

# 可变几何部件对某增能涡扇发动机性能的影响

赵伟辰,杨怀丰,刘亚君,李家瑞

(中国航发沈阳发动机研究所,辽宁 沈阳 110015)

**摘要:**基于某无人战斗机用增能小涵道比混排涡扇发动机计算模型,选取3个典型工况,开展风扇进口整流叶片角度、压气机进口整流叶片角度和喷管喉道面积等对发动机推力性能影响的研究。计算结果表明:调开风扇整流叶片 $1^\circ$ 与缩小喷管喉道面积1%后,0 km、0.2 M 工况点推力分别增加0.55%和0.48%;5 km、0.9 M 工况点推力增加0.24%和0.32%。调开压气机整流叶片角度仅对0.1 km、0.8 M 工况点增推作用明显,调开压气机整流叶片 $1^\circ$ 后,推力增加1.38%。

**关键词:**增能涡扇发动机;进口整流叶片;喷管喉道面积;发动机性能

**中图分类号:**V231 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2022)01-0199-04

## Effect of Variable Geometry Parts on Performance of Energized Turbofan Engine

ZHAO Weichen, YANG Huaifeng, LIU Yajun, LI Jiarui

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shengyang 110015, China)

**Abstract:** Based on calculation model of an energized mixed turbofan engine used for unmanned combat aerial vehicle, three typical work points were selected to study the influence of fan inlet guide vanes, compressor IGV and nozzle throat area, ect. on the thrust performance of engine. The results show that the engine thrust of 0 km 0.2 M working condition point increases 0.55% and 0.48%, and the engine thrust of 5 km 0.9 M working condition point increases 0.24% and 0.32% respectively after opening fan IGV 1 degree and reducing nozzle throat area 1%. Opening compressor IGV only affects engine thrust at 0.1 km 0.8 M point. The thrust rises up to 1.38% after opening 1 degree.

**Keywords:** energized turbofan engine; inlet guide vanes; nozzle throat area; engine performance

## 0 引言

军用无人战斗机在现代空战中具有高隐蔽性、低使用限制和零人员伤亡等特点。因我国军用大型无人战斗机动力装置可供选择的较少,为尽快满足装备部队执行任务的需要,将现有成熟涡扇发动机改装为无人战斗机动力装置是快速且可靠性较高的技术途径<sup>[1-2]</sup>。例如由美国联合空战系统计划中发展形成的海军无人战斗机 X-47B 的动力装置是由普惠公司 F100-PW-220E 发动机改装而成 F100-PW-220U<sup>[3]</sup>,配装 F-16 战斗机时不开加力状态推力为 66.7 kN<sup>[4]</sup>。

无人战斗机相比有人战斗机在执行低空大马赫数空对地打击任务时需要更高的推力<sup>[5]</sup>。同时由于无人战斗机存放至战时才使用,对动力装置只需中等寿命要求<sup>[6-7]</sup>。考虑上述作战任务与发动机寿命要求,需对动力装置在允许寿命期内进行推力提升的增能使用。在保持现有发动机主要结构不变的基础上,通过调整发动机变几何部件几何面积控制规律就能够实现增能使用需求。

目前国内外许多学者致力于发动机变几何部件可调面积控制规律优化的研究,主要集中于发动机整机匹配使用要求和发动机性能优化。王涛基于某燃气轮机模型开

展了动力涡轮导叶角度对燃气轮机部件间匹配关系研究,指出导叶角度增大会引起燃机进气流量与燃烧室出口温度的升高<sup>[8]</sup>。BARBOSA J R 等人基于燃气发生器模型研究了压气机进口导叶调整对发动机稳定性与加速时间的影响<sup>[9-10]</sup>。夏存江基于 CFM56-3 发动机模型研究了可调放气活门和静子叶片角度对发动机推力与稳定性的影响<sup>[11]</sup>。李伟等人基于某型混合排气加力涡扇发动机模型先后研究了高、低压压气机进口导叶角度对发动机加速过程中稳定性的影响和喷管面积调节精度对发动机加力性能的影响<sup>[11-13]</sup>。唐宇峰等人基于某分别排气涡扇发动机模型,研究低压换算转速控制状态下喷管面积对发动机性能的影响<sup>[14]</sup>。李志刚等人研究了高空 9 km 飞行工况中可调导叶与喷管喉道面积对涡扇发动机性能的影响<sup>[15]</sup>。袁继来等人以某混合排气发动机模型为基础,研究混合器进口内外涵面积比等对低压换算转速下发动机性能的影响<sup>[16]</sup>。骆广琦等人基于变循环发动机模型研究亚音速巡航点与超音速巡航点几何变量组合调节对发动机性能的影响<sup>[17]</sup>。唐鸿羽等人提出增压级可调放气阀门控制规律设计方法,结果表明设计满足增压级与高压压气机匹配性<sup>[18]</sup>。

