

涡扇发动机加力接通过程 延迟控制措施的影响

郝晓乐, 许艳芝, 张 浩

(中国飞行试验研究院 发动机所, 西安 710089)

摘 要: 利用加力式涡扇发动机试飞数据, 对比分析了加力I区供油延迟、加力点火延迟以及加力I区锁定等延迟控制措施对加力接通过程气动稳定性及试验结果的影响。研究表明: 加力I区供油延迟措施对加力接通过程气动环境和试验结果无明显影响; 加力点火延迟可以使油气混合物避开在加力I区燃油流量峰值时点燃, 优化点火时刻的油气比, 且得到了最有效、合理的延迟时间; 加力I区锁定措施有利于加力I区油气混合物在点燃之后形成较为稳定的燃烧工况, 以及喷口喉道面积和加力供油量的匹配。

关键词: 航空发动机; 延迟控制; 加力供油; 加力点火; 锁定时间; 飞行试验

中图分类号: V233.7 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620 (2018) 03-0047-06

Impact of time-delay control measures on reheat lit process for a turbofan engine afterburner

HAO Xiao-le, XU Yan-zhi, ZHANG Hao

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

Abstract: Based on the flight test data of an afterburning turbo-fan engine, the influence of time-delay control measures on the aerodynamic stability and the results of reheat lit tests was contrasted, including the augmented-fuel time-delay of zone I, the afterburning ignition time-delay and the locking augmented-fuel of zone I, etc. The results indicate that firstly, the augmented-fuel time-delay of zone I control has no effects on the aerodynamic surrounding and the test results. Secondly, the afterburning ignition time-delay control can effectually avoid igniting the air-fuel mixture at the peak of the fuel supply, optimize the fuel-air ratio at the ignition moment, and achieve the most effective and reasonable delay time. Thirdly, the locking augmented-fuel of zone I control is beneficial to the stability combustion condition after igniting the air-fuel mixture, and the matching between the nozzle throat area and augmented-fuel flow.

Key words: aero-engine; time-delay control; augmented-fuel control; afterburning ignition; locking-time; fighting test

1 引言

受喷口喉道面积和加力供油量控制匹配程度的影响, 涡扇发动机加力接通过程的控制规律非常复杂, 设计难度也较高^[1]。针对控制逻辑的复杂性和困难性, 国内张辉^[2]、刘杰^[3]、王新月^[4]、李伟^[5]、薛倩^[6]等通过系统试验和数值模拟等方法, 对加力接通过程中的喷口喉道面积、加力供油量等重要控制参数进行了深入研究, 提高了涡扇发动机加力接通控制的

精度和可靠性。

但在飞行包线左上角区域, 受外界大气环境影响, 发动机加力接通过程相对于中低空区域更加困难^[7]。某加力式涡扇发动机研制过程中, 为提高飞行包线左上角区域的加力接通可靠性, 尝试了加力供油延迟、加力点火延迟^[7]以及加力I区锁定等多种延迟控制措施, 以期通过延迟加力供油和加力点火来改善加力燃烧室气动环境和油气混合物燃烧性能。

收稿日期: 2017-07-14; 修回日期: 2017-12-23

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

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. <http://www.cnki.net>

本文利用该加力式涡扇发动机试飞数据,对比分析了各延迟措施对加力接通过程气动稳定性及试验结果的影响,得到各延迟控制措施的设计特点和实际效果,可为完善涡扇发动机加力接通控制逻辑提供重要参考。

2 加力接通过程控制逻辑及延迟控制措施

2.1 加力接通控制逻辑

该涡扇发动机采用的是混合进气加力燃烧室。加力供油分为3个区,其中I区为起动点火供油,II区为加力内涵供油,III区为加力外涵供油^[8-9]。加力接通过程中供油为开环控制,喷口喉道面积为闭环控制,主要控制逻辑如图1中蓝色部分所示。

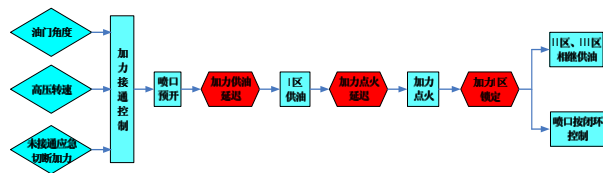


图1 加力接通控制逻辑

Fig.1 Control laws in reheat lit course

当发动机油门角度和高压转速满足控制要求,且未接通“应急切断加力”按钮时,发动机开始进入加力接通控制过程。喷口预开到位后,加力I区供油,随即点火,最后加力II区、III区相继供油。过程中,喷口喉道面积按落压比 π_1 进行闭环控制。

