

低红外特征涡扇发动机加速控制及影响规律研究^{*}

王一凡, 陈浩颖, 张海波

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏省航空动力系统重点实验室, 江苏 南京 210016)

摘 要: 为探究红外抑制措施对发动机加速性能的影响, 提出并制定了针对发动机排气系统外涵引气冷却的普适性加速控制计划, 开展了低红外特征涡扇发动机加速控制及其影响规律研究。首先, 建立了带外涵道引气冷却中心锥、全遮挡导流支板和尾喷管扩张壁面的发动机部件级模型, 并在此基础上发展了排气系统正后向红外辐射特征计算模型; 其次采用可行序列二次规划算法, 针对采用了不同排气系统红外抑制措施的涡扇发动机分别制定加速控制计划; 最后通过硬件在回路仿真验证上述加速控制计划对带红外抑制措施的发动机从慢车到中间状态加速过程的有效性。结果表明, 与常规涡扇发动机相比, 采用了高温壁面冷却虽然能降低发动机近 50% 的红外辐射特征, 提高战机的隐身性能, 但会导致发动机推力降低近 6%, 油耗上升 4% 以上, 加速时间延长 20% 左右。

关键词: 涡扇发动机; 排气系统; 红外辐射; 加速控制计划; 序列二次规划

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2024) 01-2210007-09

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2210007

1 引 言

随着现代红外辐射传感器与探测系统的发展, 其对飞机的探测能力与威胁水平正在不断提高^[1-2]。对于飞机尤其是战斗机而言, 低红外特征往往意味着飞机难以被敌方探测器发现, 从而能够具有较高的存活率。飞机的红外辐射有很大一部分由发动机提供, 因此发动机的红外辐射特性也成为总体性能中除推力、耗油率外必须考虑的重要因素^[3-4]。

近年来, 国内外开展了一系列发动机红外抑制措施的研究, 刘常春等^[5]研究了双 S 弯二元喷管对红外辐射与发动机推力的影响, 采用了双 S 弯二元喷管后虽然能降低 70% 的红外辐射作用, 但发动机的推力系数会降低 3% 左右; 黄伟、单勇等^[6-7]验证了中心锥气膜冷却可以有效地降低正后向红外辐射 30% 以上; 王浩等^[8]提出经过气膜冷却的全遮挡导流支板对末级低压涡轮的红外辐射具有较好的抑制作用。额日其太等^[9]通过二元收扩喷管扩张壁面冷却实验指出喷管扩张段壁面的冷却能够有效降低发动机后向红外辐射。Nidhi Baranwal 等^[10]研究了针对高温部件

遮挡的红外抑制措施, 并从发动机总体性能的角度分析了红外抑制措施对发动机的影响。

然而, 此类研究往往基于飞行任务阶段局限于发动机的稳态性能, 并未关注红外抑制措施对发动机的过渡态性能的影响, 尤其是加速过程中的加速时间、喘振裕度以及红外辐射的变化。红外抑制措施的使用影响了发动机的气动热力循环, 发动机的剩余喘振裕度将发生变化, 其势必会对最优加速性能产生影响。

为此, 亟需开展针对低红外涡扇发动机加速性能优化的研究。在以往的研究中, 非线性规划理论的控制算法适宜于应用到航空发动机的加速优化控制中, 该算法可以直接作用于非线性的控制对象, 并且可以在优化控制过程中充分考虑各种约束条件。其中具有代表性的是序列二次规划 (SQP) 算法, 它拥有很强的边界搜索能力, 在数值效果和稳定性方面, 是目前求解约束优化问题最有效的一类方法^[11-12]。

黄兴等^[13]将 SQP 算法运用到低红外涡扇发动机的总体设计过程中, 通过多变量参数优化获取最优性能的低红外涡扇发动机设计参数。胡欢、刘子赫

^{*} 收稿日期: 2022-10-04; 修订日期: 2023-02-10。

基金项目: 国家科技重大专项 (J2019-III-0009-0053)。

作者简介: 王一凡, 硕士生, 研究领域为航空发动机控制。

通讯作者: 张海波, 博士, 教授, 研究领域为航空发动机建模及控制。E-mail: zh_zhbb@126.com

引用格式: 王一凡, 陈浩颖, 张海波. 低红外特征涡扇发动机加速控制及影响规律研究[J]. 推进技术, 2024, 45(1): 2210007. (WANG Y F, CHEN H Y, ZHANG H B. Acceleration control and influence law of low infrared characteristics turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(1): 2210007.)

等^[14-15]采用 SQP 算法在慢车到中间状态的大范围加速过程中获得满足发动机约束条件的最优加速控制计划。FSQP 是在 SQP 算法的基础上改进的一种算法,该算法直接以目标函数为效益函数,避免了罚因子选择不当对算法的影响^[16]。Chen 等和柳亚冰等^[17-18]将 FSQP 算法应用于工作点小范围内的性能寻优控制来减少红外抑制措施对发动机性能的影响,仿真结果表明该方法可以通过在推力仅下降 0.5% 的前提下降低 30% 以上的红外辐射。郑前钢等^[19]将其应用

在多控制量的加速控制中,能够在满足发动机限制条件的前提下将加速时间缩短近 20%。

基于上述研究,本文针对目前广泛采用的排气系统高温壁面外涵道引气冷却红外抑制措施,开展了低红外特征涡扇发动机加速性能及其影响规律研究。首先在建立的小涵道比涡扇发动机部件级模型的基础上,增加了从外涵道引气冷却中心锥、尾喷管扩张壁面和全遮挡导流支板的冷却结构与红外辐射特征计算模型;其次,采用具有全局收敛和局部超线性收敛的 FSQP 算法制定加速控制计划;最后通过数字仿真与硬件在回路(HIL)仿真对比了不同红外抑制措施对发动机加速过程中加速时间、红外辐射特征、推力、耗油率、喘振裕度等发动机性能的影响。

