引气结构对二元塞式喷管冷却和 红外辐射特性的影响^{*}

陈 静^{1,2}、单 勇^{1,2}、张靖周^{1,2}、张序墉^{1,2}

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 航空飞行器热管理与能量利用工业和信息化部重点实验室,江苏南京210016; 2. 南京航空航天大学 能源与动力学院 进排气技术教育部重点实验室,江苏南京210016)

摘 要:为降低加力状态下二元塞锥表面温度和喷管红外辐射强度,对塞锥进行冷却结构设计。采 用数值模拟的方法对比分析了引气结构、冷却通道高度和冷气入口总压比对塞锥冷却和喷管红外辐射特 性的影响。结果表明:塞锥冷却后其表面温度和喷管红外辐射强度显著降低;引气腔内无冲击板时,引 气角度的改变引起射流核心区位置的变化,造成塞锥头部和前缘展向温度分布差异明显,引气角度为 90°时塞锥表面最高温度要比30°和60°的模型高50K;加装冲击板后,冷却通道内的流量分配和塞锥前 缘的展向温度分布得到有效改善、塞锥头部的换热得以增强,但同时会引起较大的总压损失,因此相同 入口总压比下,加装冲击板后冷却流量降低、塞锥外表面温度升高;随着冷却通道高度增大,冷气流量 增加、流速降低,故存在一个最佳通道高度使得塞锥冷却效果最好;以塞锥无冷却为基准,入口总压比 为1.0~1.8时,塞锥外表面最高温度降低了470~590K,0°探测角上红外辐射强度降低了25%~33%。

关键词:二元塞式喷管;塞锥冷却;引气结构;冷却特性;红外辐射特性;数值仿真
中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 11-2207042-12
DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2207042

Effects of Air Intake Structures on Cooling and Infrared Radiation Characteristics of Two-Dimensional Plug Nozzle

CHEN Jing^{1,2}, SHAN Yong^{1,2}, ZHANG Jing-zhou^{1,2}, ZHANG Xu-yong^{1,2}

(1. Key laboratory of Thermal Management and Energy Utilization of Aircraft, Ministry of Industry and Information Technology, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. Key Laboratory of Inlet and Exhaust System Technology, Ministry of Education, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to reduce the surface temperature of two-dimensional plug and the infrared radiation intensity of nozzle in the state of afterburning, the cooling structure of plug was designed. A series of numerical simulations were performed to investigate the effects of air intake structure, cooling channel height and total pressure ratio of inlets on the plug cooling and nozzle infrared radiation performances. The calculation results indicate that: the surface temperature of plug and the infrared radiation of nozzle have dropped significantly after the plug is cooled. The change of air intake angle leads to different core region of jet when there is no impact plate in the

^{*} 收稿日期: 2022-07-12; 修订日期: 2022-11-10。

基金项目:国家科技重大专项(J2019-Ⅲ-0009-0053)。

作者简介:陈 静,硕士生,研究领域为航空发动机高温部件冷却。

通讯作者:单 勇,博士,教授,研究领域为航空发动机传热和飞行器红外隐身。E-mail: nuaasy@nuaa.edu.cn

引用格式:陈 静,单 勇,张靖周,等.引气结构对二元塞式喷管冷却和红外辐射特性的影响[J].推进技术,2023,44 (11):2207042. (CHEN Jing, SHAN Yong, ZHANG Jing-zhou, et al. Effects of Air Intake Structures on Cooling and Infrared Radiation Characteristics of Two-Dimensional Plug Nozzle[J]. *Journal of Propulsion Technology*,2023,44(11): 2207042.)

air intake chamber, which caused remarkable difference in the spanwise temperature distributions of the plug head and leading edge. While the air intake angle is 90° , the maximum temperature of the plug surface is 50K higher than that of 30° and 60° . After the impact plate is installed, the flow distribution in the cooling channel and the spanwise temperature distribution of the plug leading edge are effectively improved as well as the heat transfer of the plug head, however, a large total pressure loss is also caused. Therefore, the mass flow of cooling air decreases and the external surface temperature of the plug increases when an impact plate existed in a fixed total pressure ratio of inlets. A higher cooling channel brings a bigger mass flow rate and a less flow velocity of cooling air, so there is an optimal height of the passage to make the cooling effect on the plug best. Compared with the situation of un-cooled plug, with the total pressure ratio of inlets varying from 1.0 to 1.8, the maximum temperature of the external surface of plug decreases by 470K to 590K and the infrared radiation intensity decreases by 25% to 33% at the detection angle of 0°.

