

文章编号: 1000-8055(2010)07-1518-06

齿冠形收敛喷管模型气动和红外辐射特性数值研究

潘丞雄¹, 张靖周¹, 邵万仁², 单 勇¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 针对齿冠形收敛喷管的气动和红外辐射特性进行了数值计算, 并与常规收敛喷管进行了对比。在本文研究范围内的结果表明: ①齿冠形收敛喷管的推力损失大于常规收敛喷管; ②齿冠形尾缘引射外界大气与主流掺混的能力强于常规收敛喷管, 核心区长度得到有效衰减; ③齿冠形喷管的热喷流 3~5 μm 红外辐射强度在侧向相对常规收敛喷管的衰减量在 15% 左右, 尾缘内倾角对于尾喷流红外辐射强度衰减的影响甚微; ④齿冠内倾时, 尾向处能遮挡喷管内部热部件。

关 键 词: 红外辐射; 齿冠收敛喷管; 尾喷流; 缩比模型; 数值模拟

中图分类号: V233

文献标识码: A

Numerical research on flow dynamics and infrared radiation characteristics for scaled chevron convergent nozzle

PAN Cheng-xiong¹, ZHANG Jing-zhou¹, SHAO Wan-ren², SHAN Yong¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. Shenyang Aeroengine Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: Computational fluid dynamics/intercooled recuperated (CFD/IR) was numerically simulated to investigate the effects of the chevron structure on flow dynamics and infrared radiation characteristics of scaled turbofan engine convergent nozzle. The results based on the present parameters show that: (1) The total pressure loss and thrust coefficient loss are bigger in the chevron convergent nozzle than in the baseline case, these losses are weak with little tab inclined angles. (2) The chevron convergent nozzle could pump more secondary flow, and hence the core of plume for chevron convergent nozzle attenuates faster than the baseline nozzle. (3) The plume 3~5 μm infrared radiation for the chevron nozzle along lateral direction is about 15% less than the baseline nozzle, the tab inclined angle makes no difference in the plume infrared radiation suppression. (4) The infrared shelter from the inner hot components appears when the chevron tabs incline inside, the 3~5 μm infrared radiation for the chevron nozzle is reduced relatively by 10%~20% in comparison with the baseline nozzle along trailing direction.

Key words: infrared radiation; chevron convergent nozzle; hot plume; scaled model; numerical simulation

收稿日期: 2009-06-04; 修订日期: 2009-11-16

作者简介: 潘丞雄(1985-), 男, 江苏苏州人, 博士生, 主要从事传热与红外隐身技术研究。

随着红外成像探测系统和红外制导武器的迅速发展, 作战飞机的生存力受到愈来愈严重的威胁. 在这种背景下, 采取有效的措施来抑制或削弱飞行器的红外辐射能量, 尤其是抑制发动机热部件和尾喷焰的红外辐射信号, 已成为提高其战时生存力所急需解决的关键技术^[1].

抑制发动机排气系统红外辐射特征的技术原理在于降低喷管壁面温度和热喷流的排气温度、缩减热喷流的核心长度以及对热喷流和热部件进行有效的遮挡. 国内外大量研究结果表明, 突片在射流(高速和低速)的强化混合方面具有较好的效果, 使其具有降低热喷流噪声和红外辐射的能力^[2-12].

本文借鉴突片激励热喷流掺混的原理, 针对涡扇发动机排气系统缩比模型, 对齿冠形收敛喷管的气动和红外辐射特性进行了数值计算, 并与常规收敛喷管进行了对比分析, 获得了齿冠收敛喷管尾缘突片内倾角对于收敛喷管推力和排气系统红外辐射强度的影响规律.

