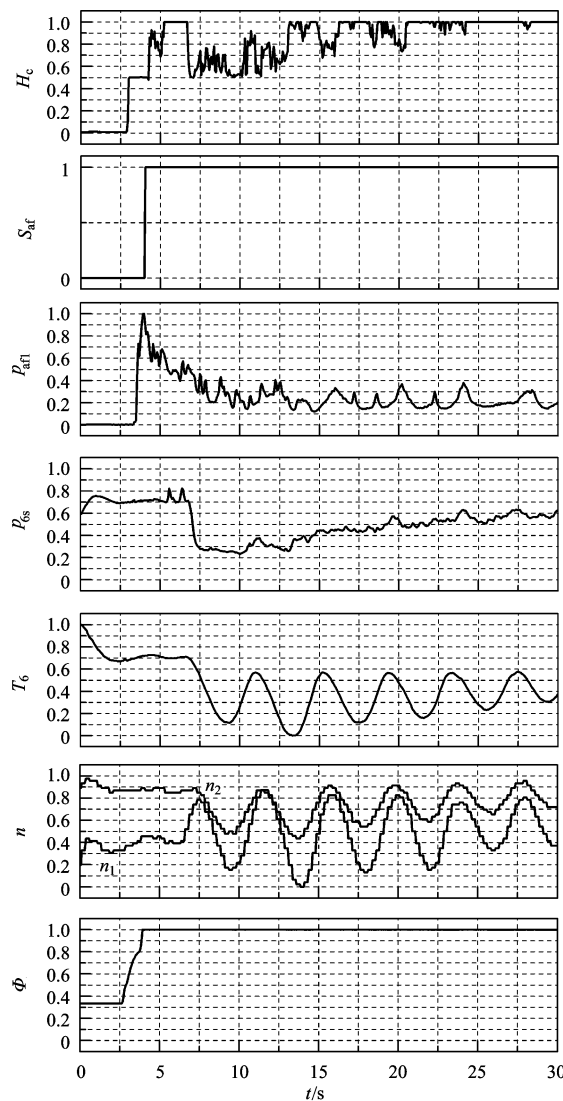


图2 接通加力过程中转速和排气温度摆动明显

Fig.2 Rotor speeds and exhaust temperature greatly sway afterburner transients

推油门杆至最大状态位置后,加力 I 区供油,加力内涵火焰探测传感器感受到火焰信号,加力接通信号灯亮,在其后的约 25s 时间内,加力 I 区供油压力脉动明显,发动机转速和排气温度摆动幅度较大,低压转速、高压转速、排气温度摆动幅度很大,摆动周期约为 8s,摆动量超出了发动机技术指标要求。低压涡轮出口静压在随着高低压转速大幅摆动的同时,进行着更高频率的小幅振荡。

从加力内涵火焰探测传感器的输出电压、加力 I 区供油压力以及低压涡轮出口静压变化情况看,接通加力过程中,加力燃烧室工作不稳定,发生了振荡燃烧^[5,6]。加力燃烧室的工作不稳定也导致了发动机主机工作的不稳定,如转速、排气温度、压气机出口总压等的周期摆动。

高空小表速接通加力过程中出现振荡燃烧是加力系统的常见问题。如果试飞中发生振荡燃烧导致转速和排气温度周期摆动,应及时收油门杆切断加力。出现振荡燃烧的主要原因有:加力燃烧室构型设计不合理、气流与供油不匹配导致的释热脉动与加力燃烧室固有频率发生耦合、尾喷管喉道面积控制不稳定等^[7,8]。针对试飞中发生的多起类似故障,对加力燃烧室构型进行了设计更改,加长了加力燃烧室预混段长度,使加力燃烧室接通过程中内外涵气流掺混更加充分。进行了构型改进后相同试验点的试飞验证,加力接通稳定可靠,未再出现转速和排气温度明显摆动的问题。