Key words: 2-D plug nozzle; Plug cooling; Air intake structure; Cooling performance; Infrared radiation characteristic; Numerical simulation

1 引 言

随着空间作战形式多样化演变和红外制导武器的快速发展,战斗机的生存环境日益严苛,为提高其 生存和作战能力,要求新一代战机满足超声速巡航、 4S隐身和超机动等技术指标^[1-2]。二元塞式矢量喷管 作为一种典型的超声速喷管结构,在飞发一体设计、矢 量作动、降低流阻等方面具有一定的优势^[3-5],并且喷 管尾部的塞锥可以对发动机内部的涡轮叶片、支板、中 心锥和火焰稳定器等高温部件进行有效遮挡,使其暴 露于红外探测器的有效辐射面积大大降低^[6]。基于以 上特点,二元塞式喷管受到越来越多的关注与研究。

塞式喷管的研究最早可以追溯到20世纪40年 代,美国国家航空咨询委员会(NACA)为实现冲压发 动机喷管喉道面积可调的技术要求,提出了塞式喷 管的概念,意欲通过调节塞锥的轴向位置控制喉道 面积^[7]。Hearth等^[8]利用高空模拟风洞探究了塞锥轴 向位置对冲压发动机燃烧效率和总压损失系数的影 响,指出塞锥在回缩状态(即塞锥处于喷管内部)下 燃烧效率更高、塞锥轴向位置的变化对喷管的总压 损失系数影响很小;Krull等^[9]对两种塞式喷管(收 敛-扩张喷管和收敛喷管)的流动和推力特性进行了 试验研究,并与传统喷管进行对比,证明了塞式喷管 优异的推力减阻特性;Sterbentz等^[10]将塞锥结构应用 于冲压导弹,结果显示飞行马赫数处于2.13~3.0时, 推力系数均保持在0.95以上,这表明塞式喷管具有 一定的高度补偿特性。从20世纪70年代开始,设计 人员将塞式喷管与推力矢量技术结合,发现塞式矢 量喷管在矢量作动、短距起飞和噪声抑制方面优势 显著,于是围绕塞锥和喷管机匣的几何结构、流动参

数开展了诸多研究,塞式矢量喷管的流阻特性进一 步被揭示。Berrier等^[11]利用跨声速风洞装置探究了 二元塞式喷管侧壁的长度、扩张角度等对喷管内流 特性的影响,结果显示二者的影响十分微弱:喷管侧 壁长度减小75%,喷管的推力系数和流量系数降低不 到1%。Sule等^[12]分析了落压比对截断塞锥的塞式喷 管尾流特性的影响机理,指出塞锥截断后会在断面 后方形成回流区;落压比较小时,回流区的范围较 大、边界层较厚,导致喷管实际喉道面积减小,随着 落压比的增大,回流区不断减小直至稳定,并表示在 研究范围内塞式喷管一直保持较高的推力系数。

以上研究证实了塞式喷管优异的气动特性,但 随着喷管入口温度的急剧升高,塞锥的有效冷却成 为塞式喷管实现应用的技术关键。Clark等^[13]在塞锥 通道内焊装镍合金翅片来增大传热面积,并引入压气 机空气对塞锥冷却,在冷气质量流量为主流的3.5% 时,塞锥表面温度可以控制在810K以下。Samanich^[14]试验探究了飞行马赫数、冷气用量对塞锥冷却 特性的影响,结果显示飞行马赫数从0.39增大至1.3, 塞锥的冷却效果基本相同;喷管入口温度1515K时, 使用1.5%的冷气可以将塞锥表面温度控制在设计值 以下。征建生等^[15]对塞锥设计了气膜冷却结构,通 过数值计算探究了气膜孔开孔率、吹风比和矢量偏 转对塞锥冷却特性的影响。

塞式矢量喷管对排气系统红外辐射的抑制作用 也在塞锥冷却后才得以体现。陈俊等^[16-17]通过数值 计算探究了塞锥壁面降温对二元塞式喷管红外辐射 的影响,指出塞锥温度降低300K后,在0°探测角上红 外辐射强度降低57%,与轴对称喷管相比具有更好的 红外抑制性能。张靖周等^[18]采用气膜冷却的方法对 塞锥进行冷却,数值计算了塞锥后体气膜孔排布、气膜孔倾角和冷气用量对喷管红外辐射的影响,表示 对塞锥后体提供1%和3%的冷气可以使得喷管红外 辐射降低50%和60%。