考虑到变几何部件试验特性的缺乏,目前国内开展控制系统与可调几何执行机构联合仿真还需试验数据进一步支撑,而且基于模型的变几何控制规律研究一般针对特

**基金项目:**两机重大专项基础研究项目(J2019-I-0004-0005)

**第一作者简介:**赵伟辰(1994—),男,河北乐亭人,硕士,研究方向为航空发动机总体性能设计。

定工况和特定部件,而发动机不同作战任务工况控制状态存在差异性。为了对现有发动机几何控制规律优化提供参考方向,同时对发动机多系统联合仿真提供试验数据支撑,本文基于某小涵道比混合排气涡扇发动机模型,开展发动机增能后可变几何部件对发动机性能影响的研究。

## 1 计算模型与方法

本文研究的发动机类型为小涵道比涡扇发动机,发动机总体性能计算使用零维计算程序,对于不同任务工况点,根据飞行高度  $H$  与飞行马赫数  $Ma$  计算发动机进口总温  $T_1$ ,根据  $T_1$  和发动机控制规律插值确定发动机控制参数和各限制参数,迭代计算发动机稳态性能参数。

将发动机低压换算转速  $n_{1R}$  提高 3.0%,对比模型计算与台架试车点发动机的高压换算转速  $n_{2R}$  与推力相对增加量  $\Delta F$  如表 1 所示,其中  $n_{2R}$  以模型计算  $n_{1R} = 1.000$  时结果为基准进行归一化处理,可以观察到转速误差  $< 0.5\%$ ,推力相对增加量误差为 0.3%,具备工程使用精度要求。

表 1 计算模型与台架试验对比 单位: %

类型	$n_{1R}$	$n_{2R}$	$\Delta F$
模型计算	1.000	1.000	5.0
	1.030	1.017	
台架试验	1.000	1.005	4.7
	1.030	1.015	

发动机增能使用即提升发动机控制规律限制值,考虑转

子强度、燃烧室强度和高温部件耐温能力,将原始控制规律中低压换算转速限制值提高 3.88%,低压物理转速限制值提高 3.00%,高压物理转速限制值提高 0.49%,高压涡轮前总温限制值提升 1.86%,燃烧室前总压限制值提升 2.80%。

## 2 计算结果与分析

增能发动机计算工况点选取典型工况点,包括:0 km、0.2 M 点,该工况按低压物理转速  $n_1$  控制;0.1 km、0.8 M 点,该工况按高压物理转速  $n_2$  控制;5 km、0.9 M 点,该工况按高压涡轮前温度  $T_4$  控制。发动机变几何机构包含风扇进口可变弯度整流叶片角度  $\alpha_1$ ,压气机进口可变弯度整流叶片角度  $\alpha_2$  和喷管喉道面积  $A_8$ ,对发动机稳态性能进行计算。

### 2.1 风扇进口可变弯度整流叶片角度影响

调整风扇进口可变弯度整流叶片角度  $\alpha_1$  后计算发动机性能的变化。角度调节后风扇特性由部件试验测量得到,关角度后风扇同换算转速下总压比、压缩效率和进口换算质量流量均降低,开角度后风扇特性变化趋势相反,不同换算转速下特性变化幅度不同,未测量转速的特性线,由已测量的特性曲线插值获得。计算发动机性能变化见表 2-表 4。其中: $W_{1R}$  表示风扇进口换算质量流量, $\pi_f$  表示风扇总压比, $S_{Mf}$  表示风扇稳定裕度, $T_6$  表示低压涡轮出口总温, $n_{2R25}$  表示压气机换算转速, $S_{fc}$  表示耗油率。除推力  $F$  与耗油率  $S_{fc}$  是相对变化量外,其他参数变化量均为绝对变化量,表中正负表示与发动机原始状态性能参数差值。