1 物理模型

物理模型由涡扇发动机涡轮后出口所有部件组成, 如图 1 所示, 包括内涵道、外涵道、整流支板、内外涵道混合器、火焰稳定器、加力燃烧室筒体、防震隔热屏、尾喷管. 齿冠形收敛喷管是在收敛喷管尾部修型而成(图 2), 齿根处喷口直径 d_0 为 60.4 mm, 收敛段角度约为 15° ; 锯齿数目为 6, 沿周向均匀分布, 详细参数见表 1, 表中, 内倾角定义为锯齿顶线与收敛段母线延长线之间的夹角 δ , 堵塞比定义为 1 减去齿冠形收敛喷管等效出口面积(所有出流面在发动机轴向的投影面积之和)与常规基准收敛喷管出口面积的比值. 为使得

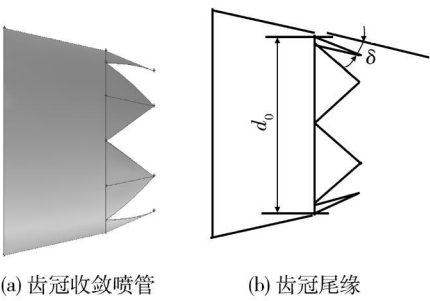


图 2 齿冠喷管结构示意图
Fig. 2 Schematic of chevron nozzle structure

计算结果具有可比性, 选择常规收敛喷管基准出口面积与内倾角 0° 的锯齿喷口等效出口面积一致. 由于本文保持常规收敛喷管收敛段角度与齿冠喷管相同, 因此其轴向长度略大于齿冠喷管收敛段长度, 出口直径也略小于齿冠形喷管齿根处喷口直径.

表 1 齿冠喷管结构参数
Table 1 Structure parameters of chevron nozzle

喷管结构	锯齿数	锯齿顶长/mm	锯齿内倾角/($^\circ$)	堵塞比/%
齿冠 1	6	17.3	0	0
齿冠 2	6	17.3	5	3.95
齿冠 3	6	17.3	10	9.39

2 计算方法

2.1 流场计算方法

考虑到齿冠形收敛喷管和火焰稳定器等复杂型面以及三维模型的复杂结构, 计算中采用非结构化网格, 在壁面附近采用局部加密网格, 整个计算区域的网格数达到 160 万. 流场计算使用 Fluent 软件.

尾部采用突片修型后, 发动机内外涵流量必发生改变, 故为了进行发动机性能的比较, 内涵道、外涵道进口边界给定质量流量入口, 并且假定进口参数均匀分布. 其中, 内涵道进口面积为 0.00363 m^2 , 质量流量为 0.876 kg/s , 总压 343000 Pa , 总温 970 K ; 外涵道进口面积为 0.00386 m^2 , 质量流量为 0.246 kg/s , 总压 305000 Pa , 总温 420 K . 排气系统总长 248 mm , 外场边界给定为压力出口. 由于喷管出口处的压力并不是外界大气压力, 且出口截面流动并未充分发展, 所以在尾喷管出口外选取一个足够大的区域(约为尾喷口直径的 20 倍), 其边界压力取为外界大气压力, 其他变

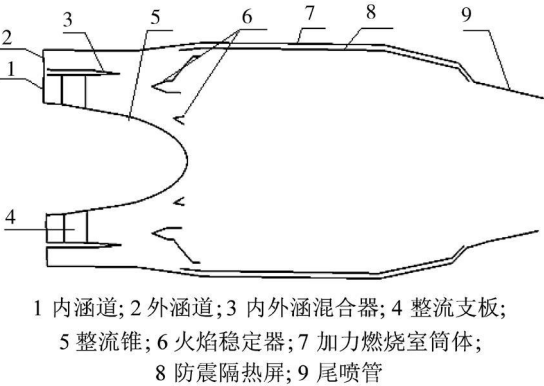


图 1 涡扇发动机排气系统示意图
Fig. 1 Schematic of turbofan exhaust system

量按沿流向偏导数为零处理. 固体壁面采用无滑移固壁边界条件, 温度场计算时考虑壁面之间的辐射传热, 排气系统内部各部件设定为流-固耦合面, 所有壁面发射率均设定为 0.9. 在计算流场时加入了组分输运模型以确定排气系统的气体组分分布. 假设内涵道入口气体为完全燃烧的燃气, 成分主要是氮气、二氧化碳和水蒸气, 据此可以求出在主流进口处氮气、二氧化碳和水蒸气质量百分比分别为 70.6%、20.9%、8.5%; 外涵道及外场边界为空气, 成分为氮气和氧气, 其质量百分比分别为 75.6%和 24.4%.

