冷却抑制二元收扩喷管红外特征的 模型实验与数值研究*

斯 仁,吉洪湖,刘常春,黄 伟,卢浩浩

(南京航空航天大学能源与动力学院,江苏南京210016)

摘 要:为研究二元收扩喷管排气系统的红外特征及其采取冷却措施后的红外抑制效果,设计 了带有冷却结构的喷管实验模型,测量了3组实验状态下的喷管壁面温度和红外辐射强度分布,分 析了喷管腔体内各部件的辐射贡献大小。研究结果表明:二元收扩喷管排气系统的积分辐射强度在 0°方向上最大,并且随着角度的增大而减小;扩张板的壁面温度下降21.1%,侧壁的壁面温度下 降26.6%,可使积分辐射强度降低11.5%~31.9%;在扩张段冷却的基础上,中心锥的壁面温度 下降9%,可使积分辐射强度降低21.7%~38.9%。

关键词:二元收扩喷管;红外特征;冷却;红外抑制 中图分类号:V218 文献标识码:A 文章编号:1001-4055 (2014)04-0463-07

Model Experiment and Numerical Analysis on Infrared Character and Infrared Suppression by Cooling of Two-Dimensional Convergent-Divergent Nozzle

SI Ren, JI Hong-hu, LIU Chang-chun, HUANG Wei, LU Hao-hao

(College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To study the infrared character and infrared suppression by cooling of the two-dimensional convergent-divergent nozzle exhaust system, the experimental model of nozzle with cooling structure was designed, the distribution of wall temperature and infrared radiation intensity of three kinds of experimental states were measured, and the infrared radiation of nozzle internal components were analyzed. The results show that, the integral radiation intensity of two- dimensional convergent-divergent nozzle exhaust system decreases with the angle and its maximum value is located at 0°. When the wall temperature of divergent flap is reduced by 21.1% and side wall is reduced by 26.6%, the integral radiation intensity can decrease by 11.5% \sim 31.9%. When the wall temperature of cone is reduced by 9% on the basis of cooling the divergent section, the integral radiation intensity can decrease by 21.7% \sim 38.9%.

Key words: Two-dimensional convergent-divergent nozzle; Infrared character; Cooling; Infrared suppression

* 收稿日期: 2013-05-31;修订日期: 2013-08-05。

作者简介:斯 仁 (1984—),男,博士生,研究领域为飞行器红外隐身技术。E-mail: sbo_ nuaa@ qq. com

1 引 言

为了提高飞机的战场生存力,对其红外隐身要求 逐渐提高。飞机排气系统是飞机在中红外波段(3~ 5μm)的主要辐射源,采用二元喷管是抑制排气系统 红外信号的主要途径^[1,2]。二元收扩喷管(2D C-D) 具有便于喷管/后机身一体化设计、容易实现推力矢 量及反推、有更低的红外特征等优点,是先进战斗机 排气系统的发展方向^[3-5]。由于喷管的扩张段是外 露的高温部件,对其进行强迫冷却可进一步提高飞机 的红外隐身能力。

国外在二元收扩喷管性能和红外特征方面的研 究开展较早,并已在现役飞机上使用,例如 F22 飞机。 Stevens 等^[6]对 F15 战斗机上装配的 F100 发动机进 行了轴对称喷管改装二元收扩喷管的性能评估,通过 优化设计,在巡航状态下,相对于基准轴对称喷管,二 元收扩喷管的尾向红外光谱信号的峰值降低了约 35%,并且推力系数提高了约1%。

国内对二元收扩喷管的研究还比较少。额日其 太等^[7]在高速热喷流条件下,对简单结构形式的二 元收扩喷管进行了壁面冷却和 30°方向上红外特征 的初步试验研究。黄伟等^[8]的研究表明,在喷管后 方小角度范围内,喷管内部的中心锥等高温部件也是 很强的辐射源。张勃等^[9]数值分析了中心锥壁面采 用冷却技术对轴对称收敛喷管红外特征的影响。陈 俊等^[10]计算了塞锥冷却对二元塞式喷管红外辐射特 征的影响。

