

球面收敛二元矢量喷管 气动及红外特性研究:模拟高空状态

征建生¹, 张靖周^{1,2}, 单勇¹, 季靖远¹

(1. 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, 南京 210016;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 针对高空状态下球面收敛二元矢量喷管排气系统,通过数值模拟研究了喷管俯仰偏转角对排气系统气动和红外辐射特性的影响,并与地面状态进行了对比分析.在该研究参数范围内,研究表明:在俯仰偏转角为 20° 范围内,俯仰偏转对排气系统推力系数和总压恢复系数的影响微弱,气动推力矢量角与俯仰偏转角几乎相等,高空状态下,喷管的推力系数和总压恢复系数下降 0.5% 与 1.1% ;热喷流峰值红外辐射强度仅为地面状态的 $12\%\sim 24\%$,排气系统的总体红外辐射强度峰值与地面状态下的比值峰值在 $0.35\sim 0.45$ 之间;随着下俯仰偏转角的增加,排气系统红外辐射峰值呈现下降的趋势.

关 键 词: 高空状态;球面收敛二元矢量喷管;俯仰偏转;气动特性;红外辐射特性

中图分类号: V231

文献标志码: A

Investigation on aerodynamic and infrared performance of a spherical convergent two-dimensional vectoring nozzle: simulating high altitude status

ZHENG Jian-sheng¹, ZHANG Jing-zhou^{1,2}, SHAN Yong¹, JI Jing-yuan¹

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,

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

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: A numerical investigation was performed to study the effects of pitching angle on the aerodynamic and infrared performances of a spherical convergent two-dimensional vectoring nozzle under high attitude status. In the present research, the comparison with the ground status simulation was also taken into consideration. The results show that the pitch deflection has a very weak impact on the thrust coefficient and total pressure recovery coefficient of exhaust system under the pitching angle ranging from 0° to 20° . The aerodynamic vectoring angle is nearly the same as the geometric vectoring angle. The thrust coefficient and total pressure recovery coefficient of exhaust nozzle under high attitude status decrease 0.5% and 1.1% , respectively. As the total infrared radiation of exhaust system in

收稿日期:2015-06-08

基金项目:国家自然科学基金(51306088);江苏省自然科学基金(BK20130790)

作者简介:征建生(1991—),男,硕士生,主要从事航空动力系统研究.

引用格式:征建生,张靖周,单勇,等.球面收敛二元矢量喷管气动及红外特性研究:模拟高空状态[J].航空动力学报,2017,32(2):390-397. ZHENG Jiansheng, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong, et al. Investigation on aerodynamic and infrared performance of a spherical convergent two-dimensional vectoring nozzle: simulating high altitude status[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 390-397.

3—5 μm band is concerned, the peak infrared radiation intensity of plume under high altitude status is only 12—24 percent of the corresponding values under ground status. For the total infrared radiation of exhaust system, the ratio of high altitude status to ground status is among 0.35 and 0.45. In general, the peak number of nozzle's infrared performance is continuously decreasing with the increase of vector angle.

Key words: high altitude status; spherical convergent two-dimensional vectoring nozzle; pitch deflection; aerodynamic characteristics; infrared radiation

球形收敛调节片二元矢量喷管是一种混合式轴对称/非轴对称推力矢量喷管,它利用球形结构取代常规二元喷管圆形矩形的过渡段,不仅缩短了过渡段长度,而且易于通过球面铰链实现调节片二元喷管的俯仰和偏航控制,是一种先进的多功能二元矢量喷管结构,在综合高性能涡轮发动机技术(IHPTET)计划中已得到验证^[1-2].

国内外研究人员针对球形收敛调节片二元矢量喷管开展了一系列的气动性能研究^[3-7],但对于其红外辐射特征的研究相对缺乏.郑礼宝等^[8]用红外热像仪对球面收敛二元矢量喷管热射流特征进行了研究,得到了热喷流在喷口下游的温度分布;王宏亮等^[9-10]数值研究了喉部宽高比、下俯和偏航矢量作动角等结构参数对球型收敛调节片喷管后半球红外辐射空间分布的影响规律,研究局限在缩比模型且均未考虑内外涵道气流混合.相对于针对地面状态模拟的排气喷管气动和红外辐射特性研究,由于高空状态发动机的进口参数以及环境参数与地面状态存在很大的差异,因此排气系统的气动和红外辐射特性也有较大的区别.针对轴对称收扩和二元喷管,已有模拟高空状态的相关研究报道^[11-16],但对于球形收敛调节片二元矢量喷管,尚缺乏模拟高空状态的气动和红外辐射特性研究.

本文针对涡扇发动机全尺寸结构参数和高空状态参数,通过数值计算研究,分析俯仰作动对球面收敛调节片二元矢量喷管气动及红外辐射特性的影响.同时结合模拟地面状态的计算结果,对比分析模拟地面和高空状态下的气动和红外辐射特征差异.