对于流场计算, 本文采用 Realizable $k-\varepsilon$ 紊流模型和近壁区采用标准壁面函数. 入口处的紊流动能和紊流动能耗散率按照经验关系^[11]选取为

$$k_{in} = 0.03u_{in}^2, \varepsilon_{in} = k_{in}^{1.5}/(0.005d_e) \quad (1)$$

这里 d_e 为对应于主流入口的直径.

辐射模拟采用离散坐标模型, 流动与传热的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 SIMPLEC (semi-implicit method for pressure-linked equations consistent) 算法, 收敛精度为 10^{-5} .

2.2 红外辐射计算方法

对于红外辐射特性的计算, 本文采用正反射线追踪法^[13-15]计算辐射能量.

其主要思想是: 跟踪喷管壁和尾焰对测点有红外辐射贡献的所有光学行程, 而后逆向确定这些光学行程内所发射能量对测点的总和. 首先由探测点发出射线并在人为给定的空间立体角内离散, 忽略散射, 沿每个射线传递方向仅考虑吸收和发射. 如此可使原本复杂的三维问题化为一维多层介质的辐射传输问题, 即: 若射线与尾焰相交, 则射线继续传递, 直到遇到喷管壁(如图 3 射线 1)或离开尾焰(如图 3 射线 2).

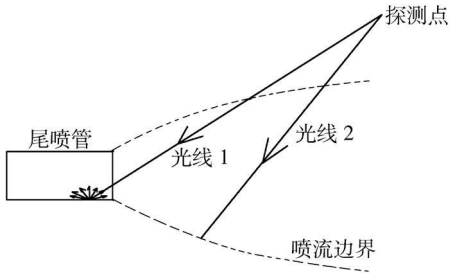


图 3 探测射线示意图

Fig. 3 Schematic detective light

当射线遇到喷流边界, 则过程结束; 当射线遇到喷管壁, 则假设该微元面(设为 i 面)为漫反射

表面并将射线向半球空间反射. 若漫反射射线与其他微元面有 m 个交点, 则 m 个微元表面对该表面的总照度可据下式求得:

$$H_{qi} = \sum_{j=1}^m \left(\int_{\Omega_j} L_{qj} \cos \theta_j d\omega \right) \quad (2)$$

式中 L_{qj} 为第 j 个微元表面的辐射亮度, θ 为第 j 个微元表面中心与微元面 i 中心的连线和法方向的夹角, ω 为第 j 个微元表面向微元面 i 所张的立体角. 于是, 微元面 i 的辐射边界条件可列为

$$L_{qi}(0) = \varepsilon_i L_{bi}(T_i) + \frac{1-\varepsilon_i}{\pi} H_{qi} \quad (3)$$

式中右边第一项为微元面 i 的自身光谱辐射亮度, 第二项为微元面 i 对 m 个微元表面入射辐射的反射, ε_i 为微元面 i 的发射率.

逆向过程是从射线到达目标的最后一个交点开始. 逆向到达探测点的辐射能量输运方程如下:

$$\frac{dL_o}{dl} = -k_{a^o} L_o + k_{e^o} L_{b^o} \quad (4)$$

式中 k_{a^o} 和 k_{e^o} 为光谱吸收、发射系数, $k_{e^o} = k_{a^o}$, L_o 为传输方向 l 上的光谱辐射亮度, L_{b^o} 为黑体光谱辐射亮度.

为了求解一个射线行程内逆向到达探测点的辐射能量, 需要对式(4)进行空间离散. 将射线传递全路径分为 n 层, 第 i 层厚度为 Δl_i , 用每层中点参数代表该层, 将射线行程中共 n 层的能量累加, 即可获得逆向射线上到达探测点的光谱辐射亮度, 即

$$L_o = L_{b^o}^0 \tau_{1^o} \tau_{2^o} \dots \tau_{n^o} + L_{b^o}^1 (1 - \tau_{1^o}) \tau_{2^o} \tau_{3^o} \dots \tau_{n^o} + \dots + L_{b^o}^{n-1} (1 - \tau_{n-1^o}) \tau_{n^o} + L_{b^o}^n (1 - \tau_{n^o}) \quad (5)$$