图1中红色部分为加力延迟控制措施,包括加力供油延迟、加力点火延迟以及加力I区锁定。各延迟措施可在电子控制器中设置或取消,并可任意组合和调节相应延迟时间。

2.2 加力供油延迟措施

进入加力接通控制过程后,受喷口预开影响,发动机涡轮后压力 p_6 会产生较大波动,影响供油量和喷口喉道面积的匹配性。因此,在加力接通控制逻辑中增加了I区供油延迟措施。具体设计逻辑为:判断加力I区允许供油时刻的 p_6 ,若小于规定值,则延迟相应时间后加力I区再开始供油;否则,立即开始供油。

图2示出了涡扇发动机试飞中验证的3种加力供油延迟方案。图中,横坐标 \bar{t} 为实际时间以该发动机规定的中间状态至全加力状态的加速时间 t_{ac} (从中间状态推油门杆至加力灯亮)为基准进行无量纲处理后的值; $f(\pi_1)$ 为利用 π_1 构造的加力I区允许供油的判断函数,当 $f(\pi_1) \geq 0$ 时允许加力I区供油;

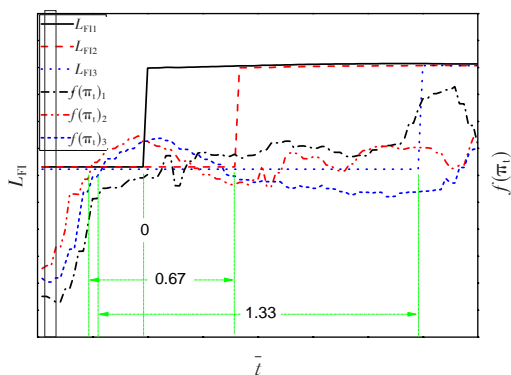


图2 加力供油延迟验证方案

Fig.2 Validated projects of augmented-fuel time-delay control

L_{FI} 为加力I区供油计量活门给定位移值,下角标数字代表不同的延迟方案。从图中可清楚看到不同延迟时间下加力I区供油活门给定位移的随动情况。受推油门杆速率和控制系统响应速度的影响,加力I区供油的实际延迟时间可能较设计值稍长。本文忽略以上因素影响,均按设计值进行分析。

2.3 加力点火延迟措施

在加力I区供油后理论上可以立即点火,但受加力燃油计量装置起动阶段震荡效应的影响,初始供油时刻油量与设计值偏离较多,出现油量峰值现象^[10],不利于形成合理的油气比。因此,在加力接通控制逻辑中采取了加力点火延迟措施。具体设计逻辑为:根据油门角度和发动机高压转子转速具体数值,从加力I区计量活门给定位移开始突增时刻起,经过不同的延迟时间后,电子控制器发出“加力点火”信号。

图3显示了3种经试飞验证的加力点火延迟方案,图中 S_{jdh} 为加力点火信号,下角标数字代表不同的延迟方案。相较于加力供油延迟,点火延迟时

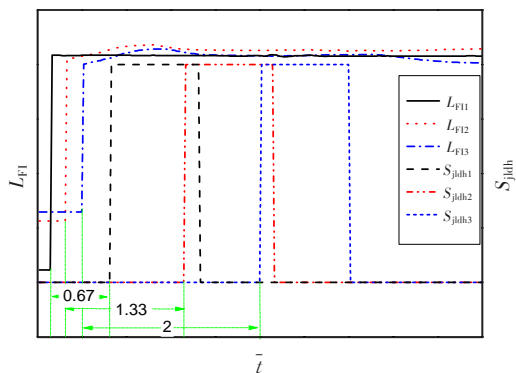


图3 加力点火延迟验证方案

Fig.3 Validated projects of afterburning ignition time-delay control

间严格按照设计值执行。

2.4 加力 I 区锁定措施

加力点火后,若油气比合适则加力灯正常闪亮,表明加力点火成功。由于加力 I 区供油量只占总加油量的 15%左右,若此时立即允许 II 区和 III 区相继供油,很可能对还未形成稳定燃烧的油气混合物产生冲击,造成加力熄火。因此,在加力接通控制逻辑中设计了加力 I 区锁定措施,即延迟加力 II 区的供油时间。具体设计逻辑为:根据加力灯闪亮时刻的 p_6 具体数值,保持加力 I 区进行相应时间的供油后,加力 II 区再开始供油。

