

二元俯仰矢量喷管排气系统红外特征 模拟实验

卢浩浩, 吉洪湖, 刘 健, 王 丁, 王 浩, 周 兵
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 实验研究了二元俯仰矢量喷管排气系统在几何偏转角 0° , 10° , 20° 三种状态下的壁面温度分布与红外辐射特征, 并与基准轴对称喷管排气系统进行了对比分析。结果表明: 二元俯仰矢量喷管排气系统的红外辐射特征相对基准轴对称喷管排气系统有明显下降, 正尾向降幅约 10%; 随着几何偏转角的增加, 隔热屏与收敛段的温度逐渐上升, 偏转段压力侧壁面温度略有上升, 吸力侧壁面温度略有下降, 最大变化幅值 30 K; 排气系统红外辐射强度随偏转角增大而增大, 尾向 $15^\circ \sim 45^\circ$ 和 $-15^\circ \sim -60^\circ$ 范围内增幅明显, 最大增幅可达 70%。

关 键 词: 排气系统; 二元俯仰喷管; 矢量偏转; 红外辐射; 轴对称喷管排气系统
中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

Experiment on infrared signature of two dimensional convergent-divergent vectoring nozzle exhaust system

LU Haohao, JI Honghu, LIU Jian, WANG Ding,
WANG Hao, ZHOU Bing

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

Abstract: Experiments was conducted to study the distribution of wall temperature and infrared radiation characteristics on two dimensional convergent-divergent (2D-CD) vectoring nozzle exhaust system in three geometric deflection states, deflection of 0° , 10° , 20° degrees, and the results were compared with the reference axisymmetric nozzle exhaust system. The experimental results show that the infrared radiation characteristics is significantly lower than the reference axisymmetric nozzle exhaust system with a decline of 10% in the tail direction. With the increase of geometric deflection angle, the temperature of heat shield wall, convergent section wall increase, and the temperature of pressure side wall in deflection section increase slightly, while the temperature of suction side wall in deflection section decrease slightly, where the maximum change value is 30 K; the increasing angle also significantly enhances the infrared radiation intensity, especially, in the tail direction from 15° to 45° and from -15° to -60° , where the maximum increase reaches 70%.

Key words: exhaust system; 2D-CD nozzle; vector deflection; infrared radiation; axisymmetric nozzle exhaust system

收稿日期: 2016-06-28

作者简介: 卢浩浩(1987—), 男, 博士生, 主要从事飞行器红外隐身技术研究。

引用格式: 卢浩浩, 吉洪湖, 刘健, 等. 二元俯仰矢量喷管排气系统红外特征模拟实验[J]. 航空动力学报, 2017, 32(8): 1861-1868.
LU Haohao, JI Honghu, LIU Jian, et al. Experiment on infrared signature of two dimensional convergent-divergent vectoring nozzle exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(8): 1861-1868.

随着 F-22“猛禽”战机的问世,其超强的作战性能震惊了世界。F-22 出众的机动性能,超强的隐身能力,都与其采用 F119 涡扇发动机密不可分^[1]。F119 发动机采用的是二元俯仰矢量喷管,该类型喷管相对于轴对称喷管而言,能够有效地降低尾向排气系统的红外辐射强度,提高飞机的隐身性能。此外由于该喷管具有矢量偏转功能,能够在俯仰 $\pm 20^\circ$ 范围内偏转,大大提高了飞机的机动性能。

目前已有不少学者对二元收扩喷管、矢量喷管技术进行了研究^[2-6]。杨弘炜等^[7]应用多重网格技术对 Re 等^[8]文献中的 A1V10, A1V13, A1V20 进行了数值模拟计算。陈玲玲等^[9]通过数值计算方法研究了二元矢量喷管和塞式矢量喷管其推力系数,流量系数,有效推力矢量角随几何矢量角的变化规律。李荣松等^[10]和邓洪伟等^[11]对二元收扩喷管尾缘修形前后,非矢量状态下的内外流混合流场进行了数值模拟。王殿磊^[12]通过数值模拟,针对非矢量状态下二元收扩喷管,研究了扩张段长度、扩张角、出口宽高比以及过渡段型面形式等对排气系统气动与红外辐射特征的影响。Re 等^[8]和 Berrier 等^[13]通过实验测试手段研究了二元俯仰矢量喷管的侧壁长度,喷管面积比,喉道处圆弧半径、喉道处宽高比以及矢量偏转等,对喷管的流量系数和推力特性进行了研究。斯仁等^[14]通过实验测试,研究了二元收扩喷管冷却下红外辐射特征分布。