1 物理模型和计算方法

1.1 物理模型

本文研究了涡扇发动机排气系统全尺寸模型,如图 1 所示.内涵高温燃气流经由涡轮后支板和火焰稳定器,在尾喷管进口段与外涵低温气流

掺混,再经过球面收敛段和调节片扩张段排出.模型全长约为 2.45 m,外涵进口面积为 0.23 m^2 ,内涵进口面积为 0.32 m^2 ;喷管喉部截面宽为 0.81 m,高为 0.28 m;二元喷口宽为 0.81 m,高为 0.34 m,上下扩张角均为 5.7°.喷管的矢量作动是通过球面铰链整体偏转实现的,如图 2 所示.本文主要研究俯仰偏转,偏转角 θ 限制在 -20° 以内.

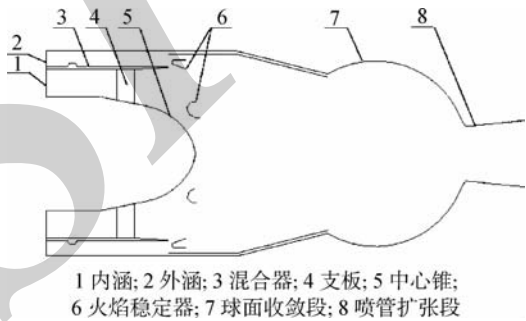


图 1 球面收敛调节片喷管排气系统示意图

Fig. 1 Schematic of spherical convergent two-dimensional vectoring nozzle exhaust system

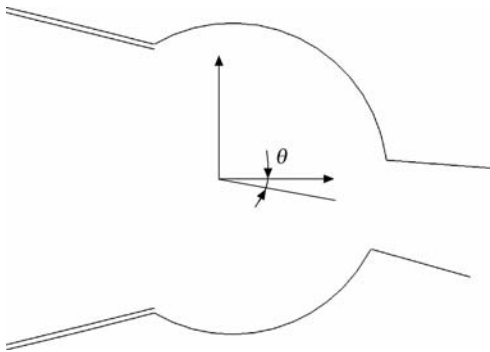


图 2 喷管俯仰偏转示意

Fig. 2 Schematic of nozzle vectoring

1.2 流场计算方法

由于球面收敛二元矢量喷管内部结构的复杂性,特别是火焰稳定器和内外涵混合器,本文采用非结构网格.由于模型为全尺寸模型,网格最小尺寸设置为 10 mm,壁面附近局部加密,喷口下游的

外部流场网格尺寸为 20~80 mm 不等,整个流场计算区域的网格量达到 800 万.采用 Fluent-CFD 软件进行流场仿真计算,为将燃气与固体壁面之间的辐射换热加入考虑,故采用软件中的离散坐标(DO)辐射模型,所有壁面的发射率均设为 0.75.

高空状态模拟计算采用的边界条件如下:内外涵均采用质量流量进口,流量分别为 29 kg/s 和 10 kg/s,总温分别为 850 K 和 387 K.喷管出口未充分发展,故选取模型 10 倍尺寸为尾迹区域,外场边界设定为压力出口,选为高空 11 km 处的环境压力 22.7 kPa,喷管与大气相对速度为 $Ma=0.85$,环境温度为 217 K.固体壁面采用无滑移固壁边界条件,排气系统内部各部件设定为流-固耦合面.

为得到流场中气体组分分布,故将组分输运模型加入到模拟计算中.假设喷管内涵入口气体为完全燃烧的燃气,成分包括质量分数为 0.706 的氮气,0.209 的二氧化碳和 0.085 的水蒸气.外涵入口气体为空气,成分分别为质量分数为 0.233 的氧气和 0.767 的氮气.

近壁网格 y^+ 在 45~55 之间,采用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型.近壁区采用标准壁面函数进行湍流流场分析.流动传热控制方程采用二阶迎风差分格式离散,压力与速度耦合采用 SIMPLE(semi-implicit method for pressure-linked equations)算法,各变量的收敛精度均设为 10^{-6} .

1.3 红外辐射计算方法

喷管红外辐射计算采用由光线踪迹法演化而来的正反射线踪迹法^[17-18],主要工作原理分为正向跟踪过程和反向反馈过程.正向跟踪过程用于确定所有对红外辐射有贡献的光学行程,再通过反向反馈过程计算这些行程发射能量对测点的贡献总和.

在反向过程中涉及能量在吸收、发射、散射性介质变换,则需要考虑能量辐射输运问题,当燃气假设为完全燃烧时,散射项可忽略.其求解方程为

$$\begin{aligned} \frac{dL_\sigma}{dt} &= kL_\sigma - k_a L_{b,\sigma} + \\ &\frac{k_s}{4\pi} \int_{\Omega} L_\sigma(\theta', \varphi') \Phi(\theta, \varphi, \theta', \varphi') d\Omega \quad (1) \\ k &= k_a + k_s, \quad dt = -\rho ds \end{aligned}$$

式中 k 为光谱衰减系数, k_a 光谱吸收系数, k_s 为光谱散射系数, L_σ 为传输方向 l 上的光谱辐射亮度, Ω 为立体角, Φ 为散射相函数, t 为光学深度.

