

三轴承矢量喷管红外辐射特性

是 介, 周 莉, 史经纬, 王占学
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 针对涡扇发动机用三轴承矢量喷管(3BSN),通过数值模拟的方法研究了在巡航和垂直起降(VTOL)状态即非矢量和 90° 矢量状态下三轴承矢量喷管的红外辐射空间分布特征,并分析了其影响机理。结果表明,在非矢量状态下由于特殊的几何型面使得喷管下壁面出现了局部高温区,喷流形状也变成椭圆锥形,造成垂直探测面上正探测角壁面红外辐射较负探测角最大增加44.6%,水平探测面上的燃气红外辐射大于垂直探测面; 90° 矢量状态下,由于偏转的喷管结构对前端高温部件的遮挡,总辐射峰值仅为非矢量状态的43.3%;喷管 90° 矢量偏转使得远离曲率中心一侧的气流速度降低温度升高,喷管外侧出现了大范围的局部高温区,导致垂直探测面负探测角范围的壁面辐射大于正探测角范围,最大相对差值达到71.9%。喷管偏转也遮挡了部分喷管内部的高温燃气,垂直探测面负探测角的仅能覆盖喷管出口处的高温燃气区域,明显小于正探测角,造成燃气辐射出现了20%的最大相对差值。

关 键 词: 涡扇发动机; 三轴承矢量喷管; 垂直起降; 温度分布; 红外辐射特性

中图分类号: V231

文献标志码: A

Infrared radiation signature of three bearing swivel nozzle

SHI Jie, ZHOU Li, SHI Jingwei, WANG Zhanxue

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In view of the three bearing swivel nozzle (3BSN) for turbofan engines, numerical simulation method was used to study the spatial distribution of infrared radiation signature of three bearing swivel nozzle under the working conditions of vertical take-off and landing (VTOL) and cruise (non-vectorial and 90° vectorial conditions), and the influence mechanism was also analyzed. The results showed that under non-vector state, the local high temperature area appeared on the lower wall of 3BSN due to the special geometry surface, and the jet shape became an elliptical cone, resulting in a maximum increase of 44.6% in wall infrared radiation from positive detection angle over negative detection angle at vertical plane, and the gas radiation on horizontal detection plane was greater than that on vertical detection plane. Under 90° vector state, the total radiation peak was only 43.3% of the non-vector state due to the shielding effect of deflected 3BSN structure on the front high-temperature components. The vector deflection of 3BSN reduced the gas velocity on the side far from curvature center and increased the temperature. A large local high temperature area appeared on the outside of the nozzle, which caused the wall ra-

收稿日期: 2021-05-27

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-II-0015-0036); 国家自然科学基金(51876176, 51906204, 52076180);
陕西省杰出青年基金(2021JC-10)

作者简介: 是介(1997-),男,博士生,主要从事航空发动机排气系统红外辐射研究。

通信作者: 周莉(1978-),女,教授,博士,主要从事排气系统设计与流动控制技术研究。E-mail:zhouli@nwpu.edu.cn

引用格式: 是介,周莉,史经纬,等. 三轴承矢量喷管红外辐射特性[J]. 航空动力学报,2022,37(6):1195-1205. SHI Jie, ZHOU Li, SHI Jingwei, et al. Infrared radiation signature of three bearing swivel nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(6): 1195-1205.

diation in negative detection angle range larger than that in positive detection angle on vertical detection plane, and the maximum relative difference was up to 71.9%. The deflection also obstructed the high temperature gas inside the nozzle. The negative detection angle of vertical detection plane can only cover the high temperature gas area at the nozzle exit, which was significantly smaller than the positive detection angle, resulting in the maximum relative difference of 20% in gas radiation.

Key words: turbofan engine; three bearing swivel nozzle; vertical take-off and landing; temperature distribution; infrared radiation signature

高红外隐身性能是未来战机必须具备的特征之一。随着第4代红外制导技术投入战场,面对日趋严峻的红外威胁,研究飞机的红外辐射特性,增强其红外隐身能力对提升飞机的生存力和战斗力具有重要意义。短距/垂直起降战机融合了传统固定翼和旋翼飞机的特点,不仅具有高航速远航程大载荷的作战优势,还可在较短或损毁的跑道上起飞着陆,亦可在轻型航母或两栖登陆舰上起降,满足了复杂战场环境下灵活部署,快速支援的作战需求。短距/垂直起降战机由于其对跑道要求低的特点,常跟随地面部队部署于战场前沿和攻击舰上开展快速反应支援作战^[1],其在起飞和巡航状态时均可能受到来自地面和空中的红外武器攻击,因此短距/垂直起降战机必须时刻保持高红外隐身性能以提高战场生存能力。排气系统是飞机最主要的红外辐射源,三轴承矢量喷管3BSN(three bearing swivel nozzle)是现代短距/垂直起降战机排气系统的核心技术之一,相较于常规矢量喷管,其能够在3 s之内迅速完成 $0^{\circ}\sim 95^{\circ}$ 的大范围矢量偏转,同时将偏转方向始终控制同一平面内,可以为飞行器短垂起降和机动格斗提供稳定动力输出。前苏联的雅克141型^[2]和美国的F-35B型^[3]战机均采用三轴承矢量喷管作为推力矢量部件。

针对三轴承矢量喷管的研究,目前主要集中在三轴承矢量喷管的运动学特性和流动特性。柯蒂斯-莱特、罗罗、普惠公司^[4-6]开展了早期三轴承矢量喷管气动性能研究,分析了矢量模式下的喷管流动损失及控制方法,并对不同设计参数三轴承矢量喷管的气动性能进行了试验研究。洛马公司^[7-10]在F-35项目中围绕三轴承矢量喷管的实际应用开展了数值仿真、风洞试验和整机匹配研究。国内关于三轴承矢量喷管的研究目前处于起步阶段,主要围绕三轴承矢量喷管运动学规律、喷管内流特性和喷管驱动方式开展研究^[11-13]。

在红外辐射方面,目前国内外研究者已针对二元、S弯、单边膨胀等不同异形喷管开展了红外辐射特性研究^[14-16],获得了关键参数对喷管红外辐射强度的影响规律,结论表明喷管几何特征对排气系统红外辐射特性有显著影响。然而针对构型同样复杂的三轴承矢量喷管,其红外辐射特性却鲜有关注。三轴承矢量喷管独特的截面不规则设计和矢量状态下喷管的偏转均使得其红外辐射特征与其他结构形式的喷管有较大不同。三轴承矢量喷管作为短距/垂直起降战机最大的红外辐射源,开展三轴承矢量喷管红外辐射特性研究对发展低可探测短距/垂直起降战机有重要意义。