表 2 0 km、0.2 M  $n_1$  控制工况点  $\alpha_1$  调节性能

状态	$\Delta n_{1R}/\%$	$\Delta W_{1R}/(\text{kg/s})$	$\pi_f$	$\Delta S_{Mf}/\%$	$\Delta T_4/\text{K}$	$\Delta T_6/\text{K}$	$\Delta n_2/\%$	$\Delta n_{2R25}/\%$	$\Delta S_{fc}/\%$	$\Delta F/\%$
关 2°	0.00	-0.94	-0.031	-0.16	-8.0	-4.6	-0.23	-0.08	-1.60	-1.10
关 1°	0.00	-0.47	-0.016	-0.08	-4.0	-2.3	-0.11	-0.04	-0.81	-0.55
原始	0.00	0.00	0.000	0.00	0.0	0.0	0.00	0.00	0.00	0.00
开 1°	0.00	0.47	0.015	0.09	3.9	2.2	0.12	0.04	0.80	0.55
开 2°	-0.43	0.55	0.017	0.33	4.3	2.4	0.14	0.05	0.91	0.63

表 3 0.1 km、0.8 M  $n_2$  控制工况点  $\alpha_1$  调节性能

状态	$\Delta n_{1R}/\%$	$\Delta W_{1R}/(\text{kg/s})$	$\pi_f$	$\Delta S_{Mf}/\%$	$\Delta T_4/\text{K}$	$\Delta T_6/\text{K}$	$\Delta n_2/\%$	$\Delta n_{2R25}/\%$	$\Delta S_{fc}/\%$	$\Delta F/\%$
关 2°	0.36	-0.48	-0.008	-0.49	0.5	0.5	0.00	-0.01	-0.21	-0.26
关 1°	0.18	-0.24	-0.004	-0.25	0.2	0.1	0.00	-0.01	-0.12	-0.14
原始	0.00	0.00	0.000	0.00	0.0	0.0	0.00	0.00	0.00	0.00
开 1°	-0.16	0.33	0.005	0.20	0.0	0.0	0.00	0.00	0.19	0.20
开 2°	-0.36	0.57	0.010	0.35	-0.3	-0.2	0.00	0.00	0.31	0.34

表 4 5 km、0.9 M  $T_4$  控制工况点  $\alpha_1$  调节性能

状态	$\Delta n_{1R}/\%$	$\Delta W_{1R}/(\text{kg/s})$	$\pi_f$	$\Delta S_{Mf}/\%$	$\Delta T_4/\text{K}$	$\Delta T_6/\text{K}$	$\Delta n_2/\%$	$\Delta n_{2R25}/\%$	$\Delta S_{fc}/\%$	$\Delta F/\%$
关 2°	0.30	-0.70	-0.022	-0.26	0.2	0.2	0.00	0.00	-0.61	-0.42
关 1°	0.15	-0.35	-0.011	-0.13	0.2	0.2	0.00	0.00	-0.28	-0.20
原始	0.00	0.00	0.000	0.00	0.0	0.0	0.00	0.00	0.00	0.00
开 1°	-0.14	0.35	0.011	0.14	0.3	0.2	0.01	0.00	0.38	0.24
开 2°	-0.28	0.71	0.022	0.27	0.3	0.1	0.02	0.01	0.70	0.45

由表 2 可得在 0 km、0.2 M 点关  $\alpha_1$  角度后,发动机仍处于  $n_1$  控制状态。 $\alpha_1$  关 2° 和 1° 后在相同  $n_{1R}$  时,风扇进口

通流面积减小, $W_{1R}$  分别减小 0.94 kg/s 和 0.47 kg/s,风扇耗功降低, $\pi_f$  分别降低 0.031 和 0.016, $S_{Mf}$  减小 0.16% 和

0.08%。 $T_4$ 分别降低 8.0 K 与 4.0 K,  $T_6$ 分别降低 4.6 K 与 2.3 K,  $n_2$ 分别降低 0.23% 和 0.11%。由于  $\pi_f$ 降低导致压气机进口总温  $T_{25}$ 降低,  $n_{2R25}$ 降低幅度减小。发动机耗油率降低, 转差减小, 推力分别减小 1.10% 与 0.55%。开角度后  $W_{1R}$ 增加, 风扇耗功增加, 低压涡轮功增加, 变化趋势与关角度相反。 $\alpha_1$ 开 2°后发动机进入  $T_4$ 控制状态,  $n_{1R}$ 无法维持原状态而降低 0.43%, 发动机推力增加 0.63%。