针对二元俯仰矢量喷管在矢量偏转状态下的壁面温度变化以及红外辐射特征分布研究较少。本文设计了二元俯仰矢量喷管排气系统实验模型,实验测试了三种几何偏转角($0^\circ, 10^\circ, 20^\circ$)下,排气系统壁面温度分布以及红外辐射特征,并与基准轴对称喷管进行了对比分析,揭示了喷管几何偏转对排气系统固体壁面温度分布影响以及红外辐射特征的分布规律。

1 实验模型与实验系统

1.1 实验模型

图 1 和图 2 分别给出了本文研究的基准轴对称喷管排气系统和二元俯仰矢量喷管排气系统模型。两套排气系统共用相同的内涵进口、外涵进口、中心锥、环形混合器、支板以及火焰稳定器等结构。环形混合器使得内外涵气流将不会充分混合,外涵气流将贴壁流动。二元俯仰矢量喷管排气系统的加力筒和隔热屏的设计,在基准轴对称

喷管排气系统基础上保持进、出口面积不变以及轴向长度不变,圆转矩过渡段采用超椭圆的型面。二元俯仰矢量喷管相对基准轴对称喷管保持喷管进口面积、喉道面积、出口面积以及轴向长度不变,设计喉道处宽高比 $h/d = 3.9$,喷管收敛角 40° ,喷管扩张角 3.5° ,图 3 给出了二元俯仰矢量喷管排气系统安装在实验台上的台架图,图中实验件是带冷却系统,在喷管收敛段、扩张段以及侧壁段均设有冷却通道,实验过程中采用堵头堵住。

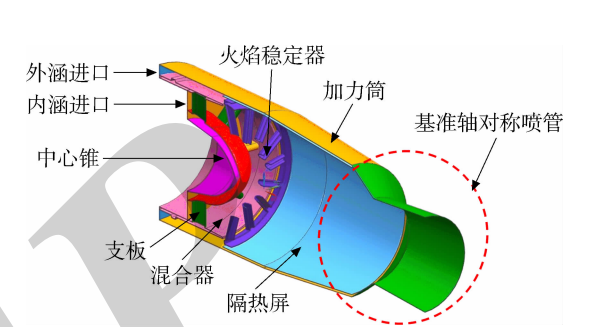


图 1 基准轴对称喷管排气系统模型
Fig. 1 Model of axisymmetric nozzle exhaust system

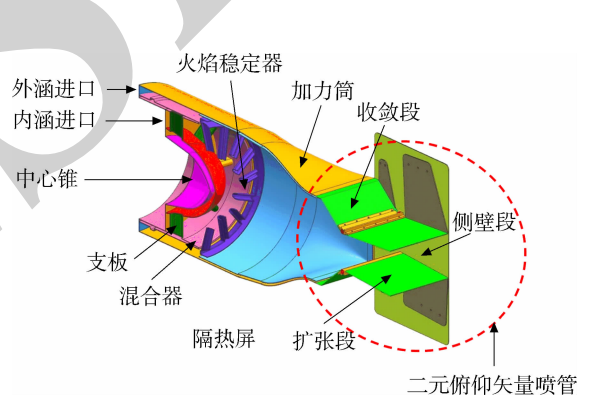


图 2 二元俯仰矢量喷管排气系统模型
Fig. 2 Model of 2D-CD vectoring nozzle exhaust system



图 3 实验件台架图
Fig. 3 Schematic of experiment rig

图 4 给出了二元俯仰矢量喷管非矢量偏转状态和偏转 20° 时示意图。图中可以看出,在喉道处设计了一根旋转轴连接收敛段和扩张段,上下扩张段可以围绕各自旋转轴进行无级偏转,并通

过定位板上的定位孔与侧壁段的气膜板进行定位与固定。特此说明本实验中所有实验状态均往下方偏转。

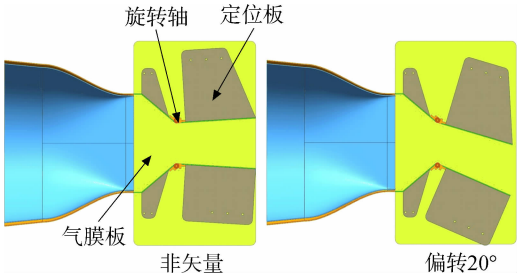


图 4 二元俯仰矢量喷管偏转机制

Fig. 4 Deflection mechanism of 2D-CD vectoring nozzle

1.2 热电偶布置

图 5 和图 6 分别给出了基准轴对称喷管排气系统和二元俯仰矢量喷管排气系统热电偶布置。图中蓝色圆圈表示内、外涵进口总温热电偶,图中红色圆圈表示壁面温度热电偶。实验过程中为保证温度测量的准确性,在两个互相垂直的平面上的对应位置布置热电偶。图 5 中给出了轴对称喷管排气系统所有热电偶布置位置,图 6 中隔热屏壁面以及喷管段壁面给出了宽窄边各一侧全部热电偶位置,另外一侧对应位置也有相应热电偶,图