本文针对涡扇发动机用三轴承矢量喷管在短距/垂直起降和巡航工况下的偏转状态,通过数值模拟的方法研究矢量偏转对三轴承矢量喷管红外辐射强度空间分布特征的影响及产生机理,以期为进一步开展三轴承矢量喷管红外抑制方法研究奠定基础。

1 物理模型

三轴承矢量喷管包括三段可以相互旋转的筒体,各级筒体围绕自身轴承轴线旋转实现从非矢量状态到 90° 矢量状态的连续偏转。根据三轴承矢量喷管工作原理,参考文献[17-18]中给出的各截面几何关系规律,建立了可安装在某小型涡扇发动机上的三轴承矢量喷管气动型面模型,如图1所示。喷管进口采用简化的内外涵平行进口,未考虑波瓣混合器和尾锥等喷管进口部件。

本文选取了对应飞机巡航模态和短距/垂直起降模态的三轴承矢量喷管非矢量状态和 90° 矢量状态进行研究。图中可以看出,三段筒体通过轴承段连接实现相对转动,喷管偏转过程中,筒体1和筒体3同向转动,筒体2反向转动,使得三段筒体轴线始终保持在同一俯仰面内。 90° 矢量状

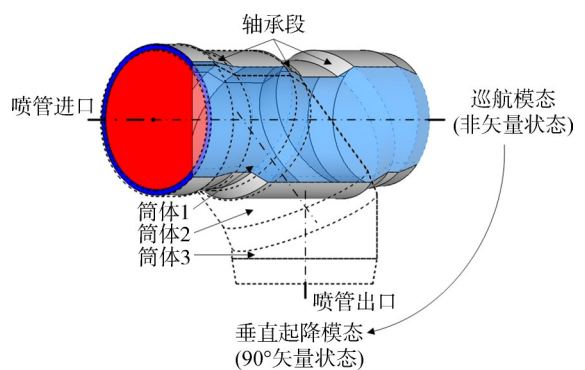


图1 三轴承矢量喷管气动型面模型
Fig.1 Aero-dynamic profile model of 3BSN

态的气动型面模型即通过旋转三段筒体在非矢量状态模型的基础上获得。喷管的三个轴承段、喷管进口和喷管出口均为圆截面,由几何关系知三段筒体均为椭圆筒体,筒体1包含圆截面到椭圆截面的过渡段,筒体3包含椭圆截面到圆截面的过渡段。三轴承矢量喷管气动型面模型的关键几何设计参数如表1所示。

表 1 三轴承矢量喷管关键设计参数
Table 1 Key design parameters of 3BSN

设计参数	数值
筒体1长度/mm	100
筒体2长度/mm	198
筒体3长度/mm	78
轴承段长度/mm	51
轴承段倾角/(°)	66
外涵直径/mm	312
内涵直径/mm	290
出口直径/mm	274

2 计算方法

2.1 流场数值模拟

由于流场中的温度分布、压力分布及组分摩尔分数分布会对喷管的红外辐射特性产生影响,因此需通过流场计算获得三轴承矢量喷管气动参数分布,再进行红外辐射特性计算。本文基于商用CFD软件,求解三维 Reynolds 平均 N-S(Navier-Stokes) 方程,采用 SST (shear stress transfer) 湍流模型开展三轴承矢量喷管流场特性的数值计算。

研究采用ICEM软件对三轴承矢量喷管非矢

量和矢量状态下的几何模型进行结构化网格划分。图2给出了全三维计算网格和边界条件,其中近壁面网格经过加密处理,壁面 $y^+<5$ 。经过网格无关性验证,计算所采用的网格为140万。计算模型主要涉及到的边界条件有进口边界、出口边界、远场边界和固体壁面边界。外流计算域使用圆柱包裹,设喷管进口直径为 D ,外流域沿轴向延伸 $13D$,沿径向延伸 $10D$,整个计算域大小为 $10D\times 10D\times 13D$ 。

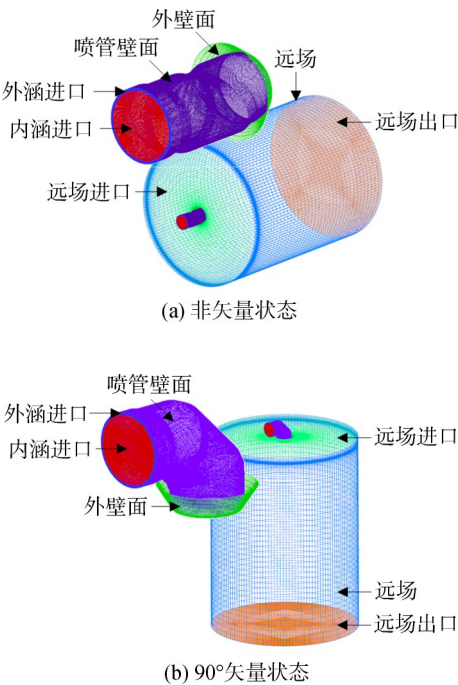


图2 计算网格及边界条件
Fig.2 Calculation grid and boundary conditions

三轴承矢量喷管的内涵和外涵均采用压力进口边界条件,喷管落压比为2,涵道比为0.2。内涵进口总温为800 K,外涵为450 K;远场边界参数模拟地面状态,取环境压力为101 325 Pa,环境温度为300 K。喷管壁面采用无滑移壁面,壁面温度的计算考虑了壁面与内部燃气的对流换热和壁面之间的辐射换热,辐射换热计算采用离散坐标法,忽略喷管壁面与外界环境的换热。本文假设发动机燃烧室内的燃油充分燃烧,高温燃气中不含未完全燃烧的液滴或固体颗粒,因此不涉及辐射散射问题。喷管内涵进口处燃气组分 H_2O 和 CO_2 的摩尔分数分别设置为12.87%和13.12%。外涵进口、远场进口、远场边界的气体组分摩尔分数特征与外界的大气环境保持一致。

