

二元引射喷管高空性能及对无人机 红外抑制的数值研究

斯 仁, 吉洪湖, 刘福城, 林兰之

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 研究了长/短套管两种结构的二元引射喷管在高空飞行的无人机上的推力特性, 以及对无人机 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段红外辐射特征分布的影响, 同时还对比了高空和地面状态下二元引射喷管推力和红外辐射特征. 排气系统和无人机的流场、温度场采用商用软件 Fluent 计算, 红外辐射特征采用自主开发的软件 (NUAA-IR) 进行计算. 结果表明: 高空状态下二元引射喷管仍可以提高推力特性, 但其效果略弱于地面状态; 无人机采用二元引射喷管后在大部分探测方向上的红外抑制效果明显, 最大降幅为 90%; 机尾探测方向上长/短套管两种结构的二元引射喷管的红外抑制规律与地面状态不同, 短套管二元引射喷管的红外辐射强度大于长套管二元引射喷管, 最大增幅为 7%.

关 键 词: 二元引射喷管; 推力特性; 无人机; 红外辐射; 红外抑制

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Numerical investigation of high altitude performance of 2-D ejector nozzle and infrared suppression of unmanned aerial vehicle

SI Ren, JI Hong-hu, LIU Fu-cheng, LIN Lan-zhi

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: The thrust characteristics and infrared radiation characteristics in the wave-band of $3\sim 5\mu\text{m}$ of 2-D ejector nozzle with long/short shrouds in the high-flying unmanned aerial vehicle (UAV) were studied. The thrust characteristics and infrared radiation characteristics of 2-D ejector nozzle under the conditions of high-altitude and ground state were compared. The system of the exhaust jet, UAV flow field and temperature field were calculated with commercial software Fluent, and the infrared radiation characteristics were calculated with an infrared analysis software (NUAA-IR) developed independently. The results show that the 2-D ejector nozzle can still improve thrust characteristic under the condition of high-altitude, but the thrust characteristic is a little weaker than that under ground condition. The effect of infrared radiation suppression of 2-D ejector nozzle used by UAV is obvious in most of the detection directions, with the largest decreasing amplitude of 90%. The trend of infrared radiation suppression of these two types of 2-D ejector nozzles in the direction of UAV's tail is different from that under ground condition; the infrared radiation of the 2-D ejector nozzle with short shroud is greater than that with long shroud, and the largest

increasing amplitude is 7%.

Key words: 2-D ejector nozzle; thrust characteristics; unmanned aerial vehicle (UAV); infrared radiation; infrared suppression

无人机能够有效地执行多种任务,世界各国一致认为无人机具有重要的应用价值^[1].随着红外探测技术的不断进步,降低目标红外辐射信号已成为无人机的一项重要指标.

排气系统是飞机在 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段的主要红外辐射源,采用二元喷管是一种有效抑制排气系统红外辐射的手段^[2],其圆转矩形的过渡段和矩形喷口强化了喷流的掺混,降低了核心区的温度,减少了喷管内部高温壁面的投影面积.但是二元喷管相比于轴对称喷管,会带来部分推力损失,从而对发动机推力和耗油率带来较大影响.研究表明,喷管效率下降 1%,发动机净推力的下降都大于 1%,并随飞机飞行马赫数增大而增大^[3].

为了改善二元喷管的工作性能,采用引射喷管是一种有效手段,它有减小喷管过度膨胀损失、改善匹配关系和增大推力的作用.引射除了可以改善喷管推力性能外,还具有一定的红外抑制效果.

目前文献中关于引射喷管的推力和红外抑制性能的研究还主要针对地面工况,如 Greathouse 等^[4]研究了主流压比、次流压比、直径比、间距比的变化对轴对称收敛喷管引射性能和推力系数的影响;Chio 等^[5]研究了面积比和引射总压比的变化对二元引射喷管的影响;额日其太等^[6]实验研究了高速热喷流条件下的二元收扩喷管超声段壁面的引射冷却;李黎^[7]研究了引射系数、各主喷管出口与混合管进口之间间距的变化对排气引射系统的影响;刘福城等^[8]在二元喷管的基础上加装长套管引射套筒形成的二元引射喷管,研究了长套管的几何参数变化对推力特性和 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段红外辐射特性的影响;刘福城等^[9]研究了短套管二元引射喷管几何参数变化对推力特性和 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段的红外辐射特性的影响.无人机高空飞行时,喷管可用膨胀比发生变化,使喷管推力系数改变;引射喷管的推力增益也与飞机的飞行速度有关,无人机高空巡航状态下二元引射喷管的推力特性和对无人机红外抑制效果方面的研究还比较少.

本文将地面状态下优选出最佳几何参数的长套管^[8]、短套管^[9]两种二元引射喷管应用到高空飞行的无人机上,对比了不同形式的引射喷管

与基准喷管的推力性能和无人机的红外辐射特征.

