

喷口前馈线对航空发动机 加力接通结果的影响

郝晓乐, 申世才, 高莎莎
(中国飞行试验研究院 发动机所, 西安 710089)

摘要: 为防止加力接通过程中因喷口过小导致发动机喘振, 某型发动机借鉴国外经验设置了喷口前馈线。分析了喷口前馈线的控制原理及设计特点, 并结合实际试飞数据对同一加力接通逻辑下不同喷口前馈线对加力接通结果的影响进行了对比研究。结果表明: 当控制系统正常工作时, 喷口前馈线不参与喷口的实际控制过程, 且不会对加力接通结果产生较大影响; 但当喷口给定故障时, 喷口前馈线可保证发动机安全工作。

关键词: 航空发动机; 喷口面积; 反馈; 控制规律; 加力接通; 落压比; 飞行试验

中图分类号: V235.13 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620 (2017) 03-0006-05

Investigation on the impact of control laws of feedback exhaust nozzle area to reheat lit results

HAO Xiao-le, SHEN Shi-cai, GAO Sha-sha

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

Abstract: To avoid engine surge in the course of reheat lit due to small nozzle, control laws of feedback exhaust nozzle area of foreign engines was adopted for reference. The theory and the characteristic of control laws of feedback exhaust nozzle area were analyzed, and the impact of control laws of feedback exhaust nozzle area to the reheat lit tests results under the same control logic of reheat lit was contrasted and investigated based on the real flight tests data. The results indicate that when the control system works normally, the control laws of feedback exhaust nozzle area don't participate in the actual control of nozzle and will not make a strong impact on the reheat lit tests results; however, it ensures that the engine work safely when the given nozzle area was set inaccurately.

Key words: aero-engine; exhaust nozzle area; feedback; control laws; reheat lit; pressure drop ratio; flight test

1 引言

涡扇发动机喷口面积控制始终贯穿于加力接通的全过程^[1-2], 是加力系统可靠、稳定工作的决定性因素之一。但喷口控制的复杂性和困难性也是实际存在的: 一方面, 喷口喉道面积 A_g 与加力供油量之间会产生相互影响。尤其是在高空小表速范围, 喷口喉道面积扰动量 ΔA_g 会影响发动机的稳定工作状态。同时, 加力供油量的扰动量 ΔW_{fab} 对涡轮落压比 π_T 有着显著影响, 而 π_T 是发动机喷口控制系统

中的重要参数之一, 直接决定着喷口大小。另一方面, 发动机工作时喷口承受较大的气动负荷致使其响应速度较慢, 进一步增加了实现精确喷口喉道面积控制的难度。

美国普惠公司采取减小喷口控制器增益、更换具有更好阻尼特性的快速填充传感器等措施, 精确控制喷口面积, 成功解决了F100发动机加力接通过程的失速问题^[3]。国内, 薛倩^[4]、蒋毅^[5]、李杰^[6]及吴忠敏^[7]等采用数值模拟、半物理仿真等手段对喷口控制系统进行了深入研究, 并取得了一定成果。随着加

收稿日期: 2016-08-15; 修回日期: 2017-06-25

作者简介: 郝晓乐(1987-), 男, 河南孟津人, 工程师, 硕士, 主要从事航空发动机工作特性试飞研究。

力控制系统逐步向数字电子化、小型化和一体化方向发展,虽然大大改善了其安全性能,但在发动机实际使用中仍可能出现故障^[8-9]。若 π_T 值过小,极有可能造成涡轮后反压增大,发动机产生喘振故障,危及飞行安全。

为保证发动机在接通加力过程中不出现喘振故障,某型涡扇发动机借鉴国外经验,在加力接通控制逻辑中加入了喷口前馈线^[10],并利用飞行试验对喷口前馈线控制规律进行多次更改和验证试飞,大大增加了涡扇发动机加力接通过程的安全性和可靠性,这是国内首次在涡扇发动机上对此项技术进行试飞应用。本文基于喷口前馈线的控制原理,结合飞行试验数据,详细研究了喷口前馈线对涡扇发动机加力接通过程的影响,以期对后续涡扇发动机加力控制系统设计提供帮助。

