

带全遮挡导流支板的二元排气系统与后体组合模型的 流动传热与红外特性分析

程 稳¹, 吉洪湖¹, 施小娟¹, 王 浩²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏南京 210016;
2. 扬州协同创新研究院有限公司, 江苏扬州 225000)

摘 要: 为了降低末级涡轮对排气系统尾向红外辐射贡献, 通过设计导流支板实现对末级涡轮的全遮挡, 运用数值模拟的方法研究了三种排气系统(基准轴对称排气系统、二元排气系统和带全遮挡导流支板的二元排气系统)与飞机后体组合模型的流动传热与红外特性, 揭示了三种组合模型尾向 3~5 μm 波段的红外辐射特性的一般规律。结果表明, 二元排气系统与飞机后体组合模型和带全遮挡导流支板的二元排气系统与飞机后体组合模型在尾向的红外辐射强度, 相对基准轴对称排气系统与飞机后体组合模型, 均有所降低, 在 0°观测方向降幅分别为 22.1% 和 46.9%。若全遮挡导流支板采用冷却技术, 只要冷却效果达到 0.282 和 0.482, 组合模型的红外辐射强度在 0°观测方向相比支板未冷却状态的降幅分别为 20.4% 和 35.45%。

关键词: 全遮挡导流支板; 二元排气系统; 飞机后体; 红外辐射

中图分类号: V231.1 文献标志码: A DOI: 10.3788/IRLA20210965

Numerical study of fluid flow, heat transfer and infrared signature of 2D exhaust system model with full shielded guide vane combined with rear body

Cheng Wen¹, Ji Honghu¹, Shi Xiaojuan¹, Wang Hao²

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Yangzhou Collaborative Innovation Research Institute CO.LTD, Yangzhou 225000, China)

Abstract: In order to reduce the contribution of the last-stage turbine of the infrared radiation in backward of the exhaust system, the full shielding guide vane(FSGV) is designed to achieve full shielding of the low-pressure turbine. Numerical simulation methods are used to study fluid flow heat transfer and infrared signature of three exhaust system (including baseline axisymmetric exhaust system, 2D exhaust system and 2D exhaust system with FSGV) models combined with aircraft rear body, revealing the general rule of infrared radiation characteristics in the 3-5 μm band in backward of the three different combined models; the results show that compared with the baseline axisymmetric exhaust system model combined with aircraft rear body, whether it is a 2D exhaust system model combined with aircraft rear body or 2D exhaust system model with FASG model combined with aircraft

收稿日期: 2021-12-16; 修订日期: 2022-01-17

基金项目: 国家科技重大专项 (J2019-III-0009-0053)

作者简介: 程稳, 男, 硕士生, 主要从事航空发动机排气系统红外隐身方面的研究。

导师简介: 吉洪湖, 男, 教授, 博士, 主要从事传热学、湍流理论与模拟、湍流测量技术、航空发动机设计和飞行器红外隐身技术方面的教学和

和研究。

rear body, the infrared radiation intensity has been reduced, and the drop rates are 22.1% and 46.9% respectively at a detection angle of 0° . If the cooling technology is adopted for the FSGV, as long as cooling efficiency reaches 0.282 and 0.482, compared to uncooled state of the exhaust system, the infrared radiation in backward of the exhaust system can be reduced by 20.4% and 35.45%.

Key words: fully shielding guide vane; 2D exhaust system; aircraft rear body; infrared radiation

0 引言

军用作战飞行器广泛使用涡扇发动机作为动力装置, 飞行器发动机排气系统是飞行器最主要的 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ (中波) 红外辐射源, 随着红外成像探测系统和新型红外制导武器的迅猛发展, 使得飞行器在战场的生存和安全在遭受极大的威胁, 红外隐身技术的更新换代日益迫切。对主要红外辐射源进行红外抑制, 降低其红外辐射特征, 是提高作战飞行器生存能力的首要选择^[1]。从辐射产生的机理分析, 对于排气系统红外辐射抑制的关键是采用遮挡^[2]、冷却^[3]、低发射率涂层^[4]等措施, 其中遮挡技术通过遮挡高温辐射源, 避免或减少其被红外探测器直接观测的概率, 如采用二元喷管^[5]、S 形喷管^[6]、塞式喷管^[7]等不同几何构型的异形喷管对排气腔体内部的高温辐射源形成遮挡, 排气系统尾向红外辐射强度明显降低。

国外关于排气系统遮挡技术的研究报告大量出现在 20 世纪 70 年代以后。相对于常规轴对称排气喷管, 二元喷管依靠自身特殊几何结构对排气系统高温腔体表面形成部分或完全遮挡^[8], 降低了排气系统表征出的红外辐射特征, 具备一定红外隐身能力。从美国下一代发动机研究计划^[9](VAATE) 的设计理念来看, 仍然采用了二元收扩喷管, 并在此基础上结合了双 S 弯和引射喷管技术来进一步降低红外特征。高温部件冷却技术就是在排气系统腔体中支板、中心锥等高温强辐射部件表面布置壁面冷却措施, 从而降低该部件表面自身辐射、减小排气系统被红外探测器直接观测到的可能性的技术。美国 F-22 隐身作战飞机装备的 F119 涡扇发动机, 在喷管的侧壁段内部有很多肋片结构, 侧壁段和扩张段外壁面则有许多清晰可见的小孔, F119 发动机的喷管壁面采用了冲击-气膜冷却^[10]和槽缝冷却两种冷却结构使其成为一款具备优秀红外隐身能力的发动机。

国内对遮挡技术研究起步较晚, 施小娟^[11]研究了

二元排气系统气动与红外特性影响因素及型面优化研究, 王浩^[12]通过模型试验研究了带气膜冷却的全遮挡导流支板对轴对称排气系统红外特性的抑制效果。以上研究均表明了遮挡技术对红外特性有良好的抑制作用, 因此文中设计了一种带全遮挡导流支板的二元排气系统与后体^[13]组合模型, 并通过数值模拟的研究方式, 分析了其流动传热和红外特性。

