

DOI:10.16356/j.1005-2615.2020.04.004

导流片对大形状比出口弯曲混合管引射性能影响的数值研究

郑 禛, 张靖周

(南京航空航天大学能源与动力学院, 航空飞行器热管理与能量利用工业和信息化部重点实验室, 南京, 210016)

摘要: 采用数值模拟方法对波瓣喷管-大形状比出口弯曲混合管引射系统进行了流动分析, 重点研究导流片数目 (n) 和出口角 (β) 对引射性能的影响。与常规无导流片情形相比, 出口导流片改善了混合气流在排气出口附近的均匀性, 降低了喷管出口截面二次流流通的静压; 引射系数随导流片数的增加呈现单调增大的趋势, 在导流片数达到 8 以后继续增加导流片数量, 引射系数变化微弱, 相对于无导流片情形引射系数的增幅最大可达 20% 左右; 引射系数随导流片出口角的增加而呈现出先增大后减小的趋势, 存在一个相对较优的导流片出口角范围, 在出口角度为 78° 左右时可以获得高的引射系数和总压恢复系数。

关键词: 引射混合器; 弯曲混合管; 大形状比出口; 导流片

中图分类号: V231.3; V211.3 文献标志码: A 文章编号: 1005-2615(2020)04-0540-08

Numerical Study on Effects of Guide Baffles on Pumping Performance of Curved Mixing Duct with a Large-Aspect-Ratio Outlet

ZHENG Zhen, ZHANG Jingzhou

(Key Laboratory of Thermal Management and Energy Utilization of Aircraft, Ministry of Industry and Information Technology, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: A numerical investigation is performed to study the flow fields inside the specific mixer-ejector, composed of a lobed nozzle and a curved mixing duct with a large-aspect-ratio outlet. The effects of guide baffle number (n) and outflow angle (β) on the pumping performance are illustrated. When compared to the conventional no-baffle situation, the presence of guide baffles is demonstrated to improve the flow uniformity of mixing flow in the vicinity of exhaust outlet and reduce the static pressure of secondary flow passage at the primary nozzle exit. With the increase of guide baffle number the pumping coefficient is raised monotonically. However, beyond $n=8$, the guide baffle number has nearly no influence on the pumping coefficient. With respect to the conventional no-baffle situation, the pumping coefficient could be increased about 20% by the presence of outflow guide baffles at the best. With the increase of guide baffle outflow angle, the pumping coefficient takes on a first-increase and then-decrease tendency. An optimum outflow angle appears at $\beta=78^\circ$ approximately, achieving the maximum pumping coefficient and better total pressure recovery coefficient.

Key words: mixer-ejector; curved mixing duct; large-aspect-ratio outlet; guide baffles

引射器是一种利用主流喷射动量抽吸二次流的流体机械装置, 它结构简单, 已被广泛应用于飞

收稿日期: 2019-09-17; 修订日期: 2020-03-03

通信作者: 张靖周, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: zhangjz@nuaa.edu.cn.

引用格式: 郑禛, 张靖周. 导流片对大形状比出口弯曲混合管引射性能影响的数值研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(4): 540-547. ZHENG Zhen, ZHANG Jingzhou. Numerical study on effects of guide baffles on pumping performance of curved mixing duct with a large-aspect-ratio outlet[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(4): 540-547.

行器流动和传热控制、排气喷管降噪增推和红外辐射抑制^[1-5]。长期以来,针对引射混合器的主喷管选型、混合管结构的多参数影响以及引射混合器进出口气动参数等,国内外研究人员开展了大量的研究工作,譬如,在主喷管形式上,波瓣喷管已被证实具有较为理想的强化混合效果,缘于其能够在喷管出口诱导导出阵列的流向涡对,在涡扇发动机内外涵气流混合中得到有效利用^[6-10],将其应用于引射器中也能够起到增强引射能力的作用^[11-14]。在涡轴发动机排气系统红外抑制器中,引射混合管往往呈弯曲构型^[15-18],以有效遮挡腔体中高温部件的红外辐射。鉴于弯曲的混合管结构形式,与直流混合管相比,波瓣诱导的阵列流向涡沿程发展将形成复杂的变化,尤其是在引射系统中,喷管喷射的主流由于流线弯曲而影响其泵吸能力^[19-20]。