2 带排气系统外涵道引气冷却的涡扇发动机模型

本文采用气动热力学方法,建立小涵道比涡扇发动机部件级模型^[20]。部件级模型的建模数据是基于 AED_{sys} 涡扇发动机设计软件得到的,AED_{sys} 是由华盛顿大学和美国空军学院联合开发的一款开放性飞/发一体化设计软件,具有相对完善的设计流程以及可信的仿真精度^[21]。发动机设计点的主要参数与 AED_{sys} 软件的计算结果对比如表 1 所示。其中飞行高度 H ,飞行马赫数 Ma ,主燃烧室燃油流量 W_b ,加力燃烧室燃油流量 W_{fa} ,尾喷管喉道面积 A_8 为部件级模型的输入参数,涵道比 α ,发动机进口流量 $\dot{m}_0$,涡轮前总温 T_{t4} ,加力燃烧室出口总温 T_{t7} ,主燃烧室油气比 f_b ,加力燃烧室油气比 f_{ab} ,风扇压比 π_f ,压气机压比 π_c ,高压涡轮落压比 π_{h1} ,低压涡轮落压比 π_{l1} ,推力 F 为发动机部件级模型输出参数。

从表 1 可以看出,两个模型计算出的发动机性能指标基本相同,最大误差小于 1%,表明所建立的部件级模型具有一定的可靠性。

在上述模型的基础上,进一步建立带排气系统外涵道引气冷却的涡扇发动机部件级模型,其结构

Table 1 Calculation results between component-based model and AED software

	Parameter	AED	Model	Error
Input	H/km	10.972 8	10.972 8	—
	Ma	1.451	1.451	—
	$W_b/(\text{kg/s})$	1.723	1.723	—
	$W_{fa}/(\text{kg/s})$	3.061	3.061	—
	A_8/m^2	0.401 7	0.401 7	—
Output	α	0.448 7	0.445 3	-7.58×10^{-3}
	$\dot{m}_0/(\text{kg/s})$	90.72	90.75	3.3×10^{-4}
	T_{t4}/K	1 777.8	1 775.9	-1.07×10^{-3}
	T_{t7}/K	2 000.0	1 999.7	-1.5×10^{-4}
	f_b	0.030 96	0.030 92	-1.29×10^{-3}
	f_{ab}	0.033 52	0.033 74	6.56×10^{-3}
	π_f	3.90	3.92	5.13×10^{-3}
	π_c	5.128	5.111	3.32×10^{-3}
	π_{h1}	2.363	2.364	4.2×10^{-4}
	π_{l1}	2.070	2.076	2.9×10^{-3}
	F/kN	98.586	98.504	8.3×10^{-4}

与各个截面编号如图 1 所示。对于军用涡扇发动机而言,排气系统的红外辐射特征占发动机红外辐射总量的比例较大,其中主要的红外辐射源有末级低压涡轮壁面、中心锥壁面和尾喷管扩张段壁面。在涡扇发动机的设计过程中,为了避免高、低压涡轮进口处温度过高从而导致涡轮效率、寿命的降低,往往会从高压压气机出口引出部分气流冷却高压涡轮导向器;从高压压气机中间级引出部分气流冷却低压涡轮导向器,即图 1 中的 C_1, C_2 。本文在此基础上,从外涵增加了三股冷却气流,其中 C_3 用于冷却中心锥; C_4 用于冷却额外增加的全遮挡导流支板结构; C_5 用于冷却尾喷管扩张段壁面。

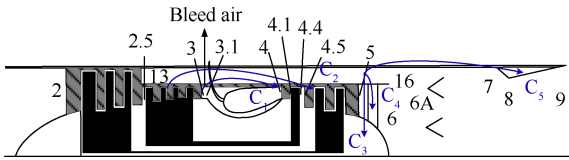


Fig. 1 Axisymmetric turbofan engine model

设 $\dot{m}_{13}$ 为发动机外涵道的进口流量,则有

$$\dot{m}_{13} = \frac{\alpha}{\alpha + 1} \dot{m}_0 \tag{1}$$

$\dot{m}_{c3}, \dot{m}_{c4}, \dot{m}_{c5}$ 分别为对应上述三种冷却方式所用的冷气流量,可定义流量系数为

$$\beta_{c3} = \frac{\dot{m}_{c3}}{\dot{m}_{13}} \tag{2}$$

$$\beta_{c4} = \frac{\dot{m}_{c4}}{\dot{m}_{13}} \tag{3}$$

$$\beta_{c5} = \frac{\dot{m}_{c5}}{\dot{m}_{13}} \quad (4)$$

外涵出口流量 $\dot{m}_{16}$ 为

$$\dot{m}_{16} = \dot{m}_{13} - \dot{m}_{c3} - \dot{m}_{c4} - \dot{m}_{c5} \quad (5)$$

设 σ_{m3} 为由中心锥冷却所产生的总压恢复系数, 主要由中心锥结构、冷却结构以及冷气与主流掺混所决定, 其数值大小可以由经验公式给出, 本文参考文献[16]设置为 $1-0.6 \cdot \alpha \cdot \beta_{c3}$ 。

σ_{m4} 为全遮挡导流支板冷却所产生的总压恢复系数, 由两部分组成, 如式(6)所示, 即

$$\sigma_{m4} = \sigma_{FSGS} \cdot \sigma_{c4} \quad (6)$$

σ_{FSGS} 为由全遮挡导流支板(Fully Shielded Guiding Strut)的安装而产生的总压恢复系数, 全遮挡导流支板利用对高温末级涡轮的遮挡以及自身的壁面冷却实现发动机的红外辐射的抑制。全遮挡导流支板的总压恢复系数与中心面线性 Line、遮挡角 θ_s 、长径比 L/D 有关, 取中心面线性 Line 为次前缓后急型、遮挡角 $\theta_s=22.5^\circ$, 长径比 $L/D=0.318$ 的全遮挡导流支板为基准模型, 则总压恢复系数 $\sigma_{FSGS}=0.980^{[22]}$ 。