2.2 红外辐射计算方法

三轴承矢量喷管的红外辐射计算采用离散传递法,其主要思想是将计算边界作为辐射传输的起点,用有限数目的特征射线表征辐射源发射到半球空间的能量分布,从而将三维空间辐射积分运算转化为沿特征射线的一维辐射传输计算,如图 3 所示,大幅简化计算过程。

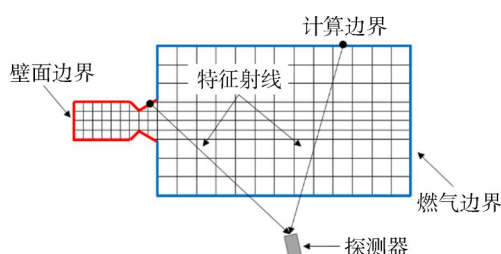


图 3 离散传递法原理示意图

Fig.3 Schematic diagram of discrete transfer method

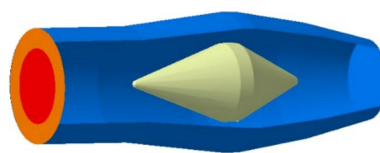
计算边界包括壁面边界和燃气边界。通过将计算边界离散为有限个网格面,每个网格面与探测器间建立一条特征射线,沿特征射线对路径上的辐射传输方程进行积分,最后叠加所有特征射线的红外辐射获得探测器接收到的总红外辐射。

从计算边界至探测器,特征射线被网格划分为 n 个部分,传输终点处的光谱辐射亮度为 L_λ ,则离散形式的辐射传输方程可写为

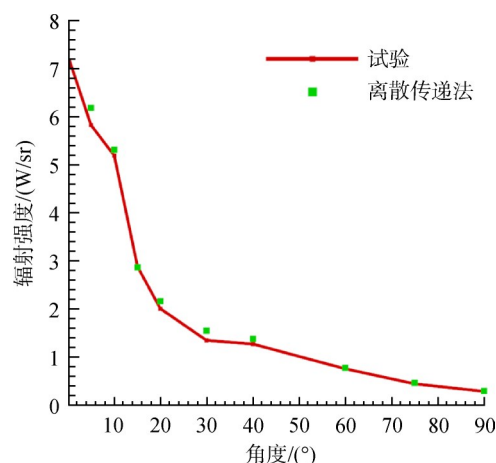
$$L_\lambda = L_\lambda(0) \prod_{i=1}^n \tau_\lambda(i) + \sum_{i=1}^n L_{ba}(i) [1 - \tau_\lambda(i)] \prod_{j=i+1}^n \tau_\lambda(j)$$

式中 λ 为波数, $L_\lambda(0)$ 为边界面光谱辐射亮度, $L_{ba}(i)$ 为第 i 段网格的燃气黑体光谱辐射, $\tau_\lambda(i)$ 为第 i 段网格的光谱透过率。计算得到所有计算边界至探测器的光谱辐射亮度后,再对光谱进行积分可获得总红外辐射特征。

本文在离散传递法的基础上开发了用于计算各类排气系统红外辐射特征的程序。为了验证红外辐射计算方法的可靠性,利用文献[19]中的试验数据对计算结果进行了校核。试验模型为图 4(a) 所示的涡扇发动机用轴对称喷管,内涵燃气温度约为 800 K,外涵气流温度为 300 K,探测距离为 15 m。试验测得喷管壁面温度约为 350 K,计算与试验误差为 7.1%,验证了壁面温度计算的可靠性。红外辐射试验与数值模拟结果如图 4(b) 所示,计算结果与试验结果吻合较好,大部分探测



(a) 试验模型



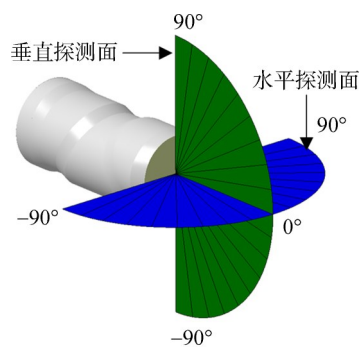
(b) 试验与数值模拟结果对比

图 4 红外辐射计算方法验证

Fig.4 Experimental verification of infrared radiation calculation method

角处的计算误差均在 10% 以内,满足排气系统红外辐射特性计算精度要求。

在计算三轴承矢量喷管的红外辐射时,将喷管进口简化成灰体壁面,其发射率与喷管壁面的发射率均设置为 0.9,不计算喷管外壁面的辐射。红外计算波长范围为 $3 \sim 5 \mu\text{m}$,探测距离设置为 1 000 m,考虑大气对红外辐射的吸收作用。探测点分别设置在水平探测面和垂直探测面上,探测面的 0° 方向始终与喷流轴线重合,因此当喷管处于非矢量状态,探测点围绕排气系统后半球空间布置,当处于 90° 矢量状态时,探测点围绕下半球空间布置,如图 5 所示。



(a) 非矢量状态

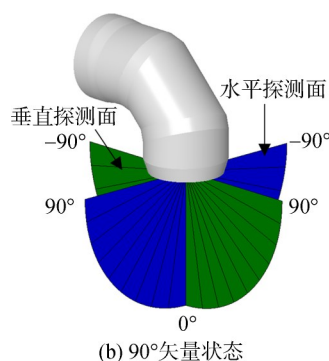


图5 探测点布置示意图

Fig.5 Schematic diagram of detection point

3 红外特征及分析

3.1 非矢量状态红外辐射特征

非矢量状态下三轴承矢量喷管在水平探测面和垂直探测面上的红外辐射强度分布如图6所示。图中分别给出了三轴承矢量喷管的总红外辐射强度、来自壁面的红外辐射强度和来自燃气的红外辐射强度相对值 $I/I_{\max}$ ，其中总辐射强度为壁面与燃气红外辐射强度之和。从图中可以看出，非矢量状态三轴承矢量喷管的壁面红外辐射强度在探测角 $\alpha=0^\circ$ 的时候最大，当探测角绝对值 $|\alpha|$ 在 $0^\circ\sim 25^\circ$ 范围内逐渐增大时，壁面红外辐射大幅度降低，并接近于 0 W/sr 。当 $|\alpha|$ 在 $25^\circ\sim 90^\circ$ 范围内逐渐增大时，壁面红外辐射仍然逐渐减小，但变化幅度明显减小，最后降为 0 W/sr 。水平和垂直探测面上的红外辐射分布基本一致，但垂直探测面上的壁面红外辐射在 $|\alpha|$ 属于 $30^\circ\sim 60^\circ$ 时大于水平探测面，最大差值约占该角度壁面红外辐射的44.6%。燃气红外辐射在最大值上远低于壁面红外辐射，约占其最大值的14.8%，变化幅度也更小。燃气红外辐射在 $|\alpha|$ 属于 $0^\circ\sim 15^\circ$ 范围内迅速