需要指出的是,尽管上述不少文献对塞锥的冷却和红外辐射特性进行了探究,但大都是关于塞锥表面气膜孔结构和冷却通道内的散热片排布方式研究,而对二元塞锥引气结构的研究较为缺乏。在数值仿真过程中,往往在塞锥引气腔进气口处给定均匀的边界条件,冷却空气垂直于进气口流入塞锥冷匀的边界条件,冷却空气垂直于进气口流入塞锥冷却通道,忽略了从发动机引气管路末端到塞锥引气腔这一引气结构以及实际的引气结构引起的进气不均匀性。实际上,塞锥冷气是通过管道从塞锥两侧进入引气腔,这势必会造成冷却通道内的冷气流量沿展向分布不均,进而造成塞锥表面展向温度分布差异。

就此,本文以二元塞式喷管为研究对象,通过数 值计算的方法重点研究塞锥引气结构、塞锥冷却通 道高度及冷气入口总压比对塞锥冷却特性、喷管流 动及红外辐射特性的影响。

2 计算模型和计算方法

2.1 物理模型

二元塞式喷管的结构如图1(a)所示,由喷管壁 面、隔热屏和塞锥组成。喷管壁面根据形状的差异 分为四段,分别是入口段、球面铰接段、过渡段(圆转 矩段)和出口段,喷管的矢量作动是通过两个球面铰 接实现二维偏转;二元塞式喷管重要几何尺寸如图1 (b)所示,二元塞锥为非线性型面,其中与喷管过渡 段对应的为半圆形凸面,其余部分为变曲率型面。

塞式喷管的冷却结构如图2所示:隔热屏冷气由 外涵引入,经由隔热屏和喷管壁面组成的冷却通道 流出,通道高度h₁为7mm;塞锥冷气由压气机中间级 引入,经由塞锥内外表面组成的夹层通道流出,通道 高度h₂。为保证排气出口面积一定,塞锥外表面截断 于喷管出口位置,塞锥冷气从冷却通道流出后覆盖 在喷管出口后方的塞锥内表面上,将其与主流 隔开。

塞锥引气结构如图 3(a)所示,引气管道对称分 布在塞锥两侧,将冷气从压气机引入塞锥引气腔,冷 气在引气腔内对冲掺混后进入塞锥冷却夹层通道; 引气角度α定义为引气管道与喷管轴线的夹角(如图 3(b)所示)。此外,在部分模型的引气腔内加装冲击 板,并在冲击板上开设冲击孔(如图 4(a)),考虑到塞 锥两侧与喷管壁面相连、受到的热负荷更大,因此外



Fig. 2 Schematic of cooling structure of 2-D plug nozzle



侧的冲击孔排布更加密集,冲击孔径和孔距等参数 如图4(b)所示。



根据塞锥引气角度和有无冲击板结构划分为4 个冷却模型,模型的引气结构和冷却参数如表1所 示,其中**Φ**表示塞锥冷气与主流的入口总压比。

 Table 1
 Parameters of air intake structure and cooling air

Parameter	Mode			
	А	В	С	D
Impact plate	No	No	No	Has
$\alpha / (^{\circ})$	30	60	90	30
h_2/mm	4	2,4,6	4	4
$\Phi / \%$	1.4	1.0, 1.4, 1.8	1.4	1.0, 1.4, 1.8

计算边界条件设置:主流入口和冷气入口均采 用压力边界条件,主流入口总温2150K,总压488kPa; 塞锥冷气入口总温540K,总压由塞锥冷气与主流入 口总压比 Ø 确定;隔热屏冷气入口总温580K,总压 500kPa。由于高温燃气在喷管出口处并未完全膨 胀,需要选取一个足够大的区域作为外场(如图5所 示),外场边界设为压力出口,静压为101kPa,静温为 288K。各固体壁面均设为无滑移固壁,内部壁面设 为流固耦合壁面;考虑到高温壁面间的辐射换热,故 选用辐射换热模型 S2S(Surface to surface)以求解固 体壁面之间辐射换热,壁面发射率设为0.9。



Fig. 5 Schematic of computational region

2.2 计算方法和湍流模型验证

采用 ICEM 软件对计算模型进行非结构化网格 划分,由于研究重点是塞锥冷却,因此对塞锥表面网 格进行加密,并通过改变边界层层数调节网格总量。 当网格总量≥1100万时,继续增加网格数量,塞锥表 面的温度分布基本不再变化,因此经网格独立性验 证后,选用1100万的网格模型进行后续计算。

采用 Fluent 商业软件,选择 SIMPLE 算法求解压 力与速度,使用二阶差分迎风格式对动量方程、能量 方程和湍流控制方程的对流项进行离散。判断收敛 的标准是各控制方程的残差均小于 10⁻⁵,残差曲线平 直、监视量基本不变。