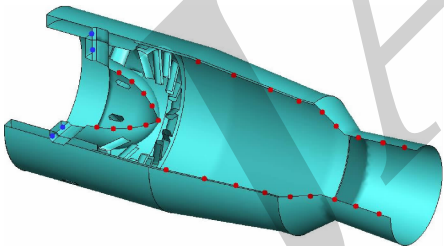


图 5 轴对称喷管排气系统热电偶布置

Fig. 5 Thermocouple position of axisymmetric nozzle exhaust system

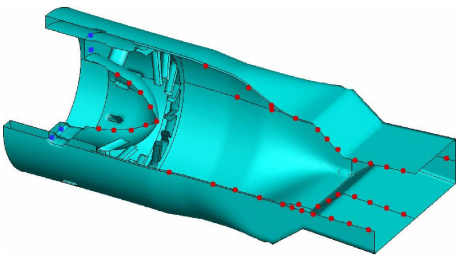


图 6 二元俯仰矢量喷管排气系统热电偶布置

Fig. 6 Thermocouple position of 2D-CD vectoring nozzle exhaust system

中尚未全部标出。数据处理时对应位置取两对热电偶平均值。

1.3 发动机排气系统模拟实验系统

简化的涡扇发动机排气系统模拟实验系统^[15-17]如图 7 所示。该实验系统主要由三部分组成:内涵主流系统,外涵次流系统,以及实验段组成。①内涵主流系统主要由内涵气流风机,燃烧室和供油控制台等组成。②外涵气流系统由外涵气流风机,外涵导气软管(4 根),外涵气流混合收敛段等组成。③实验段主要由中心锥,支板,加力筒,二元俯仰矢量喷管(或基准轴对称喷管)等组成。实验台中内外涵采用简化的模拟流动结构,与真实发动机不一致,但末级涡轮之后,实验件结构与真实排气系统结构一致,内、外涵流动相似。

实验时,内、外涵气流分别由 2 台高压离心风机提供,内、外涵流量分别为 0.8 kg/s 和 0.27 kg/s。燃烧室为单管燃烧室,内涵燃气温度保持在 830 K,外涵温度由环境温度决定,实验时温度为 360 K,实验过程中内、外涵总压分别为 102 864.6 Pa 和 103 234.2 Pa。

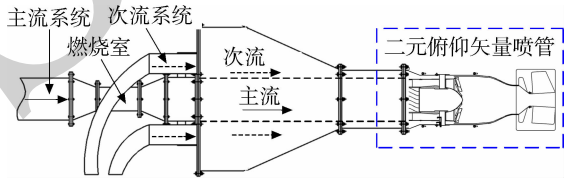


图 7 实验系统简图

Fig. 7 Sketch of experiment system

2 实验测试方法

2.1 实验测试设备

实验中采用温度巡检仪对排气系统气流温度、中心锥、隔热屏、喷管壁面等部件进行测量,实验过程中采用的金艾联 64 位温度巡检仪,在 0~1000℃ 范围内,该仪器温度测量精度为±(读数×0.5%+1)℃。

排气系统红外辐射特征测量时,采用 Tech 公司的 VSR 傅里叶红外光谱辐射仪,如图 8 所示,该仪器响应灵敏,测量速度快,测量波段 0.9~20 μm,视场响应不均匀性 5% 以内。

2.2 探测面及探测点设置

轴对称喷管排气系统由于结构的轴对称性,实验时选取一个探测面即可。对于二元俯仰矢量喷管排气系统,喷管偏转状态下,宽边探测面上下



图 8 VSR 傅里叶红外光谱辐射仪

Fig.8 VSR Fourier infrared spectrum instrument

不对称(喷管向下方偏转),红外探测时设置了 3 个探测面:窄边探测面、宽边上方探测面,宽边下方探测面,如图 9 所示,对于每个探测面上均设置 10 个探测点,分别为 0° (喷管正后方), 5° , 10° , 15° , 20° , 30° , 45° , 60° , 75° , 90° (喷流垂直方向),测量时选择探测器与目标之间的距离为 35 m。为减小外界环境(太阳辐射)的影响,实验安排在夜间进行,同时为了减少排气系统中各部件的外壁面对测量的影响,在喷管出口位置安置了黑色背景板以遮挡除喷管出口之外的其他部位。具体的实验测量过程以及实验数据处理方法,可参考文献 [18]。