2 加力接通过程中喷口喉道面积控制

图1为某型涡扇发动机加力接通过程中喷口控制原理简图。根据预设 A_8 控制规律及发动机采集的环境数据和工作参数,控制器得到加力接通过程中的 A_8 给定值。与 A_8 实测值比较后形成失调信号,直接控制喷口作动筒对 A_8 进行调节。同时,在喷口调节中加入 π_T 闭环控制,并在加力接通过程中密切关注 π_T 的变化—— π_T 过大或过小均会触发预设的 π_T 极值故障,并产生相应的处置措施。此外,为保证 π_T 不会太小,喷口控制中还设置了开环控制,即在加力I区供油后,控制系统要限制喷口喉道面积不低于最小安全面积,即喷口前馈线给定面积。



图1 加力接通过程喷口控制原理简图

Fig.1 Sketch of A_8 control laws in reheat lit course

3 喷口前馈线的控制原理

涡扇发动机进入中间及以上状态后,喷口喉道面积按照 π_T 进行闭环控制,同时限制加力I区供油后喷口喉道面积不低于喷口前馈线给定面积。图2示出了该型发动机最初给定的喷口前馈线控制计划。图中: $A_{8\max}$ 为喷口前馈线的实际控制值, $A_{8\min}$ 为发动机喷口喉道面积在装机或每次定检时的最小

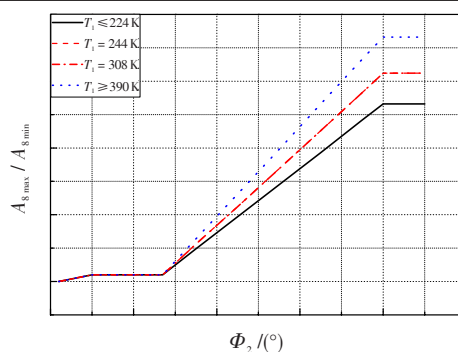


图2 喷口前馈线控制规律($p_{31} \leq 1.10$ MPa)

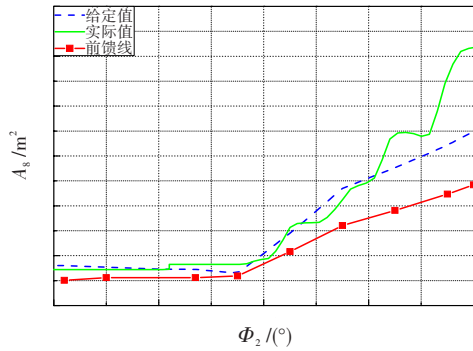
Fig.2 Control laws of feedback A_8 ($p_{31} \leq 1.10$ MPa)

标定值, p_{31} 为高压压气机后压力。横坐标采用的是加力油门角度 Φ_2 而不是飞机输入油门角度 Φ_1 ,是因为 Φ_2 相对于 Φ_1 有一定的延迟,在某些重要控制节点(如加力I区锁定时间等)可以保证控制系统的精确控制,有利于加力燃烧室的稳定工作。

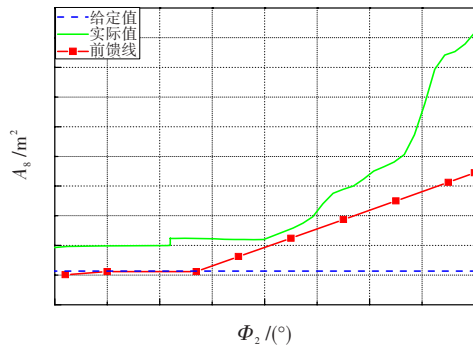
由于随着发动机工作时间的增长,喷口不断进行收放动作, $A_{8\min}$ 肯定会变化,因此试飞数据中喷口前馈线的实际给定值与理论值会存在一定差异。另外,由于选取的试验数据时间跨度较大, $A_{8\min}$ 不断变化,但 $A_{8\min}$ 变化幅度不超过 78.5 mm^2 ,即最小直径变化幅度不大于 5.0 mm ,因此可以将 $A_{8\min}$ 视为定值。