由表 3 和表 4 可得, 发动机在  $n_2$ 与  $T_4$ 控制工况点, 开关  $\alpha_1$ 角度对高压级无影响, 发动机仍保持原控制状态。对于 0.1 km、0.8 M 的  $n_2$ 控制状态点,  $\alpha_1$ 关 2°和 1°,  $n_{1R}$ 分别提高 0.36% 与 0.18%,  $W_{1R}$ 分别降低 0.48 kg/s 和

0.24 kg/s,  $F$ 分别降低 0.26% 与 0.14%。对于 5 km、0.9 M 的  $T_4$ 控制状态,  $\alpha_1$ 关 2°和 1°推力分别降低 0.42% 与 0.20%。开角度影响程度与关角度相当。

## 2.2 压气机进口可变弯度整流叶片角度影响

调整压气机进口可变弯度整流叶片角度  $\alpha_2$ 后计算发动机性能的变化, 角度调节后压气机特性由部件试验测量得到。调开  $\alpha_2$ 角度, 相同换算转速下压气机耗功增加, 总压比升高, 进口换算质量流量增加, 关角度特性变化相反。计算发动机性能变化见表 5-表 7, 其中:  $S_{Mc}$ 表示压气机稳定裕度,  $W_{25R}$ 表示压气机进口换算质量流量。

表 5 0 km、0.2 M  $n_1$ 控制工况点  $\alpha_2$ 调节性能

状态	$\Delta n_{1R}/\%$	$\pi_f$	$\Delta W_{1R}/(\text{kg/s})$	$\Delta S_{Mf}/\%$	$\Delta n_2/\%$	$\Delta n_{2R25}/\%$	$\Delta S_{Mc}/\%$	$\Delta T_4/\text{K}$	$\Delta T_6/\text{K}$	$\Delta F/\%$	$\Delta S_{fc}/\%$
关 2°	-1.21	-0.033	-0.84	0.30	0.32	0.67	0.36	-14.4	-8.1	-1.34	-2.41
关 1°	-0.49	-0.013	-0.45	0.13	0.32	0.39	0.16	-1.8	-1.0	-0.48	-0.65
原始	0.00	0.000	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.0	0.0	0.00	0.00
开 1°	0.00	-0.002	0.00	0.05	-0.44	-0.43	-0.14	-1.9	-1.2	-0.04	-0.12
开 2°	0.00	-0.004	0.00	0.14	-0.86	-0.84	-0.32	-4.6	-3.0	-0.11	-0.31

表 6 0.1 km、0.8 M  $n_2$ 控制工况点  $\alpha_2$ 调节性能

状态	$\Delta n_{1R}/\%$	$\pi_f$	$\Delta W_{1R}/(\text{kg/s})$	$\Delta S_{Mf}/\%$	$\Delta n_2/\%$	$\Delta n_{2R25}/\%$	$\Delta S_{Mc}/\%$	$\Delta T_4/\text{K}$	$\Delta T_6/\text{K}$	$\Delta F/\%$	$\Delta S_{fc}/\%$
关 2°	-1.49	-0.089	-4.07	0.82	0.00	0.52	0.63	-26.1	-14.6	-3.87	-5.53
关 1°	-0.75	-0.044	-2.00	0.42	0.00	0.26	0.32	-12.8	-7.1	-1.91	-2.74
原始	0.00	0.000	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.0	0.0	0.00	0.00
开 1°	0.52	0.031	1.44	-0.42	-0.12	-0.30	-0.37	8.0	4.5	1.38	1.98
开 2°	0.61	0.036	1.69	-0.45	-0.50	-0.70	-0.70	8.1	4.3	1.57	2.20

表 7 5 km、0.9 M  $T_4$ 控制工况点  $\alpha_2$ 调节性能

状态	$\Delta n_{1R}/\%$	$\pi_f$	$\Delta W_{1R}/(\text{kg/s})$	$\Delta S_{Mf}/\%$	$\Delta n_2/\%$	$\Delta n_{2R25}/\%$	$\Delta W_{25R}/(\text{kg/s})$	$\Delta S_{Mc}/\%$	$\Delta T_4/\text{K}$	$\Delta T_6/\text{K}$	$\Delta F/\%$	$\Delta S_{fc}/\%$
关 2°	-0.73	-0.022	-0.32	0.17	0.21	0.62	-0.64	0.40	-18.1	-10.2	-0.86	-2.44
关 1°	-0.26	-0.007	-0.11	0.04	0.21	0.34	-0.23	0.19	-5.4	-3.0	-0.28	-0.79
原始	0.00	0.000	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.0	0.0	0.00	0.00
开 1°	0.08	0.001	0.03	0.02	-0.38	-0.41	0.08	-0.17	-0.1	-0.2	0.05	0.11
开 2°	0.15	0.001	0.06	0.08	-0.73	-0.78	0.19	-0.38	0.0	-0.3	0.11	0.27