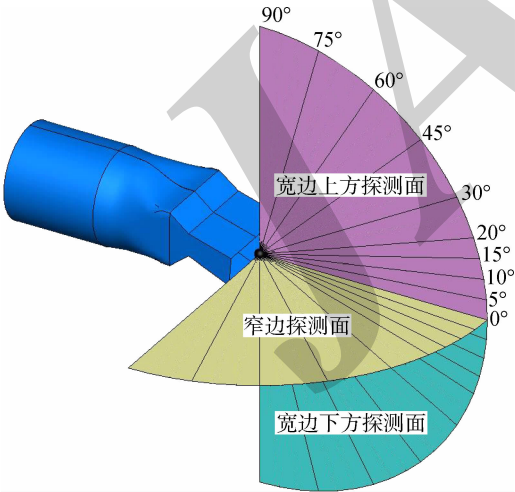


图 9 红外探测方向分布

Fig.9 Detected points settings

3 结果与分析

3.1 排气系统壁面温度分布

实验测量了基准轴对称喷管排气系统以及二元俯仰矢量喷管排气系统在各个状态下的壁面温度分布。图 10 给出了基准轴对称喷管排气系统固体温度分布。图中横坐标是热电偶编号,纵坐

标是温度(单位 K),后文类似不再赘述。中心锥壁面温度(1~5)分布相对稳定,沿着喷流轴向略微下降;隔热屏温度(6~9)沿喷流轴向成上升趋势,上升幅值在 100 K 左右;喷管收敛段温度(10~11)沿喷流轴向成上升趋势,但壁面温度却低于隔热屏温度,这是由于来自隔热屏与加力筒之间通道内的上游外涵冷气依附在喷管收敛段壁面上,降低壁面温度;喷管扩张段壁面温度(12~14)沿喷流轴向成微弱上升趋势。此外图中还给出了依据这些热电偶温度赋值后的排气系统固体壁面温度云图。