3 加力供油量不合理引起发动机喘振

图 3 为 $H_p=15000\text{m}$ 、 $V_f=450\text{km/h}$ 从慢车状态接通加力过程中发生喘振的相关参数的时间历程。其中, S_{aig} 、 S_{sur} 分别为加力点火信号和喘振信号, p_6 为低压涡轮出口总压,其他参数所代表的物理量同上文。

推油门杆至最大状态位置后,在加力 I 区供油而加力 II 区未供油期间,加力点火持续,但一直未点着火,加力未接通,当加力 II 区开始供油后,低压涡轮出口总压和风扇出口外涵总压突升,均在约 0.1s 内突升幅度约 20%,发动机加力接通信号灯亮的同时喘振信号出现,压气机出口总压在 0.1s 内突降幅度约 100%。喘振的发生并未导致加力燃烧室或主燃烧室熄火,执行消喘程序后收油门杆退出了加力状态。

对该问题的原因分析如下:高空小表速时,加力 I 区供油量较少,推油门杆至最大状态后,最小加力未接通,当加力 II 区开始供油后,由于供油量增大较多,加力燃烧室瞬间富油

燃烧,发动机低压涡轮出口反压增大,致使 P_6 、 P_{13} 等突升,进而影响到发动机主机的工作稳定性,导致发动机喘振^[9]。

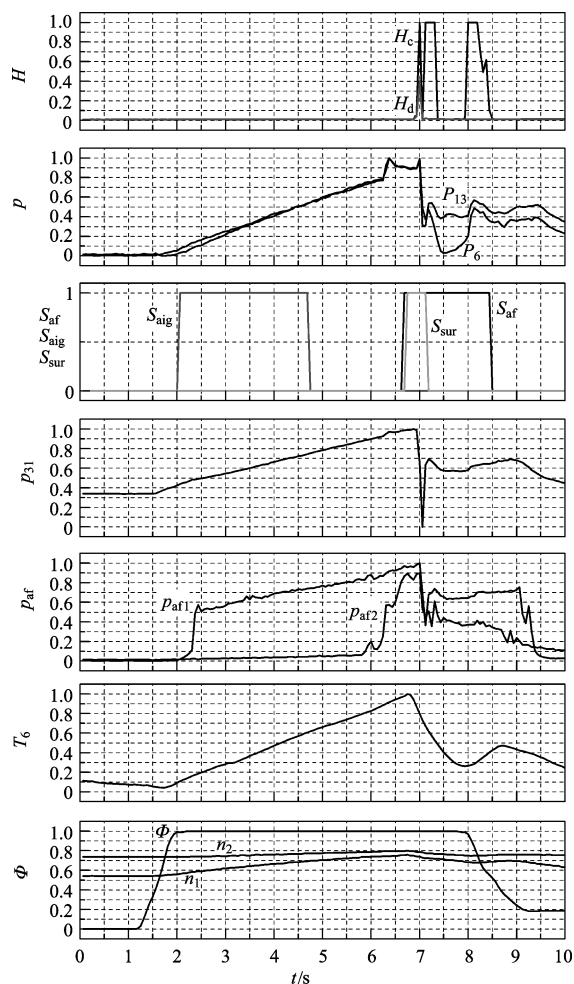


图 3 接通加力过程中发动机喘振

Fig.3 Engine surges in afterburner transients

增大加力 I 区供油量确保加力 I 区接通,适当降低加力 II 区供油量避免反压过大,通过对加力供油控制系统可调部位的调整实现供油量的改变。经过多次调整并开展相同试验点上试飞验证,接通加力稳定可靠,因加力供油量不合理导致发动机喘振的问题得以解决。

4 加力供油和尾喷管喉道控制不匹配引起发动机超转

图 4 为 $H_p=13000\text{m}$ 、 $V_f=450\text{km/h}$ 从慢车状态接通加力过程中发动机超转试飞结果和超转故障排除后验证试飞结果的相关参数的时间历程。其中, $n_{1,cor}$ 为低压换算转速, D_8 为尾喷管喉道截面直径, p_{tr} 为涡轮总膨胀比,其他参数所代表的物理量同上文。