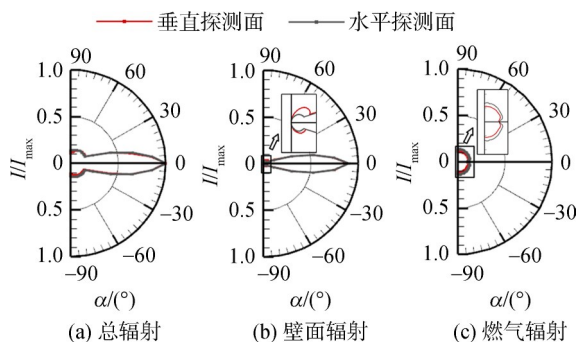


图6 非矢量状态三轴承矢量喷管红外辐射强度分布

Fig.6 Infrared radiation intensity distribution of 3BSN in non-vector state

增大，在 $15^\circ\sim 30^\circ$ 范围内缓慢降低，在 $30^\circ\sim 90^\circ$ 范围内基本不变。垂直探测面上的燃气红外辐射在除 0° 以外的探测角上均小于水平探测面。

图7展示了水平和垂直探测面不同探测角下可见壁面的温度分布。由于三轴承矢量喷管壁面的遮挡作用，不同探测角下可观测到的壁面位置不同，当 $|\alpha|=0^\circ$ 时可见壁面主要为喷管进口的高温部件，随着探测角绝对值的增大高温部件逐渐被遮挡，至 $|\alpha|=25^\circ$ 时进口高温部件已完全不可见。因此当 $|\alpha|$ 处于 $0^\circ\sim 25^\circ$ 范围内，可见壁面中高温部件面积随探测角绝对值的增加而迅速减小，导致来自高温部件的壁面红外辐射强度迅速降低。由此可见，当 $|\alpha|$ 处于 $0^\circ\sim 25^\circ$ 范围内，壁面红外辐射变化趋势主要受到可见壁面温度变化规律影响。

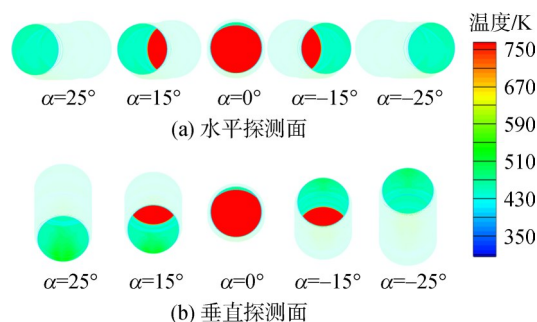


图7 非矢量状态可见壁面温度分布

Fig.7 Temperature distribution of visible wall in non-vector state

从图7中可以看出 $|\alpha|=25^\circ$ 时进口高温部件已完全不可见，在 $|\alpha|$ 大于 25° 后，壁面红外辐射强度不再受到进口高温部件的影响。表2给出了当 $|\alpha|$ 处于 $30^\circ\sim 90^\circ$ 范围时，可见壁面在探测方向上的投影面积随探测角变化规律。表中面积变化率是指壁面可见投影面积变化量与喷管实际出口面积比值。可以看出，随着探测角绝对值的增大，可见壁面在探测器方向上的投影面积开始明显减小，同时减小的幅度不断增大，壁面红外辐射强度进一步降低，当 $|\alpha|=90^\circ$ 时，壁面完全不可见，壁面红外辐射强度也降至 0 W/sr 。因此，当 $|\alpha|$ 处于 $30^\circ\sim 90^\circ$ 范围内，可见壁面投影面积变化规律决定了壁面红外辐射的变化趋势。

从图6(b)中可以看出，垂直探测面和水平探测面上的壁面红外辐射变化趋势基本一致，但垂直探测面上 $30^\circ\sim 60^\circ$ 范围内接收到的红外辐射强度要明显高于相同绝对值下负探测角范围，最大

表 2 非矢量状态可见壁面投影面积变化

Table 2 Projection area variation of visible nozzle wall in non-vector state

$ \alpha /(^{\circ})$	投影面积/ m^2	面积变化率/%
30	0.051 1	
40	0.045 1	10.0
50	0.037 9	12.3
60	0.029 5	14.3
70	0.020 2	15.8
80	0.010 3	16.8
90	0	17.4

相对差值为 32.7%。为了探究垂直探测面呈现出这种壁面红外辐射分布的原因,图 8 给出了三轴承矢量喷管上/下壁面温度的分布情况,由于下壁面第二段筒体末端向中心收敛靠近主流,使得下壁面出现了局部高温区,较其他壁面温度上升了 100 K 左右,受喷管构型遮挡影响,垂直探测面负探测角范围无法观察到喷管下壁面,而正探测角可以观测到下壁面高温区,因此喷管壁面温度的非对称分布导致了垂直探测面上壁面红外辐射强度的非对称特征。

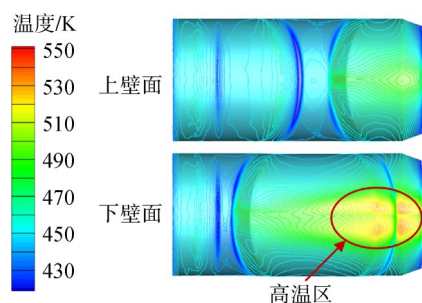


图 8 非矢量状态壁面温度分布

Fig.8 Wall temperature distribution in non-vector state

非矢量状态三轴承矢量喷管对称面上马赫数分布如图 9 所示,各截面燃气温度分布如图 10 所示,可以看出,喷管内部燃气温度明显高于喷入大气的热喷流的温度,这是由于在设计工况下燃气经过收敛段加速至 $Ma=1$ 使得静温降低,喷管出口压力高于背压形成的膨胀波使得喷流 Ma 提高,进一步降低了喷流的温度,同时喷流与低温大气的掺混也使得燃气温度下降。由图 10 中出口截面温度分布可知,对于非矢量状态三轴承矢量喷管喷射出的高温喷流,由于喷管各段筒体截面均为椭圆形,使得其出口沿轴多截面温度分布