由表 5 可得, 在 0 km、0.2 M 工况点,  $\alpha_2$ 关 2°和 1°后压气机耗功降低,  $n_2$ 上升相同幅度至限制值, 进入  $n_2$ 控制状态,  $T_4$ 分别降低 14.4 K 和 1.8 K,  $T_6$ 降低 8.1 K 和 1.0 K; 高压涡轮功降低, 低压涡轮功也降低,  $n_{1R}$ 分别下降 1.21% 和 0.49%,  $W_{1R}$ 分别降低 0.84 kg/s 和 0.45 kg/s。发动机转差增大, 耗油率降低, 推力分别降低 1.34% 和 0.48%。调开  $\alpha_2$ 角度后发动机仍处于  $n_1$ 控制状态, 风扇性能不变,  $\pi_f$ 、 $W_{1R}$ 与  $S_{Mf}$ 维持原数值。 $\alpha_2$ 开 1°和 2°后,  $n_2$ 分别降低 0.44% 和 0.86%。因风扇状态不变,  $T_{25}$ 维持不变,  $n_{2R25}$ 降低幅度相同,  $S_{Mc}$ 分别降低 0.14% 和 0.32%。 $T_4$ 降低 1.9 K 和 4.6 K,  $T_6$ 降低 1.2 K 和 3.0 K。发动机转差减小, 耗油率降低, 推力小幅降低 0.04% 与 0.11%。

由表 6 可得, 在 0.1 km、0.8 M 工况点, 调关  $\alpha_2$ 角度后发动机仍处于  $n_2$ 控制,  $T_4$ 降低明显, 在关 2°和 1°后分别降低了 26.1 K 和 12.8 K,  $T_6$ 分别降低 14.6 K 和 7.1 K; 高、低

压涡轮功降低,  $n_{1R}$ 降低 1.49% 和 0.75%;  $\pi_f$ 降低 0.089 与 0.044,  $n_{2R25}$ 升高 0.52% 与 0.26%。发动机转差增大, 耗油率降低, 推力降低 3.87% 与 1.91%。开  $\alpha_2$ 角度 1°和 2°后,  $T_4$ 与  $T_6$ 上升幅度相同, 发动机进入  $T_4$ 控制,  $n_2$ 无法维持原值分别降低 0.12% 与 0.50%,  $n_{1R}$ 升高 0.52% 与 0.61%。发动机转差减小, 耗油率升高, 推力分别增加 1.38% 与 1.57%。

由表 7 得, 在 5 km、0.9 M 工况点, 关  $\alpha_2$ 角度 2°和 1°后,  $n_2$ 均提升 0.21% 进入  $n_2$ 控制状态,  $T_4$ 分别降低 18.1 K 和 5.4 K; 高、低压涡轮功降低,  $n_{1R}$ 降低 0.73% 和 0.26%。发动机转差增大, 耗油率降低, 推力降低 0.86% 和 0.28%。开  $\alpha_2$ 角度后发动机仍处于  $T_4$ 控制, 开 1°和 2°后  $n_2$ 分别降低 0.38% 与 0.73%;  $W_{25R}$ 小幅增加, 高、低压涡轮功小幅增加, 导致  $n_{1R}$ 小幅增加了 0.08% 和 0.15%。发动机转差减小, 推力略微增加 0.05% 与 0.11%。