将方程进行空间离散,可得到一个光线路径中的辐射能量.将 1 条光线在发射方向上分为 n 层(见图 3), ΔL_i 为第 i 层($1 \leq i \leq n$)厚度,每层采用中心点表示,将此条光线路径上 n 层能量累积则为探测点探测到的光谱辐射亮度,表示为

$$\begin{aligned} L_\sigma &= L_{\sigma,\tau_1\sigma}^0 \tau_{1\sigma} \cdots \tau_{n\sigma} + L_{b,\sigma}^1 (1 - \tau_{1\sigma}) \tau_{2\sigma}, \cdots, \tau_{n\sigma} + \\ &\cdots + L_{b,\sigma}^{n-1} (1 - \tau_{(n-1)\sigma}) \tau_{n\sigma} + L_{b,\sigma}^n (1 - \tau_{n\sigma}) \end{aligned} \quad (2)$$

式中 L_σ 为反向光线上探测点探测到的光谱辐射亮度; $L_{b,\sigma}$ 为黑体光谱辐射亮度,其由普朗克函数计算获得; $\tau_i = \exp(-l_i \alpha_i)$ 为第 i 层的透射率.

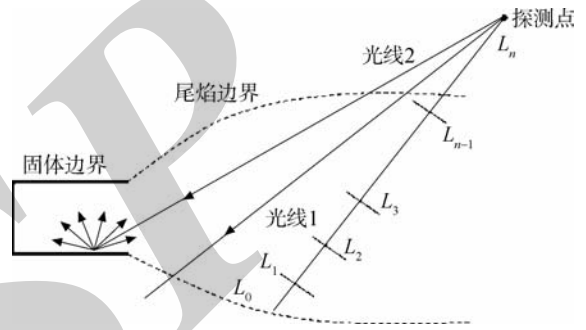


图 3 计算过程示意

Fig. 3 Schematic of calculation procedures

光线会存在两种情况,一种是遇到喷管固态壁面,火焰稳定器等热部件时 L_σ^0 为该固体壁面微元面在向光线反向发射的光谱辐射亮度;另一种情况是光线直接从尾焰另一侧直接穿出,此时 $L_\sigma^0=0$.

在预设空间立体角内全部光线跟踪结束后,考虑热辐射发射表面和接收表面几何关系的交互性,得到尾焰和热部件对探测点探测到的辐射照度 $H(\text{W}/\text{cm}^2)$

$$H = 100 \sum_{i=1}^{N_b} \sum_{j=1}^N L_{\sigma,(i,j)}^n \cos \psi_j \Delta \Omega_j \Delta \sigma_j \quad (3)$$

式中 N_b 为总波带数,本文中共分 135 个波带; N 为对测点有贡献的光线总数; ψ_j 为第 j 个控制立体角中心方向与其所在测点表面法线的夹角; $\Delta \Omega_j$ 为第 j 个控制立体角; $\Delta \sigma_j$ 为第 j 个波带的宽度,本文中取为 10 mm.将探测目标假设为点源,其辐射强度 I_σ 为

$$I_\sigma = H_\sigma(R) \cdot R^2 \quad (4)$$

式中 H_σ 为辐射照度, R 为探测距离.

本文主要考虑 3~5 μm 波段排气系统的红外辐射,即尾喷流以及包括中心锥、火焰稳定器和喷管壁面等高温可视壁面.如图 4 所示,探测点分布

在喷管水平和垂直对称面内的圆弧上,探测距离为 60 m,因此大气传输过程中的衰减效应可以忽略.探测角度 $\beta=0^\circ$ 时正对排气系统轴线,在水平方向考虑到喷管的对称性,探测角度为 $0^\circ\sim 90^\circ$,而垂直方向则需要考虑 $-90^\circ\sim 90^\circ$ 的探测范围.红外传输过程不考虑大气的衰减作用.

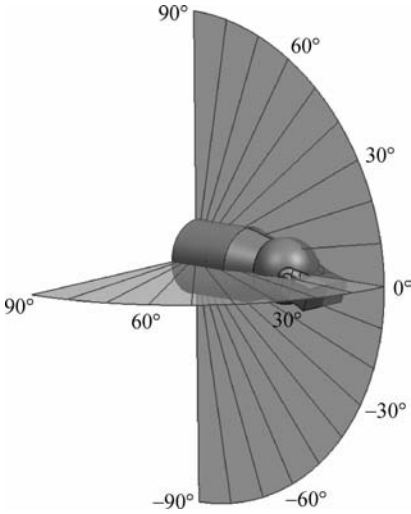


图 4 红外辐射探测点的空间分布示意图

Fig. 4 Distribution of thermal radiation monitor

为了对比分析模拟地面和高空状态下的气动和红外辐射特征差异,在此简要列出模拟地面状态的主要参数:内涵燃气主流进口的质量流量为 130 kg/s,总温为 1140 K;外涵气流进口的质量流量为 30 kg/s,总温为 470 K.在模拟地面状态时取环境压力为 101 325 Pa,温度为 289 K.