1 物理模型

本文的研究对象是采用二元引射喷管的无人机.图 1 是无人机几何模型.无人机的排气系统喷管包括 4 种形式,即基准轴对称喷管、基准二元喷管、文献[8]中优选出的长套管二元引射喷管和文献[9]中优选出的短套管二元引射喷管.

针对不同形式的喷管结构,对无人机的发动机短舱及机尾布局进行了适当的修改,机尾布局见图 2~图 5 中各喷管物理模型的示意图.

图 2 是基准轴对称喷管及机尾布局物理模型,其由中心锥、支板、内涵壁面、外涵壁面组成.

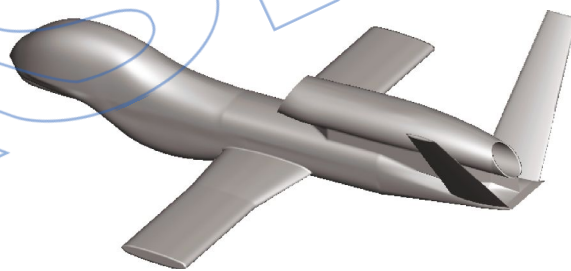


图 1 无人机几何模型

Fig. 1 Geometric model of unmanned aerial vehicle

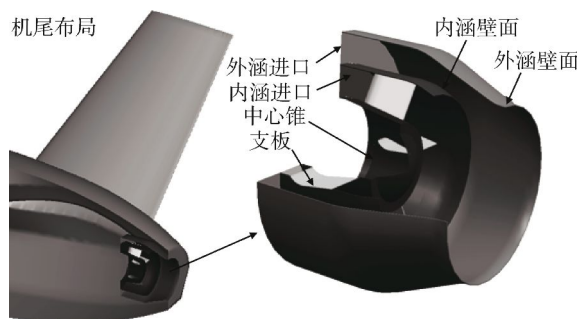


图 2 基准轴对称喷管及机尾布局物理模型

Fig. 2 Fiducial axis symmetric nozzle and afterbody physical model

图 3 是基准二元喷管及机尾布局物理模型,喷管出口面积与基准轴对称喷管相等,出口宽高比为 4,圆转矩过渡段采用超椭圆型面,通过过渡型面的控制实现了二元喷管与发动机内外涵流量

的匹配^[10].

图 4 是长套管二元引射喷管及机尾布局物理模型,该喷管是在基准二元喷管的基础上加装引射套管而成.引射套管出口宽高比(W_2/H_2)为 4;出口面积比(A_{ej}/A_p)为 1.17,其中 A_p 表示主喷管出口面积, A_{ej} 表示引射套管出口面积;间距比(L_p/D_p)为 0.35,其中 L_p 表示主喷管出口与引射套管出口之间的距离, D_p 表示主喷管出口当量直径($D_p=4A_p/P$, P 为出口周长).