1 模型设计

在计算时, 为更好模拟飞行器在高空时的飞行状态, 设计了飞机后体与三种排气系统相组合的模型, 分别是(基准轴对称排气系统与飞机后体组合模型、二元排气系统与飞机后体组合模型、全遮挡导流支板二元排气系统与飞机后体组合模型)。

1.1 基准轴对称排气系统与飞机后体组合模型设计

基准轴对称排气系统由中心锥、环形混合器, 外涵、支板、火焰稳定器、隔热屏、加力筒和轴对称收扩喷管组成。中心锥采用抛物线形式; 支板采用半圆加矩形的组合形式, 周向均匀分布 8 个支板; 火焰稳定器采用 V 型槽形式, 对于径向火焰稳定器采用长短相间的分布, 周向均匀分布 16 个, 且短的火焰稳定器位于支板正下游位置。

与基准轴对称排气系统匹配的飞机后体为轴对称模型, 该模型任意一条母线^[14]的方程如下:

$$\frac{D_x}{D_{10}} = 1 - \left(1 - \frac{D_9}{D_{10}}\right) \left(\frac{x}{L_D}\right)^2 \quad (1)$$

式中: D_9 , D_{10} 表示后体结束位置和后体开始位置处的直径; D_x 表示 x 位置 ($0 \leq x \leq L_D$) 对应的后体直径; L_D 表示后体的长度。该母线绕轴旋转形成后体模型。轴对称排气系统与飞机后体的组合模型如图 1 所示。

作为初步研究, 后体内表面与排气系统外表面之间的空腔进口与大气环境相通, 尾部封闭, 无出口, 腔内气流无宏观运动。其余两个模型也采用相同的设计。

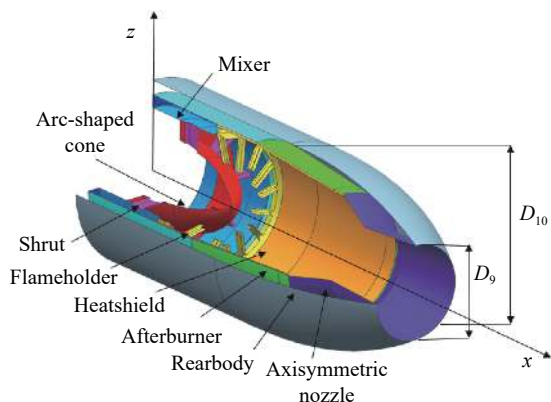


图 1 基准轴对称排气系统与飞机后体组合模型

Fig.1 The model of baseline axisymmetric exhaust system combined with aircraft rear body

1.2 二元排气系统与飞机后体组合模型设计

二元排气系统以基准轴对称排气系统为基础, 将加力筒进口至喷管进口段改型设计为圆转矩型面, 圆转矩过渡段采用超椭圆^[15]型面设计。喷管进口 A_7 、喉道 A_8 和出口 A_9 分别与基准轴对称排气系统对应截面面积相同。

与二元排气系统匹配的飞机后体为圆转矩的几何形状, 由沿流向一系列超椭圆截面的轮廓光滑连接而成, 实现圆形到矩形的过渡。二元排气系统与后体组合模型如图 2 所示。

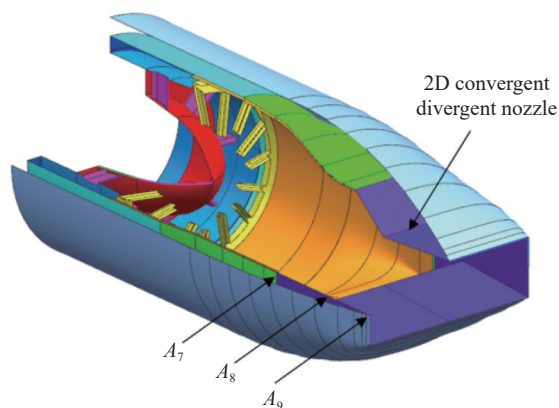


图 2 二元排气系统与飞机后体组合模型

Fig.2 The model of 2D exhaust system combined with aircraft rear body

1.3 带全遮挡导流支板二元排气系统与飞机后体组合模型设计

(1) 支板型面设计

全遮挡导流支板采用沿支板高度变截面的设计,

如图 3 所示。全遮挡导流支板与内涵通道的交线如 ABCD 所示, AB 段曲线采用公式 (2) 确定。

$$y(x) = y_0 + a \times \phi\left(\frac{x-x_0}{L}\right) \quad (2)$$

式中: x 轴表示沿排气系统轴向坐标值; y 轴表示流道圆柱面展开在矩形平面上的纵向坐标值; (x_0, y_0) 为 A 点的 x, y 坐标; L 为 AB 段在 x 轴上的投影长度; 文中取长度 276 mm; a 为 AB 段在 y 轴上的投影长度, 文中取长度 178 mm。

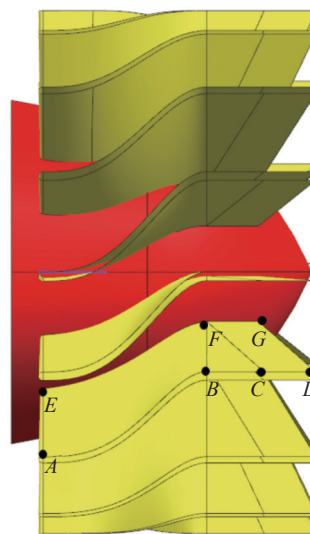


图 3 全遮挡导流支板及中心锥示意图

Fig.3 Schematic diagram of FSGV and cone

$\phi((x-x_0)/L)$ 是描述曲线沿程变化的一个插值函数, 文中选用前缓后急型^[16]曲线方程, 引入变量 $\bar{x} = (x-x_0)/L$, 则插值函数可表示为:

$$\phi(\bar{x}) = 4\bar{x}^3 - 3\bar{x}^4 \quad (3)$$

BC 段是与曲线 AB 相切的直线段, 文中取长度 90 mm; CD 段是 BC 直线的延伸, 文中取 80 mm, 支板采用等厚度设计, 厚度为 12 mm。