2 气动性能计算结果与分析

图 5 为俯仰偏转角 $\theta=0^\circ$ 和 20° 时,模拟高空状态下喷管出流的马赫数分布.在喷管不发生俯仰偏转时,热喷流尾迹区域呈对称分布,热喷流分布范围较广;而当喷管发生俯仰偏转时,外界大气速度为 $Ma=0.85$,与热喷流迅速掺混,尾迹区域迅速萎缩,对称结构被破坏,热喷流方向也被改变.由于喷管出口为欠膨胀状态,气流在喷管出口下游继续加速,无俯仰偏转时形成交替的膨胀压缩波节,尾喷流发展中存在两个明显的马赫数环,当 $\theta=20^\circ$ 后第 2 马赫数环消失.可以看出高空状态下由于外界高速气流对排气系统的尾喷流的方向和速度都存在影响,使得分布范围减小,方向偏转并且尾迹下游区域速度降低.

对于排气系统而言,总压恢复系数、推力系数和气动推力矢量角等是反应矢量喷管排气系统气

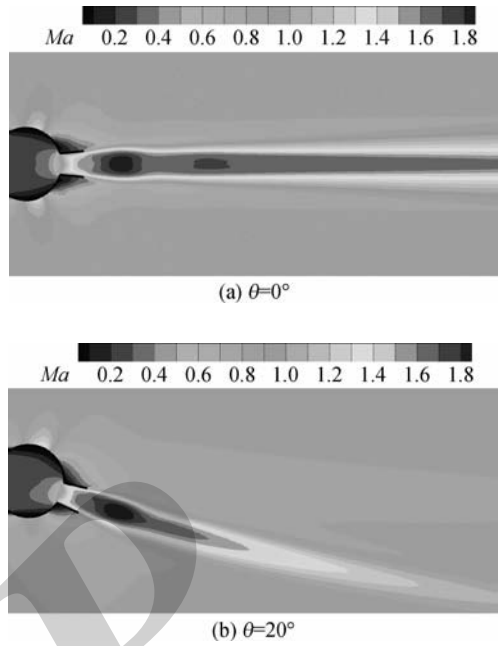


图 5 俯仰偏转角对马赫数的影响

Fig. 5 Effect of pitching angle on Mach number distribution

动性能的主要参数.针对考虑内、外涵进气的排气系统,它们分别定义如下:

总压恢复系数 σ

$$\sigma = \frac{m_{out} p_{out}}{m_{in1} p_{in1} + m_{in2} p_{in2}} \quad (5)$$

喷管推力系数 C_f

$$C_f = F/F_i \quad (6)$$

气动推力矢量角 δ_p

$$\delta_p = \arctan(F_y/F_x) \quad (7)$$

式中水平推力 F_x 和垂直推力 F_y 分别为

$$F_x = m_{out} U_x + (p_e - p_a) A_e \sin \alpha \quad (8)$$

$$F_y = m_{out} U_y + (p_e - p_a) A_e \cos \alpha \quad (9)$$

式中 p_{out} 为喷管出口的质量平均总压值, p_{in1} 为内涵进口的质量平均总压值, p_{in2} 为外涵进口的质量平均总压值, m_{out} 为喷管出口的平均质量流量, m_{in1} 为内涵进口的平均质量流量, m_{in2} 为外涵进口的平均质量流量, U_x 为喷管出口截面的喷流水平速度, U_y 为喷管出口截面的垂直速度, F 为喷管实际推力, F_i 为通过一维等熵公式计算出的理论推力, A_e 为喷管出口截面的面积, α 为出口截面与水平面的夹角, p_e 为出口截面的静压, p_a 为环境的静压.

图 6 显示了在高空状态下球面收敛二元矢量喷管俯仰偏转角对其气动性能的影响.从图 6(a)中可以看出,在 $\theta=20^\circ$ 以下的俯仰偏转角范围内,气动推力矢量角与喷管的俯仰偏转角几乎相等,

完全符合地面状态的变化规律. 从图 6(b)和图 6(c)看出,在模拟高空状态下,喷管推力系数达到 0.990,俯仰偏转角的增加给推力系数没有带来太大的影响, $\theta=20^\circ$ 时俯仰偏转后推力系数仅下降 0.61%;由于考虑到内、外涵气流之间的掺混损失、加力燃烧室内的火焰稳定器等带来的额外影响,排气系统的总压恢复系数仅为 0.903,随着下俯仰偏转角的增加,总压恢复系数略有下降,在 $\theta=20^\circ$ 时,总压恢复系数相对无俯仰偏转情形约有 1%的降低.

与地面状态相比,下俯仰偏转角对高空状态排气喷管气动性能的影响趋势一致. 但高空状态下喷管的推力系数和总压恢复系数分别下降 0.5%与 1.1%.