图 5 是短套管二元引射喷管及机尾布局物理模型,引射套管入口处为圆弧形随后为光滑连接

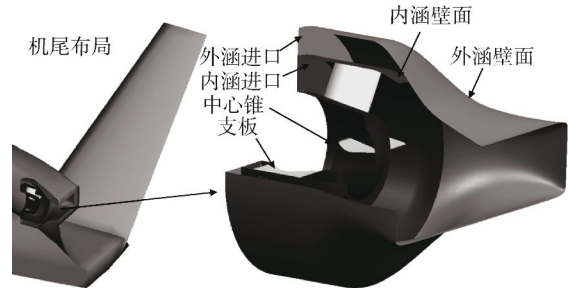


图 3 基准二元喷管及机尾布局物理模型

Fig. 3 Fiducial 2-D nozzle and afterbody physical model

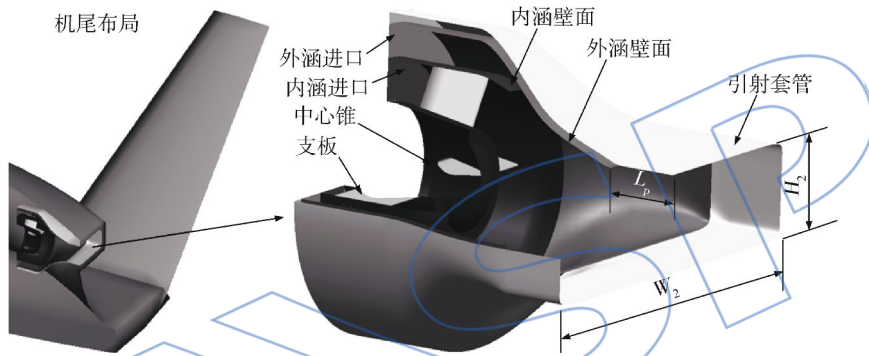


图 4 长套管二元引射喷管及机尾布局物理模型

Fig. 4 2-D ejector nozzle with long shroud and afterbody physical model

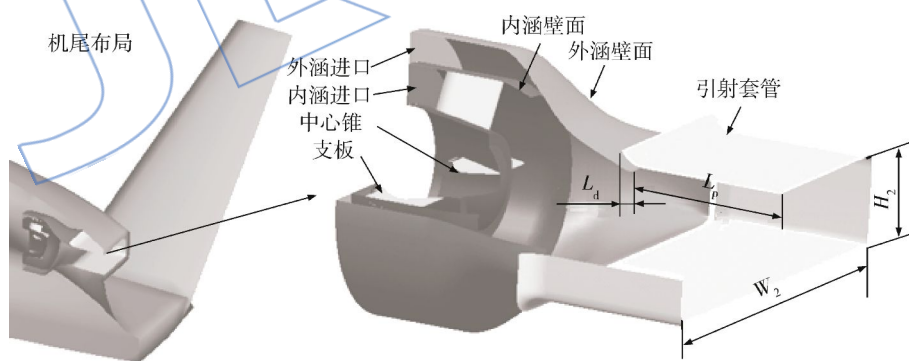


图 5 短套管二元引射喷管及机尾布局物理模型

Fig. 5 2-D ejector nozzle with short shroud and afterbody physical model

的横截面积保持不变的直筒形.套管入口位置 $L_d=0.09D_p$, 出口面积比(A_{ej}/A_p)为 1.27, 间距比(L_p/D_p)为 1.17.

喷管及机尾布局改型后,整机的质量有所增加,由于具体质量较难评估,本文仅从整机表面积增加比例的角度来体现质量的变化,如表 1 所示.

表 1 无人机的表面积对比

Table 1 Comparisons of UAV's surface area

喷管类型	整机表面积变化比例/%		
基准轴对称喷管	100		
基准二元喷管	+5.11	100	
长套管二元引射喷管	+6.36	+1.19	100
短套管二元引射喷管	+5.99	+0.84	-0.35

2 计算方法

2.1 流场、温度场计算方法

2.1.1 计算域及网格划分

排气系统和无人机的流场计算域及网格如图6所示,该模型在结构上具有对称性,因此流场计算中只选取二分之一模型进行计算.网格划分时,在近壁面和喷流区域进行了局部加密,经过网格无关解验证,每种喷管模型的网格总数都为400多万.

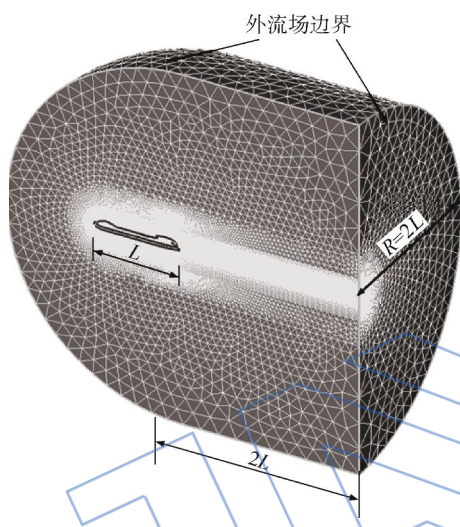


图6 无人机流场计算域及网格
Fig. 6 Mesh and computational region of UAV flow field

2.1.2 边界条件

流场计算是针对无人机在海拔10 km高空,飞行马赫数为0.75的巡航状态下进行的.外流场边界设置为压力远场边界,给定温度为217 K,压力为18767 Pa.喷管的内外涵进口以及引射进口截面均设置为压力进口边界,给定总温、总压.其中内涵进口:总温为670 K,总压为48960 Pa;外涵进口:总温为293 K,总压为53550 Pa;引射进口:总温为217 K,总压为18767 Pa.蒙皮、中心锥和支板均设置为绝热壁面.内涵壁面和外涵壁面设置为固体域,并且与周围的流体域进行耦合传热计算.

2.1.3 数值求解方法

本文采用商业软件Fluent对排气系统及无人机流场、温度场及燃气的组分质量分数场进行数值分析.计算过程中选用2阶迎风差分格式和耦合显示求解器对连续方程、动量方程和能量方

程进行求解.湍流模型采用了shear stress transport (SST) $k-\omega$ 两方程模型,燃气组分质量分数场的计算采用组分输运模型,流-固耦合传热中采用了discrete ordinates辐射传热计算模型.

2.2 二元引射喷管推力系数

本文计算了无人机高空巡航状态下二元引射喷管的推力系数和引射质量流量比.引射喷管的推力系数定义为从涡轮叶片出口到引射套管出口之间的实际推力 F_{ej} 与从涡轮叶片出口到主喷管出口之间的理想推力 F_{ip} 之比,即 $C_{F, ej} = F_{ej} / F_{ip}$.引射流量比定义为引射次流的质量流量 $\dot{m}_s$ 与喷管主流的质量流量 $\dot{m}_p$ 之比,即 $C_m = \dot{m}_s / \dot{m}_p$.