曲线 AB 沿径向向内拉伸与中心锥表面相交形成曲线 EF。直线 CD 段沿 FC 段向内拉伸与中心锥表面相交形成 FG 段。

(2) 支板段设计

在基准轴对称排气系统基础上, 将支板段改型为全遮挡导流支板, 为了既能实现对涡轮全遮挡, 又不至于使流动损失过大, 经反复迭代, 支板数量由原型的 8 个增加为 16 个, 每个支板对上游形成的遮挡角度为 22.5°(遮挡角是指单个支板在流道中沿轴向的投

影角度), 支板段流道外径在基准轴对称排气系统基础上, 增大了 1.56%, 对应的流通面积增大了 5.8%。
图 3 给出了全遮挡导流支板在中心锥上的安装示意图。

需要指出的是, 全遮挡导流支板的研发设计仍处于探索阶段, 全遮挡导流支板不带内冷结构, 支板重量也不在当前考虑范围内。

(3) 排气系统设计

将以上设计的全遮挡导流支板段 (图 3) 取代二元排气系统 (图 2) 中的支板段, 形成带全遮挡导流支板的二元排气系统。由于支板段流道外径增大了 1.56%, 而外涵外壁面内径保持不变, 则相应的外涵通道的流道面积减少了 13.4%。

(4) 与带全遮挡导流支板匹配的二元排气系统后体设计

后体设计方法与图 2 所示的后体设计相同。全遮挡导流支板二元排气系统与飞机后体组合模型如图 4 所示。

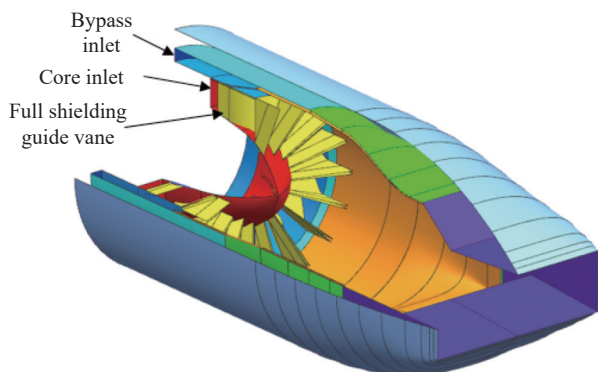


图 4 全遮挡导流支板二元排气系统与飞机后体组合模型

Fig.4 The model of 2D exhaust system with FSGV and combined with aircraft rear body

2 计算域与边界条件

文中计算了 3 种排气系统与飞机后体组合模型的流场和红外辐射特征, 这 3 种模型均采用相同的计算域和边界条件。

计算域为圆柱体, 其直径取 $10D_{10}$, 长度取 $60D_{10}$, D_{10} 为后体截面开始处的直径, 如图 5 所示。

所有计算状态均取高空飞行状态, 飞行高度 11 km, 飞行马赫数 0.8, 对应的环境压力 P_0 为 22621 Pa, 温度为 217 K。图 5 中外流场设置为压力远场, 压力、温度为环境大气的压力、温度。

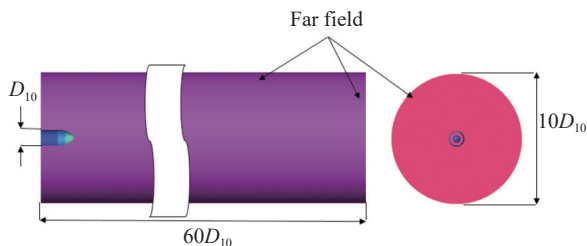


图 5 流场计算域示意图

Fig.5 Schematic diagram of flow field computational domain

内、外涵进口均为压力进口, 总温、总压和介质的组分浓度如表 1 所示。

表 1 内外涵进口边界条件

Tab.1 Boundary conditions

	P_i/P_0	$T_i(K)$	Y_{CO_2}	Y_{H_2O}	Y_{CO}
Core inlet	4.64	850	0.066	0.025	0.0001
Bypass inlet	4.60	350	-	-	-

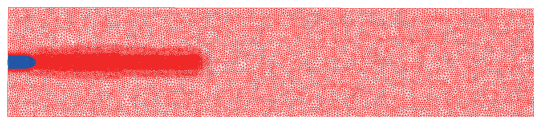
表中 P_i 和 T_i 表示压力入口总温和总压, Y_{CO_2} 、 Y_{H_2O} 和 Y_{CO} 分别表示燃气中 CO_2 、 H_2O 和 CO 的组分质量浓度。

排气系统外表面与后体内表面之间空腔的进口压力和温度为环境大气和环境温度, 腔内充满空气, 与排气系统内表面和外表面之间存在自然对流, 边界条件为耦合传热边界条件。同时考虑排气系统外壁面和后体内表面之间辐射换热, 壁面发射率均取 0.9。

3 网格划分与独立性验证

全遮挡导流支板二元排气系统与后体组合模型的网格如图 6 所示, 计算网格采用非结构化网格, 在全遮挡导流支板、喷管下游壁面以及中心锥壁面附近进行局部加密。

在网格独立性验证时取喷管出口平均静温作为验证参数, 验证算例的网格分别为 318 万、560 万、860 万、1027 万、1270 万、和 1460 万, 验证结果如图 7 所示, 从图中可以看出: 当验证算例的计算网格数从 1027 万增加到 1270 万与 1460 万时, 喷管出口平均静温变化很小, 基本趋于稳定, 可认为该计算结果误差与网格无关。综合考虑计算准确度和计算资源, 采用网格数为 1027 万的网格进行计算。