选择文献[19]中的试验数据进行湍流模型验证。图6为验证模型的喷管落压比为1.26时,不同湍流模型与试验条件下塞锥表面压力对比。其中横坐标为喷管轴向无量纲位置,L为塞锥长度;纵坐标为 塞锥表面静压p与入口总压p^{*}之比。从图中可以看出,剪应力输运模型(SST k-ω)的计算结果与试验结 果吻合且误差最小,说明采用该湍流模型进行计算 是可信的。



Fig. 6 Comparison of pressure ratios on plug surface

采用文献[20]中的计算方法对 Fluent 计算后输 出的结果进一步处理,得到二元塞式矢量喷管的红 外辐射强度,该方法为正反射线追踪法,考虑了喷管 固体壁面红外辐射的发射和反射、高温气体红外辐 射和吸收,其计算精度和可靠性已在文献[21-24] 中被验证。由于发动机对红外辐射的贡献主要集 中在 3~5µm 波段,故计算中仅考虑该波段辐射。 如图 7所示,鉴于喷管呈对称分布,仅在铅垂面和水 平面上的0°~90°内布置测点,探测角度为测点与喷 管出口中心的连线与喷管轴线的夹角,探测距离为 400m。



Fig. 7 Schematic of detect position distribution

2.3 特征参数和特征线定义

为有效地评估塞锥冷却对喷管流动与冷却特性 的影响,定义4个特征参数。各特征参数的表达式 如下:

塞锥冷却流量比χ为

$$\chi = \frac{q_{\rm c}}{q_{\rm m}} \tag{1}$$

式中q_m为主流质量流量,q_e为塞锥冷却气体质量流量。

喷管推力系数 C_f为

$$C_i = F/F_i \tag{2}$$

式中F是喷管的实际推力,F_i是通过一维等熵理论计 算得到的理想推力。

总压恢复系数σ为

$$\sigma = \frac{m_{\text{out}} p_{\text{out}}}{m_{\text{in1}} p_{\text{in1}} + m_{\text{in2}} p_{\text{in2}} + m_{\text{in3}} p_{\text{in3}}}$$
(3)

式中m_{out}为喷管出口的平均质量流量,m_{in1},m_{in2},m_{in3}分 别为主流入口、隔热屏通道入口、塞锥通道入口的平 均质量流量;p_{out}为喷管出口的质量平均总压,p_{in1},p_{in2}, p_{in3}分别为主流入口、隔热屏通道入口、塞锥通道入口 的质量平均总压。

对流换热系数h为

$$h = \frac{q}{T_{\rm w} - T_{\rm c}} \tag{4}$$

式中q为塞锥表面的热流密度;T_w,T_e分别为塞锥表面 静温和冷气入口总温。

另外,为清楚地描述后续塞锥冷却状况,在塞锥 通道内和塞锥表面上取一些特征线,特征线标识如 图 3(a)所示,其中虚线在冷却通道内部、实线在塞锥 表面,x_i表示该特征线上x坐标一定、z_i表示该特征线 上z坐标一定。(x₀~x₅的x坐标分别为 200.00, 206.74, 212.18, 296.10, 432.83, 876.60mm; z₀的z坐标为0mm)

3 计算结果与讨论

3.1 塞锥引气结构的影响

在冷却通道高度4mm、入口总压比1.4的条件下,分析了塞锥引气结构对喷管流动、换热和红外辐射特性的影响。

图 8 是不同冷却模型对塞锥冷却流量比(χ)、喷 管推力和总压恢复系数的影响。从图 8(a)可以看 出,无冲击板时,随着引气管道角度增大,冷气流量 稍稍增加,模型 C 比模型 A 的冷气流量占比增大了 0.26%;加装冲击板后冷气流量降低明显,结合图 8 (b)可知冲击板结构的存在引起较大的总压损失,因 而造成冷却通道的流量系数降低。相比无冷却状 态,对塞锥进行冷却后,推力和总压恢复系数都有一 定程度的减小,这主要由冷气与主流的掺混导致。 改变引气管道的入口角度(对比模型 A,B,C)对推力 和总压恢复系数基本无影响;在引气腔内加装冲击 板后(模型 D)推力系数和总压损失系数分别降低了 0.1%和0.2%。

图 9 是不同冷却模型下塞锥冷却通道内部的流 线和静压分布,为清晰地显示流动细节,本文仅选择





1/4 冷却通道进行分析。模型 A 的引气角度较小,冷 气进入引气腔后沿两侧流向塞锥头部,在引气腔内 部形成一个对称涡对 1;由于冲击核心区集中在塞锥 头部的两侧,故该处形成明显的局部低压区。模型 B 的引气角度增至 60°,在引气腔内形成两对流向相反 的涡对;相较模型 A,模型 B 的通道前缘的静压分布 更加均匀,未在冲击核心区出现明显的低压区。模 型 C 中,两侧冷气对冲流入引气腔、冲击混合后沿喷 管轴线流向塞锥头部,在引气腔的两侧形成一个涡 对 2,此时局部低压区移至塞锥前缘的中心。模型 D 中,冷气通过冲击板上的冲击孔时速度会突然增大, 造成塞锥头部的静压显著低于其他模型。