根据 p_{31} 和发动机进口总温 T_1 ,该型涡扇发动机喷口前馈线控制规律有所不同。在 $p_{31} \leq 1.10$ MPa和 $p_{31} \geq 1.25$ MPa两种状态下,分为 $T_1 \leq 224 \text{ K}$ 、 $T_1 = 244 \text{ K}$ 、 $T_1 = 308 \text{ K}$ 及 $T_1 \geq 390 \text{ K}$ 四种情况(图2中 $T_1 = 244 \text{ K}$ 和 $T_1 = 308 \text{ K}$ 两条控制线重合),发动机控制系统根据采集到的 T_1 ,利用相邻控制线插值计算实际进口温度下的喷口前馈线设计值。由于本文研究的试飞数据全部在高空小表速区域, p_{31} 均在 1.10 MPa以下, T_1 在 $244 \sim 308 \text{ K}$ 之间,且所有喷口前馈线控制规律中 $T_1 = 244 \text{ K}$ 和 $T_1 = 308 \text{ K}$ 两条控制线完全相同,因此主要研究 $p_{31} \leq 1.10$ MPa、 $T_1 = 244 \text{ K}$ 下喷口前馈线控制规律的更改情况。

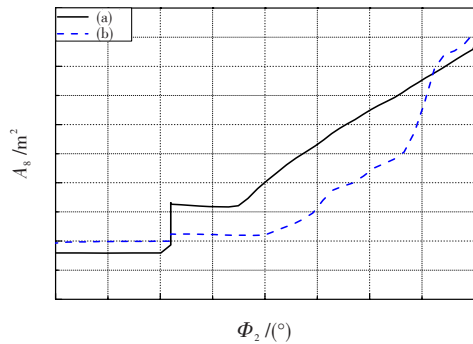
前馈线对发动机喷口控制起引导作用,相当于给出了喷口喉道面积的控制值下限,保证喷口喉道面积不会太小造成喷口堵塞(π_T 值过低),引发喘振风险。在正常的控制过程中,若控制系统给定的喷口喉道面积未碰触到前馈线,则其不会对实际喷口喉道面积产生影响。图3(a)为该型发动机正常接通加力过程中,喷口喉道面积给定值、实际值与喷口前



(a) 正常接通加力



(b) 喷口喉道面积给定故障接通加力



(c) 两次接通喷口喉道面积实际值对比

图3 加力接通过程中喷口喉道面积给定值、实际值与喷口前馈值

Fig.3 Given area, real area and feedback area of A_s in course of reheat lit

馈值的变化,图中前馈值根据前馈线控制规律和 $A_{s\min}$ 计算得到,在加力接通过程中,喷口喉道面积给定值始终处于前馈线上方,未碰触控制线,因此喷口喉道的实际面积根据给定值进行调节,前馈值并未参与调节。而在图3(b)中,由于电子控制器故障,导致喷口喉道面积给定值低于喷口前馈值且未随加力油门角度变化,因此喷口喉道面积并未按照给定值变化,而是随前馈值变化,导致该次试验中间状态至全加力过程的前半段喷口喉道实际面积比正常试验过程的低(如图3(c)所示),但最终也成功接通加力。

4 喷口前馈线设计特点

喷口前馈线如图2所示,具体形式由当前的加力接通控制逻辑决定。如前所述,在加力接通控制逻辑中存在利用加力油门角度进行时间延迟控制的节点,这些节点均须在相应的喷口前馈线中体现,以保证喷口前馈线与加力接通控制逻辑的一致性。