(a) 中间截面流场网格
(a) Grid of flow field in middle section



(b) 组合模型壁面网格
(b) Grid of combined model wall

图 6 组合模型的流场与壁面网格

Fig.6 Grid of flow field and wall in combined model

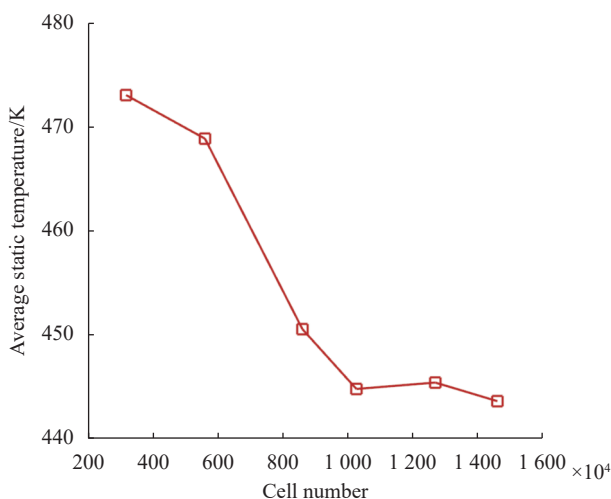


图 7 网格独立性验证

Fig.7 Grid independence verification

4 计算方法

4.1 流场计算方法

文中研究了三种排气系统与飞机后体组合模型的流动传热和红外辐射特性,采用商业软件 Fluent 进行流场计算,假设流动为稳态流动,数值模拟流场特征主要通过求解一系列质量方程、动量方程、能量方程和组分传输方程。应用基于密度的耦合隐式求解器,离散方式为 Roe; 二阶迎风差分格式, SST(shear stress transport) $k-\omega$ 湍流模型,采用组分输运模型计算 CO_2 、 H_2O 、 CO 、 O_2 、 N_2 等燃气组分,离散坐标模型 (Discrete Ordinates, DO 模型) 计算模型的辐射换热。

文中采用流量系数和推力系数作为排气系统气动特性的衡量指标,其定义如下。

流量系数 C_d 定义为流过喷管的实际流量 \dot{m}_{actual} 与理想流量 \dot{m}_{ideal} 之比; \dot{m}_{actual} 由对喷管流场的数值模拟中获得, \dot{m}_{ideal} 如下式计算:

$$\dot{m}_{ideal} = P_{t0} A_8 \frac{k \sqrt{\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}}{\sqrt{kRT_{t0}}} \quad (4)$$

式中: P_{t0} 、 T_{t0} 分别表示气流的总压,总温; A_8 为喷管的喉部面积; k 、 R 分别表示等熵指数和通用气体常数。

推力系数 C_f 定义为实际推力 F_{actual} 与理想推力 F_{ideal} 之比,其中 F_{actual} 和 F_{ideal} 分别如下式所示:

$$F_{actual} = \dot{m}_{actual} U_x + (P_9 - P_0) A_9 \quad (5)$$

$$F_{ideal} = \dot{m}_{ideal} U_{ideal} \quad (6)$$

F_{actual} 由数值模拟获得,式中 A_9 、 P_9 和 U_x 分别为喷管出口截面的面积、静压和轴向速度; P_0 表示环境压力。

因而在 F_{ideal} 定义式中采用理想流量 \dot{m}_{ideal} 、 U_{ideal} 为气流等熵完全膨胀时的喷管出口速度,其表达式如下式所示:

$$U_{ideal} = \sqrt{2 \frac{kRT_{t0}}{k-1} \left[1 - \left(\frac{P_0}{P_{t0}}\right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (7)$$

文中通过掺混度 Φ 来评价内涵气流和内涵气流热混合的均匀程度,出口截面 Φ 越大,说明主次流掺混越均匀,与喷管壁面接触的气体温度越高。掺混度 Φ 的表达式如下:

$$\Phi = 1 - \frac{\int_{A_9} |h_{t,9} - h_{t,m}| dm_9}{\int_{A_c} |h_{t,c} - h_{t,m}| dm_c + \int_{A_f} |h_{t,f} - h_{t,m}| dm_f} \quad (8)$$

其中,

$$h_{t,m} = \frac{m_c h_c + m_f h_f}{m_c + m_f} \quad (9)$$

式中: $h_{t,c}$ 、 $h_{t,f}$ 和 $h_{t,9}$ 分别为内涵进口截面,内涵进口截面和出口截面总焓; $h_{t,m}$ 为内、内涵气流完全掺混时的总焓; m_c 、 m_f 和 m_9 分别为内涵进口截面,内涵进口截面和出口截面质量流量。

后体的外部阻力是由于喷管出口的燃气流和流过后体的外部气流之间的相互干扰引起的,由压差阻

力和摩擦阻力两部分组成,文中后体外表面的阻力计算公式如下:

$$X_b = - \int_M^9 (P - P_0) dA + X_f \quad (10)$$

式中: 9 和 M 分别为喷管出口和后体截面开始位置; P 为后体外表面的静压; P₀ 为环境压力; X_f 为气流与后体外表面之间的摩擦阻力的合力在轴向上的分量, 它的大小取决于后体的几何形状和尺寸, 飞行条件, 以及后体外流在壁面上的速度梯度等因素, 文中的摩擦阻力通过数值模拟得到。

4.2 红外辐射特征计算方法

红外辐射特性的计算所需的温度、组分等参数均从流场计算结果中提取, 采用自主研发软件 NUAA-IR 进行计算, 使用反向蒙特卡洛法 (RMC) 只求解目标到探测所张的立体角内的能量。在 3~5 μm 波段内对涡扇发动机排气系统的红外特征进行计算时, 其计算值与试验测量值吻合程度好, 最大误差在 10% 左右。

根据三种排气系统与后体组合模型的结构特征, 基准轴对称与后体组合模型只需设置水平探测面 (α=0°~90°), 而二元排气系统与后体组合模型要设置水平 (α=0°~90°) 和竖直探测面 (β=0°~90°), 二元排气系统与后体组合模型探测面示意图如图 8 所示, 上述探测面内 0°~10° 时每隔 2° 分布一个探测点, 10°~30° 每隔 5° 分布一个探测点, 其余角度每隔 10° 分布一个探测点。

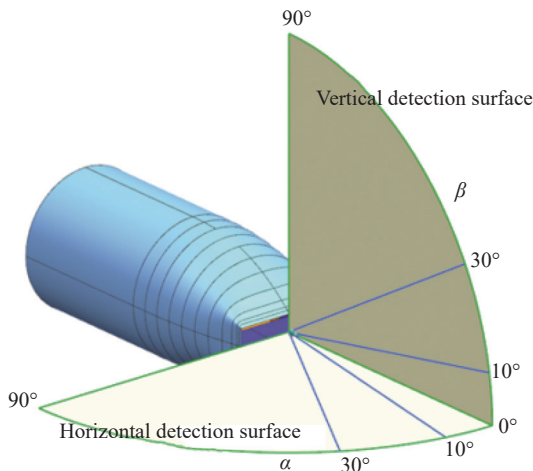


图 8 二元排气系统与后体组合模型探测面示意图

Fig.8 Schematic diagram of 2D exhaust system combined with rear body model detection surface