图 4 显示了 2 种经试飞验证的加力 I 区锁定方案。图中, S_{afri} 为加力灯信号, L_{FII} 为加力 II 区供油计量活门给定位移值,下角标数字代表不同的锁定方案。加力 I 区锁定时间也严格按照设计值执行。

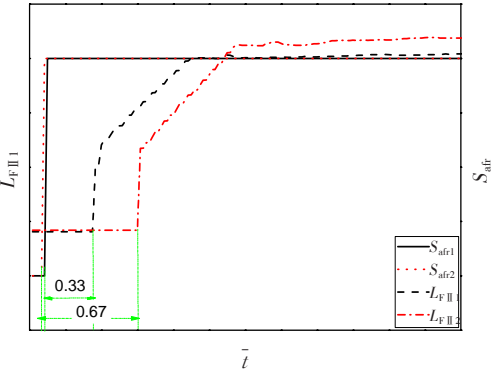


图 4 加力 I 区锁定验证方案

表 1 不同加力供油延迟方案下的加力接通试验结果

Table 1 Results of reheat lit tests with different projects of augmented-fuel time-delay control						
序号	$\overline{t_{fuel}}$	$\overline{H_p}$	$\overline{V_i}$	试验结果	$\overline{t_{afr}}$	油门动作
1	0	0.83	1.00	加力灯闪烁6次	0.83	慢车→全加力
2		0.83	1.00	加力灯闪烁5次	0.81	
3		0.83	1.00	加力灯闪烁5次	0.62	
4	0.67	0.83	0.99	加力灯闪烁5次	1.37	
5		0.78	0.99	加力灯闪烁4次	1.35	
6		0.83	1.00	加力灯闪烁4次	1.31	
7	1.33	0.83	0.99	加力灯闪烁11次	2.08	
8		0.83	1.00	加力灯闪烁11次	2.08	
9		0.83	1.00	加力灯闪烁11次	2.04	

值,分别对试验点的高度和速度作无量纲处理。 $\overline{t_{\text{afri}}}$ 为无量纲处理后的从慢车状态推油门至加力灯亮的时间。从试验结果看,3 种加力供油延迟方案下,发动机均能接通加力,但加力灯闪烁情况并没有随着延迟时间的增加而有所改善,即加力接通过程中加力油气混合物的燃烧并没有改善。另一方面,随着加力供油延迟时间的增加,加力灯亮的时间也随之延长,3 种方案下 $\overline{t_{\text{afri}}}$ 的平均时间分别为 0.76、1.35 和 2.07,大大增加了发动机的加速时间。

从加力接通过程 π_i 实际值和给定值的差值 $\Delta\pi_i$ 的变化也可以看出,各方案下加力油气混合物的燃烧没有得到改善,如图 5 所示。图中●代表该种方案下实际开始供油的时刻,★代表开始点火的时刻。从图中可以看到,较长的延迟时间可以使 I 区供油前的 p_6 增加,导致 $\Delta\pi_i$ 降低,但加力点火时刻的 $\Delta\pi_i$ 则相差不大。加力点火后,3 种方案下的 $\Delta\pi_i$ 变化趋势基本相同,波峰、波谷的数量和幅值也基本相同。因此,从 $\Delta\pi_i$ 的变化看,加力供油延迟措施只是将加力接通过程按照不同延迟时间整体后延,对加力燃烧室的气动稳定性没有积极影响。

3.2 加力点火延迟措施效果分析

试飞中共验证了 3 种加力点火延迟方案,无量纲处理后的延迟时间 $\overline{t_{\text{fire}}}$ 分别为 0.67、1.33 和 2.00,如图 3 所示。各方案均无供油延迟措施,且加力点火后的控制逻辑完全相同。

受试验点加力供油规律改进的影响,不同延迟

3 试飞验证结果及分析

为提高高空小表速区域加力接通的可靠性,发动机在试飞中针对加力供油延迟、加力点火延迟及加力 I 区锁定等控制逻辑的多种设计方案进行了试飞验证,并取得较好效果。本文选取其中具有代表性的试验点,对比分析各延迟措施的作用和各方案的实际效果。