### 2.3 喷管喉道面积影响

调整喷管喉道面积  $A_8$  后计算发动机性能的变化,缩

小  $A_8$  后低压涡轮落压比减小,温降减小,涡轮功降低,扩大  $A_8$  后低压涡轮性能变化趋势相反。计算发动机性能变化见表 8-表 10。

表 8 0 km、0.2 M  $n_1$  控制工况点  $A_8$  调节性能

状态	$\Delta n_{1R}/\%$	$\pi_f$	$\Delta S_{Mf}/\%$	$\Delta W_{1R}/(\text{kg/s})$	$\Delta n_2/\%$	$\Delta n_{2R25}/\%$	$\pi_c$	$\Delta W_{25R}/(\text{kg/s})$	$\Delta T_4/\text{K}$	$\Delta T_6/\text{K}$	$\Delta F/\%$	$\Delta S_{fc}/\%$
缩 2%	-0.53	0.040	-1.72	-0.49	0.08	-0.04	-0.014	0.66	2.9	3.8	0.76	1.14
缩 1%	-0.20	0.022	-0.88	-0.19	0.07	-0.01	-0.003	0.37	2.9	2.9	0.48	0.76
原始	0.00	0.000	0.00	0.00	0.00	0.00	0.000	0.00	0.0	0.0	0.00	0.00
扩 1%	0.00	-0.027	0.94	0.00	-0.18	-0.05	-0.015	-0.54	-6.2	-4.7	-0.76	-1.25
扩 2%	0.00	-0.058	2.02	0.00	-0.38	-0.07	-0.025	-1.09	-13.6	-10.0	-1.55	-2.59

表 9 0.1 km、0.8 M  $n_2$  控制工况点  $A_8$  调节性能

状态	$\Delta n_{1R}/\%$	$\pi_f$	$\Delta S_{Mf}/\%$	$\Delta W_{1R}/(\text{kg/s})$	$\Delta n_2/\%$	$\Delta n_{2R25}/\%$	$\pi_c$	$\Delta W_{25R}/(\text{kg/s})$	$\Delta T_4/\text{K}$	$\Delta T_6/\text{K}$	$\Delta F/\%$	$\Delta S_{fc}/\%$
缩 2%	-0.45	0.017	-1.55	-1.24	0.00	-0.04	-0.013	0.34	0.5	2.6	0.37	0.45
缩 1%	-0.21	0.010	-0.79	-0.57	0.00	-0.03	-0.009	0.18	0.2	1.2	0.21	0.24
原始	0.00	0.000	0.00	0.00	0.00	0.00	0.000	0.00	0.0	0.0	0.00	0.00
扩 1%	0.21	-0.007	0.68	0.61	0.00	0.01	0.004	-0.17	0.2	-1.0	-0.15	-0.17
扩 2%	0.37	-0.019	1.46	1.08	0.00	0.03	0.011	-0.41	-0.7	-2.8	-0.45	-0.54

表 10 5 km、0.9 M  $T_4$  控制工况点  $A_8$  调节性能

状态	$\Delta n_{1R}/\%$	$\pi_f$	$\Delta S_{Mf}/\%$	$\Delta W_{1R}/(\text{kg/s})$	$\Delta n_2/\%$	$\Delta n_{2R25}/\%$	$\pi_c$	$\Delta W_{25R}/(\text{kg/s})$	$\Delta T_4/\text{K}$	$\Delta T_6/\text{K}$	$\Delta F/\%$	$\Delta S_{fc}/\%$
缩 2%	-0.16	0.046	-1.74	-0.08	-0.02	-0.07	-0.023	0.67	0.0	2.3	0.65	1.12
缩 1%	-0.09	0.022	-0.85	-0.04	0.00	-0.03	-0.010	0.33	0.1	1.2	0.32	0.56
原始	0.00	0.000	0.00	0.00	0.00	0.00	0.000	0.00	0.0	0.0	0.00	0.00
扩 1%	0.11	-0.023	0.89	0.05	0.02	0.03	0.012	-0.32	0.0	-1.2	-0.31	-0.53
扩 2%	0.22	-0.046	1.81	0.10	0.02	0.07	0.025	-0.65	0.1	-2.2	-0.62	-1.06