5 计算结果与分析

5.1 气动计算结果

5.1.1 流量与推力分析

表 2 给出了三种组合模型在表 1 给定的边界条件下的流量和推力特性。

表 2 流量与推力特性

	Baseline axisymmetric exhaust system	2D exhaust system	2D exhaust system with FSGV
C _d	0.991	0.978	0.962
C _f	0.976	0.973	0.96

从上表可以看出: 比较三种组合模型流量系数 C_d, 装配全遮挡导流支板以后, 对比二元排气系统和基准轴对称排气系统, 均有所下降, 降幅分别为 1.6% 和 2.9%。比较三种组合模型推力系数 C_f, 装配全遮挡导流支板以后, 对比二元排气系统和基准轴对称排气系统, 均有所下降, 降幅分别为 1.3% 和 1.6%。可见装配了全遮挡导流支板对排气系统气动性能有一定的影响, 但经过改型设计以后, 影响较小。

5.1.2 后体阻力分析

喷管产生推力的同时, 在后体外壁面还会产生外部阻力, 外部阻力包括压差阻力和摩擦阻力两部分。

分别计算了三种组合模型的后体外表面阻力情况, 并结合图 9 后体外表面的压力云图进行分析。表 3 给出了在表 1 给定条件下的后体阻力, 分析结果可

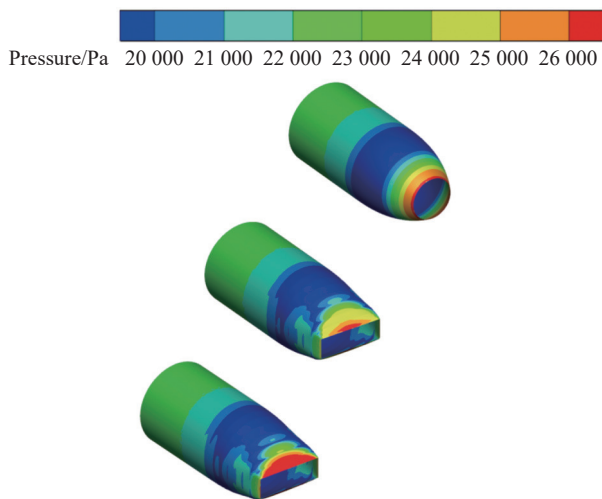


图 9 后体外表面静压分布

Fig.9 Static pressure distribution on the rear body external surface

表 3 后体外表面阻力

Tab.3 Resistance of rear body external surface

	Pressure resistance/N	Viscous resistance/N	Total resistance/N
Baseline axisymmetric exhaust system	773.008	289.171	1062.172
2D exhaust system	810.568	298.350	1108.918
2D exhaust system with FSGV	819.465	289.172	1108.638

知,压差阻力在外部阻力当中占主要部分,轴对称排气系统与后体组合模型外部阻力最小,采用相同后体设计方法的二元排气系统与后体组合模型外壁面阻力大致相当。

5.1.3 温度场

图 10 给出了三种组合模型 CO₂ 中间截面温度场示意图。由图可知,轴对称排气系统的燃气流高温核心区较长,二元排气系统中间对称面上的燃气流高温核心区缩短,带全遮挡导流支板的二元排气系统高温核心区最短,温度比较高的燃气位于喷管内部和射流区域,并且射流的高温区只在轴线附近,射流的扩散比较缓慢。在喷管内部,温度较高,在 800 K 左右。

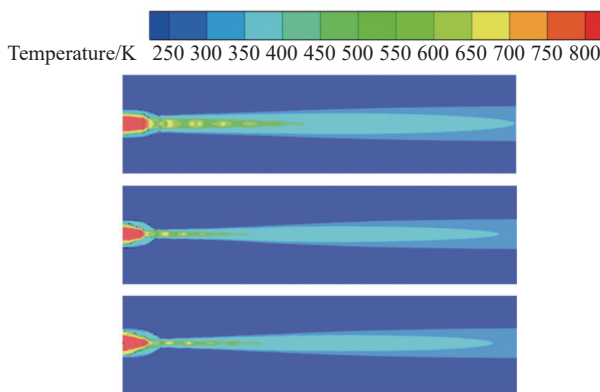


图 10 三种组合模型中间截面温度场分布

Fig.10 Temperature field distribution on the middle section of three combined models

图 11 给出了三种组合模型在收扩喷管段的沿程壁面温度分布,并结合掺混度进行分析。三种排气系统的掺混度分别为 0.483、0.513、0.545。基准轴对称与二元相比,由于二元收扩喷管在喉道处型面的急剧变化,导致热混合度相差 0.03;二元与全遮挡导流支板相比,热混合度相差 0.032,由此可见导流支板增强了内涵高温气流和外涵低温气流之间的掺混。

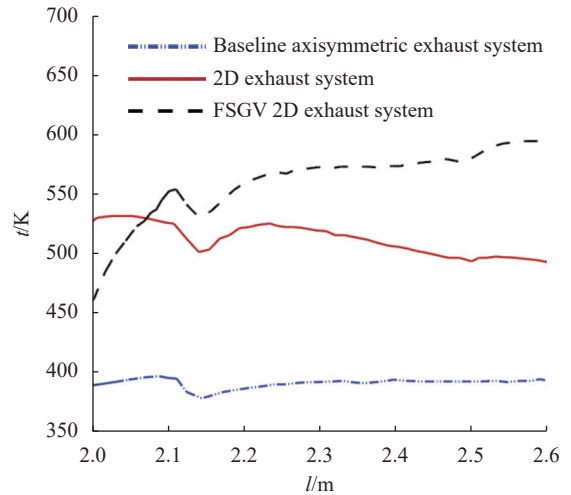


图 11 三种组合模型收扩喷管段壁面的沿程温度

Fig.11 Temperature along the wall of the C-D nozzle section of three combined models