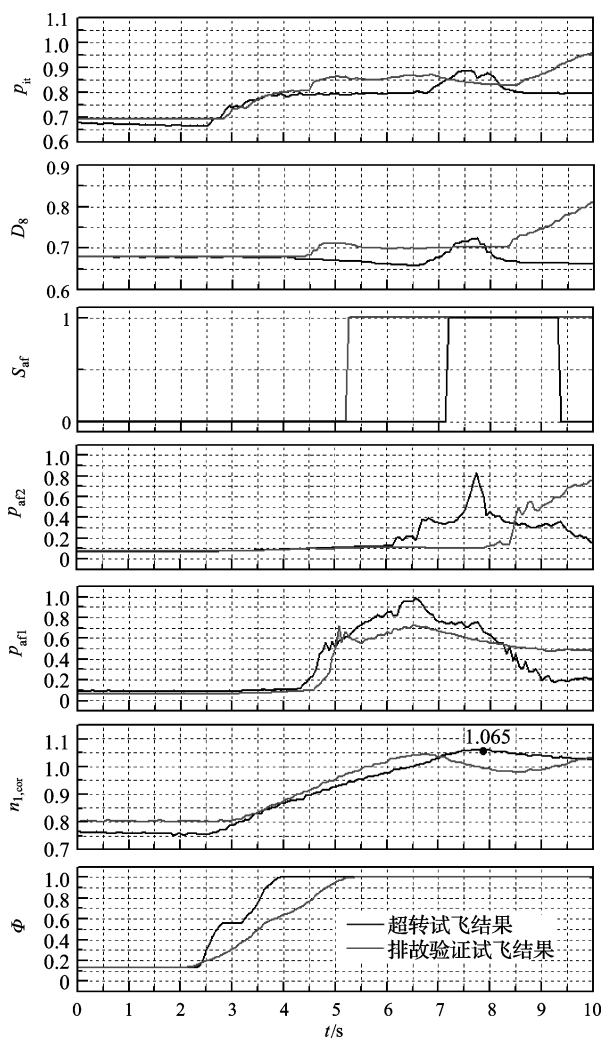


图4 接通加力过程中发动机超转
Fig.4 Engine overspeeds in afterburner transients

从图中发动机超转试飞结果看,油门杆由慢车位置推至最大位置后,发动机转速开始上升,主机加速,加力 I 区供油后,加力并未接通,尾喷管喉道直径保持在最小位置,涡轮总膨胀比数值较低,该过程中主机一直保持持续加速过程。当加力 II 区供油后,加力接通,尾喷管喉道在 1.25s 内快速放大约 10%,涡轮总膨胀比快速增加,转速升高至 106.5% (超转告警转速 105.0%),发动机超转。

接通加力初始阶段,加力供油量与尾喷管喉道控制不匹配,导致加力未接通,主机持续加速后转速达到较高值,尾喷管喉道直径放大后引起总膨胀比短时快速升高^[10,11],从而导致发动机超转。

在接通加力过程中,必须使加力燃烧室中燃气温度的提高(通过增加加力供油量实现)与尾喷管喉道面积的增大相协调^[12]。然而,实际上在接通加力过程中,严格地保持这两个

量相互协调是不可能的。针对该超转问题发生的原因,对加力供油量与尾喷管喉道控制匹配性进行了调整,通过在控制软件中增加尾喷管喉道修正逻辑及加力供油修正曲线实现。在相同试验点重新进行了试飞验证,如图 4 中排故验证试飞结果所示,发动机接通加力正常,工作稳定,未再发生超转问题。

5 结论

本文讨论了涡扇发动机接通加力过程对主机工作稳定性的影响问题,分析了产生影响的原因,给出了问题的解决措施,得出如下结论:

(1) 涡扇发动机接通加力过程中会引起主机低压转速降低明显、转速和排气温度摆动明显、喘振、超转等不稳定工作问题。

(2) 接通加力过程中外涵出口反压突升明显是导致主机低压转速明显突降的原因;接通加力过程中加力燃烧室发生振荡燃烧是导致主机转速和排气温度明显摆动的原因;接通加力过程中最小加力供油量过少而加力内涵供油量过大易导致发动机喘振;接通加力过程中主机加速至最大状态时尾喷管喉道直径快速放大易导致发动机超转。 **AST**

参考文献

- [1] Houshang E B. Overview of gas turbine augmentor design, operation and combustion oscillation [R]. AIAA 2006-4916, 2006.
- [2] Lovett J A, Brogan T P, Philippona D S. Development needs for advanced afterburner design [R]. AIAA 2004-4192, 2004.
- [3] 马梦颖,金捷,季鹤鸣. 航空发动机加力燃烧室技术及新颖结构方案 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2008, 21 (4): 55-59.
MA Mengying, JIN Jie, JI Heming. Technology and new configuration of aero-engine afterburner [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2008, 21 (4): 55-59. (in Chinese)
- [4] U.S. Department of Defense. Joint service specification guide engines, aircraft, turbine [S]. JSSG-2007B, 2008.
- [5] Burcham W F, Myers P L. Flight evaluation of modifications to a digital electronic engine control system in an F-15 airplane [R]. AIAA-83-0537, 1983.
- [6] 李雨桐,张孝先. 航空发动机加力嗡鸣的解决措施 [J]. 航空发动机, 2002, 28 (4): 29-32.
LI Yutong, ZHANG Xiaoxian. Elimination of aero engine augmentor buzz [J]. Aeroengine, 2002, 28 (4): 29-32. (in Chinese)

- [7] 张孝春,孙雨超,刘涛.先进加力燃烧室设计技术综述[J].航空发动机,2014,40(2):24-40.
ZHANG Xiaochun, SUN Yuchao, LIU Tao. Summary of advanced afterburner design technology [J]. Aeroengine, 2014, 40 (2): 24-40. (in Chinese)
- [8] 张澄宇.航空发动机加力燃烧室不稳定燃烧机理与控制方法研究[D].北京:北京航空航天大学,2010.
ZHANG Chengyu. The mechanism and control for combustion instabilities of aeroengine afterburner [D]. Beijing: Beihang University, 2010. (in Chinese)
- [9] Burcham F W, Pai G D. Digital Electronic Engine Control (DEEC) flight evaluation in an F-15 airplane [R]. NASA report, 1983.
- [10] 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.
LI Wei, LI Jun, DONG Shunyi. Numerical simulation of the influence of nozzle area control accuracy on turbofan afterburning performance [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20 (4) : 556-560. (in Chinese)
- [11] 薛倩,肖洪,廉筱纯.涡轮风扇发动机接通加力过程的数值模拟[J].航空动力学报,2005,20(4):545-548.
XUE Qian, XIAO Hong, LIAN Xiaochun. Numerical simulation of turbofan engine afterburner light-on process [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20 (4) : 545-548. (in Chinese)
- [12] 赵运生.航空发动机气动稳定性分析系统研究[D].南京:南京航空航天大学,2013.
ZHAO Yunsheng. Research on aerodynamic stability analysis system for aero-engine [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)

作者简介

马明明(1981—)男,硕士,高级工程师。主要研究方向:航空发动机飞行试验技术。

Tel: 029-86839304 E-mail: mmm_2007@live.cn

Influence of Afterburner Transients on Turbofan Engine Operation Stability in Flight Test

MA Mingming*

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: The phenomena and reasons of influences of turbofan engine afterburner transients on engine operation stability such as low-pressure rotor speed especially decreased, rotor speeds and exhaust temperature greatly swayed, engine surge and overspeed were analyzed and discussed. The work in this paper plays an important role in maintaining security, with optimizing afterburner transients test specification or criterion and improving afterburner system.

Key Words: turbofan engine; afterburner transients; operation stability; oscillatory combustion; surge

Received: 2017-02-17; Accepted: 2017-03-17

*Corresponding author. Tel.: 029-86839304 E-mail: mmm_2007@live.cn