2.3 红外辐射特征计算方法

红外辐射特征的计算所需要的蒙皮和排气系统壁面温度分布以及燃气喷流的压力、温度场和 CO_2 , H_2O , CO 组分质量分数场等数据是从前文中流场计算的结果中插值提取的.采用NUAA-IR软件对无人机的红外辐射特征进行计算,运用离散传递方法对红外辐射传输方程进行离散^[11],计算中考虑了无人机蒙皮自身的发射以及对排气系统辐射的遮挡,排气系统固体壁面自身的发射与反射,燃气中 CO_2 , H_2O , CO 等组分对辐射的吸收与发射等过程.蒙皮及排气系统的固体壁面设定为发射率0.9的灰体壁面^[12],计算结果未考虑大气的吸收散射作用.红外辐射特征计算方法的验证参考文献[9].

红外辐射特征计算的探测点分布如图7所示.水平探测面是指机身侧向,下方探测面是指机腹下方.每个探测面上每隔 5° 设置一个探测点,其中 0° 是指机尾方向, 180° 是指机头方向.

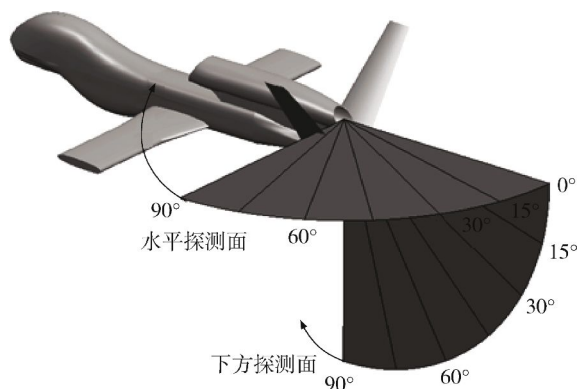


图7 计算平面及方位角示意图

Fig. 7 Sketch of computational planes and azimuth angles

3 计算结果与分析

3.1 流场计算结果

3.1.1 推力特性和抽吸特性

反映引射喷管的推力特性和抽吸特性的参数分别是推力系数和引射质量流量比. 本文将无人机高空飞行状态下的二元引射喷管性能参数与地面状态做了对比, 其中地面状态下的喷管性能数据来自文献[9].

图 8 是地面状态下和无人机高空飞行状态下短套管二元引射喷管的对称面上引射流动状态及轴向速度矢量的对比. 图中的流线表示对称面内主流外边缘附近的流线, 矢量箭头表示对称面内射流速度的方向和大小. 通过对比可以看出高空飞行状态下的引射喷管有如下规律: ①短套管进口处的引射流速度变小, 引射流道变窄; ②主流在短套管中继续膨胀, 引射喷管出口的喷流速度略大于主喷管出口的射流速度. 这是由于主流的可用膨胀比因无人机飞行条件和发动机工作状态的不同而改变, 当高空飞行状态下主喷管可用膨胀比大于地面状态的设计值时, 主流在引射短套管出口所占截面积将比设计状态大, 而且主流可用膨胀比越大, 次流越趋向堵塞状态^[13]; 引射喷管中扩张形的“流体壁面”能够自动调节主流的膨胀, 使高空飞行状态下引射喷管出口射流速度大于主喷管出口的射流速度.

图 9 是各种喷管的推力系数的对比, 其中 $C_{F, \text{axis}, \text{max}}$ 是基准轴对称喷管在地面状态下的推力系数. 从图中可以看出, 基准轴对称喷管改型基准二元喷管后带来的推力损失, 可以通过采用引射

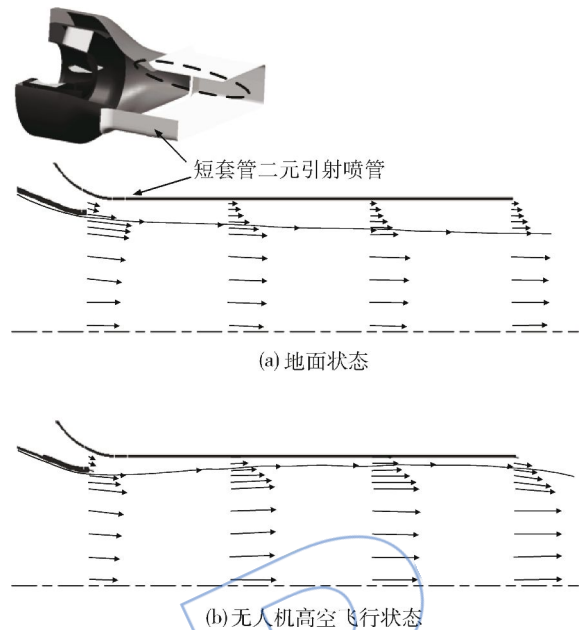


图 8 对称面上引射流动状态及轴向速度矢量对比
Fig. 8 Comparisons of ejector flow and axis velocity vector in symmetry plane

喷管来得到适当弥补, 并且短套管二元引射喷管的推力系数高于长套管二元引射喷管. 高空飞行状态下各喷管的推力系数的变化趋势与地面状态下相同, 但是其量值和增益都小于地面状态. 这是因为喷管的可用膨胀比不同, 高空飞行状态下喷管可用膨胀比升高, 收敛喷管推力系数随可用膨胀比的升高而降低^[3]. 另外, 引射喷管的推力增益与飞机飞行速度有关^[14], 其在静止状态下最大, 而在飞行速度增加到接近主射流速度时下降到趋近于 0, 随着飞行速度的增加, 引射喷管吸入的次流动量也增大, 造成引射系统的推力下降大.