在直升机红外抑制技术发展,将排气系统和后机身一体化设计的先进红外抑制器无疑具备独特的优越性^[21],它将排气系统埋置于直升机后体,从而实现了高温部件红外辐射的有效遮挡;同时可以利用旋翼下洗气流和引射气流对高温部件和排气尾焰实施有效的冷却,因此被公认为代表了未来红外抑制器技术的发展趋势。在这种一体化设计的红外抑制器中,弯曲混合管排气喷口位于后机身两侧,具有大形状比的几何特征。唐正府等^[22-24]对波瓣喷管-大形状比出口弯曲混合管引射系统的气动和红外辐射特性进行了研究,研究表明由于弯曲混合管的剧烈过渡型面,在混合管内部二次流的影响下,波瓣诱导的流向涡在发展中被挤压破坏;任利锋等^[25]数值研究了弯曲混合管大形状比出口形状和旋翼下洗气流速度对红外辐射的影响,指出采用波瓣状的混合管出口相较矩形出口可以有效降低喷流核心区温度;Pan等^[26-27]对采用一体化红外抑制器的直升机模型进行了内外流耦合分析,获得了红外辐射强度空间分布。

大形状比出口弯曲混合管的进口气流流动方向与排气出流方向之间的夹角大,且在出口截面的排气速度极不均匀,因此对引射混合带来不利的影响。鉴于此,本文提出了在大形状比出口处设置导流片的方案,并采用数值模拟方法对带导流片的波瓣喷管-大形状比弯曲混合管引射系统进行流动分析,以揭示导流片的作用机制和效果,为改善其引射性能提供理论依据。

1 引射-混合器模型

图1为波瓣喷管-大形状比弯曲混合管引射系统物理模型示意图。模型由中心锥、收缩段、波瓣

喷管、混合管和导流片等组成。高温燃气通过喷管喷射,依靠主流动量的引射作用,外界冷空气从次流入口被抽吸进混合管。高温主流与引射次流在混合管内混合后从排气出口流出。

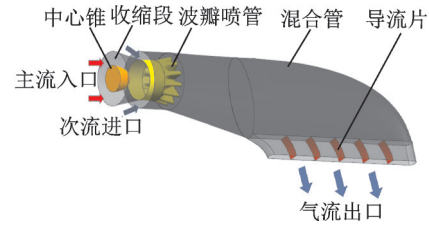


图1 波瓣喷管和弯曲混合管系统示意图

Fig.1 Schematic diagram of lobed nozzle and curved mixing duct system

模型具体结构参数见图2,包括:主流进口直径(d_m)为390 mm,收缩段长度(l_c)为350 mm,中心锥长度(l_c)为205 mm,直径(d_c)为96 mm。混合管分为直管段、过渡段和弯曲段。其中,直管段为圆柱管道,直径(d_m)为410 mm,长度(l_{m1})为400 mm;在过渡段,混合管截面由圆截面逐渐过渡到椭圆截面,过渡段长度(l_{m2})为950 mm,出口椭圆截面的长轴长度(A)为610 mm,短轴长度(B)为276 mm;混合管出口长度(l_{out})为1 900 mm,宽度(w)为80 mm,导流片高度(h)为150 mm。

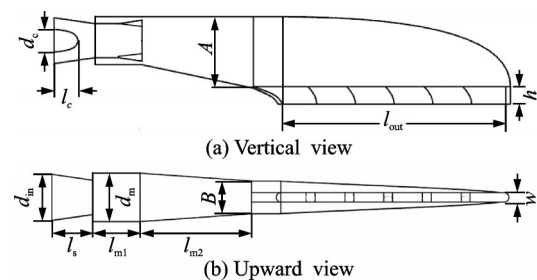


图2 混合管示意图

Fig.2 Schematic diagram of mixing duct

波瓣喷管结构参数如图3所示,12个瓣沿周向均匀分布,其中,喷管直径(d)为290 mm,波瓣扩张角(φ)为 28° ,波瓣外半径(R_{out})和内半径(R_{in})分别为175和75 mm,瓣宽(b)为29 mm,波瓣长度(L)为200 mm。

出口导流片结构如图4所示,导流片呈月牙

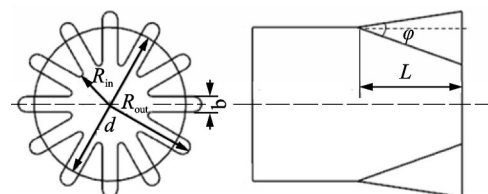


图3 波瓣喷管示意图

Fig.3 Schematic diagram of lobed nozzle

型,末端与弯曲段出口平齐。定义导流片的进口角(α)为导流片前缘切线方向与主流进口流动方向之间的夹角,出口角(β)为导流片尾缘切线方向与出口平面之间的交角。在本文研究中,导流片进口角 α 固定为 45° ,共设计了两组导流片系列:(1)在 $\beta=90^\circ$ 下改变导流片数 n (从1片到11片);(2)在 $n=5$ 下改变导流片出口角 $\beta(45^\circ, 60^\circ, 70^\circ, 75^\circ, 78^\circ, 82^\circ, 90^\circ$ 共7种)。