如图 11 给出了非矢量状态下,二元俯仰矢量喷管排气系统固体壁面温度分布。图中编号 1~16 表示宽边方向的热电偶,编号 a~o 表示窄边

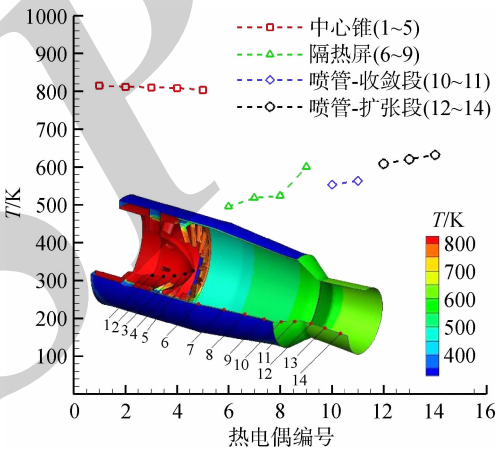


图 10 轴对称喷管排气系统壁面温度分布

Fig.10 Temperature of axisymmetric nozzle exhaust system

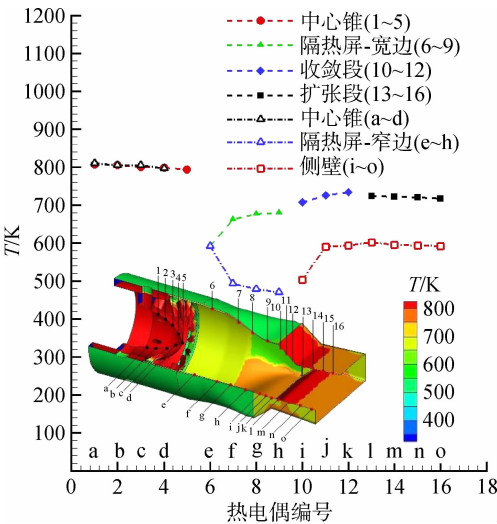


图 11 二元俯仰排气喷管系统壁面温度分布

Fig.11 Temperature of 2D-CD vectoring nozzle exhaust system

方向热电偶。中心锥壁面温度来看,两个方向的测量值几乎相同。隔热屏壁面的温度差距较大,宽边壁面(6~9)沿着喷流轴向逐渐增大,这是由于型面收敛所致,与轴对称排气系统隔热屏的温度分布规律相同,然而隔热屏窄边壁面(e~h)沿着喷流轴向方向逐渐下降,这是因为窄边方向沿着轴向方向并没有型面收敛趋势,并且由于隔热屏与加力筒之间的通道中还有一股来自外涵的冷气通过,故对隔热屏壁面具有一定得降温冷却作用,导致隔热屏窄边壁面温度沿轴向下降。喷管收敛段和扩张段壁面温度分布规律与轴对称喷管分布规律类似,此外喷管侧壁段相比于扩张段和收敛段,壁面温度降低较多,这主要也是由于来自从隔热屏与加力筒之间通道流出的外涵冷气在侧壁壁面有良好的冷气贴壁效果,起到壁面与高温燃气隔离效果。

如图 12 给出了喷管偏转时,二元俯仰矢量喷管排气系统隔热屏窄边和喷管侧壁壁面温度变化。随着喷管几何偏转角度增大,隔热屏和侧壁的温度都有一定升高。这是由于该实验模型喉道面积不可调节,喷管几何偏转将会导致实际的喉道面积减小,如图 13 给出了几何偏转 20°时,喷管喉道面积 A_s 和实际喉道面积 A_{sc} 示意图,在控制内、外涵进口流量以及温度不变的情况下,将会导致上游隔热屏壁面温度有所提升。侧壁段的热电偶由于固定布置在一个位置,非矢量状态时热电偶位于上下扩张板的中间位置,但喷管发生几何偏转时,热电偶相对扩张板位置发生改变,会偏向一侧的扩张板而不是出于中间位置,由于侧壁的温度分布呈现中间低两侧高的特点,喷管发生几

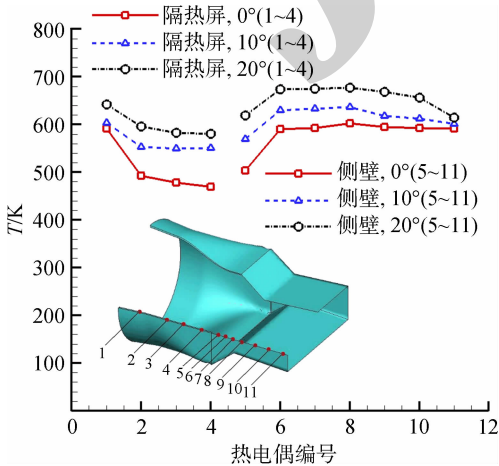


图 12 喷管向下偏转时,隔热屏和侧壁温度变化
Fig. 12 Temperature of heat shield and side wall on the state of nozzle deflecting downward

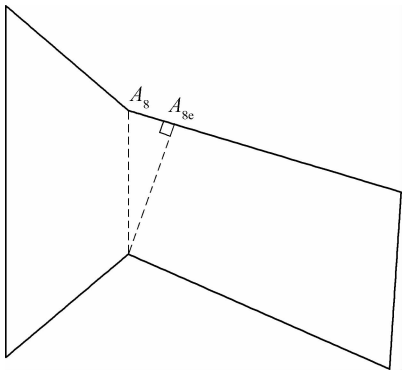


图 13 几何偏转 20°,喷管喉道和实际喉道示意图
Fig. 13 Sketch map of nozzle throat and actual throat, geometric deflection of 20 degrees

何偏转时,侧壁段的热电偶温度将升高。如图 14 给出了喷管偏转状态下,二元俯仰矢量喷管排气系统隔热屏宽边、喷管收敛段以及喷管扩张段的壁面温度变化。随着几何偏角的增加,隔热屏以及喷管收敛段壁面温度上升,与上文一样同样由于偏转所带来的喉道面积减小的缘故。压力侧壁面(实验中对应上方扩张段壁面)温度随着几何偏角的增大而上升,这是由于偏转之后,压力侧壁面将直接受到主流燃气的冲刷,温度上升。吸力侧壁面(实验中对应下方扩张段壁面)温度随着几何偏角的增大而下降,这是由于偏转之后,吸力侧壁面上出现流动分离,故壁面温度下降。但整体来看,扩张段壁面温度随喷管偏转变化较小,最大 30 K 附近。