σ_{c4} 为全遮挡导流支板冷却产生的总压恢复系数, 由冷却结构以及冷气与主流掺混所决定, 本文参考文献[16]设置为 $1-0.6 \cdot \alpha \cdot \beta_{c4}$ 。

因此, 在发动机的 5~6 截面, 由于先后受到全遮挡导流支板、中心锥气膜冷却两种红外抑制措施的影响, 流量 $\dot{m}_{16}$ 与总压 p_{16} , 掺混前后气流的总焓 h_{16} 发生了变化, 可知

$$\dot{m}_6 = \dot{m}_5 + \dot{m}_{c3} + \dot{m}_{c4} \quad (7)$$

$$p_{16} = \sigma_{m3} \sigma_{m4} p_{15} \quad (8)$$

$$h_{16} = [\dot{m}_5 \cdot h_{15} + (\dot{m}_{c3} + \dot{m}_{c4}) \cdot h_{116}] / \dot{m}_6 \quad (9)$$

在尾喷管冷却的 8~9 截面, 冷却气流量 $\dot{m}_{c5}$ 不与尾喷管主流进行掺混, 即不参与气流在尾喷管中的膨胀过程, 仅仅用于尾喷管扩张截面的冷却, 因此仅有 9 截面总焓 h_9 发生了变化, 即

$$h_9 = (\dot{m}_8 \cdot h_{18} + \dot{m}_{c5} \cdot h_{116}) / \dot{m}_8 \quad (10)$$

加入冷却气后发动机的流量分布如图 2 所示。可见, 从外涵道引气冷却改变了发动机内外涵道以及后方部件的流量以及压比, 其必然会对发动机排气系统的工作条件产生影响, 从而影响发动机推力、耗油率、喘振裕度等稳态与过渡态性能。

3 红外辐射特征计算模型

涡扇发动机的主要红外辐射为发动机排气系统中高温壁面的辐射和高温燃气的辐射。在一般情况下, 发动机正后向的红外辐射会强于侧向的红外辐射

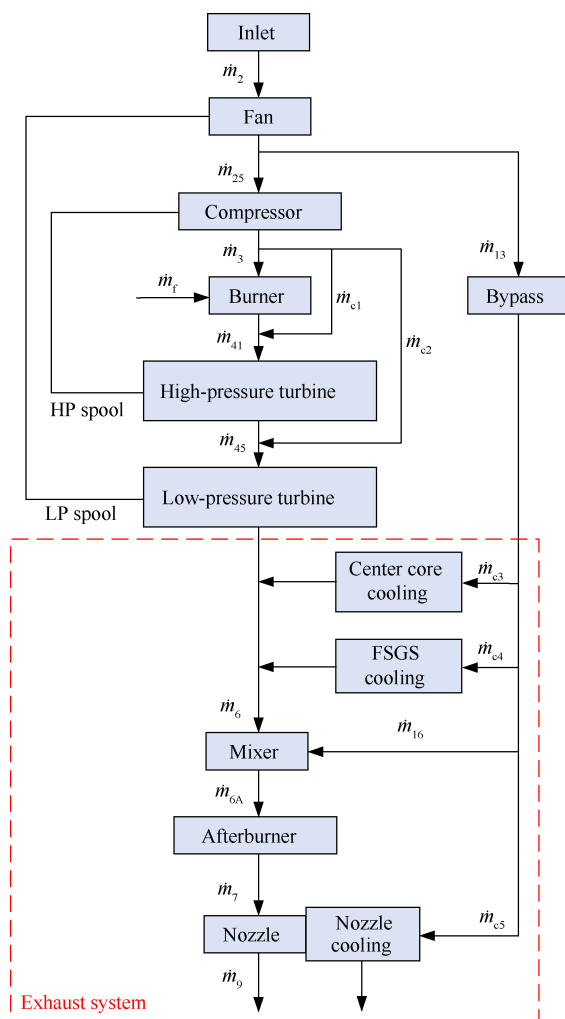


Fig. 2 Airflow diagram

射, 因此针对正后向红外辐射的抑制也显得尤为重要。本节在小涵道比涡扇发动机部件级模型的基础上, 发展了涡扇发动机排气系统的红外辐射特征计算模型^[23-27]。文献[18]与[24]采用了与本文类似的红外计算方法, 将计算结果与课题组的红外计算软件 NUAA_IR 的计算结果进行对比, 各部件红外贡献的相对误差均小于 5%, 因此可以认为该预测方法满足精度要求。与 CFD 软件相比, 该方法能够缩短计算时间, 提高计算的实时性。其排气系统各截面与高温部件如图 3 所示。

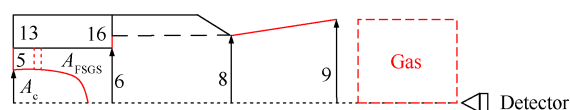


Fig. 3 High temperature wall surface of exhaust system

由于红外计算区域为投影区域, 发动机排气系统的遮挡关系会直接影响红外辐射的计算, 如尾喷管喉道面积在调节过程中可能会对 16 截面和 6 截面部分遮挡, 全遮挡导流支板的使用也会对 5 截面进行

遮挡,下标e代表截面的可视投影面积,如式(11)所示。

$$\begin{cases} A_{16e} = 0, A_{5e} = 0, A_{ce} = A_8 & (A_8 < A_c) \\ A_{16e} = 0, A_{5e} = A_8 - A_c, A_{ce} = A_c & (A_c \leq A_8 < A_6) \\ A_{16e} = A_8 - A_c - A_5, A_{5e} = A_5, A_{ce} = A_c & (A_8 \geq A_6) \end{cases} \quad (11)$$