某次加力接通控制逻辑更改中,将加力 I 区锁定时间延长(即加力 I 区延长供油时间),喷口前馈线也做了相应更改,如图4所示。图中仅显示了 $T_1 \leq 224$ K 和 $T_1 = 244$ K 两条喷口前馈线的变化。从图中可知:喷口前馈线随 Φ_2 变化的起调点向右平移,说明喷口喉道面积放大时机较之前有所延迟,而喷口喉道面积放大与加力 I 区点火相匹配,因此加力 I 区供油延迟在喷口前馈线中以增大喷口放大 Φ_2 的方式体现,保证了两者的一致性。

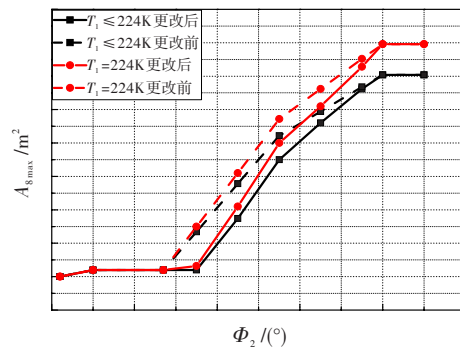
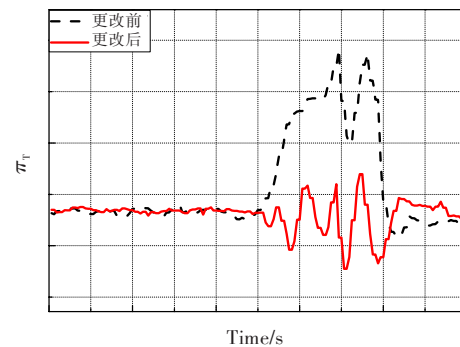


图4 加力接通逻辑更改前后喷口前馈线的变化

Fig.4 Variation of feedback area of A_s of $T_1 \leq 224$ K and $T_1 = 244$ K with the optimized reheat lit laws

图5示出了加力接通逻辑更改前后,同一试验点发动机由中间状态接通全加力过程中 π_T 值的变化,可看出加力 I 区锁定时间延长后, π_T 值的摆动

图5 加力接通逻辑更改前后 π_T 值在接通过程中的变化Fig.5 Variation of π_T in course of reheat lit with the optimized reheat lit laws

范围更小,说明喷口喉道面积和供油的匹配更接近理想状态,有利于加力燃烧室内油气混合物的点燃和稳定工作。可见加力接通控制逻辑的更改必然导致喷口前馈线随之改变,但无法独立分析喷口前馈线对试验结果的影响。

5 喷口前馈线对加力接通结果的影响

5.1 不同喷口前馈线控制规律的比较

该型发动机试飞期间,针对同一加力接通控制逻辑下的多种喷口前馈线控制规律进行了试飞验证。选择几个代表性方案作为研究对象,具体情况如图6所示。图中 $T_1=244\text{ K}$ 时的喷口前馈线,均以喷口喉道最小面积 $A_{8\min}$ 作为参考值给出。对比喷口前馈线控制规律各个方案,主要变化发生在中间斜线段。 $T_1=244\text{ K}$ 时,原始喷口前馈线处于最小值,随后方案2改进为最大值,之后又有所回调,基本保持在方案2和方案3之间变化。各控制线的趋势也在不断调整。方案1~3以不同斜率的二段式斜线代替原有的单一直线,方案4和方案5则改为更为复杂的三段式斜线。

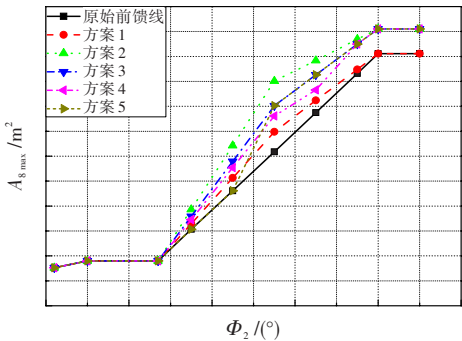


图6 喷口前馈线更改情况($T_1=244\text{ K}$)
Fig.6 Modification of A_8 feedback control laws ($T_1=244\text{ K}$)