3 红外辐射特性计算结果与分析

3.1 高空与地面状态的对比

图 7 为水平和垂直平面上高空状态与地面状态下各个探测方向的 $3\sim5\mu\text{m}$ 波段热喷流红外辐射强度比值. 由于高空状态发动机的进口流量、温度均低于地面状态,且热喷流的流场结构与地面状态发生了一定变化,因此热喷流红外辐射强度显著低于地面状态,其峰值红外辐射强度仅为地面状态的 12%~24%,随着下俯仰偏转角增加,降低幅度更为显著. 随着探测角的增加,高空状态热喷流红外辐射强度与地面状态的比值急剧下降,在探测角大于 60° 时相对比值仅为 0.08,这是由于高空状态温度很低的环境大气与热喷流掺混而导致的热喷流有效降温,同时包裹热喷流的卷吸气流温度也很低. 在垂直探测面上,各点探测俯

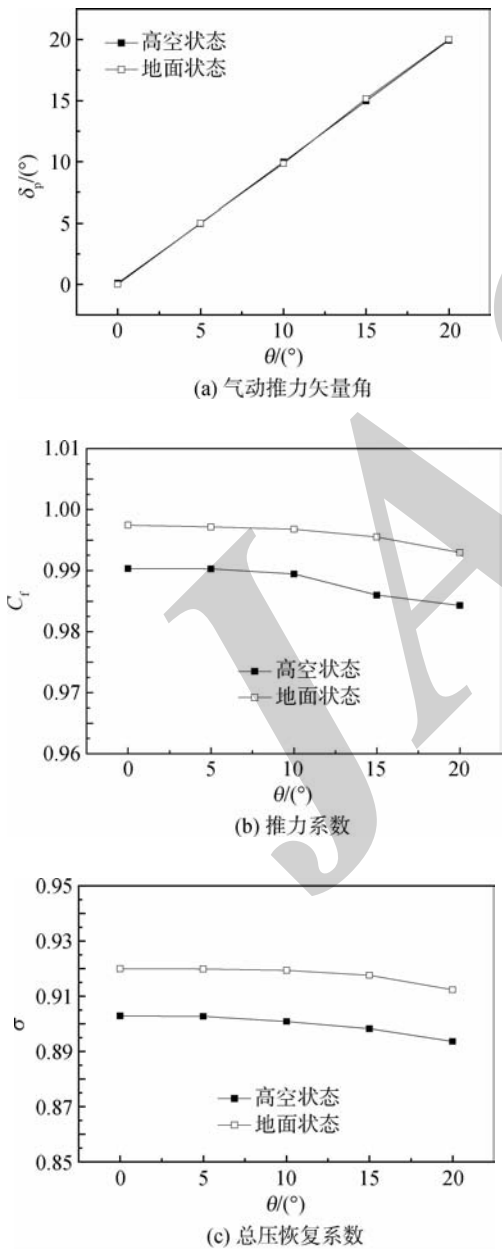


图 6 俯仰偏转对排气系统气动性能的影响
Fig. 6 Effect of pitching angle on aerodynamic performances of exhaust system

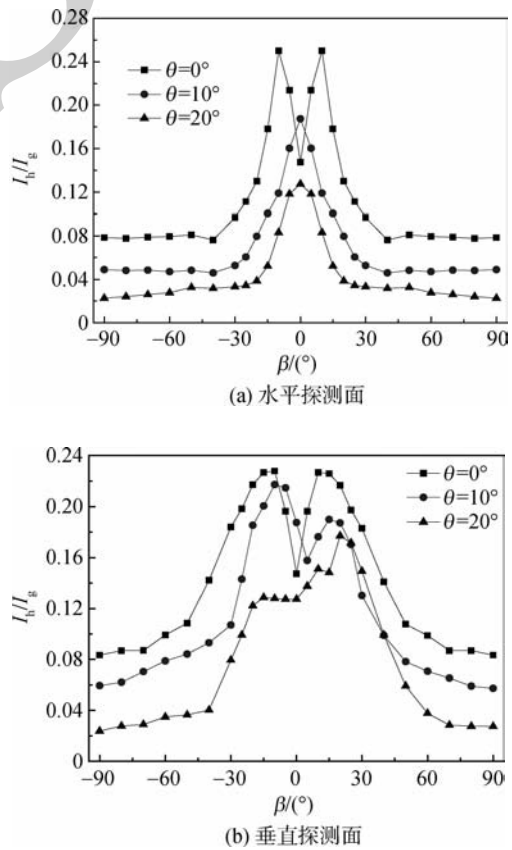


图 7 热喷流 $3\sim5\mu\text{m}$ 波段红外辐射强度比值
Fig. 7 Ratio of $3\sim5\mu\text{m}$ band plume infrared intensity between attitude and ground status

仰偏转下的热喷流红外辐射强度比值低于无俯仰偏转情形. 随着下俯仰偏转角增大探测时红外辐射强度比值相对无俯仰偏转情形的降低幅度均更为显著. 外界大气的相对速度 $Ma=0.85$, 随着俯仰角度的增大, 外界大气改变了热喷流下游区域分布, 同时大气与热喷流发生强烈的掺混, 温度下降, 热喷流的辐射强度也逐渐下降.

图 8 为水平和垂直平面上高空状态与地面状态下各个探测方向的 $3\sim5\mu\text{m}$ 波段排气系统红外辐射强度比值. 可以看出, 高空状态下排气系统的总体红外辐射强度 (I_h) 峰值与地面状态下总体红外辐射强度 (I_g) 的比值峰值在 $0.35\sim0.45$ 之间, 显然这是高空状态下可视高温部件壁面温度相对较低的缘故. 无论是在水平探测面还是在垂直探测面, 在探测角自 $30^\circ\sim90^\circ$ 探测范围内的排气系统红外辐射强度比值均呈现迅速下降的趋势. 但对于存在下俯仰偏转的情形, 在垂直探测平面上高空状态下排气系统的总体红外辐射强度与地面状态下的比值分布具有非对称性. 随着下俯仰偏转角增大, 从上方探测时红外辐射强度比值相对

无俯仰偏转情形的降低幅度或从下方探测时的比值升高幅度均更为显著.

