

文章编号:1000-8055(2013)08-1702-09

涡扇发动机轴对称分开和混合排气系统 红外辐射特征的对比

施小娟¹, 吉洪湖¹, 斯 仁¹, 廖华琳²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 用数值模拟的方法对比研究了涡扇发动机轴对称分开和混合排气系统的红外辐射特征. 排气系统的流场采用商业软件进行模拟, 红外辐射特征采用根据反向蒙特卡洛法自主开发的软件进行计算, 计算分析了两种排气系统在 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段红外辐射的空间分布以及喷管内不同固体部件在探测方向上的辐射贡献. 在红外辐射特征计算过程中, 考虑了喷管内壁的发射和反射以及燃气组分二氧化碳、水和一氧化碳的吸收-发射等影响. 结果表明: 两种排气系统红外辐射的空间分布特性不同; 混合排气喷管的积分辐射强度在方位角为 $0^\circ\sim 10^\circ$ 时大于分开排气喷管, 在其他方位角范围内均小于分开排气喷管.

关 键 词: 涡扇发动机; 分开排气系统; 混合排气系统; 红外辐射; 数值模拟

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Comparative investigation of infrared radiation characteristics of axisymmetrical individual and mixing exhaust systems in turbofan engine

SHI Xiao-juan¹, JI Hong-hu¹, SI Ren¹, LIAO Hua-lin²

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: The infrared radiation (IR) characteristics of axisymmetrical individual and mixing exhaust systems in turbofan engine were investigated with the method of numerical simulation. The flow fields of exhaust systems were simulated with commercial software. The IR characteristics were calculated with an IR analysis software based on reverse Monte-carlo method developed by our research group. The IR characteristics in the waveband of $3\sim 5\mu\text{m}$ of the two exhaust systems and the IR contributions of different solid parts in the nozzles in different detection directions were calculated and analyzed. In the process of IR computation, the emission and reflection of the wall in the nozzle and the absorption and emission of CO_2 , H_2O and CO in the gas jet were considered. The results show that the spatial distribution characteristics of IR of the two exhaust systems are different. The inte-

收稿日期: 2012-08-02

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130802.1224.201308.1702_004.html

基金项目: 航空科学基金(2011ZB52028); 南京航空航天大学基本科研业务费(2011ZB52028)

作者简介: 施小娟(1982-), 女, 江苏扬州人, 博士生, 主要从事航空发动机红外隐身技术研究.

gral IR intensity of the mixing exhaust nozzle is less than that of the individual one except in the azimuth angles of 0° to 10° .

Key words: turbofan engine; individual exhaust system; mixing exhaust system; infrared radiation; numerical simulation

排气系统是飞机 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段的主要红外辐射源,它对飞机红外辐射的贡献达到 90% 以上^[1]. 排气系统的红外辐射抑制技术是飞机红外隐身技术的关键部分,因此降低飞机排气系统的红外辐射特征对于提高飞机的隐身能力具有重要的意义. 目前,开展的红外辐射抑制技术研究主要从以下几点考虑:发动机的选择、喷管结构设计、遮挡技术、喷管内固体壁面发射率的选择、改变红外辐射的光谱特性等^[2]. 在发动机选择方面,采用涡扇发动机,尤其是大涵道比、非加力、混合排气的涡扇发动机更加有利于排气系统的红外辐射抑制. 涡扇发动机分开排气系统主要用在民用客机以及不带加力的小型发动机上,它具有设计简单、流道独立等优点,但是由于内涵壁面的裸露而不利于红外辐射抑制;涡扇发动机混合排气系统在红外辐射抑制方面要比分开排气系统有优势,但是对于分开排气系统改为混合排气系统后,其红外辐射特征以及红外辐射抑制效果的研究不多.

从可查文献看,国内外对分开排气系统的研究主要集中在流场、声场和降噪等方面^[3-4];国内对混合排气系统的研究主要集中在波瓣混合器^[5-6]上,另外李娜、吉洪湖等^[7-8]对混合排气二元收敛喷管与发动机质量流量匹配,及其气动和红外隐身性能的综合设计等方面均提出了设计方法. 对于混合排气系统相对于分开排气系统的红外辐射抑制效果,陈方、额日其太等开展了相关研究工作. 陈方^[9]针对某涡扇发动机的分开排气结构,从红外辐射抑制角度出发,设计了分别由环形混合器、波瓣形混合器、小突片混合器和混合喷管组成的混合排气结构,并对各种混合排气结构进行了缩尺模型试验. 额日其太等^[10]针对某涡扇发动机,计算和比较了 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段轴对称分开和混合排气喷管的红外辐射特征,其中燃气辐射计算中仅考虑了 CO_2 在 $4.3\mu\text{m}$ 附近的吸收和发射,结果表明:两种排气喷管红外辐射的空间分布特性相同;混合排气喷管可以显著降低喷管空腔(不考虑燃气的影响)、尾喷流和整个排气系统的红外辐射.

本文中的涡扇发动机轴对称混合排气系统由分开排气系统设计改型而来,数值计算并比较了两种排气系统在 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段的红外辐射特征,

考虑了燃气组分 CO_2 , H_2O 和 CO 对红外辐射的吸收和发射作用. 本文结果表明:两种排气系统红外辐射的空间分布特性不同;在小探测方位角 $\alpha=0^\circ\sim 10^\circ$ 范围之外,混合排气系统的红外辐射小于分开排气系统.