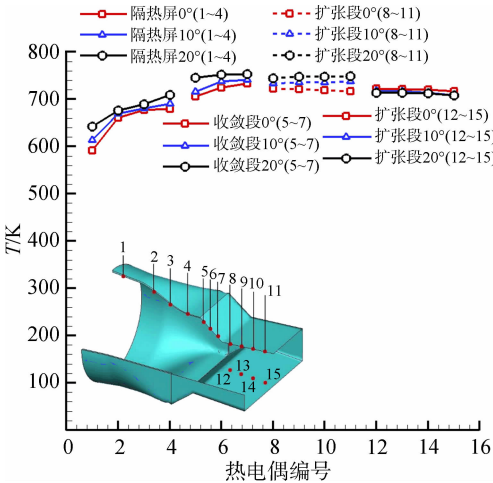


图 14 喷管向下偏转时,隔热屏、收敛段和扩张段温度变化
Fig. 14 Temperature of heat shield, convergent section and divergent section on the state of nozzle deflecting downward

3.2 排气系统光谱辐射强度分布

本文采用傅里叶光谱辐射仪测量排气系统的红外辐射特征,包含排气系统固体壁面辐射和排气喷流辐射两部分。如图 15 给出了二元俯仰矢量喷管排气系统,在非矢量状态下,窄边探测面上的光谱辐射强度分布。图中给出了 0° , 15° , 45° 和 90° 四个探测点上的光谱分布。在 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段主要由两部分组成, $3\sim 4.2\mu\text{m}$ 和 $4.6\sim 5\mu\text{m}$ 固体壁面辐射, $4.2\sim 4.6\mu\text{m}$ 燃气辐射。在 $3.2\mu\text{m}$ 附近光谱波动,主要是 H_2O 吸收影响, $4.3\mu\text{m}$ 附近光谱强度几乎为 0,这是燃气以及大气环境中 CO_2 吸收所致, $4.7\mu\text{m}$ 附近的微弱波段是 CO 吸收所致。从 0° 到 90° 方位,固体壁面辐射逐渐下降,燃气辐射变化较小,在 90° 方位时,固体辐射为 0,此时探测器观测不到排气系统固体壁面。

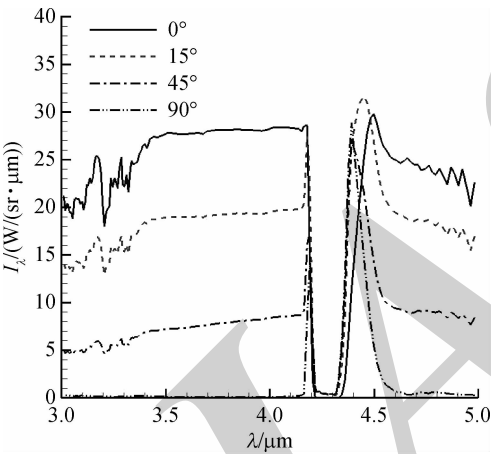


图 15 窄边探测面,二元俯仰矢量喷管排气系统光谱辐射强度分布

Fig. 15 Spectral radiant intensity of 2D-CD vectoring nozzle exhaust system on narrow detection plane

3.3 积分辐射强度分布

如图 16 和图 17 分别给出了基准轴对称喷管排气系统和二元俯仰矢量喷管排气系统各偏转状态下,窄边探测面和宽边探测面的积分辐射强度分布。图中实线是基准轴对称喷管排气系统,矩形标志虚线是二元俯仰矢量喷管排气系统非矢量状态,三角形标志点划线是几何偏转 10° 状态,圆型标志双点划线是几何偏转 20° 状态。

采用二元喷管之后,相对基准轴对称喷管排气系统,红外辐射特征最大位置发生了改变,基准喷管红外辐射最大在尾向 5° ,而二元喷管在尾向 0° 位置, $0^{\circ}\sim 90^{\circ}$ 范围内红外辐射强度出现明显下

降,正后方降幅 10% ,窄边探测面上最大降幅在 $30^{\circ}\sim 60^{\circ}$ 方向,降幅 40% ,宽边探测面最大降幅在

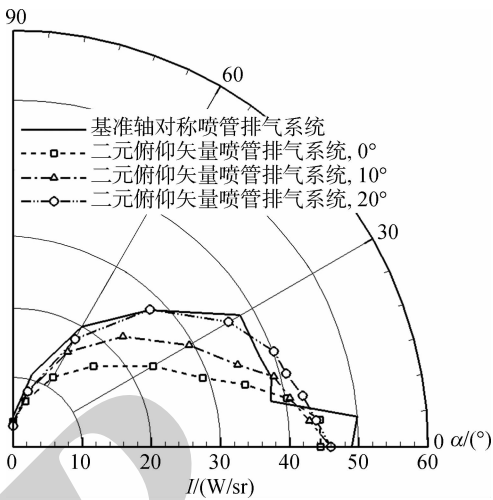


图 16 窄边探测面上轴对称喷管排气系统和二元俯仰矢量喷管排气系统积分辐射强度分布

Fig. 16 Integral infrared radiation intensity of axisymmetric nozzle exhaust system and 2D-CD vectoring nozzle exhaust system on narrow detection plane