3.1 加力供油延迟措施效果分析

试飞中共验证了 3 种加力供油延迟方案,无量纲处理后的延迟时间 $\overline{t_{\text{fuel}}}$ 分别为 0、0.67 和 1.33,如图 2 所示。各方案加力 I 区供油后的控制逻辑完全相同。

表 1 显示了 3 种加力供油延迟方案下发动机慢车至全加力状态加力接通试验结果。表中分别以飞机升限高度 $H_{p\text{max}}$ 和加力接通边界表速 $V_{i\text{min}}$ 为参考

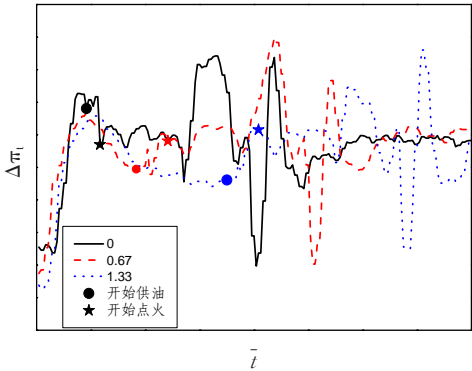


图5 不同加力供油延迟方案下 $\Delta\pi_1$ 在加力接通过程中的变化
Fig.5 Variation of $\Delta\pi_1$ in reheat lit course with different projects of augmented-fuel time-delay control

时间方案下的试验结果对比分析,分为0.67和1.33、1.33和2.00两组分别进行,如表2和表3所示。表中的“正常接通”意为接通过程无加力灯闪烁现象。

表2 点火延迟时间为0.67和1.33方案下的加力接通试验结果
Table 2 Results of reheat lit tests with projects of afterburning ignition time-delay of 0.67 and 1.33

序号	$\overline{t_{\text{fire}}}$	$\overline{H_p}$	$\overline{V_i}$	试验结果	$\overline{t_{\text{afr}}}$	油门动作
1	0.67	0.72	1.01	正常接通	1.00	中间→全加力
2		0.72	0.99	正常接通	1.04	
3		0.72	0.99	正常接通	1.00	
4		0.72	1.00	正常接通	1.50	
5	1.33	0.72	0.99	正常接通	1.48	
6		0.72	0.98	加力灯闪烁3次	1.48	
7		0.83	0.99	加力灯闪烁28次	2.94	
8	0.67	0.83	0.99	加力灯闪烁3次	1.96	慢车→全加力
9		0.83	0.99	正常接通	2.58	
10		0.83	1.00	正常接通	2.69	
11	1.33	0.84	1.01	正常接通	2.54	
12		0.83	1.01	正常接通	2.65	

从表2的统计情况看,0.67和1.33两种加力点火延迟时间方案下,中间至全加力试验均能接通加力,且只有1.33方案出现1次加力灯闪烁情况;慢车至全加力试验也全部接通加力,但0.67方案出现2次加力灯闪烁现象,其中序号7试验闪烁次数较多。另一方面,中间至全加力试验的 $\overline{t_{\text{afr}}}$ 随 $\overline{t_{\text{fire}}}$ 的增加而增加,且增加幅度小于 $\overline{t_{\text{fire}}}$ 增加的时间0.67;而慢车至全加力试验的 $\overline{t_{\text{afr}}}$ 基本相同。

从表3的统计情况看,1.33和2.00两种加力点火延迟时间方案下,中间至全加力试验均能接通加力,但加力灯闪烁情况2.00方案明显差于1.33方案;慢车至全加力试验中,2.00方案有2次试验未能成

表3 点火延迟时间为1.33和2.00方案下的加力接通试验结果
Table 3 Results of reheat lit tests with projects of afterburning ignition time-delay of 1.33 and 2.00

序号	$\overline{t_{\text{fire}}}$	$\overline{H_p}$	$\overline{V_i}$	试验结果	$\overline{t_{\text{afr}}}$	油门动作
1	1.33	0.82	1.00	加力灯闪烁3次	1.48	中间→全加力
2		0.82	1.01	正常接通	1.73	
3		0.82	1.00	加力灯闪烁1次	1.48	
4		0.83	1.01	加力灯闪烁9次	2.44	
5	2.00	0.82	0.98	加力灯闪烁16次	2.42	
6		0.82	0.99	加力灯闪烁16次	2.42	
7		0.82	1.01	加力灯闪烁4次	2.23	
8	1.33	0.82	1.00	加力灯闪烁3次	1.85	慢车→全加力
9		0.82	1.01	加力灯闪烁1次	1.81	
10		0.82	0.99	加力灯闪烁13次	3.50	
11	2.00	0.82	1.01	未接通	3.52	
12		0.83	0.99	未接通	3.52	