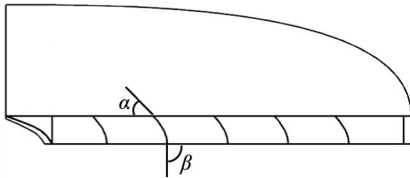


图4 导流片示意图

Fig.4 Schematic diagram of guide baffle

2 计算方法

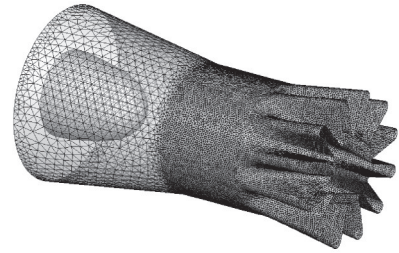
数值计算采用Fluent软件。鉴于低速引射器的特征,采用不可压缩的雷诺时均N-S方程(RANS)进行稳态求解。

主流为高温燃气,将其设置为质量流量入口,质量流量为 6.59 kg/s ,总温为 860 K ;计算考虑组分运输,主流假设为完全燃烧的燃气,其中氮气、二氧化碳和水蒸气质量占比分别为 0.706 、 0.209 和 0.085 。

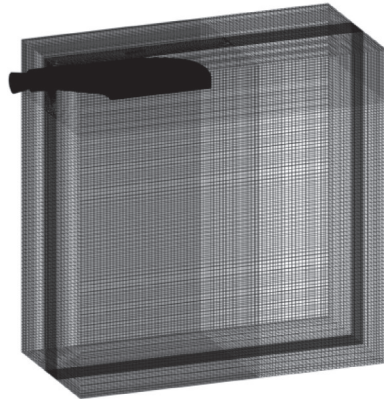
在引射-混合系统数值模拟中,为了保证排气喷流沿下游的掺混和发展,在外场空间选择上应尽可能使得外场边界不受到干扰,但同时也需考虑到计算网格量的因素。因此,本文设置了一个长、宽和高度分别为 6 、 3 和 6 m 的外场。设定边界的总压为环境大气压力,即 $101\,325 \text{ Pa}$,温度为环境温度 300 K ,次流进口设置为压力进口,各外场边界设置为压力出口。混合管出口为内外流耦合面,在外场的下游边界,所有变量按其法线方向偏导数为零处理。

计算该模型网格采用商用软件ICEM进行划分。由于波瓣喷管和弯曲混合管型面较为复杂,而外场结构较为简单,因此采用结构/非结构混合型网格划分,并对波瓣喷管和弯曲段进行局部加密。图5(a)和(b)分别显示了波瓣喷管及外场的网格划分,为满足网格无关性,在数值计算时预先进行了网格独立性验证,最终确定整个计算域网格数量约为 600 万个。参考已有的研究^[9,25-27],选用SST $k-\omega$ 双方程湍流模型,结合标准壁面函数处理进行湍流模拟。图5(c)为喷口对称截面上的气流温度分布

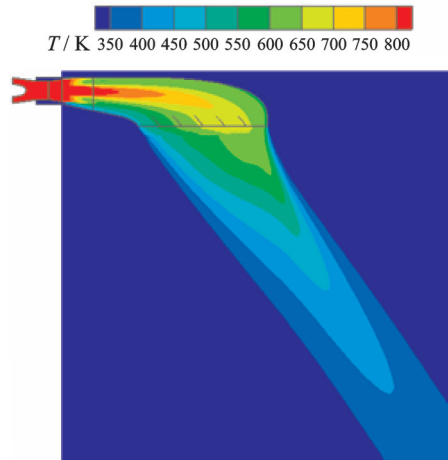
云图,可见喷流温度在出口下游迅速衰减,其在外场中的掺混可以得到有效的保证。



(a) Lobed nozzle



(b) External field



(c) Temperature contour

图5 局部网格和温度云图

Fig.5 Local grids and temperature contour

考虑到燃气组分的辐射传热,采用离散坐标辐射模型(DO模型),固体壁面的发射率设为 0.8 。所有流动传热与组分运输控制方程中的对流项均采用二阶迎风差分格式离散,扩散项均采用二阶中心差分格式离散,压力与速度耦合采用SIMPLEC算法。详细计算方法参见文献[26-27]。在计算过程中,当相对残差小于 1×10^{-5} 时,认为计算收敛。

本文采用引射系数 ϕ (也称引射流量比)和混合管出口总压恢复系数 σ 进行性能评价,分别为

$$\phi = \frac{m_s}{m_p} \quad (1)$$

$$\sigma = \frac{\int_A m_{out,i} p_{out,i} dA}{m_p p_p + m_s p_s} \quad (2)$$

式中: m_s 为引射气流质量流量, m_p 为主流质量流量, m_{out} 为出口质量流量; p_p 、 p_s 、 p_{out} 分别为主流进口、引射气流进口及混合管出口的质量加权平均总压值。