3.2 高空状态热喷流红外辐射

图 9 为球面收敛喷管在高空状态下热喷流 $3\sim5\mu\text{m}$ 红外辐射强度 (I) 的分布图. 图中, 红外辐射强度数据处理以无矢量偏转的球面收敛喷管热喷流红外辐射强度的峰值为基准进行无量纲化.

在小的下俯仰偏转角下, 水平探测面呈现“梨形”的特征, 无俯仰偏转时热喷流红外辐射强度的峰值出现在 $\pm 10^\circ$ 探测方向, 如图 9(a) 所示. 随着下俯仰偏转角增加至 20° , “梨形”分布的特征趋于消失, 由于俯仰偏转角度的增大, 外界大气与热喷流的掺混也越强, 热喷流的红外辐射强度呈现下降趋势. 在垂直探测面, 有下俯仰偏转角时的热喷流红外辐射出现显著的非对称分布, 如图 9(b) 所示. 峰谷随着俯仰偏转角的变化而偏移, 基本对应于喷管的俯仰偏转角, 正后向热喷流红外辐射较无俯仰偏转提高了约 40% . $3\sim5\mu\text{m}$ 水平方向 $15^\circ\sim30^\circ$ 测点范围内, 随着俯仰偏转角的增大, 喷流的红外辐射强度呈现下降趋势.

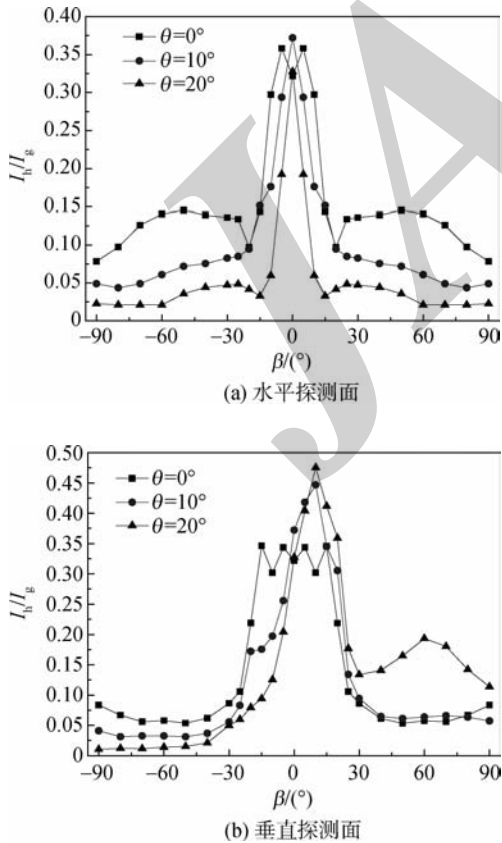


图 8 排气系统 $3\sim5\mu\text{m}$ 波段红外辐射强度比值
Fig. 8 Ratio of $3\sim5\mu\text{m}$ exhaust system infrared intensity between attitude and ground status

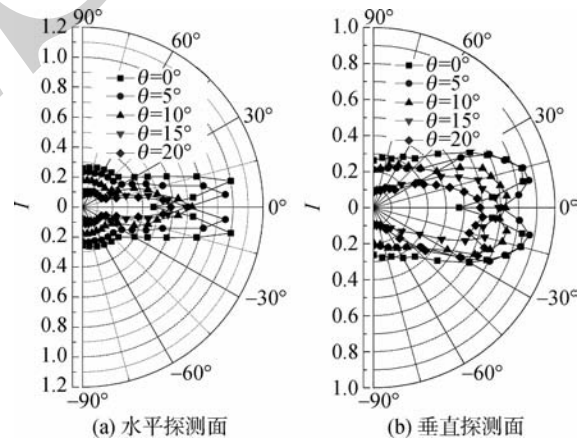


图 9 热喷流 $3\sim5\mu\text{m}$ 波段红外辐射分布
Fig. 9 $3\sim5\mu\text{m}$ band infrared radiation of hot plume

3.3 高空状态排气系统红外辐射

图 10 为球面收敛喷管 $3\sim5\mu\text{m}$ 在水平探测面和垂直探测面上总体红外辐射分布图. 喷管总体红外辐射主要由三部分组成: 热喷流、内部热部件和喷管壁面. 从图中可以看出喷管总体红外辐射主要在 $0^\circ\sim15^\circ$ 及其对称位置范围内, 这是因为尾喷管的遮挡, 探测角过大时无法探测到内部热部件. 这也说明了内部的热部件为喷管的主要红外辐射发射源, 外壁面由于外涵道冷流的降温, 产

生的红外辐射并不大.随着俯仰偏转角的增大,喷管在水平探测面上两个波段在 $0^{\circ}\sim 15^{\circ}$ 及其对称位置范围内总体红外辐射值逐渐降低,而 $20^{\circ}\sim 90^{\circ}$ 及其对称位置测点总体红外辐射并没有明显变化.排气系统峰值红外辐射随着俯仰偏转角增大而降低, $\theta=20^{\circ}$ 下的峰值相对无俯仰偏转约降低 23.2%.从空间分布看,排气系统在垂直探测面上方的红外辐射较无俯仰偏转情形有所降低,但在探测面下方却有较大幅度的增强.