目前针对二元收扩喷管采取冷却技术抑制红外的研究还比较少。本文设计了带有冲击 - 气膜冷却 结构的二元收扩喷管实验模型,测量了采取冷却措施 前后的喷管壁面温度和红外辐射强度,揭示了二元收 扩喷管的红外特征分布规律,并用测得的壁面温度作 为输入条件,采用本课题组发展的飞行器红外特征与 隐身效能分析软件(NUAA-IRSE),数值分析了喷管 腔体内各部件对红外特征的贡献大小,以及采取冷却 措施后的红外抑制效果。

2 实验模型与实验系统

2.1 实验模型

典型的带加力结构的二元收扩喷管排气系统由 末级涡轮叶片(内涵进口)、外涵进口、混合器、中心 锥、支板、火焰稳定器、加力燃烧室、圆转矩过渡段、上 下收缩板、上下扩张板和左右侧壁等部件组成,如图 1 所示,图中若干黑点表示测量各部件壁面温度的热 电偶布置位置。圆转矩过渡段出口截面宽高比为 1.8,上下收缩板与侧壁组成的喉道截面宽高比为 3.4,扩张板的扩张角为7.3°,喷管出口面积与喉道 面积之比为1.5,喷管出口截面宽高比为2.3。另外, 在喷管出口处对壁面做了修形处理,在不明显降低推 力的前提下,能够减少壁面冷却面积,并且加强喷流 的掺混^[11,12]。



Fig. 1 Geometric model of 2D C-D exhaust system

扩张板和侧壁部件采用了冲击-气膜复合冷却结构。以扩张板为例,其内部冷却结构由盖板、冲击板和气膜板(喷管壁面)组成,冷却结构及冷流的流路如图2所示。冲击板上布有多排冲击孔,孔直径为1.5mm,孔间距为6mm。气膜板上布有交叉错排的气膜孔,孔直径为1mm。冲击板和气膜板的间距为6mm,夹层通过肋片将每四排冲击孔和一排气膜孔组成一个冷气腔。

冷流分别通过四条渐扩的通道并经细纱网整流 后进入冷却部件。冷流首先经过冲击孔进入冷气腔, 对喷管壁面进行冲击冷却,然后在冷气腔中进行对流 冷却,最后从喷管壁面上的气膜孔流出形成冷气膜。

中心锥和支板部件采用了内部为夹层结构的对 流冷却结构。冷却结构及冷流的流路如图 3 所示。 冷流分别通过五个空心的支板进入中心锥夹层进行 对流冷却,然后从另外一个支板通道中流出。

2.2 实验系统

涡扇发动机红外辐射特征模拟实验台的整体布 局如图4所示。实验台主要由主流子系统、次流子系 统、冷流子系统和二元收扩喷管排气子系统组成。主



Fig. 2 Geometric model of cooling structure of divergent flap



Fig. 3 Geometric model of cooling structure of cone and strut

流子系统产生内涵高温燃气流,由内涵风机提供约 1.0kg/s的常温气流,经过燃烧室后形成 830K 的内 涵高温燃气流。次流子系统产生外涵气流,由外涵风 机提供约0.3kg/s的气流,经过外涵管路后形成比环 境温度略高的外涵气流。内外涵气流经过混合器部 件后,形成混合燃气从二元收扩喷管排出。 冷流子系统产生冷却喷管壁面的气流,空气压缩 机提供的高压气流,经稳压腔后分为五条等流量的支 路,分别冷却中心锥、二元收扩喷管的上下扩张板及 左右侧壁部件,每各部件的冷却条件如表1所示。

Table 1 Parameter of each cooling air bran	Table 1	Parameter	of	each	cooling	air	brancl
--	---------	-----------	----	------	---------	-----	--------

Cooling part	Cooling method	Parameter	Value
Divergent flap	Impingement-	Rei	2.95×104
(up or down) Side wall	film Impingement-	$M Re_{i}$	1.48 1.75×10^5
(left or right)	film	M	4.4
Cone	Counter flow	$Re_{\rm c}$	4.79×10^{3}