功接通加力,而1.33方案均能接通。另一方面,2.00方案的 $\overline{t_{\text{afr}}}$ 均较1.33方案有所延长,且增加幅度大于 $\overline{t_{\text{fire}}}$ 增加的时间0.67,尤其是慢车至全加力试验, $\overline{t_{\text{afr}}}$ 平均增加1.53。

图6分别显示了3种加力点火延迟方案下 $\Delta\pi_1$ 从慢车至全加力状态的变化情况。图中零点为 L_{FI} 突增时刻,★代表开始点火时刻,■为加力Ⅱ区开始供油时刻。在加力Ⅱ区供油前,所有方案的 $\Delta\pi_1$ 的变化基本一致。加力Ⅱ区开始供油后,0.67和2.00方案的 $\Delta\pi_1$ 急剧变化,且0.67方案波动明显,2.00方案单调突升,明显不利于加力燃烧室稳定燃烧;而1.33方案的 $\Delta\pi_1$ 波动最小、相对稳定。

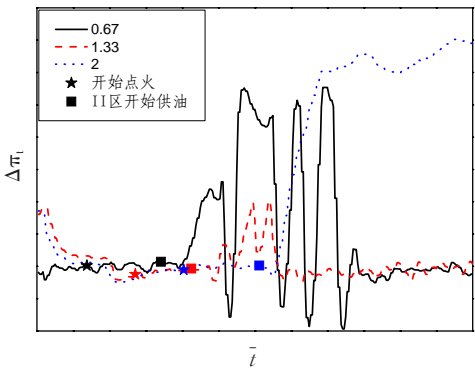


图6 不同加力点火延迟方案下 $\Delta\pi_1$ 在加力接通过程中的变化
Fig.6 Variation of $\Delta\pi_1$ in reheat lit course with different projects of afterburning ignition time-delay control

另一方面,采用加力点火延迟措施后,发动机加力接通过程中的实际供油和点火发生了变化。

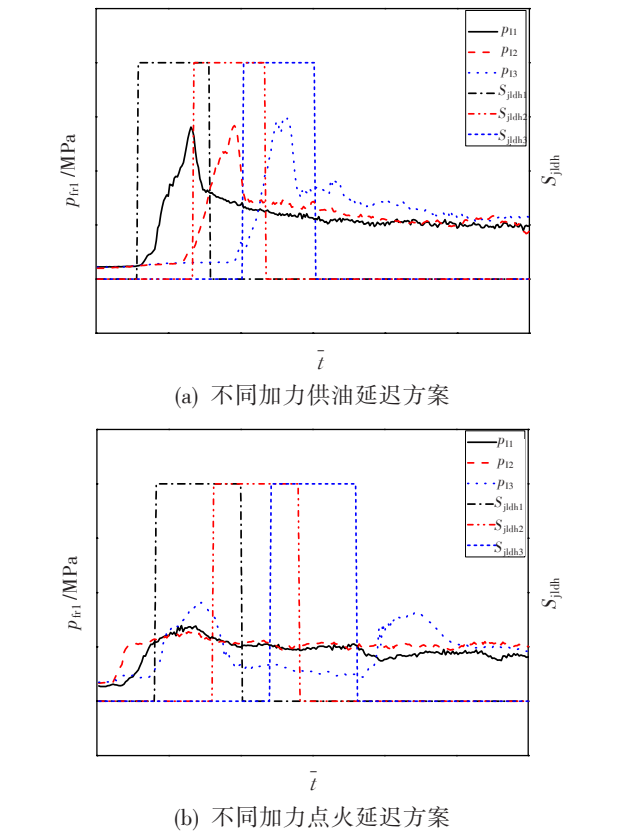


图7 不同加力供油延迟和点火延迟方案下 p_1 和 S_{jldh} 在加力接通过程中的变化

Fig.7 Variation of p_1 and S_{jldh} in reheat lit course with different projects of augmented-fuel and afterburning ignition time-delay control