本文考虑的是处于排气系统正后向的红外辐射强度 I ,计算公式为

$$I = \sum \frac{A_{ie} \varepsilon_i}{\pi} \int_{\lambda} M_{\lambda}(T_i) d\lambda + I_{\text{gas}} \quad (12)$$

$$i = \begin{cases} c, 5, 16, n & \text{normal} \\ c, \text{FSGS}, 16, n & \text{using FSGS} \end{cases}$$

式中 A_{ce} , ε_c , T_c 分别表示中心锥的可视投影面积、材料发射率以及表面温度; A_{5e} , ε_5 , T_5 为5截面的可视投影面积、材料发射率以及表面温度; $\varepsilon_{\text{FSGS}}$, T_{FSGS} 为增加了全遮挡导流支板结构后的材料发射率及表面温度; A_{16e} , ε_{16} , T_{16} 分别是16截面的可视投影面积、材料发射率和表面温度; A_{ne} , ε_n , T_n 分别是尾喷管扩张段的可视投影面积、材料发射率和表面温度。发动机总的红外辐射强度由固体壁面的红外辐射强度与尾喷流红外辐射强度 I_{gas} 两部分组成, I_{gas} 根据文献[22]按照固体壁面总辐射量的8%给定。

在波长 λ 下普朗克公式 $M_{\lambda}(T)$ 与壁面温度 T 的关系如式(13)所示。

$$M_{\lambda}(T) = \frac{c_{L1}}{\lambda^5} \cdot \frac{1}{e^{\frac{c_{L2}}{\lambda T}} - 1} \quad (13)$$

式中 c_{L1} , c_{L2} 为第一、第二辐射常数,数值大小如下

$$\begin{aligned} c_{L1} &= (3.7415 \pm 0.003) \times 10^{-16} (\text{W} \cdot \mu\text{m}^4 / \text{m}^2) \\ c_{L2} &= (1.43879 \pm 0.00019) \times 10^{-2} (\mu\text{m} \cdot \text{K}) \end{aligned} \quad (14)$$

在排气系统的总红外辐射中,高温壁面的红外辐射占主要部分,因此降低高温壁面的壁温对排气系统红外辐射的抑制具有显著的效果。气膜冷却作为一种比较成熟的冷却方式,已经被广泛地运用在了航空发动机高温部件的冷却当中。本文给出了采用气膜冷却时,高温壁面温度的计算方法。

定义气膜冷却效率如式(15)所示,即

$$\eta = \frac{T_m - T_f}{T_m - T_c} \quad (15)$$

式中 T_m 为主流燃气的温度, T_f 为高温壁面冷却后的温度, T_c 为冷却气流的温度。气膜冷却效率可以文献[28]的经验公式得到,进而可以求出冷却后的壁面温度。

4 加速控制计划

在发动机加速过程中,理想的情况是在每个控制周期加入尽可能多的燃油,以快速增大发动机的

转速和涡轮前温度,从而缩短发动机的加速时间。但在实际发动机加速过程中为了保证从慢车状态到中间状态的加速过程中发动机不喘振、不超温、不超转,需要对燃油的增加量和尾喷管喉道面积的变化量做出限制。因此制定目标函数与约束条件如式(16),(17)所示,式中 N_f 与 N_c 分别为风扇与压气机的相对物理转速, S_{mf} 与 S_{mc} 分别为风扇与压气机的喘振裕度。

$$\min J = \begin{cases} -N_c & N_{c, \text{idle}} \leq N_c \leq 95\% \\ -F & 95\% < N_c \leq N_{c, \text{max}} \end{cases} \quad (16)$$

$$\text{s.t.} = \begin{cases} N_f \leq 102\% \\ N_c \leq 102\% \\ S_{mf} \geq 15\% \\ S_{mc} \geq 15\% \\ T_{t4} \leq 1778\text{K} \\ \Delta W_{fb} \leq 2.5\text{kg/s} \\ \Delta A_8 \leq 0.25\text{m}^2/\text{s} \end{cases} \quad (17)$$

本文采用的加速控制计划是按照油气比与高压压气机转速 N_c 的关系以及尾喷管喉道面积 A_8 与高压压气机转速 N_c 的关系确定的,对应的函数关系如式(18)所示。

$$\begin{aligned} W_{fb}/p_{t3} &= f(N_c) \\ A_8 &= f(N_c) \end{aligned} \quad (18)$$

该加速计划的优点在于当在加速过程中发动机进入喘振状态,会导致压气机出口压力迅速下降,然而由于转子惯性的影响,发动机的转速短时间内并未发生大的变化,此时加速控制器将按照加速控制计划降低燃油流量,达到自动退出喘振的目的。同时,在控制计划的制定中考虑了涡轮进口温度的限制,该加速方案能够实现安全可靠的加速控制。在图4压气机特性曲线中给出了上述加速计划的示意图。

选取采用了不同高温部件冷却方式的涡扇发动

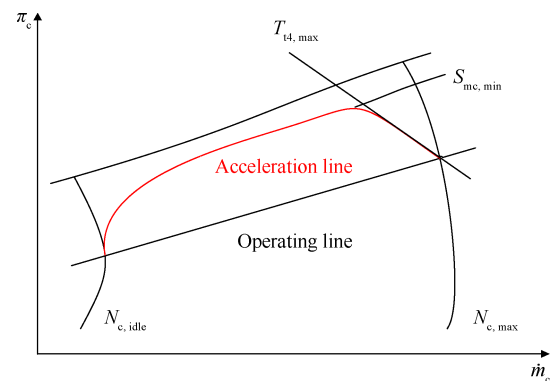


Fig. 4 Acceleration line in compressor characteristic diagram

机,分别制定其加速控制计划,并通过仿真分析其加速性能,其高温部件冷却方式与编号见表 2。其中 No.1 为不采用任何排气系统高温部件冷却的发动机, No.2 为采用中心锥冷却的发动机, No.3 为采用了全遮挡导流支板冷却的发动机, No.4 为采用了尾喷管扩张段冷却的发动机, No.5 为采用了上述所有排气系统冷却方式的发动机。