表中 Re_i 为冲击冷却的雷诺数 ($\rho_e u_e d_n / \mu_e$), d_n 为冲击孔之间的中心距, ρ_e 和 u_e 分别为冲击孔出口 处冷流的平均密度和平均速度, μ_e 为冷流的动力粘 度; Re_e 为对流冷却的雷诺数 ($\rho_e u_e d_H / \mu_e$), d_H 为支板 冷流进口截面的当量直径; M 为气膜冷却的密流比, 即气膜孔出口处冷流的平均密度和平均速度之积 $\rho_e u_e$ 与燃气流的平均密度和平均速度之积 $\rho_e u_g$ 的比 值。

实验共包含三种实验状态,分别为未采取冷却 (Case 1: baseline)、扩张段冷却(Case 2: Cooling, divergent section)以及扩张段和中心锥冷却(Case 3: Cooling, divergent section, cone),其中扩张段的冷却 部件包括上下扩张板和左右侧壁。实验中,这三组实 验状态的涡轮出口燃气温度和内外涵流量均相同; Case 3 中的扩张段的冷却条件与 Case 2 相同。

尽管实验台的风机和燃烧室只能提供有限流量、 压力和温度的气流,实验中的工作参数未达到发动机 的实际工作状态,但是实验结果能够揭示二元收扩喷 管排气系统的红外特征分布规律以及其采取冷却措 施后的红外抑制效果。



Fig. 4 Sketch map of experiment system

3 测量方法

实验过程中使用傅立叶变换红外光谱仪来测量 排气系统的光谱红外辐射强度,使用若干热电偶测量 排气系统各部件的壁面温度。红外测量系统主要包 括傅立叶变换红外光谱仪、黑体炉、采集电脑和液氮 瓶等。待实验台工况稳定后,测量系统沿着在喷流下 游远处布置的轨道移动到不同探测点上进行测量。 排气系统水平探测面上的各测点分布如图 5 所示。 测量角度为 0°,5°,10°,15°,20°,30°,45°,60°,75°和 90°,其中 0°为喷管的正后方。测量距离为 34.5m。 为了减少背景的影响,测量过程中使用黑木板遮挡光 谱仪视场中除喷管出口以外的其他实验台部位,并且 将喷管的外露部分用厚石棉布包裹。实验中具体的 测量及数据处理方法见文献[13,14]。



Fig. 5 Sketch map of detect point position

4 计算方法

排气系统红外辐射特征的数值模拟包括流场计 算和红外辐射特征计算两部分。流场计算为红外辐 射特征计算提供排气系统的壁面温度、喷流的温度 场、压力场分布及 CO₂、H₂O 等吸收-发射性介质的质 量分数分布等输入数据。由于流场计算时排气系统 壁面温度的计算误差将引起后续的红外辐射特征的 计算误差,在有实验条件的情况下,采用实验测量的 壁面温度作为输入数据,可以进一步提高红外辐射特 征的计算精度。

本文采用实验测量的排气系统壁面温度以及 CFD 计算的实验状态下喷流数据来计算红外辐射特 征分布。

实验状态下二元收扩喷管排气系统的流场和温度场,采用商业软件 Fluent 进行数值计算。外流场边界设置为压力远场边界:压力 101325Pa,温度 300K。排气系统的内外涵进口截面设置为质量流量进口边界,给定质量流量(内涵进口:1.0kg/s,外涵进口:0.284kg/s),总温(内涵进口:830K,外涵进口:

365K),组分质量分数(内涵进口:CO₂ 为 0.036,CO 为 0.0005,H₂O 为 0.0147,O₂ 为 0.1595)。内涵进口 介质为燃气,外涵进口介质为空气。

实验状态下二元收扩喷管排气系统的红外辐射特征分布,采用本课题组开发的飞行器红外隐身优化设计与隐身效能分析软件(NUAA-IRSE)中的反向蒙特卡罗法(RMC)计算,红外辐射强度及部件贡献辐射的计算可参考文献[15]。