1 几何模型

分开排气喷管模型如图 1(a)所示,其固体壁面由中心锥、支板、内涵壁面和外涵壁面组成;计算中中心锥和支板的壁厚取为 0 mm ,内、外涵壁面厚度均为 1.2 mm ;外涵壁面比内涵壁面短,内外涵气流通过各自的喷口排出发动机. 在分开排气系统设计改型为混合排气系统过程中,保持中心锥、支板、内外涵进口截面等结构尺寸不变,改变内、外涵壁面的型面和尺寸,从而保证涵道比不变和推力无明显下降,由此确定混合排气结构,如

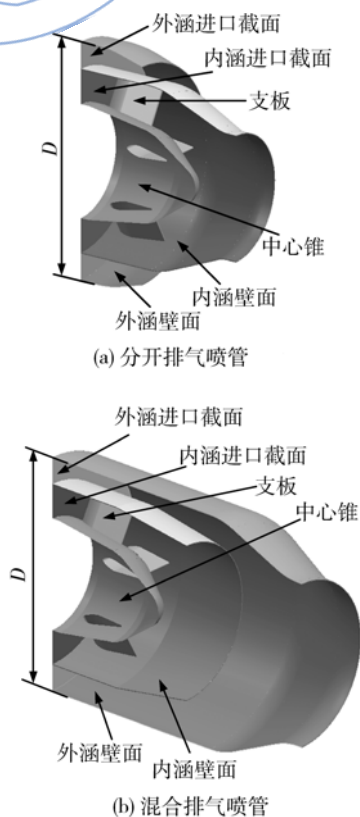


图1 两种排气喷管的模型

Fig. 1 Models of two exhaust nozzles

图1(b)所示,其外涵壁面比内涵壁面长,内外涵气流在发动机内部掺混后通过共同的喷口排出发动机.设计改型过程涉及到内、外涵壁面设计时的一个反复迭代,在本文不再赘述,最终混合排气系统尺寸比分开排气系统加长了约 $0.56D$,其中 D 为外涵进口截面外围处的直径.

2 计算域

2.1 流场计算域

本文中的分开和混合排气喷管均具有轴对称性,且周向都均匀分布有6个支板,因此流场计算中选取了喷管模型的一半.两者计算域均为 $1/2$ 圆柱体,且大小相同,所以这里仅以混合排气喷管流场计算域为示例,如图2所示,计算域直径为 $7D$,高为 $14D$.

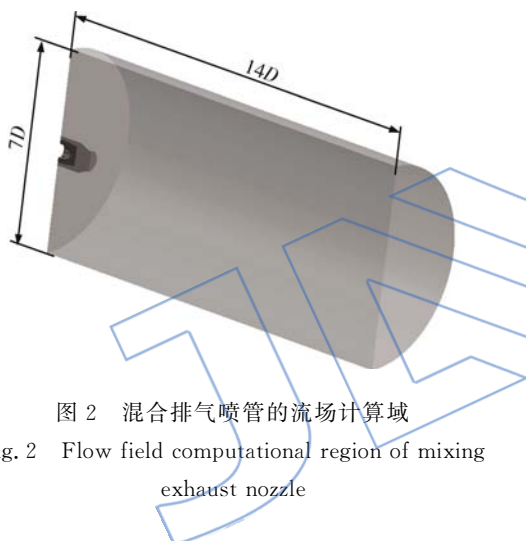


图2 混合排气喷管的流场计算域
Fig. 2 Flow field computational region of mixing exhaust nozzle

2.2 红外辐射特征计算域

两种排气喷管的红外辐射特征计算域仍为大小相同的 $1/2$ 圆柱体,只是相比于流场计算域,该圆柱体计算域的直径缩小,只需包含整个射流区域以及温度梯度和物质的量浓度梯度较大的区域.另外说明:本文的红外辐射特征计算域虽是整个模型的 $1/2$,但是红外辐射特征计算结果输出的是整个排气系统的值.

3 边界条件

3.1 进口及外流场边界条件

两种排气喷管的内涵进口截面均设置为压力进口边界,给定总温、总压(两者内涵进口截面的总温、总压对应相等);由该涡扇发动机的耗油率等参数求得内涵进口截面的 CO_2 、 H_2O 和 CO 的

物质的量浓度^[2],从而可得到内涵进口截面的 CO_2 、 H_2O 、 CO 和 O_2 的质量分数边界条件.

两种排气喷管的外涵进口截面均设置为压力进口边界,给定总温、总压(两者外涵进口截面的总温、总压也对应相等);进口气流为周围大气,因而组分的质量分数边界条件只需给定大气中 O_2 的质量分数.

两种排气喷管的外流场边界均设置为压力出口边界,压力为 101325 Pa ,温度为 300 K ;质量分数边界条件同外涵进口截面.

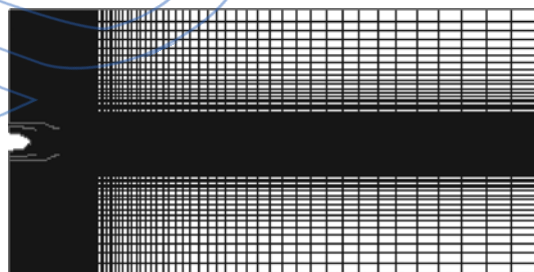
3.2 壁面边界条件

流场计算时,所有壁面采用无滑移边界.传热计算时,内涵壁面和外涵壁面均定义为耦合传热,中心锥和支板假设为绝热壁面.