由表 8 得,在 0 km、0.2 M 工况,喉道面积缩小,低压涡轮功降低,  $T_4$  上升以维持原有  $n_1$ , 发动机转入  $T_4$  控制状态。由于喷口面积缩小 2% 后, 低压涡轮温降更低, 在  $T_4$  同样提升 2.5 K 至限制值时, 更小喉道面积状态发动机的  $T_6$  提升了 3.8 K。  $A_8$  缩小 2% 和 1% 后,  $n_2$  分别上升 0.08% 与 0.07%,  $n_{1R}$  下降 0.53% 与 0.20%, 喉道面积缩小后风扇外涵出口静压升高,  $S_{Mf}$  分别降低 1.72% 和 0.88%。发动机转差增大, 耗油率升高, 推力增加 0.76% 与 0.48%。扩大喷口面积后低压涡轮功增加, 发动机维持原  $n_1$  控制状态不变, 喉道面积扩大 1% 与 2% 后,  $S_{Mf}$  增加 0.94% 与 2.02%,  $T_4$  分别降低 6.2 K 与 13.6 K,  $T_6$  分别降低 4.7 K 与 10.0 K,  $n_2$  降低 0.18% 与 0.38%, 发动机转差减小, 耗油率降低, 推力降低 0.76% 与 1.55%。

由表 9 可得,在 0.1 km、0.8 M 工况点, 喷管喉道面积缩小与扩大后发动机仍处于  $n_2$  控制状态, 核心机状态不变, 在  $A_8$  缩小 2% 和 1% 后,  $T_6$  分别增加 2.6 K 和 1.2 K。  $n_{1R}$  降低 0.45% 与 0.21%,  $S_{Mf}$  降低 1.55% 与 0.79%。发动机转差增大, 耗油率升高, 推力增大 0.37% 与 0.21%。  $A_8$  扩大后发动机性能变化趋势相反, 量级相当。

由表 10 得,在 5 km、0.9 M 工况点, 喷管喉道面积缩小与扩大后发动机仍处于  $T_4$  控制,  $T_4$  维持不变。由于  $A_8$

缩小后低压涡轮温降降低,  $A_8$  缩小 2% 与 1% 后,  $T_6$  分别升高 2.3 K 和 1.2 K,  $n_2$  无变化,  $n_{1R}$  降低 0.16% 和 0.09%,  $S_{Mf}$  降低 1.74% 和 0.85%,  $n_{2R25}$  小幅降低 0.07% 与 0.03%。发动机推力增大 0.65% 与 0.32%。  $A_8$  扩大后性能变化趋势相反。

## 3 结语

本文基于某无人战斗机用增能小涵道比混排涡扇发动机模型, 研究了 3 个典型工作状态下, 风扇、压气机进口可变弯度整流叶片角度和喷管喉道面积调节对发动机性能的影响, 得出以下主要结论:

1) 0 km、0.2 M 点在低压物理转速控制状态, 调开风扇整流叶片角度, 缩小喷管喉道面积后发动机推力增加, 调开 1° 后推力增加 0.55%, 风扇进口换算流量增加 0.47 kg/s, 喷管喉道面积缩小 1% 后推力增加 0.48%, 风扇稳定裕度降低 0.88%。上述两种调节方式有可能使发动机进入高压涡轮前温度控制状态;

2) 0.1 km、0.8 M 点在高压物理转速限制状态, 调开风扇、压气机整流叶片角度, 缩小喷管喉道面积发动机推

(下转第 228 页)

## 4 结语

使用 S7-1500PLC 作为重型 H 型异形连铸坯火焰切割系统的控制核心,红外定尺系统对铸坯移动长度进行测量,人机交互界面对设备的工作状态进行实时的监控,共同完成该生产线的控制系统。系统配有有机旁操作箱,当系统出现故障时,可以进行手动干预处理。该系统投入到生产应用中,能够按照设计的切割流程工作,可以灵活切换各种操作模式,提高了系统的自动化程度,大大提高了切割铸坯的精度和效率,避免了人工切割产生的误差和质量问题,降低了成本,经济效益明显。

### 参考文献:

[1] 吴保桥,夏勳,姜婷,等. 重型热轧 H 型钢生产技术的发展[J]. 安徽冶金,2016(2):18-21,54.

[2] 周红梅. 浅谈板坯连铸火焰切割机结构设计[J]. 冶金与材料,2019,39(2):147-148.  
 [3] 魏颖洁. 基于西门子 PLC 的方坯红外摄像定尺切割系统[J]. 冶金管理,2019(19):63-64.  
 [4] 张涛. 自动红外摄像定尺测量控制系统的应用[J]. 天津冶金,2019(S1):64-66.  
 [5] 刘少鹏,何文雪. 包装生产线自动测量系统设计与实现[J]. 机械制造与自动化,2021,50(2):233-235.  
 [6] 何文雪. PLC 编程与应用[M]. 北京:机械工业出版社,2010.  
 [7] 朱奎林. 西门子新一代驱动器——SINAMICS S120[J]. 电气时代,2011(11):72-73.  
 [8] 陆毅华. 基于 WINCCV<sub>7.0</sub> 和 S7-1500 的锯切成套设备控制系统的设计[J]. 机电工程技术,2015,44(4):16-20.