图 10 是不同冷却模型在冷却通道内4条特征线 上的速度分布。特征线x₁距离引气腔最近,所以各模 型沿z轴的速度分布受到引气结构的影响较大、呈现 出明显的差异。模型A,B,C的流速最大位置对应冲 击核心区,距离核心区越远、流速越低;模型D在模型 A的基础上加装了冲击板,因此通道中心的速度分布 有所改善、曲线更加平滑。虽然特征线x₂距离x₁较 近,但各模型沿z轴的速度分布逐渐趋于均匀,引气 结构造成的影响不断削弱。特征线x₄上引气结构的 影响已经十分微弱,各模型沿z轴的速度分布均匀且



Fig. 9 Streamline and static pressure distributions under different cooling modes

一致。特征线 x₅位于通道出口,由于通道内冷气不断 加速膨胀,所以各模型的速度要高于另外3条特征 线;该特征线上,模型A,B,C的速度约为520m/s,模 型D的通道压损较高、速度略低,约为490m/s。

图 11 是不同冷却模型在特征线 x₀(即塞锥头部) 上的温度和换热系数分布。从图 11(a)可以看出,模型 A, B, C 的温度分布与通道内的速度分布正好相



Fig. 10 Velocity distributions on some feature lines under different cooling modes

2023 年

反,正是因为冲击核心区的边界层最薄、冷气流速最高,所以冷效最好;但该特征线上3个模型的最高温 度不尽相同,其中模型C的最大、约1220K,模型B的 最小、约975K。模型D中塞锥头部的温度要小于另 外三个模型,最高温度约为870K,这是由于冷气经过 冲击孔时会因为流动面积突缩而加速,因此每个冲 击孔都对应一个射流核心区,该区域内换热很强、冷 效较高;另外注意到模型D塞锥头部两侧温度较高, 原因是该区域处于两排冲击孔的中间而非射流核心 区。换热系数越大、冷却效果越强,故图11(b)中换热 系数的分布规律与塞锥头部的温度分布恰好相反,其 中模型D的换热系数最大值约为2650W/(m²·K),而 另外3个模型的换热系数均低于1700W/(m²·K)。



coefficient distributions on feature line x_0 under different cooling modes

图 12 是未对塞锥进行冷却时塞锥表面的温度分 布,可以看出塞锥头部两侧最高温度超过 1750K,而 塞锥后缘温度却有明显的降低,这是因为高温燃气 在喷管出口以后不断膨胀,速度增大、温度降低。

图 13 是不同冷却模型下塞锥表面温度云图。对 塞锥进行冷却后,其表面温度大幅度降低。模型 A 和 B 的塞锥表面温度均在 1250K 以下,但塞锥外表面的



Fig. 12 Temperature contour of plug without cooling

高温区分布略有不同,这主要是受到引气角度的影响:模型A的冲击核心区靠近塞锥两侧,与之对应的壁面射流区也靠近两侧,因为射流区的流速是增加的、流动稳定性很高,所以边界层较薄、换热较强,因此塞锥前缘两侧区域温度更低;模型B的冲击核心区向中心移动,所以塞锥前缘中心附近高温区面积减小,二者相较,模型B的高温区面积略小。模型C的冲击核心区在塞锥中心,所以高温区呈胖"U"形分布,加之塞锥头部受到高温燃气的直接冲击,因此"U"字形两个顶点的温度最高,超过1300K。模型D改善了通道内的流量分配,所以塞锥表面沿z向的温度基本相同;但该模型的冷气流量较小,故塞锥整体温度高于模型A,B。

综合来看,引气腔内加装冲击板可以改善塞锥 头部的冲击冷却和前缘展向温度分布;无冲击板时 模型B的冷却效果较优。

图 14 是不同冷却模型下喷管的红外辐射强度分 布,I,为塞锥有无冷却时的红外辐射强度之比。由于 塞锥处于喷管尾部,有效遮挡了内部高温部件,因此 排气系统的红外辐射主要由塞锥辐射和尾喷流辐射 组成,塞锥表面温度分布对喷管红外辐射强度有着 重要影响。可以看出,无论是铅垂探测面还是水平 探测面,在-70°~+70°探测角内4个模型的相对红外 辐射强度均在 0.73 以下, 在更大的探测角内红外辐 射强度迅速增大且数值基本相同。这是因为-70°~ +70°探测角内塞锥贡献了主要的红外辐射,塞锥被冷 却、红外辐射强度降低;随着探测角的增大,塞锥的 有效辐射面积减小,尾喷流成为主要辐射源,因此各 模型的相对辐射强度增大。由于探测范围内只能探 测到过渡段及其后方的塞锥表面,所以塞锥后缘温 度分布对红外辐射强度分布影响较大,模型A,B,C 的塞锥后缘温度分布基本相同,故红外辐射强度相