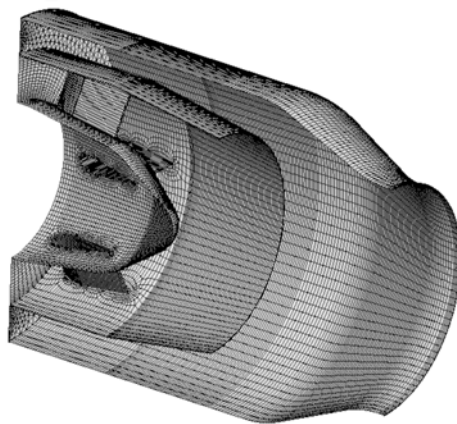
4 网格划分

4.1 流场计算网格

因篇幅限制,本文仅以混合排气喷管对称面上和喷管内固体壁面的流场计算网格为示例,如图3所示.整个计算域采用分块网格,并且大部分



(a) 对称面上流场计算网格



(b) 喷管内固体壁面流场计算网格

图3 混合排气喷管流场计算网格

Fig. 3 Flow field computational grid of mixing exhaust nozzle

分块都是结构化网格;在喷管内、喷口后射流区域和外流场进口截面附近的网格比较细密,而其他区域的网格比较稀疏;喷管内固体壁面大部分采用的是四边形的面网格。

4.2 红外辐射特征计算网格

红外辐射特征计算网格是在计算程序中自动生成的,由六面体和五面的棱柱体组成^[11],本文不再给出其网格示意图。下面对喷管内固体壁面的网格进行说明,这里以混合排气喷管为例,如图 4 所示,相比于流场计算网格,喷管内固体壁面的红外辐射特征计算网格采用的均是三角形的面网格,且网格较稀疏,只在温度梯度较大的壁面上采用了较细密的网格。

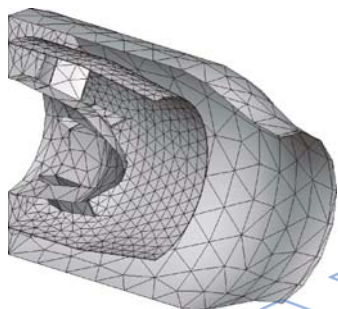


图 4 混合排气喷管内固体壁面红外辐射特征计算网格

Fig. 4 IR characteristics computational grid of wall of mixing exhaust nozzle

5 计算方法

本文采用 FLUENT 软件进行流场的数值模拟,运用耦合显式求解器进行求解。湍流模拟采用 shear stress transport(SST) $k-\omega$ 两方程模型,该模型考虑到湍流切变应力的输运,不但能够对各种来流进行准确的预测,还能在各种压力梯度下精确地模拟分离现象,综合了 $k-\omega$ 模型在近壁模拟和 $k-\epsilon$ 模型在外部区域计算的优点^[12]。燃气组分物质的量浓度场的计算采用组分输运模型。

本文的红外辐射特征计算采用本课题组根据反向蒙特卡洛法自主开发的软件^[11,13],计算了两种排气系统在方位角 $\alpha=0^\circ\sim 90^\circ$ 范围内的红外辐射特征,方位角示例如图 5 所示, $\alpha=0^\circ$ 是喷管轴线的方向, $\alpha=90^\circ$ 是与喷管轴线垂直的方向。喷管内固体壁面的红外辐射包括其自身发射和对入射辐射的反射,红外辐射主要取决于表面的温度分布和发射率。壁面温度由 FLUENT 软件的流场

计算结果提供,壁面看成是发射率为 0.9 的灰体壁面^[14]。燃气流的红外辐射主要取决于燃气的温度、压力和组分物质的量浓度分布等,它们均从 FLUENT 的流场计算结果中提取,燃气组分的吸收-发射特性采用 Ludwig 等^[15]提供的数据库。本文的计算结果未考虑大气的吸收。

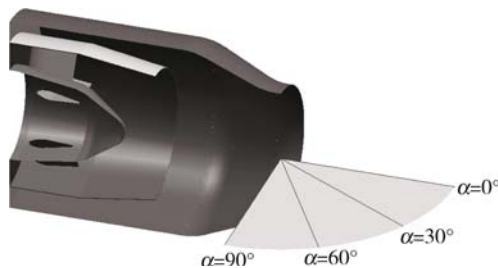


图 5 混合排气喷管方位角示意图

Fig. 5 Sketch of azimuth angles of mixing exhaust nozzle

6 计算结果与分析

6.1 流场计算结果分析

排气系统流场计算的目的是为红外辐射特征计算提供排气系统的温度场和 CO_2 、 H_2O 、 CO 的物质的量浓度场。由于篇幅的限制,在本文的流场计算结果中,只给出两种排气喷管的气动特性计算、温度场和燃气组分物质的量浓度场的分布。

6.1.1 气动特性计算

由于两种排气喷管的速度矢量分布趋势相同^[2],本文仅以混合排气喷管的速度矢量图为例,对称面上喷管出口处和射流区截面上的速度矢量如图 6 所示,矢量箭头方向表示射流的方向,矢量箭头的长短表示相对速度的大小,图中给出了相对速度 $V/V_{\max}=1$ 的矢量箭头的长度作为参考, $V_{\max}$ 表示射流区的最大速度。