式中 $L_{b^o}^i$ 是用波数表示的光谱辐射亮度 $L_{b^o}^i = \frac{c_1 O^3}{\exp\left(\frac{c_2 O}{T_i}\right) - 1}$ (其中 $c_1 = 3.742 \times 10^{-16} \text{ W} \cdot \text{m}^2$, $c_2 = 1.438 \times 10^{-2} \text{ m} \cdot \text{K}$), $\tau_{i^o} = \exp(-\Delta l_i k_{a^o})$ 为第 i 层的光谱透射率, k_{a^o} 是第 i 层的光谱吸收系数. 光谱吸收系数 k_{a^o} 是根据各气体组分的分压力、温度对红外辐射手册中标准状态的气体数据进行修正后得到的^[14].

当射线遇到喷管壁时, L_o^0 为壁面向逆着射线传播方向发射的光谱辐射亮度, 由公式(3)求得. 若射线逸出尾焰, 则 $L_o^0 = 0$.

在跟踪完所有射线束后, 根据简单的公式变换, 可获得给定的空间立体角内尾焰和喷管壁到达探测点的辐射照度 $H (\text{W}/\text{cm}^2)$

$$H = \sum_{i=1}^{N_b} \sum_{j=1}^N L_{q(i,j)}^a \cdot \cos \theta_j \cdot \Delta \Omega_j \cdot \Delta \Omega \times 100 \quad (6)$$

式中 N_b 为总波带数, 本文中共分 135 个波带; N 为对测点有贡献的射线总数; θ_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(sr); $\Delta\Omega_i$ 是第 i 个波带的宽度, 本文中取 10 cm^{-1} . 由于探测距离与目标特征尺寸之比大于 10, 故可将目标作为点源处理, 其辐射强度 I 为

$$I_o = H_o(R) \cdot R^2$$

(7)

考虑到喷管外壁面往往被机身遮挡, 因此本文计算的辐射源由喷管内壁面和内部高温部件组成的固体辐射和管内气体与尾焰组成的气体辐射两部分组成. 在红外辐射计算程序中将以上两种红外辐射强度分别输出加以分析.

辐射计算以发动机涡轮出口平面的中心点为原点, 以发动机主轴为中心线, 观测点到发动机原点距离 70 倍排气系统筒体长, 观测点与原点的连线与发动机主轴中心线的夹角从 90° 变化到 -90° , 参看图 4(由于对称性仅画出 $0^\circ \sim 90^\circ$).

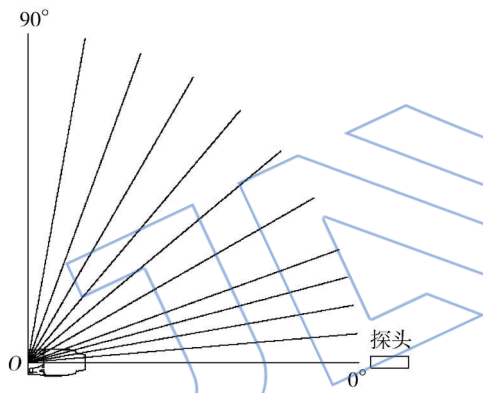


图 4 辐射计算角度示意图

Fig.4 Schematic of radiation direction

3 结果与分析

3.1 喷管气动性能

总压恢复系数定义如下:

$$\sigma = \left[\frac{1}{A_{out}} \int p_{out}^* dA_{out} \right] \bigg/ \left[\frac{1}{A_{in}} \int p_{in}^* dA_{in} \right]$$

(8)

式中下标 in 表示内外涵混合器出口, out 表示尾喷管出口. 用这样一个参数可以间接地衡量流动掺混过程的压力损失.

推力系数定义如下:

$$C_f = \frac{F_{re}}{F_{th}}$$

(9)

其中

$$F_{re} = m_e \times V_e + (p_e - p_b) \times A_e$$

$$F_{th} = m_{ideal} \times \sqrt{2 \frac{kR}{k-1} T_4^* \left[1 - \left(\frac{p_b}{p_4} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}$$

$$m_{ideal} = \sqrt{\frac{k}{R} \left[\frac{2}{k+1} \right]^{\frac{k+1}{k-1}}} \times \frac{p_4^*}{\sqrt{T_4^*}} A_{eq}(Ma_e)$$

式中 $q(Ma_e)$ 为出口马赫数对应的流量函数, 下标 e 表示尾喷管出口, 4 表示内外涵混合器出口, p_b 表示出口背压, k 为等熵指数(取 1.33).