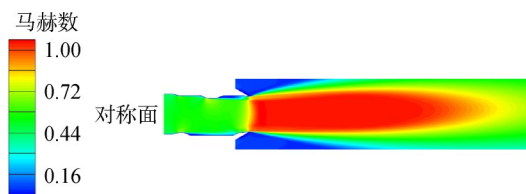


图 9 非矢量状态马赫数分布截面图

Fig.9 Section diagram of Mach number distribution in non-vector state

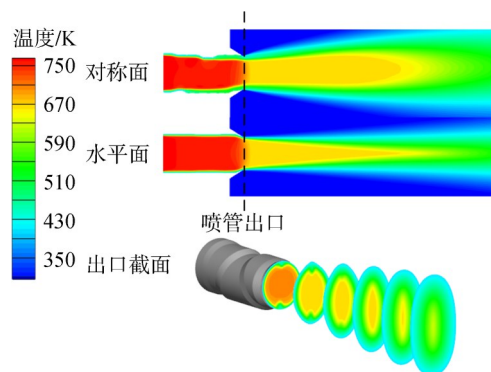
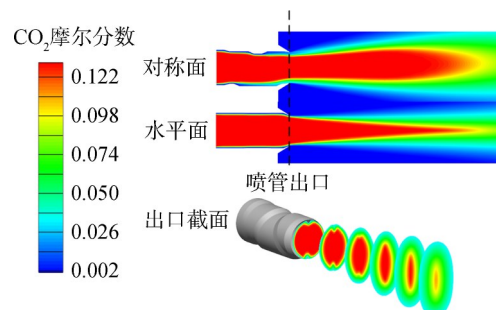


图 10 非矢量状态燃气温度分布截面图

Fig.10 Section diagram of gas temperature distribution in non-vector state

也呈现出椭圆形状,随着轴向距离的增加椭圆短轴进一步减小,造成其水平面上的燃气高温核心区面积明显小于对称面。

图 11 显示了非矢量状态三轴承矢量喷管水平面、对称面和出口截面上的 CO_2 摩尔分数分布。图中可以看出,高摩尔分数吸收性气体的覆盖范围沿喷流轴线向下游扩散,形成与温度分布相似的椭圆形高摩尔分数区。由于摩尔分数的影响因素仅包括该气体的物质的量以及总混合物的物质的量,不受喷流流速、温度和压力等参数的影响,因此喷管出口外的组分摩尔分数与喷管内部相同,经过一段距离与大气充分掺混后吸收性气体

图 11 非矢量状态燃气中 CO_2 摩尔分数分布截面图Fig.11 Section diagram of CO_2 mole fraction distribution in non-vector state

的摩尔分数才逐渐降低。

结合非矢量状态三轴承矢量喷管燃气温度分布及和收性气体组分摩尔分数分布规律,可以看出,由于喷管内部的燃气温度明显高于喷流温度,因此燃气红外辐射主要来自喷管内部的高温燃气。当 $|\alpha|=0^\circ$ 时,探测方位与喷管喷流轴线相重合,喷管内部高温燃气发出的红外辐射经喷流轴线上大量的吸收性气体组分吸收衰减后传输至探测器,其红外辐射强度较燃气红外辐射最大值降低了13.27%。当 $|\alpha|$ 在 $0^\circ\sim 15^\circ$ 范围增大时,由于探测方位偏离喷流轴线,在传输路径上燃气红外辐射通过吸收性气体组分的距离明显缩短,因此燃气红外辐射增大。当 $|\alpha|$ 在 $15^\circ\sim 30^\circ$ 范围时,由可见面积变化规律可知喷管出口投影面积随探测角的增大而降低,使得可见的喷管内部高温燃气的体积也随探测角的增大而减小,导致燃气红外辐射降低。当 $|\alpha|$ 在 $30^\circ\sim 90^\circ$ 范围时,可见喷管内部燃气体积变化的影响同样存在,但此时喷管出口外高温喷流在探测面上的投影面积也在增加,导致燃气红外辐射强度增加。两种因素共同作用使得 $|\alpha|$ 在 $30^\circ\sim 90^\circ$ 范围内燃气红外辐射的变化不明显。

此外,由于水平面上的燃气高温核心区面积小于对称面,导致在探测角度 $|\alpha|$ 相同的情况下,高温喷流在垂直探测面上的投影面积小于水平探测面上的投影面积,使得垂直探测面上的燃气红外辐射强度低于水平探测面,如图6(c)所示。上述现象表明,燃气红外辐射强度的变化特征是由吸收性气体对燃气红外辐射的吸收、喷管壁面对内部高温燃气的遮挡和燃气投影面积的变化这3种因素共同决定的。

因此,对于非矢量状态三轴承矢量喷管,当 $|\alpha|$ 在 $0^\circ\sim 20^\circ$ 范围内,由于受进口高温部件红外辐射的影响,壁面红外辐射强度值明显大于燃气红外辐射强度值,此时总辐射强度主要由壁面红外辐射决定,随着探测角的增大而迅速降低。当 $|\alpha|$ 在 $20^\circ\sim 90^\circ$ 范围内,进口高温部件已完全不可见,由于受到燃气投影面积增大的影响,壁面红外辐射强度值已低于燃气红外辐射强度,该范围内总辐射强度主要由燃气红外辐射决定。

3.2 90°矢量状态红外辐射特征

90°矢量状态下三轴承矢量喷管红外辐射特性如图12所示,给出了水平和垂直探测面总红外辐射强度、壁面红外辐射强度和燃气红外辐射强

度分布。结合图6对比可以看出,90°矢量状态和非矢量状态的红外辐射特征差异明显,90°矢量状态的红外辐射强度明显小于非矢量状态,其辐射峰值仅为非矢量状态红外辐射峰值的43.3%。壁面红外辐射与总红外辐射的变化趋势也与非矢量状态不同,燃气红外辐射变化趋势较为类似,但呈现出非对称特性。