图 6 混合排气喷管对称面上的速度矢量

Fig. 6 Velocity vector on symmetrical plane of mixing exhaust nozzle

喷管的实际推力 F_{actual} 如下式所示:

$$F_{\text{actual}} = \dot{m}U_x + (p_e - p_a)A_e \quad (1)$$

式中 $\dot{m}$ 为喷管的实际质量流量; U_x , p_e 和 A_e 分别表示喷管出口的轴向速度、静压和面积; p_a 为环境静压。

分开排气喷管的推力为内涵推力与外涵推力之和,混合排气喷管的推力即为内外涵混合后气流在喷管出口处产生的推力.由上述公式计算两种排气喷管的实际推力 $F_{\text{actual,sep}}$ 和 $F_{\text{actual,mix}}$,从而得到混合排气喷管相对分开排气喷管的推力损失 $\Delta C_{F,\text{sep-mix}}$ 为

$$\Delta C_{F,\text{sep-mix}} = \frac{F_{\text{actual,sep}} - F_{\text{actual,mix}}}{F_{\text{actual,sep}}} = 0.743\%$$

由此可见,混合排气喷管相对分开排气喷管的推力损失很小,不足1%。

6.1.2 温度场

图7给出了两种排气喷管对称面上的无量纲温度 Θ ($\Theta = (T - T_a) / (T_{\text{max}} - T_a)$, 其中 T_a 为环境温度, T_{max} 为燃气流的最高温度) 的分布,垂直实线表示两种排气喷管的出口位置,虚线分别表示两者射流核心区末端的位置.由图可见,两种排气喷管的高温核心区都只在喷管轴线附近,且射流的扩散缓慢;但是混合排气喷管射流区的长度明显小于分开排气喷管,其中混合和分开排气喷管的 $\Theta = 0.3$ 的射流区的长度分别约为 $7D$ 和 $8.4D$.

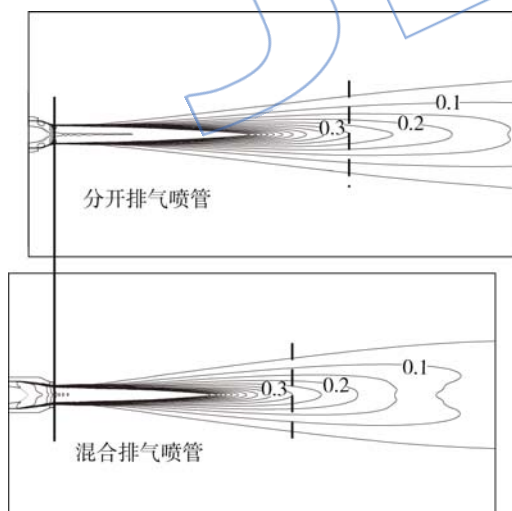


图7 两种排气喷管对称面上无量纲温度 Θ 的分布
Fig. 7 Contour of dimensionless temperature Θ on symmetrical plane of two exhaust nozzles

图8给出了两种排气喷管内固体壁面(包括中心锥、支板、内涵壁面和外涵内壁)的无量纲温度 Θ 的分布.由图可见,中心锥和支板的温度很

高,与燃气流最高温度接近;内涵壁面的温度约为燃气流最高温度的一半;外涵内壁的温度较低且分布均匀,略高于环境温度;与分开排气喷管相比,混合排气喷管内涵壁面后部区域的温度较高,这主要是因为分开排气喷管内涵壁面的后部区域与外界大气接触,外界大气的冷却效果大于混合排气喷管外涵气流的冷却效果。

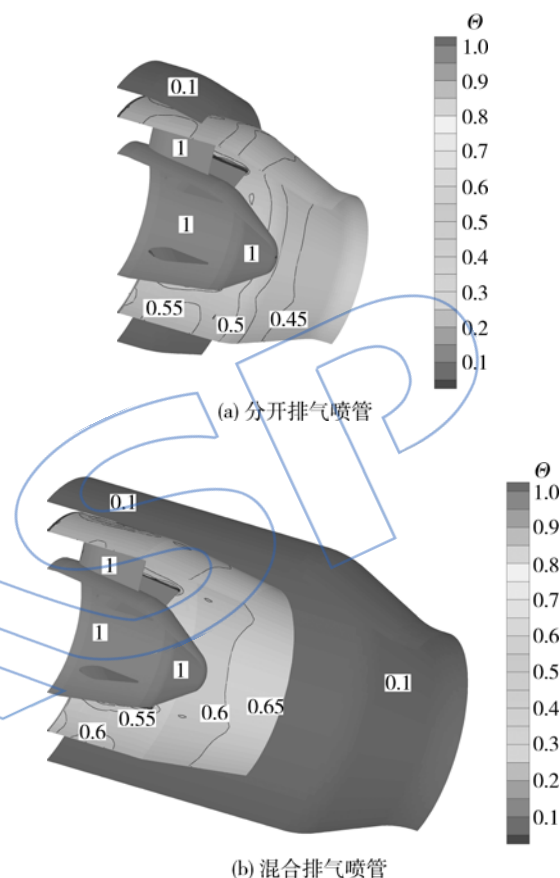


图8 两种排气喷管内固体壁面无量纲温度 Θ 的分布
Fig. 8 Contour of dimensionless temperature Θ on walls of two exhaust nozzles