随着俯仰偏转角的增大,垂直探测面上喷管总体红外辐射也随着偏转,且俯仰偏转角度也逐渐增大.但值得注意的是,喷管总体红外辐射强度的峰值出现的测点位置与俯仰偏转角并不相同.图 11 显示了球面收敛二元矢量喷管俯仰偏转角为 20° 时不同测点位置观察到的喷管固体温度分布.从图中可以看出内部固件以中心整流锥的温度最高,比较 3 个测点的温度分布可知, $\beta=-10^{\circ}$ 位置测点可以探测到的内部高温部件以及腔底范

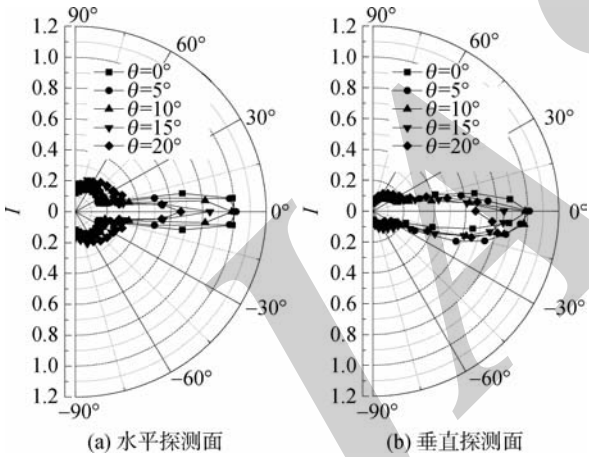


图 10 排气系统 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段红外辐射分布
Fig. 10 $3\sim 5\mu\text{m}$ band infrared radiation of exhaust system

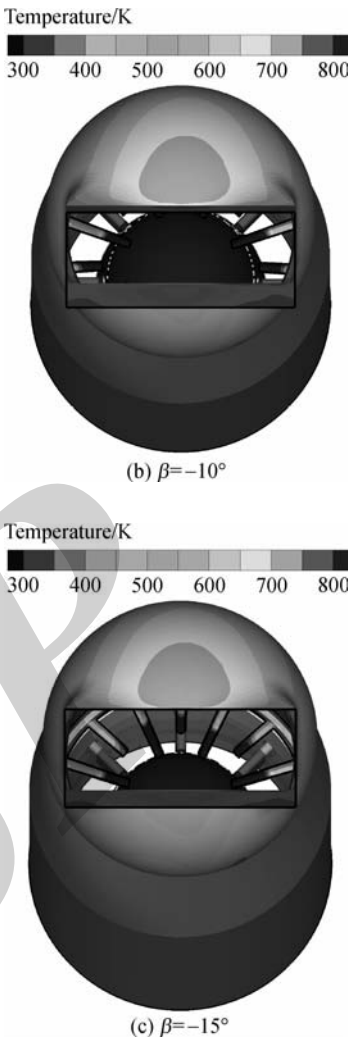
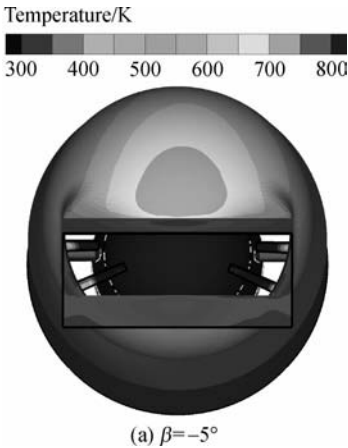


图 11 喷管 $\theta=20^{\circ}$ 下不同探测角度下截面视图
Fig. 11 Sections viewed from different detecting angles under $\theta=20^{\circ}$

围最广,此位置的总体红外辐射强度也最大.

4 结 论

针对涡扇发动机全尺寸结构参数和高空状态参数,通过数值计算研究,分析了俯仰动作对球面收敛调节片二元矢量喷管气动及红外辐射特性的影响.主要结论如下:

- 1) 球面收敛二元矢量喷管在 $\theta=20^{\circ}$ 范围内对推力系数和总压恢复系数的影响很小,气动推力矢量角几乎与俯仰偏转角相等.喷管的推力系数下降 0.5%,总压恢复系数下降 1.1%.
- 2) 高空状态发动机的进口流量、温度均低于地面状态,且存在外流的影响,热喷流峰值红外辐射强度仅为地面状态的 12%~24%,排气系统的总体红外辐射强度峰值与地面状态下总体红外辐射强度的比值峰值在 0.35~0.45 之间.