从图12(b)可看出,90°矢量状态下壁面红外辐射在垂直和水平探测面上分布明显不同,在垂直探测面上,壁面红外辐射强度在 α 处于 $30^\circ\sim 65^\circ$ 之间时先增后降,在 50° 左右达到最大值随后迅速降低。当 α 处于 $-90^\circ\sim 30^\circ$ 范围内,壁面红外辐射强度先增大后减小,在 -30° 左右达到最高,但远低于 50° 时的红外辐射强度。在水平探测面上,壁面红外辐射强度随探测角变化相对缓和,且最大值明显低于垂直探测面。当 α 在 $-90^\circ\sim -15^\circ$ 范围内,壁面红外辐射随着探测角的增大而增大,并在 $\alpha=-15^\circ$ 处达到最大值,随后在 $-15^\circ\sim 90^\circ$ 范围内,壁面红外辐射逐渐减小最后降至0 W/sr。

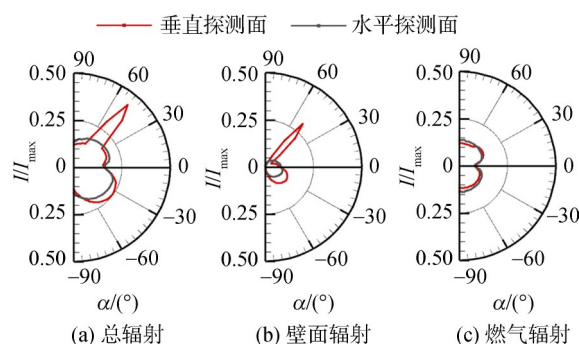


图12 90°矢量状态三轴承矢量喷管红外辐射强度分布
Fig.12 Infrared radiation intensity of 3BSN in 90° vector state

图13和图14分别给出了90°矢量状态三轴承矢量喷管纵截面上马赫数、温度分布以及上/下壁面的温度分布,可以看出90°矢量状态下高温燃气向下发生偏转,同时由于喷管上壁面相对于下壁面离偏转曲率中心更远,而气流离曲率中心越远速度越慢,温度越高,因此在上壁面靠近喷管出口处形成了局部高温区,又由于90°矢量状态时喷管壁面并非完全左右对称,图14中上壁面的高温区向左侧偏移。

图15给出了不同探测面上可见壁面温度随探测角度变化的情况,可以看出在水平探测面上正探测角范围几乎无法观测到喷管上壁面向左侧偏移的高温区,而在负探测角范围可观测高温区

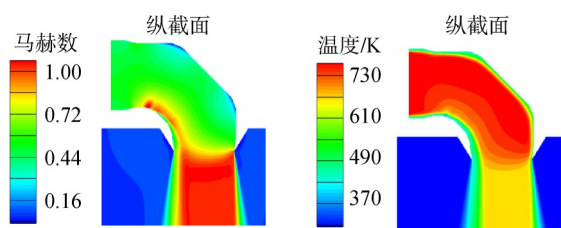


图 13 90°矢量状态马赫数及温度分布截面图

Fig.13 Section diagram of Mach number and temperature distribution in 90° vector state

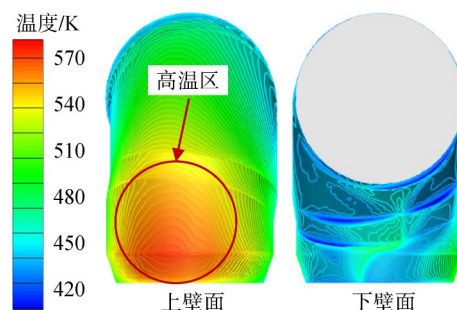


图 14 90°矢量状态壁面温度分布图

Fig.14 Wall temperature distribution in 90° vector state

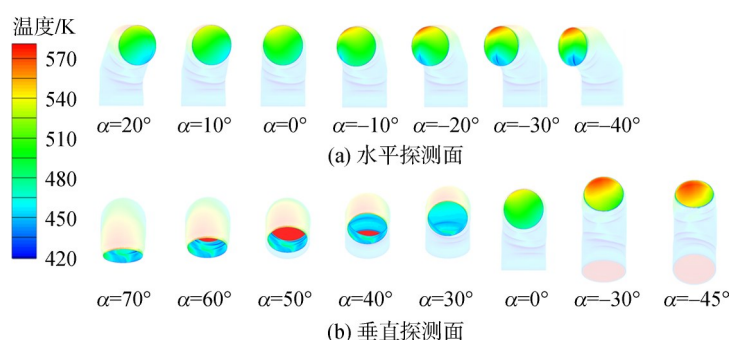


图 15 90°矢量状态可见壁面温度分布

Fig.15 Temperature distribution of visible wall in 90° vector state

面积随探测角绝对值增大而逐渐增大,因此在水平探测面正探测角范围,随着 $|\alpha|$ 的增大,可见壁面投影面积减小使得壁面红外辐射减小。而负探测角范围,随着 $|\alpha|$ 的增大,可见壁面投影面积减小但可见高温区面积增加,使得壁面红外辐射先增大后减小,由于喷管的偏转使得水平探测面上任一探测角均无法观测到喷管进口的高温部件,因此喷管壁面红外辐射变化是连续的不存在突变。

从图 15 中可以看出,在垂直探测面上可观测到的壁面高温区有两个,包括进口高温部件和喷管上壁面高温区。在垂直探测面上三轴承矢量喷管的偏转无法在所有探测角上实现对喷管进口高温部件的遮挡,当探测角 α 处于50°左右范围可观测进口高温区,因此垂直探测面上该范围的壁面红外辐射强度存在突增。图 16 显示了非矢量状态和90°矢量状态辐射峰值方位角上可见壁面温度分布,偏转的喷管壁面遮挡了大部分的进口高温部件,使得90°矢量状态的辐射峰值相比非矢量状态大幅降低,因此,喷管偏转对高温部件红外辐射传输路径的改变是造成两种状态辐射峰值和峰值方位角不同的直接因素。

由于喷管高温区处于上壁面,所以垂直探测面负探测角范围可以观测到上壁面高温区,而正

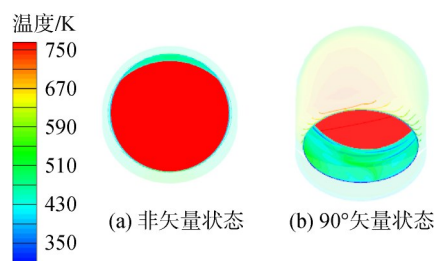


图 16 辐射峰值方位角可见壁面温度分布

Fig.16 Visible wall temperature distribution at angle of radiation peak

探测角则完全不可见,因此除30°~60°范围以外,在正探测角范围随着 α 增大,可见壁面投影面积减小壁面红外辐射强度减小,在负探测角范围随着 α 减小可见壁面高温区面积增大同时可见壁面投影面积减小,壁面红外辐射强度先增大后减小。与图 8 对比可以看出,由于90°矢量状态壁面高温区面积大于非矢量状态,相应地,壁面辐射非对称分布的最大相对差值也大于非矢量状态,可达到71.9%。因此,喷管矢量偏转改变喷管壁面温度分布是导致壁面辐射非对称特征加剧的主要影响因素。