图7示出了5种方案中 $T_1 \leq 224\text{ K}$ 和 $T_1 \geq 390\text{ K}$ 两条控制线之间的差值,即图2中实线和虚线之间规定的调整范围,在一定程度上表征了喷口前馈线规律下喷口喉道可调面积的控制精度。可见,在相同加力油门角度下,改进后的喷口前馈线对于喷口喉道面积的可调范围大幅缩小约40%(36%~44%),即相同状态点下喷口前馈线给定的最小喷口喉道面积值比原有设计点降低约40%。这说明在精确供油的前提下,可能造成喘振或影响加力接通的喷口喉道面积范围缩小,进一步提高了发动机加力接通的可靠性。

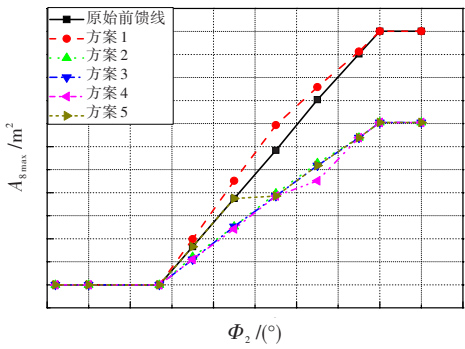


图7 喷口前馈线喷口面积可调范围更改情况
Fig.7 Modification of A_8 distributing in A_8 feedback control laws

5.2 不同喷口前馈线对加力接通结果的影响

同一加力接通控制逻辑下,不同的喷口前馈线控制规律可能会造成加力接通试验结果有所差异。选择几个具有对比意义的试验点作为研究对象,具体试验结果见表1、表2。表中,分别以飞机升限高度 $H_{p\max}$ 和规定的加力接通边界表速 V_{ib} 为参考值,对试验点的高度和速度作无量纲处理;前馈线控制规律分别对应图6中的各个方案。试验结果描述了发动机从中间或慢车状态接通全加力过程中的表现,其中正常接通指加力接通过程一切正常,发动机加力指示灯未闪烁;加力灯闪烁是指在接通过程中除加力指示灯存在闪烁现象外,其余一切正常;而未接通则表明发动机接通全加力失败,加力燃烧室内混合油气未能在全加力状态下稳定燃烧。

表1 中间至全加力过程加力接通试验结果

Table 1 Results of reheat lit tests from intermediate rating to full afterburning condition

序号	$\overline{H_{p\max}}$	$\overline{V_{ib}}$	试验结果	对应前馈线
1	0.70	0.99	未接通	方案1
2	0.81	1.01	加力灯闪烁2次	
3	0.70	1.00	正常接通	
4	0.70	1.01	加力灯闪烁14次	方案2
5	0.82	1.01	加力灯闪烁5次	
6	0.70	1.00	正常接通	
7	0.80	1.00	加力灯闪烁3次	方案3
8	0.81	1.00	加力灯闪烁3次	
9	0.80	1.01	加力灯闪烁4次	方案4
10	0.81	1.01	加力灯闪烁10次	
11	0.81	1.01	未接通	

从试验结果看,除表1中第1次和第11次试验出现未接通的情况外,其余试验均能从中间或慢车

表2 慢车至全加力过程加力接通试验结果
Table 2 Results of reheat lit tests from idle to full afterburning condition

序号	$\overline{H}_{p\max}$	\overline{V}_{ib}	试验结果	对应前馈线
1	0.59	0.98	加力灯闪烁8次	方案1
2	0.59	1.01	正常接通	
3	0.59	1.01	正常接通	方案2
4	0.70	0.99	加力灯闪烁16次	
5	0.59	0.995	加力灯闪烁1次	方案3
6	0.70	1.00	加力灯闪烁15次	
7	0.70	1.01	加力灯闪烁21次	方案4