5 结果与分析

5.1 无冷却状态壁面温度测量及部件辐射贡献分析

Case 1 的壁面温度分布如图 6 所示,其中 L 为排 气系统的总长度,x/L=0 处为末级涡轮叶片位置,x/L=1 处为喷管出口截面位置。从图中可以看出,涡 轮叶片、中心锥、混合器和扩张板等部件是温度较高 的部件。



baseline nozzle wall

Case 1 的积分红外辐射强度以及各主要部件辐 射贡献分布如图 7 所示,其中 C 为用于无量纲化常 数。从图中可以看出,I 在喷管后向较大,并且随着 角度的增大,I 逐渐减小。在 30°之前,中心锥、扩张 板和涡轮叶片的辐射贡献较大,是喷管后方小角度范 围内主要的固体辐射源,侧壁是次要的固体辐射源; 在 30°之后,扩张板、侧壁、加力筒和圆转矩过渡段是 主要的固体辐射源;燃气辐射(经过测量距离上大气 的吸收)的量值相比于固体壁面较小。

由 Case 1 的部件辐射贡献分析表明,扩张板、侧 壁、中心锥、加力筒和过渡段是主要的固体辐射源,下 面对冷却扩张段和中心锥部件降低其辐射贡献开展 研究。



Fig. 7 Distribution of integral infrared radiation intensity and radiation contribution of main components

5.2 扩张段冷却时壁面温度测量及部件辐射贡献分 析

Case 2 的扩张板和侧壁部件壁面温度分布如图 8 和 9 所示,其中横坐标表示热电偶的位置编号。扩 张板的壁面温度下降了 87 ~ 212K,平均降幅为 21.1%;侧壁的壁面温度下降了 144 ~ 182K,平均降 幅为 26.6%。



Fig. 8 Distribution of temperature of divergent flap

Case 2 的部件红外辐射贡献变化如图 10 所示。 从图中可以看出,冷却后 I 的分布趋势与冷却前基本 一致。扩张板和侧壁的辐射贡献在较大范围内都有 降低,扩张板的降幅约为 67.9% ~ 81.7%,侧壁的降 幅约为80.9%~87.4%。



Fig. 9 Distribution of temperature of side wall



Fig. 10 Comparison of integral infrared radiation intensity of each component after cooling in Case 2

5.3 扩张段和中心锥冷却时壁面温度测量及部件辐射贡献分析

Case 3 的中心锥部件壁面温度分布如图 11 所示。中心锥的壁面温度下降了 25K~140K,平均降幅为9%。

Case 3 的部件红外辐射贡献变化如图 12 所示。 从图中可以看出,由于扩张板和侧壁部件壁面温度变 化与 Case 2 相同,其部件辐射贡献的变化也与 Case 2 基本相同。中心锥的辐射贡献在喷管后方小角度范 围内有较大降低幅,约为 49.3% ~55.5%。

5.4 冷却对喷管红外辐射强度影响的实验结果分析 以上对冷却主要的固体辐射源降低其辐射贡献



Fig. 11 Distribution of temperature of cone and strut





进行了分析,下面对排气系统整体的红外辐射特征进 行对比。

采取冷却措施前后的二元收扩喷管排气系统,在 水平探测面上3~5μm的积分红外辐射强度分布如 图13所示,其中离散点为实验测量值,曲线为计算 值。从图中可以看出,三种实验状态下,实验值与计 算值的分布趋势基本一致,验证了文中针对计算得到 的辐射贡献较大部件进行冷却降温的红外辐射抑制 方法是有效的。

从三组实验测量值可以看出,基准二元收扩喷管 排气系统的 I 在 0°方向上最大,并且随着角度的增



Fig. 13 Distribution of integral infrared radiation intensity of experimention and computation

大,*I*逐渐减小。采取冷却措施后,*I*的分布趋势基本 不变。

扩张段采取冷却措施后,在除90°方向以外的其 他测量角度上,红外抑制效果都比较明显,*I*的降低 幅度为11.5%~31.9%,最大降幅位于30°方向上。

扩张段和中心锥采取冷却措施后,在45°之前, 红外抑制效果更加明显,*I*的降低幅度为21.7%~ 38.9%,最大降幅位于30°方向上。在45°以后,*I*的 量值与扩张段单独采取冷却措施时基本相同。