6.1.3 燃气组分物质的量浓度场

燃气流中组分 CO_2 , H_2O 和 CO 的物质的量浓度分布趋势相同^[2],因而在本文中只给出两种排气喷管对称面上 CO_2 的物质的量浓度分布,如图9所示.由图可见,温度越高的区域, CO_2 的摩尔分数越高,在温度接近或等于环境温度的区域, CO_2 的摩尔分数接近0.由于混合排气喷管射流核心区长度比分开排气喷管的短,因而其组分物质的量浓度核心区的长度也较短。

6.2 红外辐射特征计算结果

排气系统的红外辐射包括喷管内固体壁面的红外辐射和燃气流的红外辐射,两者对排气系统

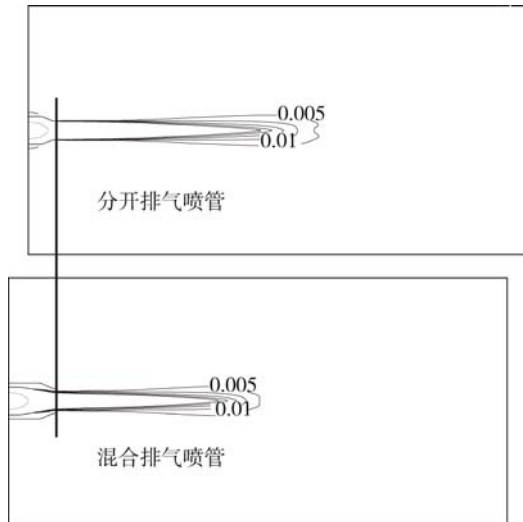


图 9 两种排气喷管对称面上 CO_2 的物质的量浓度
(单位: mol/m^3)

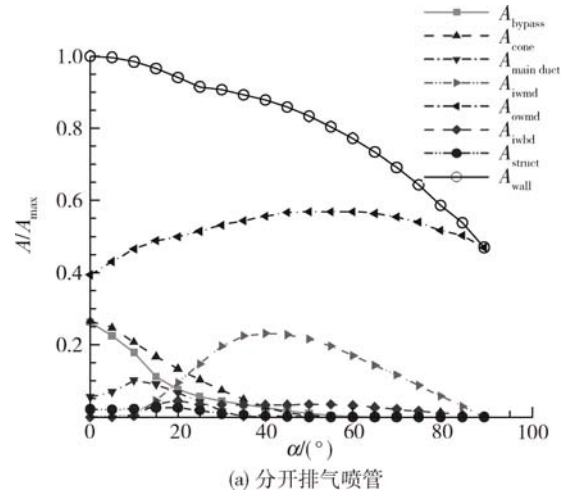
Fig. 9 Amount of substance concentration of CO_2 on symmetrical plane of two exhaust nozzles
(unit: mol/m^3)

红外辐射的贡献是不同的; 在 $\alpha=0^\circ\sim 90^\circ$ 范围内, 喷管内各部分固体壁面对排气系统红外辐射的贡献也是不同的. 在本文中, 通过以下三个方面分析两种排气系统的红外辐射特征, 以及燃气流和喷管内各固体部件对红外辐射的贡献.

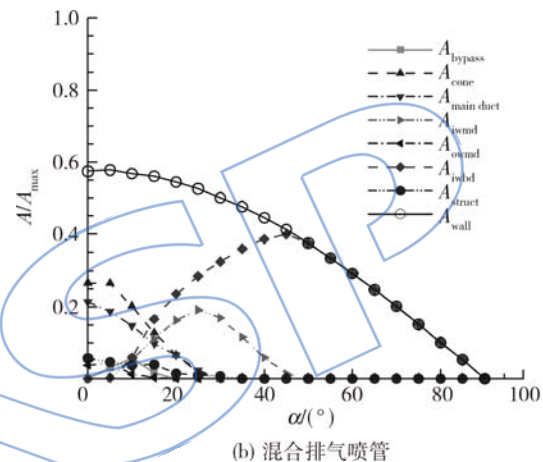
6.2.1 各部件不同方向上投影面积分析

图 10 给出了两种排气喷管内固体壁面在各个方向的无量纲投影面积 $A/A_{\max}$, 其中 $A_{\max}$ 是两种排气喷管投影面积中的最大值. 图中, A_{wall} 表示喷管内固体壁面在方向 α 上的总投影面积, 它是外涵进口截面(bypass)、中心锥(cone)、内涵进口截面(main duct)、内涵内壁(inner wall of main duct, 用 iwmd 表示)、内涵外壁(outer wall of main duct, 用 owmd 表示)、外涵内壁(inner wall of bypass duct, 用 iwbd 表示)、支板(struct)等在方向 α 上的投影面积之和.