Table 2 Engine number and cooling method

Cooling part	No.1	No.2	No.3	No.4	No.5
Center cone	-	$\beta_{c3}=5\%$	-	-	$\beta_{c3}=5\%$
FSGS	-	-	$\beta_{c4}=5\%$	-	$\beta_{c4}=5\%$
Nozzle	-	-	-	$\beta_{c5}=5\%$	$\beta_{c5}=5\%$

对上述 5 台发动机,选取其地面状态工作点, ISA 标准大气环境,即飞行高度 $H=0\text{ km}$,飞行马赫数 $Ma=0$,发动机进口温度 288.15 K ,压力 101.325 kPa 条件,采用 FSQP 算法制定慢车至中间状态的加速控制计划。各加速控制计划的油气比与尾喷管喉道面积随压气机转速的变化关系如图 5(a),(b)所示。在图 5 中,采用了红外抑制措施的发动机加速控制计划中的油气比相较于不采用红外抑制措施的发动机更低,这是由于引气冷却导致发动机压气机的

喘振裕度发生了变化。且由于中心锥与全遮挡导流支板的引气冷却增加了发动机排气系统内的燃气流量, No.2~5 发动机的尾喷管临界截面面积相应增大,而 No.4 发动机由于引气冷却的是喉道后方的尾喷管扩张壁面,会减少通过尾喷管喉部的流量,因此 A_8 的变化相对于基准的 No.1 发动机应当适当的缩小。

5 仿真结果与分析

5.1 低红外特征涡扇发动机加速性能仿真

在地面标准条件下对采用了如表 2 所示的不同红外抑制措施的发动机进行慢车到中间状态的加速过程仿真,5 台发动机加速过程的性能参数变化如图 6 所示。其中图 6(a),(b)分别为风扇、压气机在加速过程中的变化;(c),(d)分别为发动机控制量燃油流量和尾喷管喉道面积的变化;(e),(f)分别为风扇、压气机的喘振裕度变化;(g),(h)分别为发动机推力和耗油率的变化;(i),(j)分别为加速过程中排气系统正向红外辐射和涡轮进口温度的变化,由于受到加速过程中气膜冷却效率的影响,排气系统红外辐射特征会出现波动。整个加速过程中风扇与压气机转速、喘振裕度与涡轮前温度均没有超过限制值。

从图 6 可以看出,高温部件的冷却给发动机性能带来了一定的损失。在加速开始前,由于采用了排气系统的外涵道引气冷却, No.2~5 发动机相较于 No.1 发动机的压气机喘振裕度有所下降。因此在牺牲部分喘振裕度以换取转速快速增加的加速过程中,采用了排气系统红外抑制措施的发动机将率先触碰到喘振边界,此时控制计划将限制发动机的油气比继续增大,防止发动机进喘,导致 No.2~5 发动机在加速过程中燃油的增速相较于不采取冷却措施的 No.1 发动机较缓,因此加速时间有所延长。以压气机的相对物理转速达到 98% 为加速终点,则 No.2~5 发动机的加速时间相对于 No.1 发动机分别延长了 5.81%, 8.14%, 1.16% 与 17.44%。且冷却措施带来的性能损失在发动机上表现为推力分别降低了 1.21%, 2.40%, 0.75% 和 5.79% 与耗油率分别增加了 0.84%, 1.73%, 0.71% 和 4.24%。

排气系统高温壁面的冷却的优势在于能够通过降低壁面温度减少其红外辐射特征,因此在加速过程中及加速结束后红外辐射大幅度降低。No.2~5 发动机的排气系统正向红外辐射相对于 No.1 发动机分别下降了 7.34%, 13.87%, 21.95% 和 44.59%,这有利