Fig. 13 Temperature contours of plug under different cooling modes



Fig. 14 Infrared radiation intensity distributions under different cooling modes

近,但三者塞锥后缘的展向温度分布又略有差别,因 而红外辐射强度也有微弱差异;相比之下,模型D的 塞锥后缘温度较高,因此红外辐射强度增大。以塞 锥无冷却情况为参照:铅垂探测面上,模型B和模型 D在0°探测角上红外辐射强度分别降低了29%和 27%,在±30°探测角上红外辐射强度降幅最大,分别 为45%和42%;水平探测面上,模型B和模型D在 ±30°探测角上红外辐射强度降幅最大,分别为38% 和35%。

3.2 塞锥冷却通道高度的影响

在冷气入口总压比1.4,引气管道与喷管轴线夹 角60°,引气腔内无冲击板的条件下,分析了塞锥冷 却通道高度对喷管流动、换热和红外辐射特性的 影响。

图 15 是通道高度对塞锥冷却流量比、喷管推力 和总压恢复系数的影响。如图 15(a)所示,冷却通道 高度增加意味着冷气出口面积增大,所以冷气流量 增大;通道高度从 2mm 增至 6mm,冷气流量占比增大 了 2.56%。如图 15(b)所示,推力和总压恢复系数均 随着冷却通道高度的增大而降低,这是因为冷气流 量增加、与主流的掺混损失增大;冷却通道高度从 2mm 增至 6mm,推力系数和总压恢复系数分别降低 0.4% 和 0.1%。

图 16 是不同冷却通道高度下特征线 x₅上(即通 道出口)的流速分布。通道高度从 6mm 降低至 2mm, 平均出口流速从 510m/s 增大至 600m/s。

图 17 是不同冷却通道高度下塞锥表面的静温分 布。可以看出通道高度为4mm时的冷却效果要优于 2mm和6mm,这是由冷气流量和冷气流速共同影响 导致的,一方面冷却通道高度的减小使得冷气流速 增大,因而冷却通道内边界层厚度减小、换热增强, 另一方面冷却通道高度降低意味着冷气出口面积减 小,造成冷气流量减少,这又不利于塞锥冷却。由于 两者的作用结果相反,因此存在一个最佳通道高度, 使得冷却效果达到最好。冷却通道高度为4mm时, 塞锥外表面温度较2mm,6mm通道高度降低约50K。 此外,随着冷却通道高度的增大,壁面射流区的范围 逐渐增大。

图 18 是不同冷却通道高度下塞锥表面的对流换 热系数分布。可以看出换热系数分布规律与温度分 布规律相反,即塞锥表面换热越强、温度越低。通道 高度为 4mm 时塞锥表面对流换热系数整体最大,数 值在 600(W/(m²·K))以上;其中塞锥头部以冲击换热 的方式冷却,换热系数超过1050(W/(m²·K))。

图 19是不同冷却通道高度下喷管红外辐射强度 分布。2mm和6mm通道高度的红外辐射强度分布基 本相同、在-70°~+70°探测角内均有所增加,二者相



(b) Total pressure recovery and thrust coefficients

Fig. 15 Effects of heights of cooling channel on cooling flow ratio, total pressure recovery and thrust coefficients



Fig. 16 Velocity distributions on feature line x_5 under different heights of cooling channel

较,2mm通道高度的塞锥后缘温度更高,而6mm通道高度的过渡段塞锥温度更高,两段塞锥均可被探测到,因此虽然温度分布不同,但最终红外辐射强度相当;对比之下,4mm通道高度下塞锥前缘温度显著降低,故对红外辐射的贡献也有所减少。其中0°方向探测角上增加2%,铅垂与水平探测面上红外辐射强度增加的最大幅值分别为3%和4%。

3.3 冷气入口压比的影响

在冷却通道高度4mm条件下对比分析了模型B 和模型D在不同入口总压比下的流动、换热和红外辐 T/K 600 700 800 900 1000 1100 1200 1300



(a) $h_2 = 2$ mm



(b) $h_2 = 4$ mm



Fig. 17 Temperature contours of plug under different heights of cooling channel





射特性。

图 20 是人口总压比对模型 B 和模型 D 的冷气流



Fig. 19 Infrared radiation intensity distributions under different heights of cooling channel