由图 10 可见: ①混合排气喷管内固体壁面在各个方向的总投影面积小于相应方向上分开排气喷管的总投影面积, 并且两者均随着 α 的增大而减小. ②对于分开排气喷管, 在小方位角范围内, 中心锥、内涵进口截面、内涵外壁、外涵进口截面的投影面积较大; 在大方位角范围内, 主要是内涵外壁的投影面积较大. 对于混合排气喷管, 在小方位角范围内, 中心锥、内涵进口截面的投影面积较大; 在大方位角范围内, 主要是外涵内壁的投影面积较大. 固体部件投影面积大对排气系统的红外



(a) 分开排气喷管



(b) 混合排气喷管

图 10 两种排气喷管内固体壁面的投影面积

Fig. 10 Projection areas of walls of two exhaust nozzles

辐射抑制是不利的.

6.2.2 喷管内固体部件对红外辐射的贡献分析

图 11 是两种排气喷管内固体壁面的无量纲积分辐射强度 $I/I_{\max}$ 分布, 即各固体部件的红外辐射贡献图, 其中 $I_{\max}$ 是两种排气系统积分辐射强度中的最大值. 图中, I_{wall} 表示喷管内固体壁面在方向 α 上的总积分辐射强度, 它是外涵进口截面、中心锥、内涵进口截面、内涵内壁、内涵外壁、外涵内壁、支板等在方向 α 上的积分辐射强度之和. 由图可见:

1) 喷管内固体壁面的红外辐射随着 α 的变化比较显著, 但是两种排气系统的变化趋势不同: 混合排气喷管内固体壁面的积分辐射强度在 $\alpha=0^\circ$ 方向上最大, 后随着方位角 α 的增大而迅速减小, 直到在 $\alpha=90^\circ$ 方向上达到 0; 分开排气喷管内固体壁面的积分辐射强度在 $\alpha=5^\circ$ 方向上最大, 后随着方位角 α 的增大而迅速减小, 在 $\alpha=90^\circ$ 方向上的红外辐射不为 0. 原因分析: 在小方位角范围

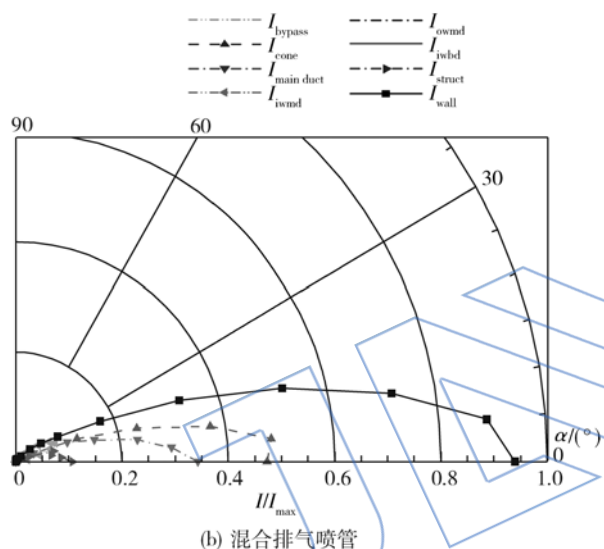
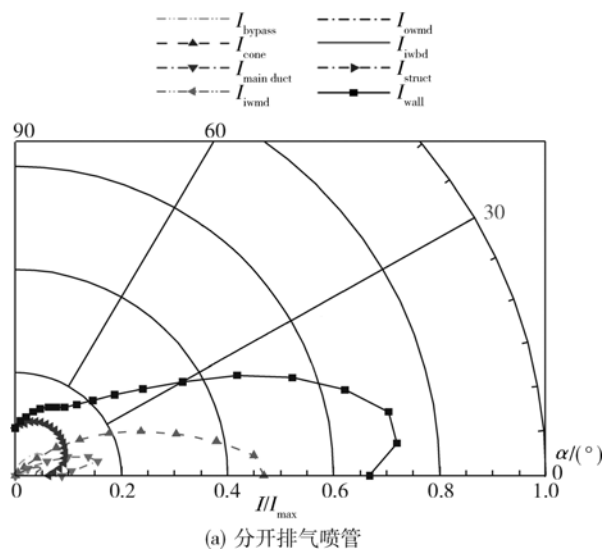


图 11 两种排气喷管内固体壁面的无量纲积分辐射强度

Fig. 11 Dimensionless integral radiant intensity of walls of two exhaust nozzles

内,混合排气喷管的中心锥和内涵进口截面等高温壁面是主要的红外辐射源,它们的红外辐射随着 α 的增大而迅速减小;而对于分开排气喷管,在小方位角范围内,主要红外辐射源除了中心锥和内涵进口截面等高温壁面外,还有固体壁面中投影面积最大的内涵外壁,在 α 从 0° 增加到 5° 时,内涵进口截面和内涵外壁红外辐射的增加量大于中心锥红外辐射的减小量,所以固体壁面的红外辐射在 $\alpha=5^\circ$ 方向上最大;同时在 $\alpha=90^\circ$ 方向上还能探测到内涵外壁的红外辐射,所以此时红外辐射不为 0.

2) 喷管内各固体部件对排气系统红外辐射的贡献不同,贡献大小不仅与其在探测方向上的投影

面积有关,还与固体壁面的温度有关,投影面积越小,温度越低,则其红外辐射越小,因此对高温壁面采取遮挡措施可以显著降低其红外辐射.对比本小节 1) 和第 6.2.1 小节中的分析,对于分开排气喷管,在小方位角范围内,虽然中心锥或者内涵进口截面的投影面积小于相应方向上内涵外壁的投影面积,但是它们的温度高,所以红外辐射较高;另外尽管外涵进口截面的投影面积较大,但是其温度低,所以不是主要的红外辐射源.对于混合排气喷管,在大方位角范围内,虽然外涵内壁的投影面积较大,但是其温度很低,所以红外辐射很小.