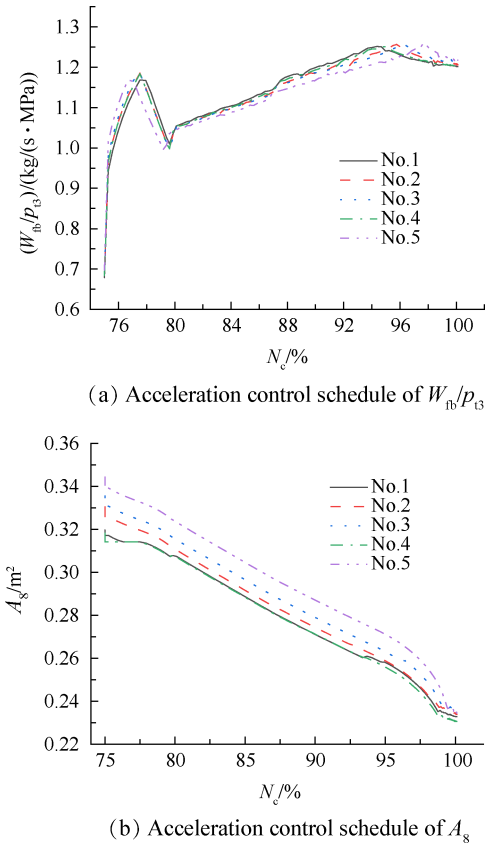


Fig. 5 Acceleration control schedule

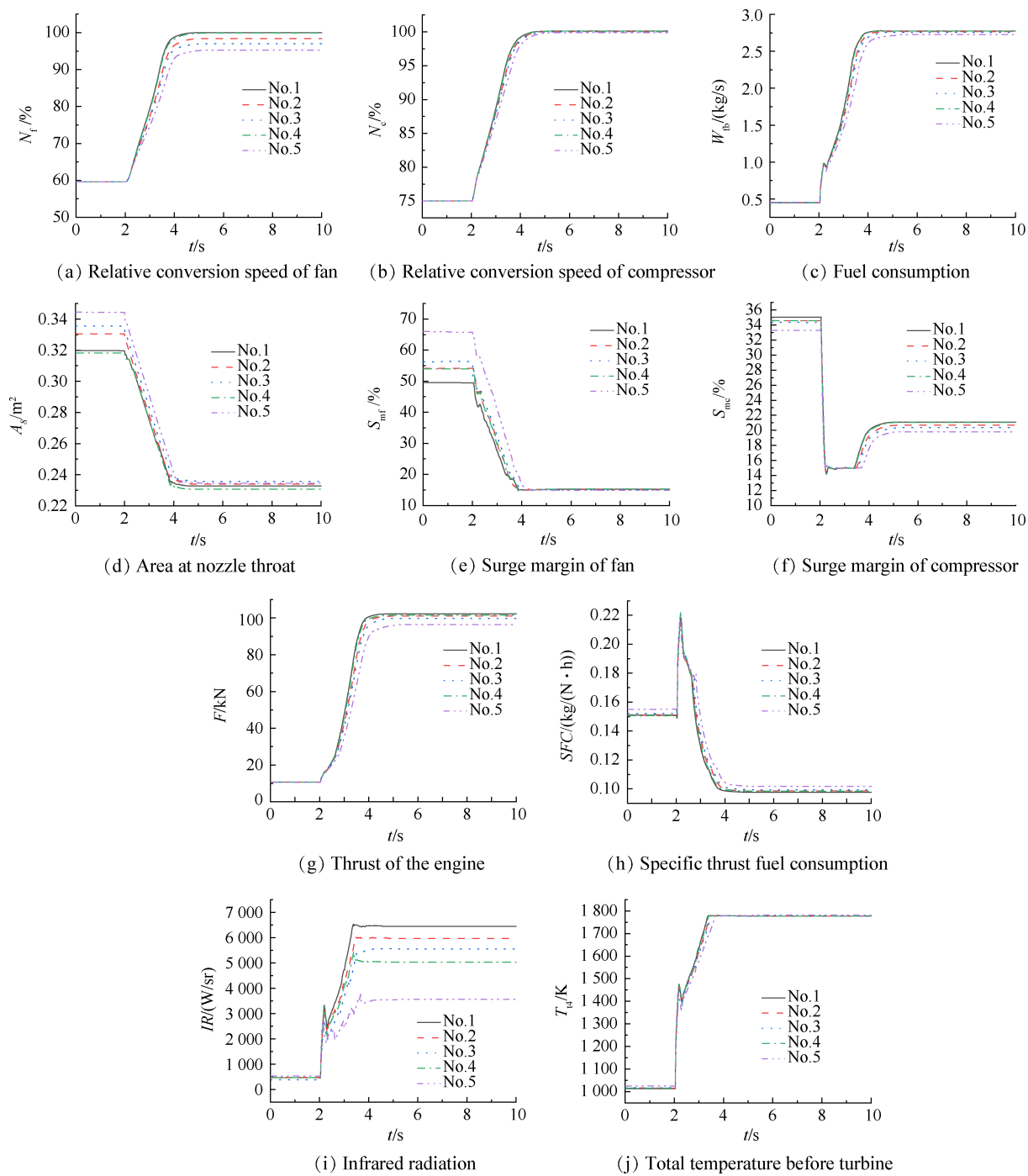


Fig. 6 Digital simulation of acceleration process

于战机规避敌方红外探测器的搜索,从而增加战机的生存概率。

5.2 低红外特征涡扇发动机加速性能 HIL 仿真

硬件在环仿真(Hardware-in-loop,HIL)是发动机进行性能验证和评估的重要手段。它将真实的数字电子控制器引入仿真回路中,通过真实的控制系统对发动机模型进行控制,与全数字仿真相比具有更高的置信度,是发动机控制系统从理论设计到实际应用过程中不可缺少的关键环节。

由数字仿真结果可知,排气系统高温部件的引气冷却能在发动机稳态运行时降低红外辐射强度,但会显著影响发动机的过渡态性能,如转子喘振裕度、加速响应时间等,本文进一步对采用了不同红外抑制措施的涡扇发动机加速性能进行了HIL仿真验证,结果如图7所示。