量比、喷管推力系数和总压恢复系数的影响。由图 20(a)可知,相同入口压比下,模型D总压损失更大、 冷气流量更低;入口总压比从1.0增大到1.8,模型B 和模型D的冷气流量占比分别增加了2.19%和 1.84%。入口总压比增大意味着冷气流量的增加、与 主流的掺混加剧,这导致推力系数和总压恢复系数 有一定程度的降低;入口总压比从1.0增大到1.8,模 型B和模型D的推力系数分别降低了0.29%和 0.30%,总压恢复系数分别降低了0.35%和0.37%。

图 21 是不同冷气入口压比下模型 B 和模型 D 的 塞锥表面特征线 z₀和 x₃上的温度分布。特征线 z₀上: 相同入口总压比下,模型 B 的塞锥外表面温度低于模 型 D、内表面温度高于模型 D。入口总压比为1.0时, 模型 B 和模型 D 的塞锥外表面最高温度分别为 1280K和1310K,继续增大入口总压比至1.8,表面最 高温度分别降低了120K和115K。特征线 x₁上:模型 B 的温度分布曲线比较波折,塞锥两侧和中心温度较 高;模型 D 的温度曲线则更加平滑,除两侧外,曲线整 体温度基本相同,这得益于冲击板对塞锥前缘流量 分配的调节作用。同时也要注意到冲击板结构会造 成一定的总压损失,导致模型 D 的塞锥外表面温度总



(b) Total pressure recovery and thrust coefficients Fig. 20 Effects of total pressure ratio of inlets on cooling flow ratio, total pressure recovery and thrust coefficients



Fig. 21 Temperature distributions on some feature lines under different total pressure ratio of inlets

体稍高。

图 22 是不同冷气入口压比下模型 B 和模型 D 的 喷管红外辐射强度分布,随着入口总压比的增大,塞 锥温度不断下降,同时冷气流量增大,使得喷管出口 掺混后的燃气温度降低,由于塞锥和高温燃气贡献 的红外辐射都在减小,所以喷管红外辐射强度也不 断降低。入口总压比为 1.0 时,在 0°探测角上模型 B 和模型 D 红外辐射强度分别降低了 25% 和 23%;入口 总压比为 1.8 时,在 0°探测角上模型 B 和模型 D 的红 外辐射强度分别降低了 33% 和 31%。



Fig. 22 Infrared radiation intensity distributions under different total pressure ratio of inlets

4 结 论

在不同引气结构下对二元塞锥的冷却特性、喷 管流动及红外辐射特性进行了数值模拟,主要研究 结论如下:

(1)引气腔内未加冲击板时,改变引气角度对喷 管的推力和总压恢复系数影响微弱、对塞锥温度分 布影响显著。在冲击核心区和壁面射流区冷气流速 高、边界层薄,因此冷却效果较好,相应地,远离冲击 核心区的地方温度较高;引气角度为30°和60°时,塞 锥表面温度控制在1250K以下,引气角度为90°时,塞 锥前缘两侧出现高温区,最高温度达到1330K。

(2)引气腔内部加装冲击板对塞锥冷却有两方 面的影响:一方面可以有效改善冷却通道内的流量 分配、增强塞锥头部的换热系数,与无冲击板情形相 比,塞锥头部的温度最高值降低了至少105K;另一方 面冲击板结构带来较大的总压损失,因此,在相同人 口总压比下,加装冲击板后冷却流量降低、塞锥前缘 温度升高。

(3)随着塞锥冷却通道高度的增大,冷气流量增加、流速降低,因为二者对塞锥冷却作用相反,所以存在一个最佳通道高度4mm,此时塞锥外表面最高温度比通道高度为2mm,6mm时降低约50K。

(4)喷管的推力和总压恢复系数随着入口总压 比的增大而降低,这是因为冷气流量增大、与主流的 掺混损失增加。入口总压比从1.0增至1.8,模型B和 模型D的推力系数分别降低了0.29%和0.30%,总压 恢复系数分别降低了0.35%和0.37%

(5)对塞锥进行冷却后,其表面温度和喷管红外 辐射强度显著降低。以塞锥无冷却情形为参照,人 口总压比为1.0时,模型B和模型D的塞锥外表面最 高温度分别降低了470K和440K,0°探测角上红外辐 射强度分别降低了25%和23%;人口总压比为1.8 时,模型B和模型D的塞锥外表面最高温度分别降低 了590K和555K,0°探测角上红外辐射强度分别降低 了33%和31%。