三种组合模型收扩喷管段壁面沿程温度分布规律相差很大。基准轴对称排气系统与后体组合模型在收扩喷管段壁面沿程温度几乎不变,平均温度为 385 K,而二元排气系统与后体组合模型收扩喷管段壁面沿程温度有明显的上升,平均温度为 504 K,带导流支板的二元排气系统与后体组合模型收扩喷管段壁面平均温度为 552 K。与各喷管的掺混度对比分析可见,掺混度越高,喷管壁面的温度越高。

5.1.4 组分浓度场

组分浓度场分布与温度场分布类似,温度越高的区域组分浓度越高,这是因为组分场的求解方程与能量场的求解方程相似。图 12 给出了三种排气系统对

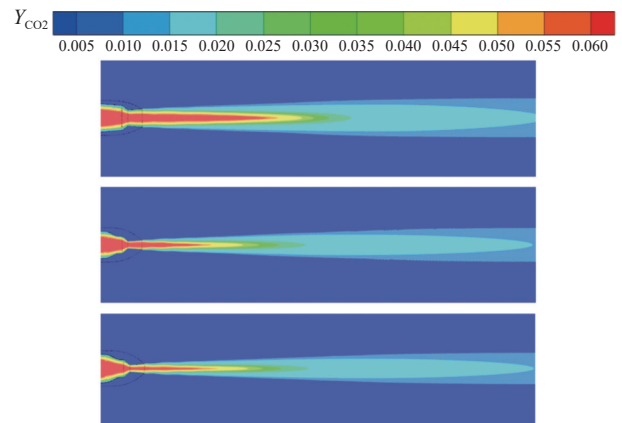


图 12 三种组合模型中间截面 CO₂ 浓度场分布

Fig.12 Mass fraction of CO₂ on the middle section of three combined models

称面上的 CO₂ 浓度场分布, 其余组分 CO、H₂O 等分布规律与 CO₂ 分布基本类似, 在此不做细述。

5.2 红外辐射特性计算结果

5.2.1 三种组合模型积分辐射强度

图 13 给出了三种组合模型在水平探测面内的积分辐射强度分布的对比, 并取基准轴对称排气系统与后体组合模型在 0°方向积分辐射强度值作为参考值进行了无量纲化处理。

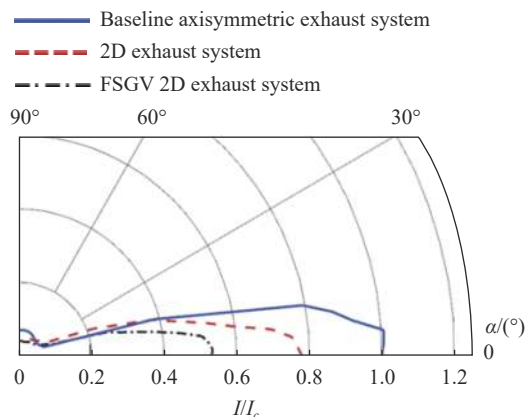


图 13 三种组合模型辐射强度对比

Fig.13 Comparison of radiation intensity of three combined model

从图中可观察到, 总体来说基准轴对称排气系统与后体组合模型的红外辐射强度最大, 二元排气系统与后体组合模型和带全遮挡导流支板的二元排气系统与后体组合模型的红外辐射强度相对基准轴对称与后体组合模型在 0°方向红外辐射强度分别降低 22.1% 和 46.9%; 带全遮挡导流支板的二元排气系统与后体组合模型相对二元排气系统与后体组合模型在 0°方向红外辐射强度降低 31.8%。

5.2.2 组合模型固体部件壁面辐射贡献

为了分析导致图 13 结果的原因, 分别计算了三种组合模型固体部件辐射对排气系统辐射的贡献。图 14、图 15、图 16 分别给出了三种组合模型的主要部件在水平探测面内的红外辐射贡献, 为便于比较, 均采用基准轴对称排气系统与后体组合模型在 $\alpha=0^\circ$ 时的积分辐射强度值作为参考值对辐射贡献进行了无量纲化处理。

经分析可知, 组合模型内部的高温部件仅在尾向小角度观测范围内有辐射贡献, 所以这里只给出了组合模型尾向 0°~30°观测范围内, 3~5 μm 波段主要部件积分辐射强度。

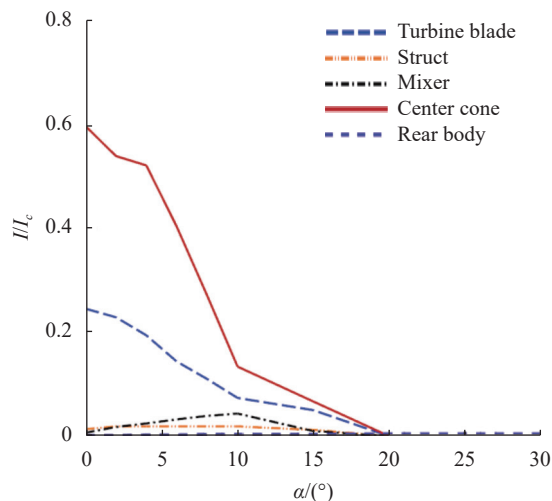


图 14 基准轴对称排气系统与后体组合模型主要部件辐射强度
Fig.14 Radiation intensity of main component of the baseline axisymmetric exhaust system combined with rear body model

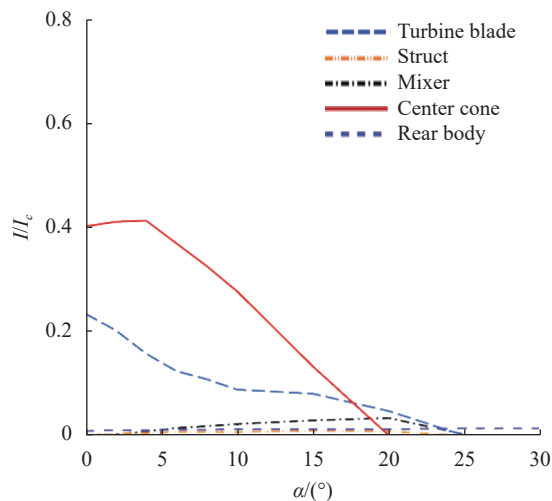


图 15 二元排气系统与后体组合模型主要部件在水平探测面辐射强度
Fig.15 Radiation intensity of main component on horizontal detection surface of the 2D exhaust system combined with rear body model