与图 6 中的非矢量状态相同,90°矢量状态下三轴承矢量喷管水平探测面上的燃气红外辐射强度在大部分探测角均大于垂直探测面上的燃气红

外辐射,但在探测角 $\alpha=30^\circ$ 时垂直探测面上的燃气红外辐射反而超过了水平探测面,也明显大于垂直探测面上 $\alpha=-30^\circ$ 时的辐射强度,两者最大相对差值达到了20%。与非矢量状态相比,90°矢量状态燃气红外辐射在相同探测角上的强度值也有差异,在 $\alpha=0^\circ$ 时90°矢量状态的燃气红外辐射强度低于非矢量状态,而在 $|\alpha|=90^\circ$ 时90°矢量状态的燃气红外辐射强度在两个探测面上均大于非矢量状态。

为了分析探测角 $|\alpha|=30^\circ$ 时燃气红外辐射非对称分布产生的原因,图17显示了垂直探测面上 $|\alpha|=30^\circ$ 时燃气可见区域的差异。可以看出,偏转的喷管几何型面遮挡了进口处的高温燃气,当 $\alpha=30^\circ$ 时,辐射传输路径由斜上方进入喷管内部,可以覆盖从喷管进口至出口的大部分高温燃气区域,而当 $\alpha=-30^\circ$ 时,辐射传输路径变为斜下方,此时探测区域仅能覆盖喷管出口处的部分高温燃气区域,同理在水平探测面上可探测的高温燃气区域也仅有喷管下游区域,因此在垂直探测面上,90°矢量状态的正探测角的燃气红外辐射强度大于负探测角,甚至大于水平探测面上的燃气红外辐射强度,形成了垂直探测面上燃气红外辐射非对称分布的特征。

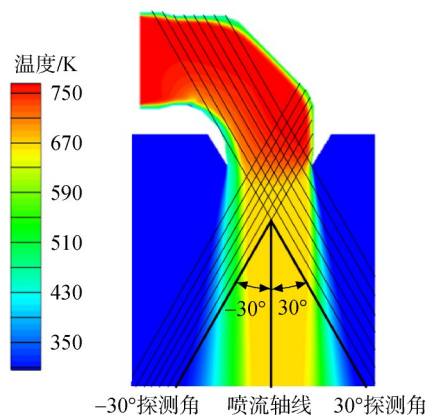


图17 90°矢量状态燃气可见区域示意图

Fig.17 Gas visible area schematic diagram in 90° vector state

由于喷管几何型面的遮挡,水平和垂直探测面上的大部分探测角都仅能接收到喷管下游小部分区域的燃气红外辐射,远小于非矢量状态的可见燃气体积,因此造成了 $\alpha=0^\circ$ 时90°矢量状态小于非矢量状态的燃气红外辐射强度值的特点。上述现象表明喷管偏转对燃气辐射传输路径的改变,影响了90°矢量状态燃气红外辐射的分布

特征。

图18展示了非矢量和90°矢量状态三轴承矢量喷管出口截面温度分布图,结合图13可知,由于喷管的偏转使得远离曲率中心一侧的燃气速度降低静温升高,进而使得90°矢量状态出口截面平均温度较非矢量状态上升6.8 K。

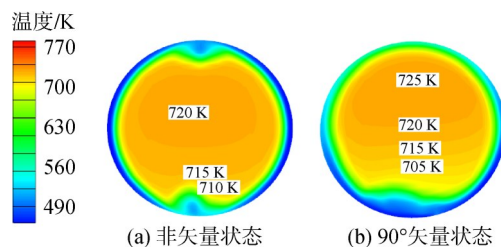


图18 喷管出口截面燃气温度分布

Fig.18 Gas temperature distribution at nozzle exit section

图19所展示的两种矢量状态下600 K燃气温度等值面图更直观地反映了出口温度上升的影响,90°矢量状态下温度等值面长度明显大于非矢量状态,由于喷流体积增大和核心区温度升高,使得90°矢量状态的高温喷流在水平和垂直探测面上的投影面积均大于非矢量状态的投影面积,导致 $|\alpha|=90^\circ$ 时90°矢量状态的燃气红外辐射强度大于非矢量状态的燃气红外辐射强度。因此,喷管偏转改变燃气喷流高温区分布是影响90°矢量状态燃气红外辐射分布特征的另一因素。

从上述分析中可见,90°矢量状态下,在垂直探测面上,当 α 处于 $40^\circ\sim 60^\circ$ 范围时由于可直接观

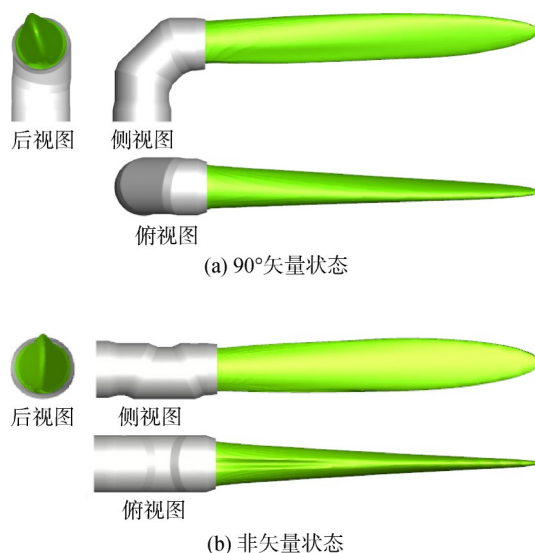


图19 600 K燃气温度等值面三视图

Fig.19 Three views of 600 K gas temperature iso-surface

测到喷管进口高温部件,因此总辐射强度因高温部件的壁面红外辐射而出现了突增现象。除了该范围之外,由于壁面红外辐射强度在正、负探测范围的非对称差值为燃气红外辐射非对称差值的3.6倍,因此总红外辐射在垂直探测面上的非对称特性更接近壁面红外辐射。在水平探测面上,由于高温部件被完全遮挡的原因,壁面红外辐射小于燃气红外辐射,所以总辐射变化趋势主要由燃气红外辐射决定。