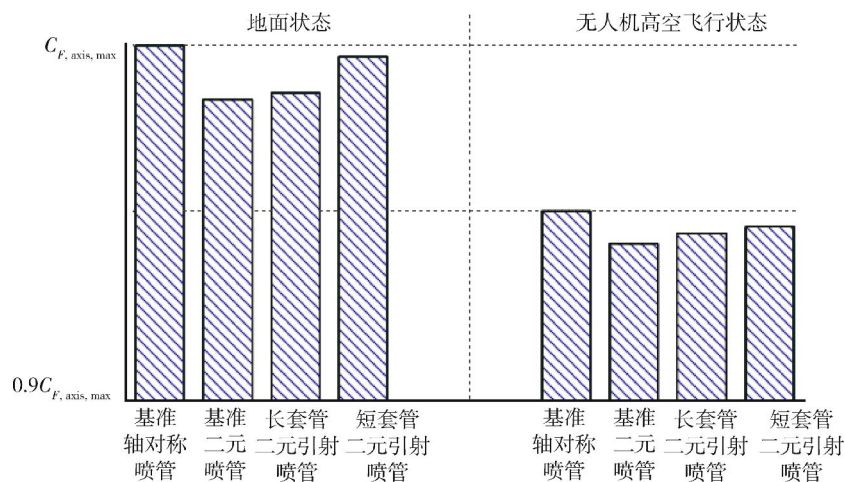


图 9 喷管推力系数的对比

Fig. 9 Comparisons of nozzle thrust coefficient

图 10 是引射喷管引射质量流量比的对比,其中 $C_{m, \max}$ 是短套管二元引射喷管在地面状态下的引射质量流量比. 从图中可以看出,短套管二元引射喷管的引射质量流量比都高于长套管二元引射喷管. 高空飞行状态下引射质量流量比的变化趋势与地面状态下相同,但是其量值和增益都小于地面状态. 这种变化的原因可以由上文的图 9 中的现象来解释.

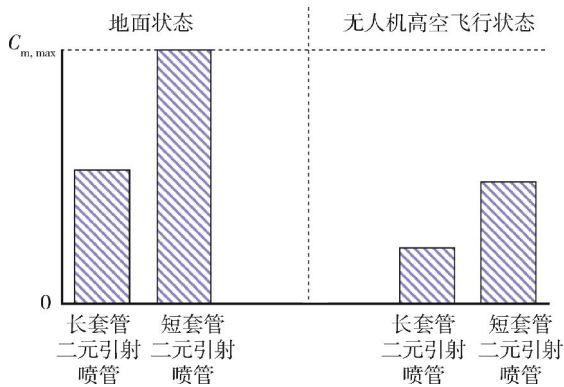


图 10 引射喷管引射质量流量比的对比

Fig. 10 Comparison of ejector mass-flow ratio of ejector nozzle

3.1.2 壁面温度

由于无人机在高空亚声速条件下飞行,机身蒙皮的气动加热不显著,蒙皮温度基本与环境温度相当,但是排气系统壁面温度随着喷管结构形式不同而发生变化. 图 11 是基准二元喷管和两种

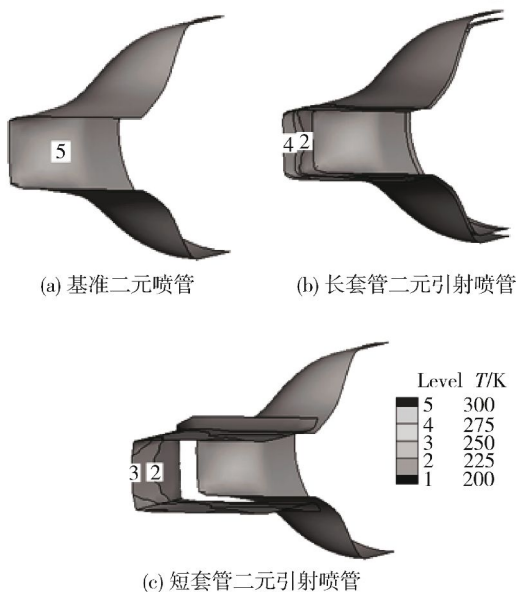


图 11 喷管壁面温度分布

Fig. 11 Wall temperature distribution of nozzles

引射喷管壁面的温度分布,由于短套管引射的冷气量更多,使短套管二元引射喷管的壁面温度低于长套管二元引射喷管.

图 12 是中心锥壁面的温度分布,从图中可以看出,加装套管后,中心锥壁面温度增大,并且短套管二元引射喷管中心锥壁面的高温区要大于长套管的.