以压气机相对物理转速达到98%为加速终点,由图7的仿真结果可以看出,加速过程中转子转速、喘振裕度与涡轮前温度均位于限制值以

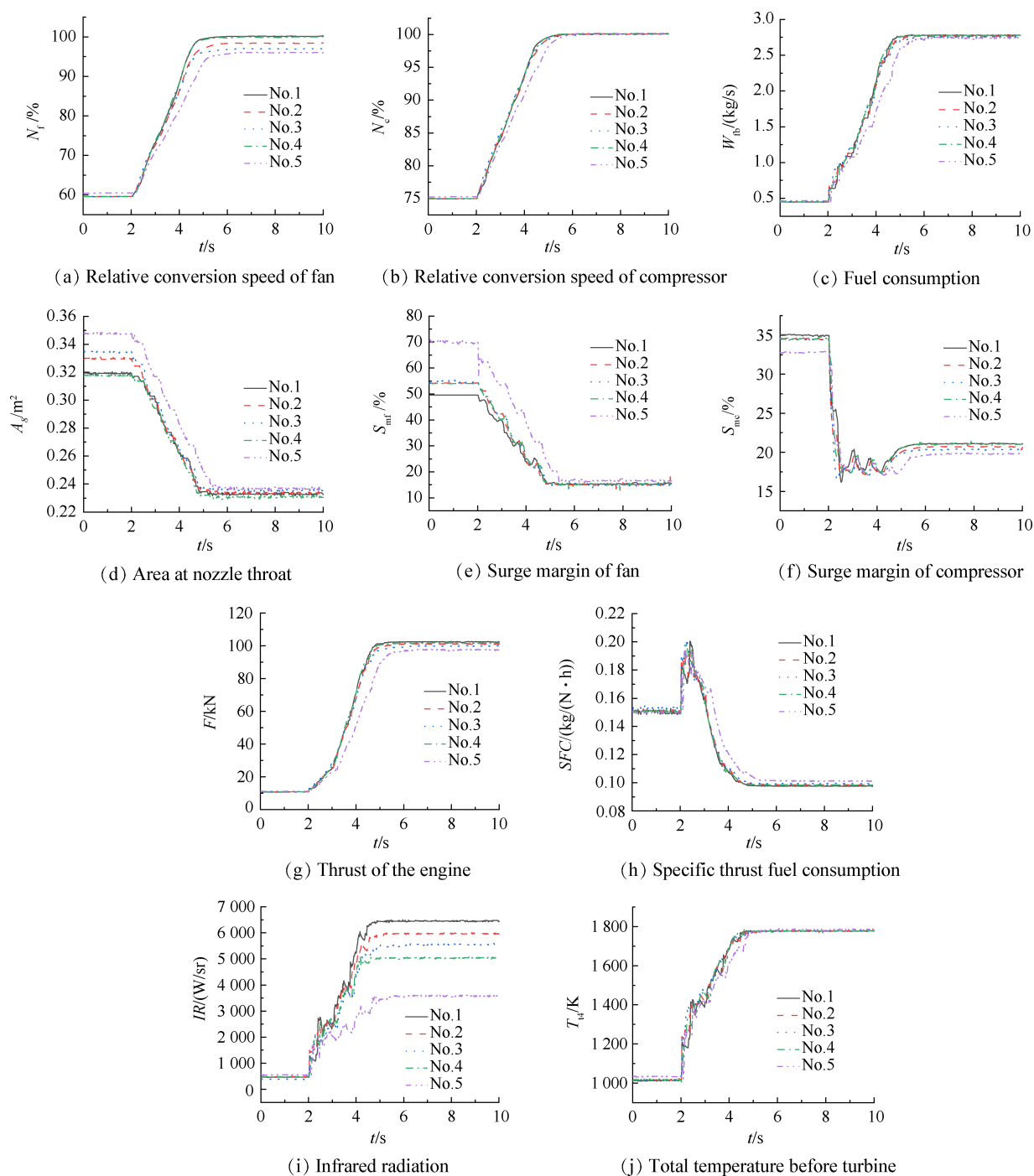


Fig. 7 HIL simulation of acceleration process

内, No.2~5号发动机的加速时间相对于No.1发动机分别延长了7.43%, 8.26%, 4.13%和23.14%, 推力、耗油率、红外辐射特征的变化皆与数字仿真相同。

可见涡扇发动机排气系统高温部件的引气冷却虽然具有良好的红外抑制效果, 能够大幅降低发动机的红外辐射特征, 从而提高发动机的隐身性能, 但却牺牲了发动机部分压气机喘振裕度和推力、油耗等性能, 延长了发动机的加速时间。

6 结论

本文探究了排气系统高温壁面外涵道引气冷却红外抑制措施对小涵道比涡扇发动机加速性能的影响, 得到如下结论:

(1) 建立了涡扇发动机部件级模型, 该模型与AED_{sys}软件计算结果相比误差小于1%, 具有较高的精度。并在此基础上发展了采用中心锥冷却、全遮挡导流支板冷却和尾喷管冷却的排气系统引气冷却

与红外辐射特征计算模型。

(2)应用FSQP方法对采用了不同红外抑制措施的涡扇发动机制定了从慢车到中间状态的加速控制计划,该加速控制计划能够在保证发动机不超转、不超温、不喘振的前提下安全稳定地加速。

(3)在 $H=0\text{ km}$, $Ma=0$ 条件下对比了采用不同排气系统红外抑制措施的发动机的加速性能。数字仿真与HIL仿真结果表明,对排气系统高温壁面的冷却虽然能降低发动机近50%的红外辐射特征,提高战机的隐身性能,但会导致发动机推力降低近6%,油耗上升4%以上,加速时间延长20%左右。