引射比定义为外界大气由于主流卷吸作用而加入主流的质量流量与喷流出口处主流质量流量之比.

表 2 为不同尾缘结构齿冠喷管的性能的相对参数, 以常规收敛喷管作为基准进行对比.

表 2 喷管气动性能参数

Table 2 Performance parameters of nozzle

喷管结构	相对总压恢复系数	相对推力系数	相对引射比
常规收敛喷管	1	1	1
齿冠 1	0.974	0.973	2.04
齿冠 2	0.967	0.956	2.24
齿冠 3	0.955	0.939	2.43

- 从表 2 中可以看到以下两个重要特征:
- 1) 齿冠形尾缘压力损失普遍大于普通圆形尾缘, 且损失随齿冠内倾角增大而增大, 推力系数与总压恢复系数变化规律一致;

2) 齿冠形尾缘其引射外界大气与主流掺混的能力明显强于圆形尾缘, 随着齿冠内倾角增大, 其引射外界大气能力增强.

3.2 喷管出口下游轴线温度分布

图 5 为四种不同结构喷管出口下游轴线温度分布. D_e 为常规基准喷口直径, 出口截面定义为

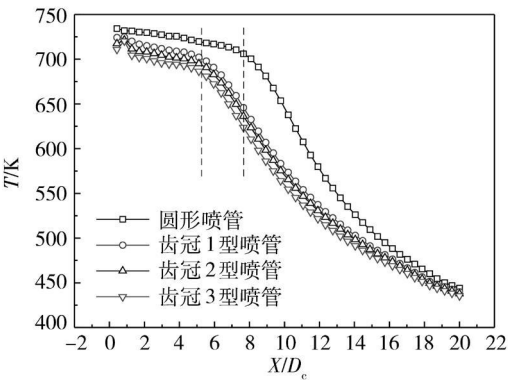


图 5 喷管下游出口轴线温度分布

Fig.5 Temperature at the axis of plume

锯齿喷口尾缘.

对于突片激励射流混合的研究指出^[4]: 突片能在尾喷流的下游流场中形成一对旋转方向相反的流向涡, 由于流向涡的卷吸作用, 把核心区的高能量流体向附面层中传输, 同时把附面层的低能量流体向核心区输送, 使核心区与附面层之间的能量交换加强. 同时由于锯齿尾缘, 喷流与外流的掺混位置有所迁移, 因此, 齿冠喷管热喷流高温核心区温度衰减明显强于常规收敛喷管, 常规基准喷口主流核心区大约在 7 倍基准喷口直径处开始急剧衰减, 而齿冠喷口则在 5 倍基准喷口直径处开始急剧衰减, 大约缩短 2 倍基准喷口直径, 且其优势在整个出口下游流场均能保持.

由于本文采取的齿冠状突片是在收敛喷管尾缘设置的, 齿冠 2 和齿冠 3 的内倾角均较小, 因此相对无内倾的齿冠 1 结构而言, 未能形成强度更大的流向涡. 随着齿冠喷管尾缘突片内倾角增大, 热喷流高温核心区温度衰减能力略有增强, 但增强幅度并不明显, 由此可以预测, 三种不同内倾角突片对热喷流红外辐射强度的影响不会存在明显的区别.

3.3 红外辐射强度分布特征

以常规收敛喷管 0° 探测角方向热喷流或热部件的红外辐射强度为基准分别定义热喷流或热部件的红外辐射强度相对比 (I_r).

图 6 为四种结构尾喷流 3~ 5 μm 波段红外辐射强度相对比分布.