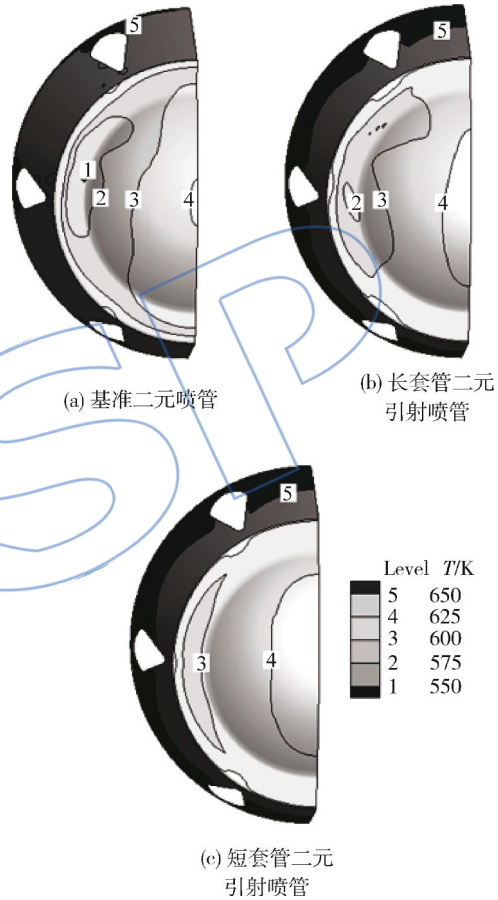


图 12 中心锥壁面温度分布

Fig. 12 Wall temperature distribution of center cone

3.2 红外辐射特征计算结果

3.2.1 主要部件红外辐射贡献

高空亚声速条件下飞行的无人机蒙皮受到的气动加热较小,蒙皮在 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段的红外辐射贡献不大,但是在某些探测角度上可以对排气系统的红外辐射产生遮挡作用. 排气系统的固体壁面和燃气喷流是主要辐射源,其中中心锥、套管壁面是排气系统固体壁面的主要红外辐射贡献部件.

图 13 是水平探测面上中心锥的投影面积分布,其中 $A_{\max}$ 是基准轴对称喷管的中心锥在 $\alpha=0^\circ$ 即机尾方向上的投影面积. 从图中可以看出:①在

机尾小角度方向上,二元引射喷管相对于基准轴对称喷管,中心锥投影面积减小,而相对于基准二元喷管,其套管对中心锥的遮挡作用不明显;②在大角度方向上,二元引射喷管在水平方向呈扩张状态,使中心锥投影面积比基准轴对称喷管大,但是由于二元引射喷管含有套管部件,使其遮挡作用更强,而且短套管的间距比大于长套管,使短套管二元引射喷管的中心锥投影面积减小得更剧烈。

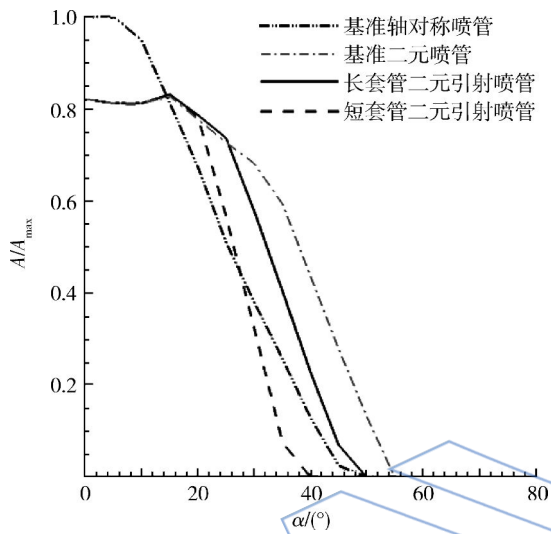


图 13 中心锥投影面积分布(水平探测面)
Fig. 13 Projective area distribution of center cone (horizontal detection plane)

图 14 是水平探测面上中心锥的红外辐射贡献分布,其中 $I_{\max}$ 是整机在 $\alpha=0^\circ$ 即机尾方向上的积分辐射强度。从图中可以看出:①在 20° 范围

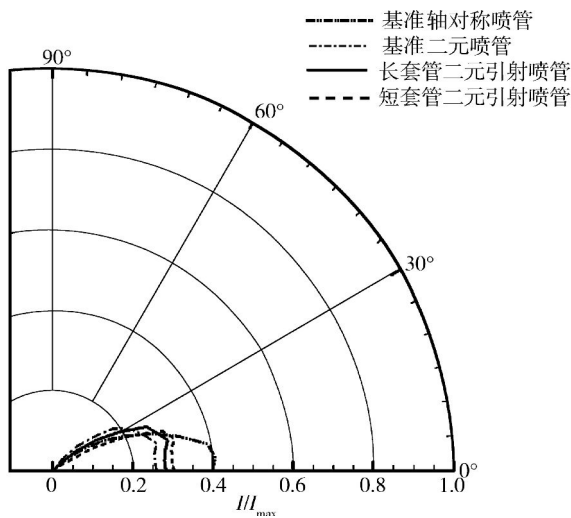


图 14 中心锥红外辐射贡献分布
Fig. 14 Infrared radiation contribution distribution of center cone