图 14 给出了基准轴对称排气系统与后体组合模型的主要部件红外辐射贡献。发现在观测角度范围内中心锥的红外辐射贡献最大, 末级涡轮的红外辐射贡献紧随其后, 火焰稳定器、支板和混合器也有一定的辐射贡献, 而后体外壁面的辐射贡献几乎可以忽略。

图 15 给出了二元排气系统与后体组合模型的主要部件红外辐射贡献。对比图 14 发现, 中心锥的红外辐射强度下降 19.5%, 末级涡轮的红外辐射强度下降 1.2%。出现下降的原因主要是由于二元收扩喷管遮

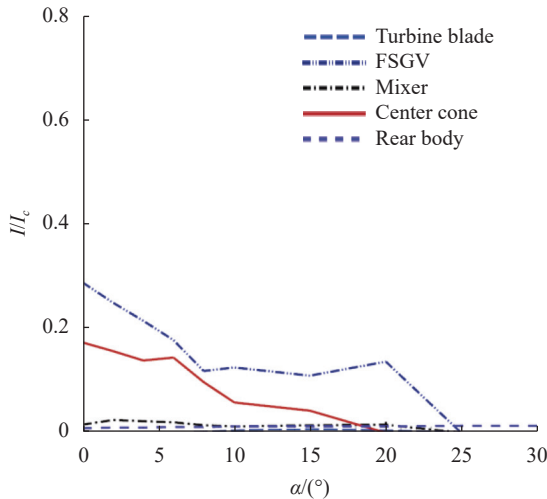


图 16 全遮挡导流支板二元排气系统与后体组合模型主要部件在水平探测面辐射强度

Fig.16 Radiation intensity of main component on horizontal detection surface of the 2D exhaust system with FSGV combined with rear body model

挡了喷管内部的中心锥和末级涡轮等高温部件。

图 16 给出了带全遮挡导流支板的二元排气系统与后体组合模型的各部件红外辐射贡献。对比图 15 发现,中心锥与末级涡轮的红外辐射强度均出现明显下降,在 0°方向,中心锥的红外辐射强度下降 56.8%,末级涡轮的红外辐射强度几乎下降到 0,全遮挡导流支板起到了对高温涡轮的遮挡作用。需要进一步指出,由图 13 可知,在 0°方向,带全遮挡导流支板的二元排气系统与后体组合模型的红外辐射强度相比基准轴对称排气系统与后体组合模型下降 46.9%,而在图 16 当中,0°方向积分辐射值总和相比基准轴对称排气系统与后体组合模型下降 50.5%,这是由于一些部件的红外辐射强度未考虑在内,比如收扩喷管段温度的增加(详见 5.1.3 节)。

但也产生一个新问题,全遮挡导流支板同样处于高温燃气流中,因此在利用自身几何结构遮挡上游末级涡轮红外辐射的同时也变成了一个新的主要红外辐射源。

5.2.3 全遮挡导流支板壁面降温对组合模型辐射的抑制效果

为了进一步降低带全遮挡导流支板二元排气系统与后体组合模型的红外辐射强度,计算分析了全遮挡导流支板壁面降温对支板辐射贡献和排气系统辐射特性的影响。

图 17 给出了组合模型尾向 0°~25°观测方向上,全遮挡导流支板分别平均降温 100 K 和 200 K 条件下的红外辐射贡献与不降温条件下辐射贡献比较。采用全遮挡导流支板在 $\alpha=0^\circ$ 时的积分辐射强度值作为参考值对辐射贡献进行了无量纲化处理。

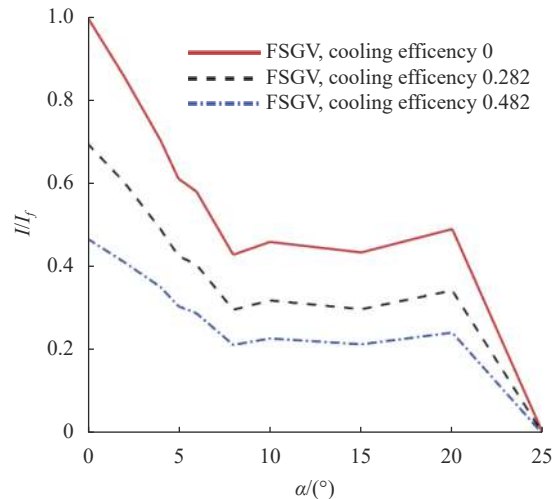


图 17 支板壁面冷却状态下,全遮挡导流支板辐射强度

Fig.17 The radiation intensity of FSGV when the vane is cooling

若支板降温采用气膜冷却技术,平均降温 100 K 和 200 K 分别对应着气膜冷却效果 0.282 和 0.482。气膜冷却平均冷却效果 η 表达式如下:

$$\eta = \frac{\bar{T}_g - \bar{T}_w}{\bar{T}_g - \bar{T}_c} \quad (11)$$

式中: \bar{T}_g 表示内涵燃气流平均温度; \bar{T}_c 表示作为冷却剂的外涵气体平均温度; \bar{T}_w 表示支板壁面平均温度。

从图 17 可以看出,壁面冷却后全遮挡导流支板的红外辐射贡献随着气膜冷却效果的增加在尾向 0°~25°范围内明显降低;在 0°观测方向,当支板壁面冷却效果达到 0.282 和 0.482 时,支板的红外辐射贡献相比未冷却状态降幅分别为 30.3% 和 52.85%。

图 18 给出了装配导流支板的二元排气系统与后体组合模型在支板对应不同冷却效果情况下,全遮挡导流支板二元排气系统与后体组合模型的红外辐射强度比对,采用基准轴对称排气系统与后体组合模型在 $\alpha=0^\circ$ 时的积分辐射强度值作为参考值进行了无量纲化处理。