收稿日期:2021-04-13

(上接第 202 页)

力增加。其中调压气机整流叶片效果明显,但发动机有可能进入高压涡轮前温度控制状态。调开压气机整流叶片 $1^\circ$ ,推力增加 1.38%,燃烧室出口温度升高 8 K;

3) 5 km, 0.9 M 点在高压涡轮前温度限制状态,调开风扇整流叶片角度,缩小喷管喉道面积发动机推力增加。调开 $1^\circ$ 后推力增加 0.24%,风扇进口换算流量增加 0.35 kg/s,喷管喉道面积缩小 1%后推力增加 0.32%,风扇稳定裕度降低 0.85%;

4) 在低压物理转速与高压涡轮前温度控制状态下调节压气机整流叶片角度对发动机推力影响很小。调节喷管喉道面积对 3 种控制状态发动机推力影响的量级相当。

### 参考文献:

[1] VAN TREUREN K W, MCCLAIN S T. The challenges of high altitude gas turbine engine cycles [C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea, and Air. Glasgow, UK: 2010: 367-378.  
 [2] RUED K. Future trends in aero engine design - new engine concepts and technology trends [C]//AIAA International Air and Space Symposium and Exposition: The Next 100 Years. Dayton, Ohio. Reston, Virginia: AIAA, 2003: 2612.  
 [3] 李志,孙智孝. X-47B 战术技术指标分析研究[J]. 航空科学技术,2016,27(4):60-63.  
 [4] 张洋,高纪朝,周昊,等. X-47B——美国海军舰载无人战斗机[J]. 飞航导弹,2009(1):12-14.  
 [5] Martin J G, Stephen R J. An integrated approach to propulsion and power for unmanned air vehicles [C]//2nd AIAA "Unmanned Unlimited" Conf. and Workshop & Exhibit, 2003: 6527.  
 [6] 胡晓煜. 无人机推进系统技术研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2008,21(1):58-61.  
 [7] 郭琦,李兆庆. 无人机和巡航导弹用涡扇/涡喷发动机的设计特点[J]. 燃气涡轮试验与研究,2007,20(2):58-62.

[8] 王涛. 变几何三轴式燃气轮机总体性能及控制规律研究[D]. 北京:中国科学院大学(中国科学院工程热物理研究所), 2019.  
 [9] BARBOSA J R, SILVA F J D S, TOMITA J T, et al. Influence of variable geometry transients on the gas turbine performance [C]//Proceedings of ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition. Vancouver, British Columbia, Canada: 2012:273-281.  
 [10] BARBOSA J R, BRINGHENTI C, TOMITA J T. Gas turbine transients with controlled variable geometry [C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2012: Turbine Technical Conference and Exposition. Copenhagen, Denmark: 2013:415-421.  
 [11] 夏存江. CFM56-3 发动机可变几何控制系统对发动机性能的影响[J]. 航空发动机,2008,34(3):42-45.  
 [12] 李伟,李军,刘宗龙.  $\alpha_1$  和  $\alpha_2$  调节通道对某型涡扇发动机加速性能的影响[J]. 航空动力学报,2005,20(1):49-53.  
 [13] 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.  
 [14] 唐宇峰,沈锡钢,李泳凡,等. 喷管喉道面积变化对大涵道比分排涡扇发动机性能的影响[J]. 航空发动机,2011,37(1):12-15,19.  
 [15] 李志刚,陶增元,李剑. 变几何部件对发动机性能的影响分析[J]. 航空发动机,2005,31(2):6-7,23.  
 [16] 袁继来,陈仲光,薛海波,等. 混合排气涡扇发动机外涵混合面积变化对整机性能的影响[J]. 航空科学技术,2016,27(4):32-36.  
 [17] 骆广琦,李游,刘琨,等. 变循环发动机组合变几何调节方案[J]. 航空动力学报,2014,29(10):2273-2278.  
 [18] 唐鸿羽,阙建锋,邱建. 民用航空涡扇发动机增压级后可调放气阀控制规律设计[J]. 航空科学技术,2018,29(5):25-31.

收稿日期:2020-07-01