6.2.3 两种喷管积分辐射强度对比分析

图 12 是两种排气系统的无量纲积分辐射强度 $I/I_{\max}$ 分布,图中给出了整个排气系统的无量纲积分辐射强度 $I_{\text{sep,exhaust}}$, $I_{\text{mix,exhaust}}$, 燃气流的无量纲积分辐射强度 $I_{\text{sep,plume}}$, $I_{\text{mix,plume}}$, 喷管内固体壁面的无量纲积分辐射强度 $I_{\text{sep,wall}}$, $I_{\text{mix,wall}}$ 等的分布,由图分析如下:

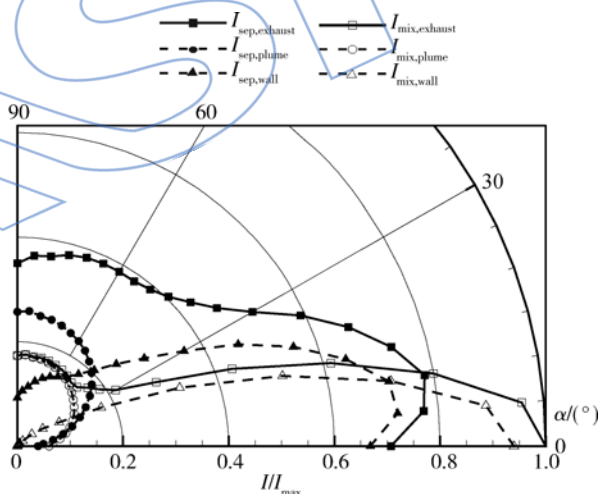


图 12 两种排气喷管的无量纲积分辐射强度

Fig. 12 Dimensionless integral radiant intensity of two exhaust nozzles

1) 在 $\alpha=0^\circ\sim 30^\circ$ 范围内,喷管内固体壁面的红外辐射是整个排气系统红外辐射的主要部分;在 $\alpha>30^\circ$ 范围内,燃气流的红外辐射是整个排气系统红外辐射的主要部分,且随着 α 的增大,它占总红外辐射的份额逐渐增大.这是由于在 $\alpha=0^\circ\sim 30^\circ$ 范围内,喷管内固体壁面的红外辐射主要是中心锥和内涵进口截面等高温壁面的红外辐射,随着 α 的增大,高温壁面的红外辐射逐渐减弱至完全消失,此时主要是喷管内中低温壁面如内涵壁面和外涵内壁等的红外辐射,相比于高温的燃气

流,其红外辐射很小。

2) 两种排气喷管红外辐射的空间分布特性不同:混合排气喷管的积分辐射强度在 $\alpha=0^\circ$ 方向上最大,分开排气喷管的积分辐射强度在 $\alpha=10^\circ$ 方向上最大。原因分析:在小方位角范围内,排气系统的红外辐射主要是喷管内固体壁面的红外辐射,混合排气喷管内固体壁面的红外辐射在 $\alpha=0^\circ$ 方向上最大,因而其整个排气系统的红外辐射在此方向上最大;分开排气喷管在 α 为 5° 与 10° 方向上的红外辐射近似相等,在无量纲积分辐射强度数值上, $\alpha=10^\circ$ 方向上略高0.01,这是由于在这两个方向上,燃气流红外辐射的增加量抵消了喷管内固体壁面红外辐射的减小量。

3) 混合排气喷管的积分辐射强度在 $\alpha=0^\circ\sim 10^\circ$ 范围内大于分开排气喷管,在其他方位角范围内均小于分开排气喷管。原因分析:在 $\alpha=0^\circ\sim 10^\circ$ 范围内,排气系统的红外辐射主要是喷管内固体壁面的红外辐射,在分开排气喷管改为混合排气喷管后,内涵进口截面在 $\alpha=0^\circ\sim 10^\circ$ 范围内的红外辐射增强使得在此方位角范围内混合排气喷管的红外辐射增强(参见图11),而在 $\alpha>10^\circ$ 时,由于混合排气喷管低温外涵壁面的遮挡以及燃气流红外辐射的降低而使得整个排气系统红外辐射减弱。这与额日其太等^[10]的计算结果是不一致的,这种差异主要是由排气系统的结构不同而引起的,另外本文计算中考虑的燃气中 H_2O 和 CO 对红外辐射的影响是次要的,因此分开和混合排气系统的红外辐射特征的比较不能一概而论,要因喷管结构的不同而不同。

7 结 论

本文计算并比较了飞机涡扇发动机轴对称分开和混合排气系统在 $3\sim 5\mu m$ 波段的红外辐射特征。结果表明:

1) 将涡扇发动机分开排气系统改为混合排气系统后,由于内外涵气流的掺混,减小了高温射流核心区的长度。

2) 喷管内各固体部件对排气系统红外辐射的贡献不同,贡献大小不仅与其在探测方向上的投影面积有关,还与固体壁面的温度有关,投影面积越小,温度越低,则其红外辐射越小,因此对高温壁面采取遮挡措施可以显著降低其红外辐射。