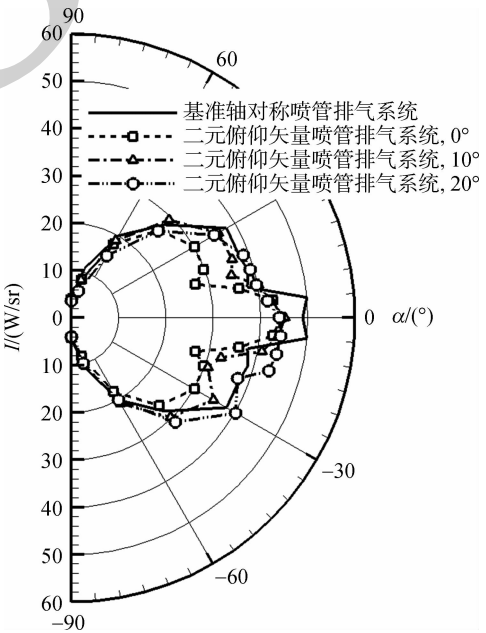


图 17 宽边探测面上轴对称喷管排气系统和二元俯仰矢量喷管排气系统积分辐射强度分布

Fig. 17 Integral infrared radiation intensity of axisymmetric nozzle exhaust system and 2D-CD vectoring nozzle exhaust system on wide detection plane

$15^{\circ}\sim 30^{\circ}$ 方向,降幅 25% 。

对比几何偏转的 3 条曲线,可以看出几何偏

转之后,排气系统在尾向 $\pm 10^\circ$ 范围内变化较小,窄边探测面 $20^\circ \sim 60^\circ$ 范围内,宽边探测面 $15^\circ \sim 30^\circ$ 范围内,增幅较大,这是由于随着几何偏角的增加,尾向小角度范围内中心锥辐射贡献较小,喷管壁面由于投影面积增大,红外辐射增大,故而小角度范围内排气系统红外特征变化较小,大角度时由于喷管等部件的贡献增大,红外辐射特征出现增大现象。相对非矢量状态,偏转 20° 时,增幅最大在窄边 45° 方向,增幅70%。对于宽边探测面,几何偏转之后,积分辐射曲线出现明显不对称性,红外辐射最大位置向下方(几何偏转方向)偏移,几何偏转 20° 时,最大位置在 -5° 方向。

4 结 论

本文通过实验测试手段,研究了基准轴对称喷管排气系统和二元俯仰矢量喷管排气系统在三种几何偏转状态下的壁面温度分布以及排气系统红外辐射强度分布。主要结论如下:

1) 二元俯仰矢量喷管排气系统,几何偏转后,喷管喉道面积减小,导致上游隔热屏、收敛段等壁面温度升高。

2) 二元俯仰矢量喷管排气系统,随着几何偏转角增大,偏转段压力测壁面温度上升,吸力侧壁面温度下降,实验状态下,温度变化幅度30 K。

3) 二元俯仰矢量喷管排气系统相对基准轴对称排气系统,红外辐射特征有明显下降,尾向降幅10%,最大降幅40%。

4) 二元俯仰矢量喷管排气系统的红外辐射强度,随着几何偏转角增大有显著变化,尾向 $\pm 10^\circ$ 范围内变化较小,尾向 $15^\circ \sim 45^\circ$ 和 $-15^\circ \sim -60^\circ$ 范围内增幅明显,最大增幅可达70%。

参考文献:

[1] 桑建华. 飞行器隐身技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2013.

[2] 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): 40-44.

Eriqitai, WANG Zhijie, WU Shousheng. Preliminary experimental investigation on the divergent wall cooling of two dimensional C-D nozzles at high speed and hot jet conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 40-44. (in Chinese)

[3] 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.

ZHENG Libao, ZHANG Jinzhou. Investigation of hot-jet characteristics of 2D-CD vectoring nozzles[J]. Experiments

and Measurements in Fluid Mechanics, 2000, 14(2): 26-30. (in Chinese)

[4] 宁怀松, 张博学, 邵万仁, 等. 二元收扩喷管气动方案优化设计[J]. 航空发动机, 2014, 40(3): 52-55.