由图 18 可观察到,当支板壁面平均冷却效果达到 0.282 和 0.482 时,全遮挡导流支板二元排气系统组合模型的红外辐射强度相比未冷却状态的降幅分

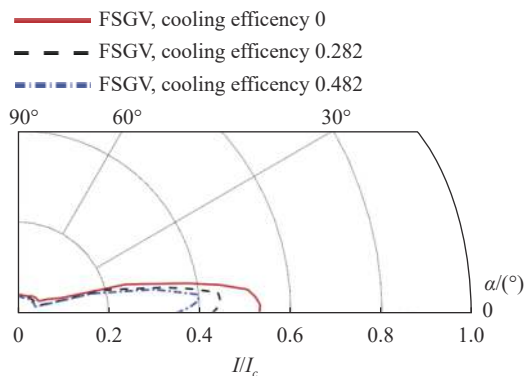


图 18 支板壁面冷却状态下,全遮挡导流支板二元排气系统组合模型辐射强度对比

Fig.18 Comparison of radiation intensity of 2D exhaust system with FSGV and combined with rear body model when the vane is cooling

别为 20.4% 和 35.45%。结合 5.2.1 节,对比基准轴对称排气系统与后体组合模型,在 0°观测方向积分辐射强度分别降低 58.47% 和 66.32%。

6 结 论

通过文中研究,得到以下结论:

(1) 二元排气系统与后体组合模型的红外辐射强度与基准轴对称排气系统与后体组合模型相比有显著下降,在 0°探测方向上,降低 22.1%,这是由于二元收扩喷管部分遮挡了排气系统内部的中心锥和末级涡轮等高温部件。

(2) 带全遮挡导流支板的二元排气系统与后体组合模型的红外辐射强度与二元排气系统与后体组合模型相比有进一步降低,在 0°探测角时,降低 31.8%,这是由于全遮挡导流支板遮挡了末级涡轮对外的辐射传输,对组合模型尾向红外辐射强度有良好的抑制作用,但全遮挡导流支板成为新的红外辐射源。

(3) 对全遮挡导流支板壁面降温可进一步降低组合模型的红外辐射。当支板壁面平均冷却效果达到 0.282 和 0.482 时,组合模型的红外辐射强度在 0°观测方向相比支板未冷却状态的降幅分别为 20.4% 和 35.45%。与基准轴对称排气系统与后体组合模型相比,分别降低 58.47% 和 66.32%。

(4) 文中的算例表明,装配全遮挡导流支板以后排气系统气动性能有小幅下降,对比二元排气系统与基准轴对称排气系统,流量系数 C_d 分别下降 1.6% 和

2.9%。推力系数 C_f 分别下降 1.3% 和 1.6%。可通过进一步的优化设计提高气动性能,综合气动与红外抑制性能进行评价,采用全遮挡导流支板是有收益的。

参考文献:

- [1] Ji Honghu. Fundamental issues of aircraft / engine integration for low observability [J]. *Aerospace Propulsion*, 2018(2): 67-71. (in Chinese)
- [2] Fan Renyu, Zhang Jingzhou, Shan Yong. Effects of sheltering baffles on the infrared radiation characteristics of two-dimensional nozzles [J]. *Journal of Aeronautics and Dynamics*, 2011, 26(2): 343-348. (in Chinese)
- [3] Chen Jun, Ji Honghu, Liu Changchun. The experimental study of infrared suppression of 2D plug nozzle with cooling structure [J]. *Gas Turbine Test and Research*, 2019, 32(3): 18-23, 46. (in Chinese)
- [4] Cao Feifei, Ji Honghu, Yu Mingfei, et al. Effects of low emissivity material coating site on wall temperature and infrared characteristics of exhaust system [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2020, 49(10): 20190131. (in Chinese)
- [5] Deng Hongwei, Jin Wendong, Ye Liuzeng, et al. Numerical simulation of two-dimensional nozzle and analysis of its stealth technology [J]. *Aeronautical Science and Technology*, 2012, 1: 45-47. (in Chinese)
- [6] Liu Changchun, Ji Honghu. Experiment on infrared radiation characteristics of S shaped 2D nozzle [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(7): 1493-1500. (in Chinese)
- [7] Zhang Jingzhou, Wang Xu, Shan Yong. Effects of plug rear-body film cooling on infrared radiation and aerodynamic performance of axisymmetric plug nozzle [J]. *Journal of Aeronautics*, 2015, 36(8): 2601-2608. (in Chinese)
- [8] Huang Zhangbin, Guan Liu, Li Xiaoxia, et al. Numerical simulation of radiation characteristics of aircraft exhaust systems with different nozzles [J]. *Infrared Technology*, 2021, 43(6): 587-591. (in Chinese)
- [9] Hu Xiaoyu. VAATE,US' new advanced turbine engine technology development program [J]. *International Aviation*, 2007(12): 40-42. (in Chinese)
- [10] Shan Yong, Zhang Jingzhou, Shao Wanren, et al. Experiment on aerodynamic and infrared radiation characteristics of the film cooling center-body exhaust system for a turbofan engine [J]. *Journal of Aeronautics and Dynamics*, 2012, 27(1): 9-15. (in Chinese)
- [11] Shi Xiaojuan, Ji Honghu. Numerical investigation of influence

- of two-dimensional convergent and divergent nozzle's design parameters on infrared characteristics [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(5): 944-955. (in Chinese)
- [12] Wang Hao, Ji Honghu, Sang Xueyi, et al. Effects of fully shielded guiding strut on infrared signatures of exhaust system [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(10): 2078-2088. (in Chinese)
- [13] Martens R E. F-15 Nozzle/afterbody integration [J]. *Journal of Aircraft*, 1976, 13(5): 327-333.
- [14] Mattingly J D, Heiser W H, Pratt D T, et al. Aircraft Engine Design[M]. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.
- [15] Li Yuefeng, Yang Zhenqing, Sun Zhigang. Design of super-elliptic S-shaped inlet and analysis of aerodynamic performance [J]. *Computer Simulation*, 2011, 28(3): 82-85, 96. (in Chinese)
- [16] Li Na, Ji Honghu. Configuration design method of high performance two-dimensional convergent nozzle [J]. *Aero Engine*, 2019, 45(5): 1-6. (in Chinese)