3) 在 $\alpha=0^\circ\sim 30^\circ$ 范围内,喷管内固体壁面的红外辐射是整个排气系统红外辐射的主要部分;在 $\alpha>30^\circ$ 范围内,燃气流的红外辐射是整个排气

系统红外辐射的主要部分。

4) 分开和混合排气喷管红外辐射的空间分布特性不同:分开排气喷管的积分辐射强度在 $\alpha=10^\circ$ 方向上最大,混合排气喷管的积分辐射强度在 $\alpha=0^\circ$ 方向上最大;且混合排气喷管的积分辐射强度在 $\alpha=0^\circ\sim 10^\circ$ 范围内大于分开排气喷管,在其他方位角范围内均小于分开排气喷管。

参考文献:

- [1] 罗明东. 无人机排气系统红外隐身技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2006.
LUO Mingdong. Investigation of infrared stealth technology of the exhaust system for unmanned aerial vehicle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [2] 施小娟. 涡扇发动机收敛喷管红外辐射特征及引射抑制技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2007.
SHI Xiaojuan. Investigation of infrared radiation characteristic of convergent nozzle in turbofan engine and ejector's suppressing technology[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [3] 张正伟,张靖周,邵万仁,等. 外涵偏轴分开排气喷管的流场和声场数值计算[J]. 航空动力学报,2012,27(5):1139-1145.
ZHANG Zhengwei, ZHANG Jingzhou, SHAO Wanren, et al. Numerical calculation of flow and acoustics fields for separated exhaust nozzle with bypass offset[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(5): 1139-1145. (in Chinese)
- [4] Koch L D, Bridges J, Khavaran A. Mean flow and noise prediction for a separate flow jet with chevron mixers[R]. AIAA 2004-189, 2004.
- [5] 谢翌,刘友宏. 波瓣穿透率对波瓣混合排气系统性能影响[J]. 推进技术,2011,32(2):207-213.
XIE Yi, LIU Youhong. Effects of lobe penetration ratio on performance of mixer exhaust system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(2): 207-213. (in Chinese)
- [6] 赵建超,谢翌,刘友宏. 内外涵波瓣宽度比对波瓣强迫混合排气系统性能影响[J]. 科学技术与工程,2010,10(34):8476-8481.
ZHAO Jianchao, XIE Yi, LIU Youhong. Effect of the width ratio of the core lobe to the secondary lobe on the performance of a lobed mixer in a forced mixing exhaust system[J]. Science Technology and Engineering, 2010, 10(34): 8476-8481. (in Chinese)
- [7] 李娜,吉洪湖. 混合排气二元收敛喷管与发动机流量匹配设计方法[J]. 航空动力学报,2011,26(9):2141-2147.
LI Na, JI Honghu. Study on matching method for core and bypass mass flux of 2-D convergent nozzle of mixed flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(9): 2141-2147. (in Chinese)
- [8] 李娜,吉洪湖,黄伟,等. 混合排气二元收敛喷管气动与红外隐身综合设计方法[J]. 航空动力学报,2011,26(11):

- 2563-2570.
- LI Na,JI Honghu,HUANG Wei,et al. Comprehensive design of aerodynamic and infrared stealth of 2-D convergent nozzle of mixed flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2011,26(11):2563-2570. (in Chinese)
- [9] 陈方. 两种发动机排气系统红外抑制的模型试验研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2001.
- CHEN Fang. Scale model experiment research on infrared suppression of two engine exhaust systems[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2001. (in Chinese)
- [10] 额日其太,王强,陈渭鹏. 两种涡扇发动机排气系统红外辐射特性的比较[J]. 推进技术,2003,24(4):334-336.
- Eriqital,WANG Qiang,CHEN Weipeng. Comparative investigation of the infrared characteristics for two exhaust systems of a turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology,2003,24(4):334-336. (in Chinese)
- [11] 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):745-750.
- HUANG Wei,JI Honghu,SI Ren,et al. Infrared characteristics calculating of turbofan engine exhaust system[J]. Journal of Propulsion Technology,2010,31(6):745-750. (in Chinese)
- [12] 吴军,谷正气,钟志华. SST 湍流模型在汽车绕流仿真中的应用[J]. 汽车工程,2003,25(4):326-329.
- WU Jun,GU Zhengqi,ZHONG Zhihua. The application of SST turbulence model in the aerodynamic simulation of the automobile[J]. Automotive Engineering,2003,25(4):326-329. (in Chinese)
- [13] 刘福城,吉洪湖,林兰之,等. 二元引射喷管几何特征参数对推力及红外特性的影响[J]. 航空动力学报,2011,26(6):1244-1250.
- LIU Fucheng,JI Honghu,LIN Lanzhi,et al. Impact of geometry parameters on the thrust and infrared radiation characteristics of two-dimensional ejector nozzle[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(6):1244-1250. (in Chinese)
- [14] 徐南荣,朱谷君. 热空腔-喷气流的组合辐射[J]. 航空动力学报,1995,10(3):295-298.
- XU Nanrong,ZHU Gujun. Thermal cavity plume combination radiation[J]. Journal of Aerospace Power,1995,10(3):295-298. (in Chinese)
- [15] Ludwig C B,Malkmus W,Reardon J E,et al. Handbook of infrared radiation from combustion gases[R]. NASA-SP-3080,1973.