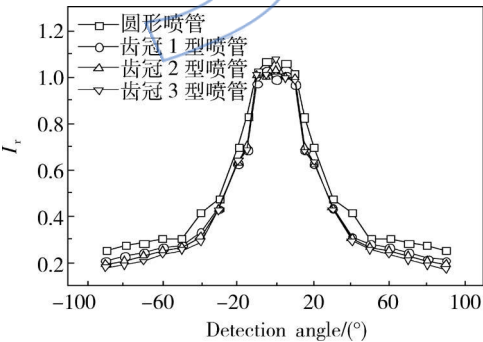


图 6 尾喷流 3~ 5 μm 辐射强度比
Fig. 6 3~ 5 μm infrared radiation intensity ratio of plume

在正对喷口方向, 齿冠形收敛喷口和常规基准收敛喷口的热喷流红外辐射强度基本相当. 在喷口侧向大于后向轴线 30° 夹角的探测范围内, 齿冠喷口热喷流的红外辐射强度相对基准喷口衰减量可以达到 15% 左右, 这与热喷流高温核心区

温度衰减相关, 该数值与收扩喷管加装突片的热喷流红外辐射抑制效果相差很大^[9].

对于齿冠形收敛喷管, 随着尾缘突片内倾角增大, 尾喷流的红外辐射强度略有降低, 但降低效果十分微弱, 这证实了 3.2 节的估计. 由于常规收敛喷管出口直径略小于齿冠形喷管齿根处喷口直径, 且喷口出流为内外涵的混合排气喷流, 因此, 在收敛喷口处加装锯齿对于热喷流红外辐射衰减量的影响并不显著.

图 7 为四种结构 3~ 5 μm 的内部高温部件 (包括如中心锥、火焰稳定器、防震隔热屏和筒体内壁面等固体部件) 红外辐射强度相对比.

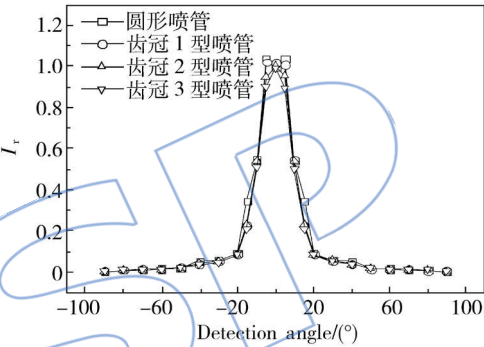


图 7 内部高温部件 3~ 5 μm 辐射强度比
Fig. 7 3~ 5 μm infrared radiation intensity ratio of inner hot solid structure

强红外辐射区积压在正对喷口后向 $\pm 10^\circ$ 之间的视场方位内, 在主要的后向探测方向上, 常规收敛喷管红外辐射强度均大于齿冠形收敛喷管, 只有当齿冠尾缘内倾时, 才能起到遮挡喷管腔体热部件的作用, 随着齿冠形收敛喷管尾缘突片内倾角角的增大, 其遮挡效果得到一定的提高, 在某些探测方向上红外辐射强度可以得到 10% ~ 20% 左右的衰减. 分析其原因, 尾缘突片能起到对喷管腔体内部高温部件的局部遮挡作用.

一个值得注意的问题是, 在正对喷口尾向, 热喷流的红外辐射强度较排气系统内部高温固体部件的红外辐射强度要低一到两个数量级, 红外辐射的主要贡献来自喷管腔体内部的高温热部件, 但是, 在偏离后向轴线角度大于 30° 以后, 热喷流的红外辐射已经与喷管腔体的红外辐射量级相当, 并且随着探测角度的增加而更为主要, 在侧向甚至成为主要的辐射源. 齿冠形收敛喷管相对于常规收敛喷管, 在后向有效降低热部件的红外辐射强度, 在侧向能有效降低热喷流的红外辐射强度, 因此具有相对较好的红外隐身能力.