致谢:感谢国家科技重大专项的资助。

参考文献

- [1] 桑建华. 飞行器隐身技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2013.
- [2] AL-TAMEEMI M, YU Z. Thermodynamic approach for designing the two-phase motive nozzle of the ejector for transcritical CO_2 heat pump system[J]. Energy Procedia, 2017, 142(12): 1206-1212.
- [3] RAO A, MAHULIKAR S. Aircraft powerplant and plume infrared signature modelling and analysis[R]. AIAA 2005-211.
- [4] 邓洪伟, 尚守堂, 金海, 等. 航空发动机隐身技术分析[J]. 航空科学技术, 2017, 28(10): 1-7.
- [5] 刘常春, 吉洪湖, 黄伟, 等. 一种双S弯二元喷管的红外辐射特性数值研究[J]. 航空动力学报, 2013, 28(7): 1482-1488.
- [6] 黄伟, 吉洪湖, 斯仁, 等. 降低表面温度和发射率抑制排气系统红外辐射的研究[J]. 推进技术, 2011, 32(4): 550-556. (HUANG W, JI H H, SI R, et al. Investigation of infrared suppression of exhaust system by reducing surface temperature and emissivity[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(4): 550-556.)
- [7] 单勇, 张靖周, 邵万仁, 等. 涡扇发动机排气系统中心锥气膜冷却结构的气动和红外辐射特性实验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(1): 9-15.
- [8] 王浩, 吉洪湖, 桑学仪, 等. 全遮挡导流支板对排气系统红外特性的影响[J]. 航空动力学报, 2020, 35(10): 2078-2088.
- [9] 额日其太, 王志杰, 吴寿生. 高速热喷流条件下二元收扩喷管扩张段壁面冷却的初步试验研究[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 40-44.
- [10] NIDHI BARANWAL, SHRIPAD P MAHULIKAR. Review of infrared signature suppression systems using optical blocking method[J]. Defence Technology, 2019, 15(03): 432-439.
- [11] 陈光明, 樊丁. SQP方法在航空发动机加速过程控制中的应用研究[J]. 航空动力学报, 1999, 14(3): 90-93.
- [12] ZHOU G. A modified SQP method and its global convergence[J]. Journal of Global Optimization, 1997, 11(2): 193-205.
- [13] 黄兴, 黄波, 蔡常鹏, 等. 低红外特征涡扇发动机性能参数多目标优化设计方法[J]. 测控技术, 2022, 41(6): 73-80.
- [14] 胡欢. 基于SQP方法的航空发动机过渡态最优控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
- [15] 刘子赫, 郑前钢, 刘明磊, 等. 涡扇发动机全包线加速控制计划改进方法研究[J]. 推进技术, 2022, 43(1): 200416. (LIU Z H, ZHENG Q G, LIU M L, et al. Improvement method of turbofan engine full-envelope acceleration control schedule[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(1): 200416.)
- [16] 戚学锋, 樊丁, 陈耀楚, 等. 基于FSQP算法的涡扇发动机多变量最优加速控制[J]. 推进技术, 2004, 25(3): 233-236. (QI X F, FAN D, CHEN Y C, et al. Multivariable optimal acceleration control of turbofan engine based on FSQP algorithm[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(3): 233-236.)
- [17] CHEN H, ZHENG Q, GAO Y, et al. Performance seeking control of minimum infrared characteristic on double bypass variable cycle engine[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 108(1): 1-12.
- [18] 柳亚冰, 徐植桂, 叶东鑫, 等. 涡扇发动机最小红外特征模式性能寻优控制研究[J]. 推进技术, 2020, 41(5): 1168-1177. (LIU Y B, XU Z G, YE D X, et al. A study on performance seeking control of minimum infrared characteristic mode for turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(5): 1168-1177.)
- [19] 郑前钢, 张海波, 叶志锋, 等. 基于变导叶调节的涡扇发动机加速过程优化控制[J]. 航空动力学报, 2016, 31(11): 2801-2808.
- [20] 周文祥. 航空发动机及控制系统建模与面向对象的仿真研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
- [21] MATTINGLY J D, HEISER W H, PRATT D T. Aircraft engine design[M]. 2nd edition. USA: AIAA, 2015.
- [22] 王浩. 低红外特征涡扇发动机总体设计若干问题研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
- [23] 姜尚彬, 汪勇, 张海波, 等. 基于直二元喷管形面尺寸的涡扇发动机参数优化设计研究[J]. 推进技术, 2022, 43(8): 210072. (JIANG S B, WANG Y, ZHANG H B, et al. Optimization design of turbofan engine parameters based on straight two-dimensional nozzle profile[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(8): 210072.)
- [24] 徐植桂. 低红外涡扇发动机循环参数优化与建模技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.

- [25] 王 丰, 吉洪湖, 于明飞. 涡扇发动机收敛排气系统进口总温总压对喷流中心线温度分布影响[J]. 航空动力学报, 2016, 31(4): 816-822.
- [26] CHEN H Y, ZHANG H B, XI Z H, et al. Modeling of the turbofan with an ejector nozzle based on infrared prediction [J]. Applied Thermal Engineering, 2019, 159 (8): 1-12.
- [27] CHEN M, CHEN H, ZHANG H, et al. Real-time prediction model for infrared characteristics of turbofan engine[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2022, 23(5): 953-965.
- [28] 汪日丰, 包航凯, 贺 纓. 基于数值模拟的气膜孔冷却效率经验公式的修正[J]. 力学研究, 2020, 9(2): 32-47.

(编辑:白 鹭)

Acceleration control and influence law of low infrared characteristics turbofan engine

WANG Yifan, CHEN Haoying, ZHANG Haibo

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to explore the influence of infrared suppression measures on engine acceleration performance, a universal acceleration control plan for the exhaust system with bleed air cooling of the engine was proposed and formulated, and the acceleration control of low infrared turbofan engine and its influence law were studied. Firstly, a component-based model of the engine with bleed air cooling center cone, the fully shielded guiding strut and the inner wall of nozzle expansion section is established, and the forward and backward infrared radiation characteristic calculation model of the exhaust system is developed on this basis. Secondly, the feasible sequential quadratic programming algorithm is used to formulate acceleration control plans for turbofan engines with different exhaust system infrared suppression measures. Finally, the hardware in the loop simulation verifies the effectiveness of the above acceleration control plan for the acceleration process of the engine with infrared suppression measures from idle to intermediate state. The results show that compared with the conventional turbofan engine, the adoption of high temperature wall cooling can reduce the infrared radiation characteristics of the engine by nearly 50% and improve the stealth performance of the fighter, but it will reduce the engine thrust by nearly 6%, increase fuel consumption by more than 4%, and prolong the acceleration time by about 20%.

Key words: Turbofan engine; Exhaust system; Infrared radiation; Acceleration control plan; Sequential quadratic programming

Received: 2022-10-04; Revised: 2023-02-10.

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2210007

Foundation item: National Science and Technology Major Project of China (J2019-III-0009-0053).

Corresponding author: ZHANG Haibo, E-mail: zh_zhbb@126.com