致 谢:感谢国家科技重大专项的资助。

参考文献

- [1] 张加圣,王海涛,万小朋,等.第四代战斗机性能指标概述[J].航空制造技术,2008(16):66-69.
- [2] 徐顶国,艾俊强,雷武涛,等.未来新一代轰炸机隐身特性需求分析[J].航空工程进展,2018,9(4): 451-457.
- [3] Hiley P E, Wallace H W, Booz D E. Nonaxisymmetric Nozzles Installed in Advanced Fighter Aircraft[J]. Journal of Aircraft, 1976, 13(12): 1000-1006.
- Berrier B L, Palcza J L, Richey G K. Nonaxisymmetric Nozzle Technology Program-An Overview [R]. AIAA 77-1225.
- [5] Chenoweth F C, Lieberman A. Experimental Investigation of Heat-Transfer Characteristics of a Film-Cooled Plug Nozzle with Translating Shroud [R]. NASA TN D-6160, 1971.
- [6] 周 兵,吉洪湖.塞锥气膜冷却对二元塞式喷管红外特

征的影响[J]. 航空动力学报, 2016, 31(12): 2895-2903.

- [7] Wilcox F A, Perchonok E, Wishnek G. Some Effects of Gutter Flame-Holder Dimensions on Combustion-Chamber Performance of 20-Inch Ram Jet [R]. NACA RM-E8C22, 1948.
- [8] Hearth D P, Gorton G C. Investigation of Thrust and Drag Characteristics of a Plug-Type Exhaust Nozzle [R]. NACA RM-E53L16, 1954.
- [9] Krull H G, Steffen F W, Ciepluch C C. Internal Performance Characteristics of Variable-Throat Plug and Vaned-Type Convergent-Divergent Nozzles [R]. NACA RM-E53D09, 1953.
- [10] Sterbentz W H, Wilcox F A. Investigation of Effects of Movable Exhaust-Nozzle Plug on Operational Performance of 20-Inch Ram Jet [R]. NACA RM-E8D22, 1948.
- [11] Berrier B L, Re R J. Effect of Several Geometric Parameters on the Static Internal Performance of Three Nonaxisymmetric Nozzle Concepts[R]. NASA TP-1468, 1979.
- [12] Sule W P, Mueller T J. Annular Truncated Plug Nozzle Flowfield and Base Pressure Characteristics [R]. AIAA 73-137.
- [13] Clark J S, Graber E J, Straight D M. Experimental Heat Transfer and Flow Results from an Air-Cooled Plug Nozzle System[R]. NASA TM X-52897, 1970.
- [14] Samanich N E. Flight Investigation of an Air-Cooled Plug Nozzle with Afterburning Turbojet [R]. NASA TM X-2607, 1972.
- [15] 征建生,单 勇,张靖周.二元塞式矢量喷管塞锥尾
 缘冷却及红外辐射抑制效果[J].航空学报,2017,38
 (12):98-105.
- [16] 陈 俊,吉洪湖.二元塞式喷管红外特征及壁面降温 的红外抑制效果计算[J].航空动力学报,2012,27

(11): 2429-2435.

- [17] 陈 俊,吉洪湖,黄 伟,等.涡扇发动机轴对称塞 式喷管红外辐射特征计算[J].工程热物理学报, 2010,31(12):2079-2082.
- [18] 张靖周,王 旭,单 勇.塞锥后体气膜冷却对轴对称塞式喷管红外辐射和气动性能的影响[J]. 航空学报,2015,36(8):2601-2608.
- [19] Kapilavai D S K, Tapee J, Sullivan J, et al. Experimental Testing and Numerical Simulations of Shrouded Plug-Nozzle Flowfields [J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(3): 530-544.
- [20] Pan C X, Zhang J Z, Shan Y. Modeling and Analysis of Helicopter Thermal and Infrared Radiation [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 24(5): 558-567.
- Yang Z Y, Zhang J Z, Shan Y. Research on the Influence of Integrated Infrared Suppressor Exhaust Angle on Exhaust Plume and Helicopter Infrared Radiation [J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 118 (3) : 107013.
- [22] Shan Y, Zhang J Z. Numerical Investigation of Flow Mixture Enhancement and Infrared Radiation Shield by Lobed Forced Mixer [J]. Applied Thermal Engineering, 2009, 29(17): 3687-3695.
- [23] 唐正府,张靖周.直升机红外抑制器两种进气方式下的实验研究[J].推进技术,2007,28(3):257-260.
 (TANG Zheng-fu, ZHANG Jing-zhou. Experiment Investigation for Infrared Suppressor of Helicopter Through Two Types of Inlets[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(3):257-260.)
- [24] Mahulikar S P, Rao G A, Sane S K, et al. Aircraft Plume Infrared Signature in Nonafterburning Mode [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2005, 19 (3): 413-415.

(编辑:白 鹭)