值得注意的是,尽管图 12 中的中心锥辐射贡献 在 20°以后基本为 0,但图 13 中 Case 3 的 *I* 为 20°~ 45°仍有降低,这是由于中心锥的壁面温度降低后,加 力筒和圆转矩过渡段反射中心锥的辐射变小引起的。

6 结 论

通过本文的研究,得到以下结论:

(1)水平探测面上,二元收扩喷管排气系统的 *I* 在 0°方向上最大,并且随着角度的增大,*I* 逐渐减小。

(2)在 30°探测角之前,中心锥、扩张板和涡轮叶 片是辐射贡献较大的部件;在 30°之后,扩张板、侧 壁、加力筒和圆转矩过渡段是辐射贡献较大的部件。

(3)扩张段采取冷却措施后,即扩张板的壁面温 度下降 21.1%,侧壁的壁面温度下降 26.6%,可使二 元收扩喷管排气系统的 *I* 降低 11.5% ~31.9%。

(4)扩张段和中心锥采取冷却措施后,即保持扩

469

张板和侧壁的降温幅度,中心锥的壁面温度下降 9%,可使二元收扩喷管排气系统的 / 降低 21.7% ~ 38.9%。

(5)加力筒和圆转矩过渡段在 30°~45°是辐射 贡献较大的部件,若采用隔热屏等冷却措施可以进一 步抑制二元收扩喷管排气系统的红外辐射特征。

参考文献:

- [1] 张 勃,吉洪湖.大宽高比矩形喷管的射流与外流的 掺混特性的数值研究[J].航空动力学报,2004,19
 (2):104-110.
- [2] 张 勃,吉洪湖,罗明东,等.宽高比对尾向可见明 火矩形喷管红外抑制特性影响研究[J].航空动力学 报,2007,22(11):1820-1825.
- [3] Stevens H L, Thayer E B, Fullerton J F. Development of the Multi-Function 2-D/C-D Nozzle[R]. AIAA 81-1491.
- [4] Goetz G F, Young J H, Palcza J L. A Two-Dimensional Airframe Integrated Nozzle Design With Inflight Thrust Vectoring and Reversing Capabilities for Advanced Fighter Aircraft[R]. AIAA 76-626.
- [5] Hiley P E, Wallace H W, Booz D E. Study of Non-Axisymmetric Nozzles Installed in Advanced Fighter Aircraft
 [R]. AIAA 75-1316.
- [6] Stevens H I. F-15/Non-Axisymmetric Nozzle System Integration Study Support Program Contractor Report [R]. NASA-CR-135252.
- [7] 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).

- [8] 黄 伟,吉洪湖.加力式涡扇发动机非加力状态部件 红外辐射分析[J].航空动力学报,2011,26(01).
- [9] 张 勃,吉洪湖,张宗斌,等.中心锥冷却对喷管腔 体红外辐射的抑制作用数值分析[J].航空动力学报, 2012,27(3).
- [10] 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).
- [11] Kim J H, Samimy M, Erskine W R. Mixing Enhancement with Minimal Thrust Loss in a High Speed Rectangular Jet[R]. AIAA 98-696.
- [12] Yetter J A, Leavitt L D. Effects of Sidewall Geometry on the Installed Performance of NonAxisymmetric Convergent-Divergent Exhaust Nozzles [R]. NASA-TP-1771 c1.
- [13] 罗明东,吉洪湖,黄 伟,等.用FTIR光谱仪测量排 气系统中红外光谱辐射强度的方法[J].航空动力学 报,2007,22(09).
- [14] 罗明东,吉洪湖,黄 伟,等.无加力高涵道比涡扇 发动机二元喷管的红外辐射特性实验研究[J].航空 动力学报,2006,21(4):631-636.
- [15] 黄 伟,吉洪湖,斯 仁,等.涡扇发动机排气系统红 外特征 [J]. 推进技术,2010,31(6). (HUANG Wei, JI Hong-hu, SI Ren, et al. Infrared Characteristics Calculating of Turbofan Engine Exhaust System [J]. Journal of Propulsion Technology, 2010,31(6).)

(编辑:史亚红)