内,二元引射喷管和基准二元喷管中心锥的红外辐射贡献小于基准轴对称喷管,这是由于中心锥投影面积的减小。另外,短套管二元引射喷管中心锥红外辐射贡献大于长套管二元引射喷管和基准二元喷管,原因是尽管中心锥投影面积基本相同,但是其壁面温度依次降低。②在 20° 以后,各型喷管的中心锥红外辐射贡献与中心锥投影面积变化趋势基本相同。

图 15 是下方探测面 90° 方向即机腹正下方的燃气光谱辐射强度对比,其中 $I_{\lambda, \max}$ 是采用基准轴对称喷管的燃气光谱辐射强度最大值。从图中可以看出,二元引射喷管的燃气光谱辐射强度比基准二元喷管和基准轴对称喷管更小,原因是二元引射喷管采用引射的方法掺混冷空气,既可以降低燃气喷流的温度,又降低了燃气喷流中 CO_2 的质量分数^[15]。由于短套管二元引射喷管的引射质量流量比大于长套管二元引射喷管,使其燃气的光谱辐射强度的峰值更小,发射带更窄。

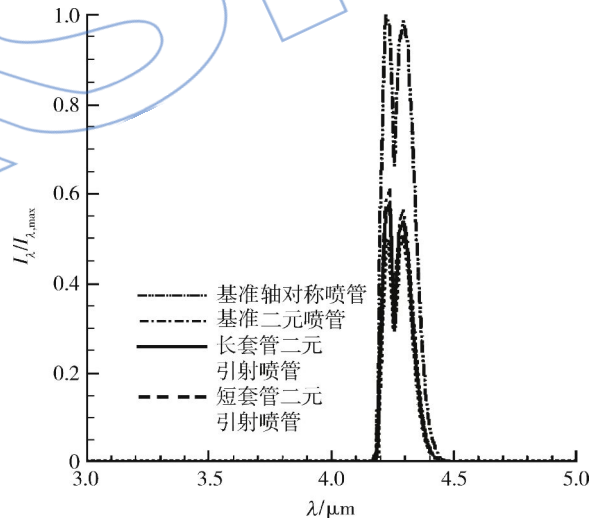


图 15 燃气光谱辐射强度对比(下方探测面)
Fig. 15 Comparisons of plume spectral radiant intensity (down detection plane)

3.2.2 二元引射喷管对无人机的红外抑制效果

无人机在水平探测面和下方探测面上的红外辐射特征分布如图 16 和图 17 所示。从图中可以看出,无人机采用二元引射喷管后的红外辐射特征有如下规律:

1) 相对于基准轴对称喷管,在除机头方向外的其他探测方向上,红外辐射强度都有大幅降低,尤其是在下方探测面上的红外抑制效果更明显。长套管二元引射喷管的最大降幅为 77%,出现在

下方探测面上的 30° ;短套管二元引射喷管的最大降幅为 90% ,出现在下方探测面上的 25° 。

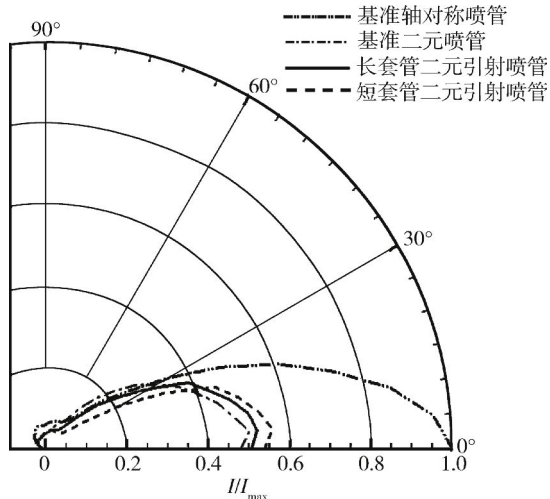


图 16 高空无人机红外辐射强度分布
(水平探测面)

Fig. 16 Infrared radiant intensity distribution of
altitude flight UAV
(horizontal detection plane)

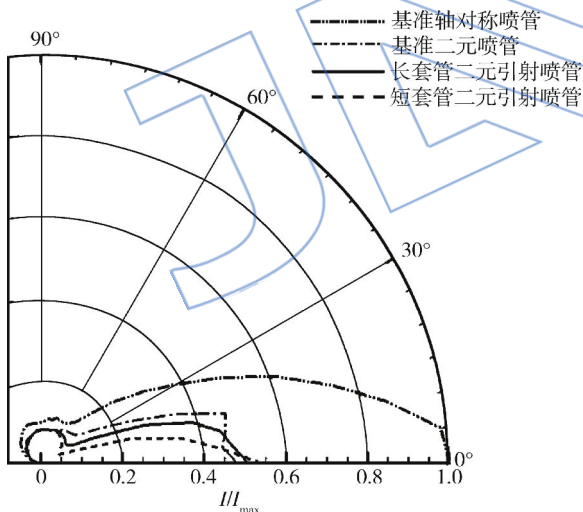


图 17 高空无人机红外辐射强度分布
(下方探测面)