4 结 论

在本文的研究条件下, 得到如下结论:

1) 齿冠形收敛喷管的推力系数略低于常规收敛喷管, 在较小的尾缘突片内倾角下, 推力系数的下降甚微。

2) 齿冠形收敛喷管具有较强的卷吸外界大气与主流掺混的能力, 有利于缩减热喷流高温核心区与衰减核心区峰值温度, 随着尾缘突片内倾角增大, 核心流峰值温度衰减略有增强。

3) 齿冠形收敛喷管相对于常规收敛喷管, 在后向有效降低热部件的红外辐射强度, 可以达到 10%~20%; 在侧向能有效降低热喷流的红外辐射强度, 可以达到 15% 左右。因此具有相对较好的红外隐身能力。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] Ahuja K K. Mixing enhancement and jet noise reduction through tabs plus ejectors [R]. AIAA Paper 93-4347, 1993.
- [3] Zaman K B M Q, Reeder M F, Samimy M. Supersonic jet mixing enhancement by delta tabs[R]. AIAA Paper 92-3548, 1992.
- [4] Greta W J, Smith C R. The flow structure and statistics on a passing mixing tab[J]. J. Fluid Eng., Trans. ASME, 1993, 115: 255-263.
- [5] Reeder M F, Zaman K B M. Impact of tab location relative to the nozzle exit on jet distortion[J]. AIAA J., 1996, 34(1): 197-199.
- [6] 黄勇, 吴建航, 吴寿生. 小突片强化混合研究[J]. 推进技术, 1999, 20(5): 86-90.
HUANG Yong, WU Jianhang, WU Shousheng. Investigation on jet mixing enhancement by small tabs [J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(5): 86-90. (in Chinese)
- [7] 黄勇, 郭志辉, 魏福清, 等. 小突片对热射流红外辐射的影响研究[J]. 推进技术, 2001, 22(2): 122-125.
HUANG Yong, GUO Zhihui, WEI Fuqing, et al. Effect of tabs fixed on a convergent nozzle to the infrared radiation of the exhausting hot jet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(2): 122-125. (in Chinese)
- [8] 黄勇, 郭志辉, 魏福清, 等. 小突片对收敛喷管推力特性的影响研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2001, 27(6): 687-689.
HUANG Yong, GUO Zhihui, WEI Fuqing, et al. Effect of tabs on the thrust of a convergent nozzle [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2001, 27(6): 687-689. (in Chinese)
- [9] 黄勇, 郭志辉, 魏福清, 等. 收扩喷管加小突片对尾喷流红外辐射的影响[J]. 航空动力学报, 2001, 16(1): 19-22.
HUANG Yong, GUO Zhihui, WEI Fuqing, et al. Effect of tabs fixed on a convergent-divergent nozzle on infrared radiation of exhausting jet [J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(1): 19-22. (in Chinese)
- [10] 左秀娟, 黄勇, 李永, 等. 喷管加装小突片强化射流混合的 PIV 测量[J]. 推进技术, 2004, 25(1): 15-18.
ZUO Xiujuan, HUANG Yong, LI Yong, et al. PIV measurements of the jet flows enhanced by tabs fixed on convergent-divergent (C-D) nozzles [J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(1): 15-18. (in Chinese)
- [11] 王强, 额日其太, 杨勇. 小突片强化混合结构三维流场数值模拟[J]. 推进技术, 2001, 22(3): 215-218.
WANG Qiang, Eriqitai, YANG Yong. Numerical simulation on three dimensional nozzle flow field with tabs [J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(3): 215-218. (in Chinese)
- [12] 黄宏艳, 王强. V 形尾缘喷管流场与红外特性的数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(2): 158-161.
HUANG Hongyan, WANG Qiang. Numerical simulation on flow field and infrared characteristics of chevron nozzles [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(2): 158-161. (in Chinese)
- [13] 单勇, 张靖周, 李立国. 直升机红外抑制器红外辐射特性的数值研究和实验验证[J]. 红外与毫米波学报, 2006, 25(2): 96-100.
SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, LI Ligu. Numerical calculation and experimental verification for the infrared radiation characteristics of helicopter infrared radiation suppressor [J]. Journal of Infrared and Millimeter Waves, 2006, 25(2): 96-100. (in Chinese)
- [14] Ludwig C B, Malkmus W, Reardon J E, et al. Handbook of Infrared radiation from combustion gases[R]. NASA SP-3080, 1973.
- [15] SHAN Yong, ZHANG Jingzhou. Numerical investigation of flow mixture enhancement and infrared radiation shield by lobed forced mixer[J]. Applied Thermal Engineering, 2009, 29(17-18): 3687-3695.