图7(a)示出了不同加力供油延迟和点火延迟方案下,加力I区供油压力 p_1 (表征I区燃油流量^[11])和加力点火信号的变化。对比图7(a)和图7(b)可以发现,在不同的加力供油延迟方案下,喷嘴初始供油产生的流量峰值^[12]始终在加力点火信号持续时间内,也就是说I区油气混合物均处于富油状态,不利于顺利点燃。而采用加力点火延迟措施后,除0.67方案的流量峰值仍在加力点火信号持续时间内,1.33和2.00方案均使得加力点火成功避开流量峰值,但2.00方案延迟太久导致流量持续偏低,也不利于顺利点燃I区油气混合物,最终未能接通加力。因此,从加力接通结果、 $\overline{t_{\text{afre}}}$ 以及接通过程中加力燃烧室气动稳定性和油气比等角度综合考虑,1.33方案明显优于0.67方案和2.00方案。

3.3 加力I区锁定措施验证试飞

试飞中共验证了2种加力I区锁定方案,无量纲处理后的锁定时间 $\overline{t_{\text{lock}}}$ 分别为0.33和0.67,如图4所示。

实际试飞中,加力I区锁定措施和加力点火延

迟措施联动更改、验证试飞,实际能找到的对比试验点较少。表4示出了不同加力I区锁定时间下的加力接通试验结果。各试验均无加力供油延迟措施,且加力点火延迟时间为1.33。

表4 不同加力I区锁定时间下的加力接通试验结果

Table 4 Results of reheat lit tests with different projects of locking augmented-fuel of zone I

序号	$\overline{t_{\text{fire}}}$	$\overline{H_p}$	$\overline{V_i}$	试验结果	$\overline{t_{\text{afre}}}$	油门动作
1	0.33	0.81	1.00	正常接通	2.06	中间→全加力
2	0.67	0.83	1.00	加力灯闪烁1次	1.56	
3		0.82	1.01	加力灯闪烁2次	1.73	
4	0.33	0.82	1.01	加力灯闪烁4次	2.23	慢车→全加力
5	0.67	0.82	1.00	加力灯闪烁3次	1.85	
6		0.82	1.01	加力灯闪烁1次	1.81	

从有限的试验对比可知,锁定时间对试验结果影响不大,但0.33方案下的 $\overline{t_{\text{afre}}}$ 明显比0.67方案的大,使得超出加速时间要求的情况更加严重。

图8对比了不同锁定时间下中间至全加力过程中 $\Delta\pi_i$ 在加力I区锁定时间内的变化。可以看到,较长的锁定时间可以使 $\Delta\pi_i$ 值从较大幅度的波动中恢复到正常水平,更接近给定值,即更接近理想加力接通过程。这是由于较长的加力I区锁定时间有利于油气混合物在点燃之后形成较为稳定的燃烧工况,保证其不会被内涵供油时刻的峰值油量干扰,提高了火焰的稳定性。同时,使得喷口等几何调节机构有充足的时间进行相应调节,保证喷口喉道面积和加力供油量的匹配。

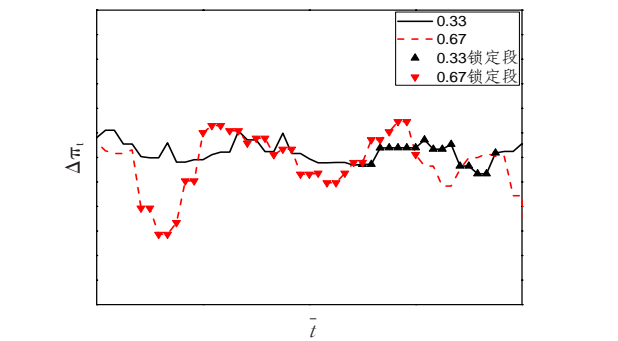


图8 不同加力I区锁定方案下 $\Delta\pi_i$ 在锁定时间内的变化

Fig.8 Variation of $\Delta\pi_i$ in locking time with different projects of locking augmented-fuel of zone I

4 结论

利用加力式涡扇发动机试飞数据,分析了加力I区供油延迟措施、加力点火延迟措施和加力I区锁

定措施的实际作用,对比了各个措施不同延迟时间对接过程中加力燃烧室的气动稳定性和试验结果的影响,可以得到以下结论:

(1) 加力供油延迟措施只是将加力接通过程按照延迟时间整体后延,对加力燃烧室的气动稳定性无积极影响。

(2) 加力点火延迟措施可以使油气混合物避开在加力 I 区燃油流量峰值时点燃,优化了点火时刻的油气比,且无量纲延迟时间为 1.33 时最为有效、合理。

(3) 加力 I 区锁定措施有利于加力 I 区油气混合物在点燃之后形成较为稳定的燃烧工况,以及喷口喉道面积和加力供油量的匹配。

参考文献:

- [1] 聂恰耶夫 IO H. 航空动力装置控制规律与特性[M]. 北京:国防工业出版社,1999:308—313.
- [2] 张 辉,陶 涛,张加桢. 航空发动机加力过渡过程数控研究[J]. 航空动力学报,1997,12(1):98—100.
- [3] 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.
- [4] 王新月,苏三买,廉小纯. 混合排气加力涡扇发动机过渡态的数值计算[J]. 推进技术,2002,23(3):189—192.
- [5] 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.
- [6] 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.
- [7] 申世才,郝晓乐,贾一哲. 涡扇发动机高空小表速加力接通试验研究[J]. 工程与试验,2015,55(4):44—47.
- [8] 李春光,范秀丽. 发动机加力外涵供油周期性摆动故障研究[J]. 航空科学技术,2015,26(6):52—55.
- [9] 尚 洋,郭迎清,王骥超,等. 涡扇发动机加力燃油计量装置建模与性能分析[J]. 航空发动机,2013,39(5):47—50.
- [10] 王 彬,赵皓岑,叶志锋. 加力燃油计量装置的 AMESim 仿真研究[J]. 航空发动机,2014,40(5):62—66.
- [11] 陈 俊,张宝诚,马洪安,等. 某型航空发动机燃油喷嘴的试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2006,19(3):40—43.
- [12] 毛 君,曹建南,谢 苗,等. 喷嘴流量试验台恒压供油系统建模与仿真[J]. 辽宁工程技术大学学报(自然科学版),2015,34(6):734—739.
- [4] Sirignano W A, Delplanque J P, Liu F. Selected challenges in jet and rocket engine combustion research[R]. AIAA 1997-2701, 1997.
- [5] Sirignano W A, Liu F. Performance increases for gas-turbine engines through combustion inside the turbine[J]. Journal of Propulsion and Power, 1999, 15(1): 111—118.
- [6] Liu F, Sirignano W A. Turbojet and turbofan engine performance increases through turbine burners[R]. AIAA 2000-0741, 2000.
- [7] Sekar B, Thornburg H J, Briones A M, et al. Effect of trapped vortex combustion with radial vane cavity arrangements on predicted inter-turbine burner performance[R]. AIAA 2009-4603, 2009.
- [8] Thornburg H J, Briones A M, Sekar B. Enhanced mixing in trapped vortex combustor with protuberances part 1: single-phase nonreacting flow[R]. AIAA 2011-3421, 2011.
- [9] Briones A M, Sekar B, Thornburg H J. Enhanced mixing in trapped vortex combustor with protuberances part 2: two-phase reacting flow[R]. AIAA 2011-3422, 2011.
- [10] Thornburg H, Sekar B, Zelina J, et al. Numerical study of an inter-turbine burner (ITB) concept with curved radial vane[R]. AIAA 2007-649, 2007.
- [11] ANSYS FLUENT theory guide[M]. Canonsburg: ANSYS Inc., 2011.
- [12] Menter F R, Egorov Y. Re-visiting the turbulent scale equation[C]//. Proceeding of IUTAM Symposium on One Hundred Years of Boundary Layer Research, 2004.
- [13] Menter F R, Egorov Y. The scale-adaptive simulation method for unsteady turbulent flow predictions. part 1: theory and model description[J]. Flow Turbulence Combust, 2010, 85: 113—138.
- [14] Egorov Y, Menter F R, Lechner R, et al. The scale-adaptive simulation method for unsteady turbulent flow predictions. part 2: application to complex flows[J]. Flow Turbulence Combust, 2010, 85: 139—165.
- [15] Liew K H, Urip E, Yang S L, et al. A complete parametric cycle analysis of a turbofan with interstage turbine burner [R]. AIAA 2003-0685, 2003.

(上接第26页)