状态接通加力。大部分试验点的接通过程中出现了加力灯闪烁现象,但从表1的第3、第4次试验以及表2的第1、第2次试验结果看,接通过程中加力灯的闪烁无可寻规律,不能判断前馈线的更改对加力接通过程有积极影响。

根据试验数据分析,导致表1中第1次和第11次试验未能成功接通加力的原因,主要是加力点火时喷口喉道面积预开较大,导致涡轮后压力急剧降低, π_T 值较正常范围偏大并出现波动^[4],使得加力燃烧室内油气混合物无法持续稳定燃烧,与喷口前馈线控制规律无较大关系,如图8所示。因此,从表1的试验结果并不能判断喷口前馈线控制规律的改进对加力接通过程有积极影响。

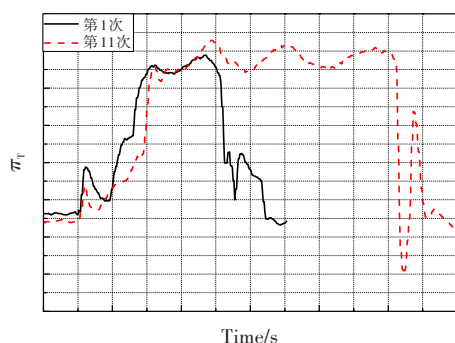


图8 表1第1次和第11次接通加力试验中 π_T 值随时间的变化

Fig.8 Variation of π_T relative to the time of test No.1 and No.11 in Table 1

6 结论

某型发动机在加力接通逻辑中借鉴国外经验设置了喷口前馈线,以防止喷口喉道面积在加力接通过程中太小导致涡轮后压力升高,甚至发动机喘振。

通过实际试飞数据对同一加力接通逻辑下不同喷口前馈线控制规律对加力接通结果的影响进行分析,得到以下结论:

(1) 当喷口喉道面积给定故障时,喷口前馈线可以保证发动机在接通加力过程中不会出现因喷口喉道面积过小而导致的喘振等异常情况,对发动机的正常工作具有积极意义;

(2) 控制系统正常工作时,喷口前馈线不参与喷口喉道面积的实际控制,不会对加力接通结果产生较大影响;

(3) 喷口前馈线规定了喷口喉道面积在放大过程中的最小允许值,在一定程度上提高了喷口喉道面积的控制精度;

(4) 在精确控制发动机喷口喉道面积和供油量匹配关系的前提下,使涡轮落压比保持定值,可以取消喷口前馈线控制措施。

参考文献:

- [1] 聂恰耶夫. 航空动力装置控制规律与特性[M]. 单凤桐,译. 北京:国防工业出版社,1998:308—313.
- [2] 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.
- [3] Burcham F W, Pai G D. Augmentor transient capability of an F100 engine equipped with a digital electronic engine control[C]//Digital Electronic Engine Control (DECC) Flight evaluation in an F-15 Airplane. NASA CP2298. USA:NASA,1983.
- [4] 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.
- [5] 蒋 毅. 带执行机构的航空发动机喷口控制器设计方法[J]. 推进技术,2012,33(6):968—973.
- [6] 李 杰,李 娜,张立伟,等. 一种发动机喷口面积控制系统仿真研究方法[J]. 计算机仿真,2014,31(6):111—114.
- [7] 吴忠敏. 发动机加力控制系统及其执行机构的仿真研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2007.
- [8] 朴 英,张绍基. 军用航空发动机加力控制系统的研究和发展[J]. 推进技术,2001,22(2):89—91.
- [9] 杨福刚,黄 猛,范世新. 航空发动机加力控制系统典型故障研究[J]. 航空发动机,2012,38(3):36—37.
- [10] 刘 杰,张绍基. 某涡扇发动机加力供油和喷口控制系统间相互影响分析[J]. 航空发动机,1999,25(1):25—29.