Fig. 17 Infrared radiant intensity distribution of
altitude flight UAV
(down detection plane)

2) 相对于基准二元喷管,在机头方向上的红外辐射强度基本保持不变;在机身后侧方向上的红外抑制效果比较明显,尤其是在下方探测面上的红外抑制效果更为突出,这与套管和机尾布局对排气系统高温壁面的遮挡有关;在机尾方向的小角度范围内,红外辐射强度稍有增大,如水平探

测面上 25° 以内,以及下方探测面上的 5° 以内,这个现象与文献[9]中地面状态下短套管二元引射喷管在各探测角度上的红外辐射强度都最小的趋势不同。

3) 相对于长套管二元引射喷管,短套管二元引射喷管在无人机的后侧方向上的红外辐射强度更小,降幅最大为 66% ,出现在下方探测面上的 25° ;在机尾方向的小角度范围内,红外辐射强度稍有增大,如水平探测面上 20° 以内约增大 7% ,下方探测面上的 0° 约增大 6% 。这是由于上文提到的增加套管后中心锥壁面温度升高以及套管对中心锥投影面积的遮挡,使中心锥的红外辐射贡献趋势发生改变。

4 结 论

本文将地面状态下优选出的两种类型二元引射喷管应用到高空飞行的无人机上,对比了不同形式的二元引射喷管与基准喷管的气动性能和无人机的红外辐射特征分布,主要结论有:

1) 高空飞行状态下二元引射喷管仍能提高推力性能,其推力系数和引射质量流量比的变化趋势与地面状态下相同,但是其量值和增益都减小。

2) 高空飞行状态下短套管二元引射喷管的气动性能优于长套管二元引射喷管,并且质量相对较小。

3) 无人机采用二元引射喷管后的红外抑制效果明显,相对于基准喷管,最大降幅为 90% 。在较大探测方向范围内,短套管二元引射喷管对无人机的红外抑制作用大于长套管二元引射喷管。

4) 在无人机尾部小角度探测方向内,长/短套管二元引射喷管的红外抑制规律与地面状态不同,短套管二元引射喷管的红外辐射强度大于长套管二元引射喷管,最大增幅为 7% 。

参考文献:

- [1] 李晋岭,汪卫华. 无人机红外辐射特性数值模拟研究综述[J]. 舰船电子工程, 2010, 30(8): 21-24.
LI Jinling, WANG Weihua. Review of infrared radiation characteristics numerical simulation study on unmanned aerial vehicle[J]. Ship Electronic Engineering, 2010, 30(8): 21-24. (in Chinese)
- [2] 张勃,吉洪湖. 大宽高比矩形喷管的射流与外流掺混特性的数值研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(1): 104-110.
ZHANG Bo, JI Honghu. Numerical study of internal and external flow mixing for rectangular nozzles with large aspect ratio[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(1):

- 104-110. (in Chinese)
- [3] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第七册 进排气装置[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.
- [4] Greathouse W K, Hollister D P. Preliminary air-flow and thrust calibrations of several conical cooling-air ejectors with a primary to secondary temperature ratio of 1.0; I diameter ratios of 1.21 and 1.10[R]. NACA RM E52E21, 1952.
- [5] Choi Y H, Soh W Y. Computational analysis of the flow-field of a two-dimensional ejector nozzle[R]. AIAA 90-190, 1990.
- [6] 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)
- [7] 李黎. 排气引射系统主喷管选型试验研究[J]. 航空动力学报, 1998, 13(1): 85-88.
- LI Li. An experimental study on primary nozzle types of exhaust ejector systems[J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(1): 85-88. (in Chinese)
- [8] 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)
- [9] 刘福城, 吉洪湖, 斯仁, 等. 短套管二元引射喷管设计及气动与红外特性数值研究[J]. 红外技术, 2013, 35(10): 607-610.
- LIU Fucheng, JI Honghu, SI Ren, et al. Numerical simulation of two-dimensional ejector nozzle with short shroud[J]. Infrared Technology, 2013, 35(10): 607-610. (in Chinese)
- [10] 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 with mixed flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(11): 2563-2570. (in Chinese)
- [11] 罗明东, 吉洪湖, 黄伟. 非加力涡轮发动机排气系统红外辐射强度的数值计算研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1609-1616.
- LUO Mingdong, JI Honghu, HUANG Wei. Numerical evaluation on infrared radiant intensity of exhaust system of turbine engine without afterburning[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1609-1616. (in Chinese)
- [12] 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)
- [13] 王琴芳. 航空燃气涡轮发动机原理[M]. 南京: 南京航空航天大学出版社, 2005.
- [14] Presz W Jr, Reynolds G, Hunter C. Thrust augmentation with mixer/ejector systems[R]. AIAA-2002-0230, 2002.
- [15] 李立国, 张靖周. 航空用引射混合器[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.