NING Huaisong, ZHANG Zhixue, SHAO Wangren, et al. Internal performance optimization of 2D-CD nozzle[J]. Aeroengine, 2014, 40(3): 52-55. (in Chinese)

[5] 李鹤鸣, 雷雨冰, 邵万仁. 二元收扩喷管的方案设计与试验研究[J]. 航空发动机, 1995(4): 8-13.

[6] 任超奇, 王强, 胡海洋. 收扩喷管与飞行器的一体化气动优化设计[J]. 航空动力学报, 2014, 29(10): 2294-2302.

REN Chaoqi, WANG Qiang, HU Haiyang. Integrated aerodynamic optimization design of convergent-divergent nozzle and vehicle afterbody[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(10): 2294-2302. (in Chinese)

[7] 杨弘伟, 李椿萱. 不同矢量角偏转下二元喷管内流特性的数值研究[J]. 航空动力学报, 1995, 10(3): 217-220.

YONG Hongwei, LI Chunxuan. Numerical simulation of internal flow in 2-D nozzles with thrust vectoring[J]. Journal of Aerospace Power, 1995, 10(3): 217-220. (in Chinese)

[8] RE R J, LEAVITT L D. Static internal performance including thrust vectoring and reversing of two-dimensional convergent-divergent nozzles[R]. NASA TP 2253, 1984.

[9] 陈玲玲, 杨青真, 李岳峰. 推力矢量喷管设计与启动特性分析研究[J]. 科学技术与工程, 2012, 12(6): 1304-1307.

CHEN Lingling, YANG Qingzhen, LI Yuefeng. Aerodynamic design and analysis of thrust vectoring nozzles[J]. Science Technology and Engineering, 2012, 12(6): 1304-1307. (in Chinese)

[10] 李荣松, 王强, 额日其太. 尾缘修形的二元喷管内外流场数值研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(3): 389-393.

LI Rongsong, WANG Qiang, Eriqitai. Numerical investigation of two-dimensional nozzle with trailing edge modification[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3): 389-393. (in Chinese)

[11] 邓洪伟, 金文栋, 叶留增, 等. 二元矢量喷管内外流场数值计算与隐身性分析[J]. 航空科学技术, 2012(1): 45-48.

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): 45-48. (in Chinese)

[12] 王殿磊. 二元收扩喷管几何参数对气动与红外隐身特性影响数值研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.

WANG Dianlei. Numerical study of the impacts of geometry parameters of convergent-divergent nozzle with circle to rectangular transition on flow and infrared stealth characteristics[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)

[13] BERRIER B L, RE R J. Effects of several geometric parameters on the static internal performance of three non-axisymmetric nozzle concepts[R]. NASA TP-1468, 1979.

[14] 斯仁, 吉洪湖, 刘常春, 等. 冷却抑制二元收扩喷管红外特征的模型实验与数值研究[J]. 推进技术, 2014, 35(4):

463-469.

SI Ren,JI Honghu,LIU Changchun,et al. Model experiment and numerical analysis on infrared character and infrared suppression by cooling of two-dimensional convergent divergent nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology,2014,35(4):463-469. (in Chinese)

[15] 陈俊,吉洪湖,斯仁,等. 采用低发射率涂层的发动机排气系统红外特征实验[J]. 红外技术,2011,33(7):395-400.

CHEN Jun,JI Honghu,SI Ren,et al. Experiment of IR suppression for nozzle with low infrared emissivity coating [J]. Infrared Technology, 2011, 33(7): 395-400. (in Chinese)

[16] 宫禹. 涡扇发动机排气系统红外隐身实验装置的总体设计与性能仿真研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2007.

GONG Yu. Design and performance simulation of an experimental rig for infrared stealth research of exhaust system of a turbofan engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2007. (in Chinese)

[17] 罗明东,吉洪湖,黄伟,等. 非加力涡扇发动机二元喷管红外辐射特性实验研究[J]. 航空动力学报,2006,21(4): 631-636.

LUO Mingdong,JI Honghu,HUANG Wei,et al. Numerical evaluation on infrared radiant intensity of exhaust system of turbine engine without afterburning[J]. Journal of Aerospace Power,2006,21(4):631-636. (in Chinese)

[18] 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(9):1423-1429.

LUO Mingdong,JI Honghu,HUANG Wei,et al. Research on measurement method of mid-IR spectral radiant intensity of exhaust system with FTIR spectrometer[J]. Journal of Aerospace Power,2007,22(9):1423-1429. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)