3) 排气系统的总体红外辐射强度峰值随着俯仰偏转角的增大而降低, $\theta=20^\circ$ 下的峰值相对 $\theta=0^\circ$ 时的情形约降低23.2%。排气系统在垂直探测面上方的红外辐射较无俯仰偏转情形有所降低,但在探测面下方却有较大幅度的增强。

参考文献:

- [1] Gutierrez J L. First full scale engine evaluation of an IHPTET exhaust nozzle technology demonstrator [R]. AIAA 95-2747, 1995.
- [2] 梁春华,靳宝林,李雨桐.球形收敛调节片推力矢量喷管的发展[J].航空发动机,2002(3):55-58.
LIANG Chunhua, JIN Baolin, LI Yutong. Development of spherical convergent flap nozzle[J]. Aeroengine, 2002(3): 55-58. (in Chinese)
- [3] Meyer B E, MacLean M K. Scale model test results for several spherical/two-dimensional nozzle concepts [R]. AIAA 93-2430, 1993.
- [4] Wing D J. Static thrust and vectoring performance of a spherical convergent flap nozzle with a nonrectangular divergent duct[R]. NASA TP-1998-206912, 1998.
- [5] 宋洁,王强.复杂形式球形收敛调节片喷管内流场计算及分析[J].航空动力学报,2007,22(8):1325-1329.
SONG Jie, WANG Qiang. Numerical investigation on internal flow of a spherical convergent flap nozzle with complex geometry[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(8):1325-1329. (in Chinese)
- [6] 金捷,王强.轴对称矢量喷管内流特性的数值模拟研究[J].航空动力学报,2001,16(4):394-397.
JIN Jie, WANG Qiang. Numerical simulation of static internal performance for an axisymmetric vectoring exhaust nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(4): 394-397. (in Chinese)
- [7] 赵一鹏,余少志.复杂几何形状喷管内外三维流场的数值模拟[J].推进技术,2000,21(3):.
ZHAO Yie, YU Shaozhi. Numerical simulation on internal and external flow fields of nozzle with complex geometry [J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(3):. (in Chinese)
- [8] 郑礼宝,张靖周.矢量二元收扩喷管热射流复杂流场特征研究[J].流体力学实验与测量,2000,14(2):26-30,48.
ZHENG Libao, ZHANG Jingzhou. Investigation of hot-jet characteristics of 2-D C-D vectoring nozzle [J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2000, 14(2):26-30,48. (in Chinese)
- [9] 王宏亮,张靖周,单勇.球型收敛调节片喷管静态内性能数值研究[J].推进技术,2008,29(4):443-447.
WANG Hongliang, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Numerical study on static internal performance of spherical convergent flap nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(4):443-447. (in Chinese)
- [10] 王宏亮,张靖周,单勇.球型收敛调节片喷管红外特性数值研究[J].航空学报,2009,30(9):1576-1582.
WANG Hongliang, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Numerical study on infrared radiation characteristics of spherical convergent flap nozzles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(9):1576-1582. (in Chinese)
- [11] Mahulika S P, Sonawane H R, Rao G A. Infrared signature studies of aerospace vehicles [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2007, 43(7):218-245.
- [12] 张小英,王先炜.轴对称矢量喷管红外特性的数值计算研究[J].航空动力学报,2004,19(3):366-369.
ZHANG Xiaoying, WANG Xianwei. Numerical research of infrared characteristics of axial symmetrical vectoring nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3):366-369. (in Chinese)
- [13] 刘友宏,邵万仁,张锦绣.发动机排气系统及尾喷流的流场和红外特征数值模拟[J].航空动力学报,2008,23(4):591-597.
LIU Youhong, SHAO Wanren, ZHANG Jinxiu. Numerical simulation of flowfield and infrared characteristics of an aeroengine exhaust system and its plume[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(4):591-597. (in Chinese)
- [14] 斯仁,吉洪湖,刘福城,等.二元引射喷管高空性能及对无人机红外抑制的数值研究[J].航空动力学报,2014,29(1):42-50.
SI Ren, JI Honghu, LIU Fucheng, et al. Investigation of thrust characteristics of two-dimensional ejector nozzle and infrared characteristics of the UAV[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(1):42-50. (in Chinese)
- [15] 罗明东,吉洪湖,黄伟,等.二元喷管热喷流的红外光谱辐射特性实验[J].推进技术,2007,28(2):152-156.
LUO Mingdong, JI Honghu, HUANG Wei, et al. Experiment on spectral infrared radiation characteristics of exhaust jet from 2D nozzle of turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(2):152-156. (in Chinese)
- [16] 李伟,张勃,吉洪湖,等.不同锯齿对二元喷管实际腔体红外辐射特征影响的数值模拟[J].航空动力学报,2014,29(8):1810-1816.
LI Wei, ZHANG Bo, JI Honghu, et al. Numerical simulation on infrared radiation characteristics of two-dimensional chevron nozzles considering engine components [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(8):1810-1816. (in Chinese)
- [17] ZHANG Jingzhou, PAN Chengxiong, SHAN Yong. Progress in helicopter infrared signature suppression[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(2):189-199.
- [18] PAN Chengxiong, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Modeling and analysis of helicopter thermal and infrared radiation[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 24(5):558-567.