4 结 论

本文以小型涡扇发动机用三轴承矢量喷管为研究对象,基于离散传递法的排气系统红外辐射强度计算方法研究了非矢量状态和 90° 矢量状态三轴承矢量喷管红外辐射特征,主要结论如下:

1) 与轴对称喷管不同,非矢量状态下的三轴承矢量喷管由于特殊的气动型面结构使得喷管下壁面出现了局部高温区,同时高温喷流的核心区形状变为椭圆锥形,使得垂直探测面上壁面红外辐射出现非对称特征,水平探测面上燃气红外辐射值大于垂直探测面。

2) 由于偏转的喷管结构对进口高温部件的遮挡, 90° 矢量状态下的三轴承矢量喷管水平和垂直探测面上的红外辐射强度均明显小于非矢量状态下的红外辐射强度。总辐射强度峰值出现在进口高温部件未被完全遮挡的垂直探测面 50° 探测角方向,峰值强度仅为非矢量状态峰值强度的43.3%。

3) 喷管偏转使得远离曲率中心一侧的燃气速度降低温度升高,喷管外侧壁面温度升高形成局部高温区,导致垂直探测面负探测角范围的壁面辐射较正探测角范围最大相对差值达到71.9%。喷管内部高温燃气辐射也被偏转的喷管壁面所遮挡,垂直探测面负探测角仅能探测到喷管出口处的高温燃气区域,明显低于正探测角范围,造成了20%的最大相对差值。

参考文献:

- [1] 索德军,梁春华,张世福,等.S/VTOL战斗机及其推进系统的技术研究[J].航空发动机,2014,40(4):7-13.
SUO Dejun, LIANG Chunhua, ZHANG Shifu, et al. Technology of short/vertical takeoff and landing fighter and propulsion system[J]. Aeroengine, 2014, 40(4): 7-13. (in Chinese)
- [2] SARIPALLI K, FARRELL D. Simulated flow visualization studies of the near field exhaust flow patterns for the Russian Yak-141 supersonic V/STOL aircraft[R]. Santa Clara, US: International Powered Lift Conference, 1993.
- [3] WIEGAND C. F-35 air vehicle technology overview[R]. Atlanta, US: Aviation Technology, Integration and Operations Conference, 2018.
- [4] KENTFIELD J A C. Nozzles for jet-lift V/STOL aircraft[J]. Journal of Aircraft, 1967, 4(4): 283-291.
- [5] WYNOSKY T, SZYSZKO C. V/STOL deflector aerodynamic design criteria[R]. Las Vegas, US: the 9th Propulsion Conference, 1973.
- [6] EAMES D. A review of lift nozzle model testing at Rolls-Royce[R]. Santa Clara, US: International Powered Lift Conference, 1993.
- [7] TERRIER D, LU F. Aerodynamically controlled expansion nozzle for STOVL aircraft[R]. Reno, US: the 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2003.
- [8] LU F, TERRIER D. Performance analysis of stovl aircraft nozzle in hover[R]. Reno, US: the 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2003.
- [9] HOGGARTH R, MANGE R. Highlights of the Lockheed Martin F-35 STOVL jet effects program[R]. London, UK: International Powered Lift Conference, 2008.
- [10] BIRCKELBAW L, NELSON E. Infrared flow visualization of V/STOL aircraft[R]. Hilton Head Island, US: Guidance, Navigation and Control Conference, 1992.
- [11] 王向阳,朱纪洪,刘凯,等.三轴承推力矢量喷管运动学建模及试验[J].航空学报,2014,35(4):911-920.
WANG Xiangyang, ZHU Jihong, LIU Kai, et al. Kinematic modeling and testing of 3-bearing swivel duct nozzle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(4): 911-919. (in Chinese)
- [12] 刘帅,王占学,周莉,等.三轴承旋转喷管矢量偏转规律及流场特性研究[J].推进技术,2015,36(5):656-663.
LIU Shuai, WANG Zhanxue, ZHOU Li, et al. Three bearing swivel nozzle vector deflection law study and fluid field calculation[J]. Journal of propulsion technology, 2015, 36(5): 656-663. (in Chinese)
- [13] 张义军.三轴承推力矢量喷管结构设计与研究[D].兰州:兰州交通大学,2014.
ZHANG Yijun. Design and study on 3-bearing swivel duct nozzle[D]. Lanzhou: Lanzhou Jiaotong University, 2014. (in Chinese)
- [14] 罗明东,吉洪湖,黄伟,等.涡扇发动机二元喷管的红外光谱辐射特性实验[J].推进技术,2007,28(4):394-398.
LUO Mingdong, JI Honghu, HUANG Wei, et al. Experiment on spectral infrared radiant characteristics of two-dimensional nozzles of turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(4): 394-398. (in Chinese)
- [15] 程稳,周莉,王占学,等.几何参数对S弯喷管红外辐射特性的影响[J].推进技术,2018,39(9):1974-1985.
CHENG Wen, ZHOU Li, WANG Zhanxue, et al. Effects of geometric parameters on infrared signature of serpentine nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(9): 1974-1985. (in Chinese)

- [16] 杨承宇,张靖周,单勇.单边膨胀喷管红外辐射特性的数值模拟[J].航空学报,2010,31(10):1919-1926.
YANG Chengyu, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Numerical simulation on infrared radiation characteristics of single expansion ramp nozzles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(10): 1919-1926. (in Chinese)
- [17] 刘帅.短/垂起降飞机用推进系统性能模拟及三轴承偏转喷管设计技术研究[D].西安:西北工业大学,2016.
LIU Shuai. Investigation on short/vertical takeoff aircraft propulsion system performance simulation and three bearing deflection nozzle design technology[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016. (in Chinese)
- [18] 刘帅,王占学,周莉,等.三轴承偏转喷管驱动力矩计算及动态特性分析[J].航空动力学报,2016,31(12):2851-2858.
LIU Shuai, WANG Zhanxue, ZHOU Li, et al. Calculation and dynamic characteristics analysis for the driving moment of three bearing swivel nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(12): 2851-2858. (in Chinese)
- [19] 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)

(编辑:王碧珺)