3 结果与分析

3.1 导流片对流场的影响

与未采用导流片的基准方式对比, 选择一个特定的导流片布置方式($n=5, \beta=90^\circ$)进行分析, 图 6 和图 7 分别为混合管对称截面上的流线分布和静压分布, 可见, 混合气流在大曲率的弯曲混合管中形成显著的流动偏转。在无导流片情况下, 由于高速主流冲击壁面, 在混合管外侧弯曲部分近壁面形成局部高压区, 如图 7(a)所示, 迫使主流改变流动方向。在混合管出口设置导流片后, 导流片类似于叶型, 气流在导流片前缘分成两股, 分别流向导流片外侧(吸力面)和内侧(压力面)。在内侧, 气流冲击导流片壁面, 速度下降形成高压区; 在外侧, 靠近导流片的气流先加速后减速, 静压随之先减小后增大, 在导流片外侧产生低压区, 如图 7(b)所示。

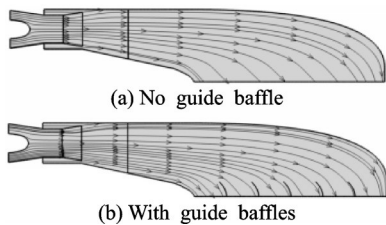


图 6 混合管对称面流线

Fig.6 Streamlines inside mixing duct at symmetric plane

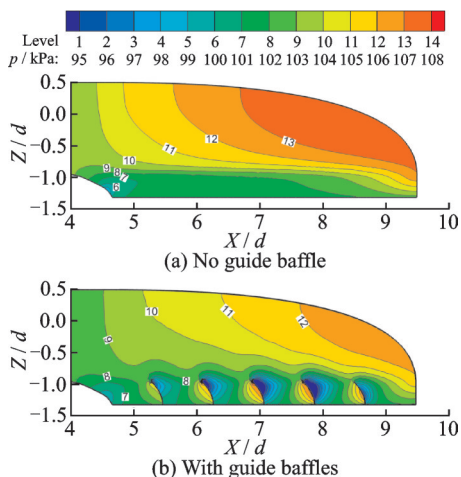


图 7 混合管对称面局部静压分布

Fig.7 Local static pressure distribution inside mixing duct at symmetric plane

图 8 和图 9 分别显示了在波瓣喷管出口截面对应于引射气流通道的静压分布和速度分布。对于无导流片情形, 见图 8(a)和图 9(a), 在喷管上部的引射气流流通截面, 静压要高于喷管的低部区域, 因此对于气流的泵吸能力有所下降, 这是由于混合管顶部的气流偏折影响了喷管上部主流的动量抽吸; 在混合管出口设置导流片后, 喷管出口截面的压力和速度分布依然呈现上下极不对称的特征, 但是喷管出口截面对应于引射气流通道的静压有一定程度的降低, 因此, 引射能力得到增强。

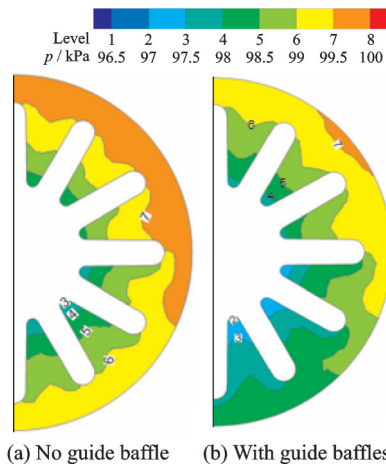


图 8 波瓣喷管出口局部静压分布

Fig.8 Local static pressure distribution at lobed-nozzle exit

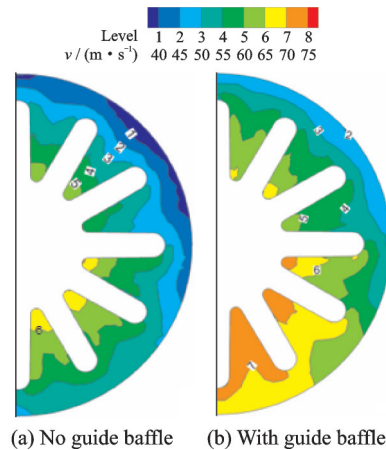


图 9 波瓣喷管出口局部速度分布

Fig.9 Local velocity distribution at lobed-nozzle exit

图 10 和图 11 分别为无导流片和有导流片时, 混合管出口及其下游 1 倍和 2 倍喷管直径截面上的温度分布。两种情形下, 混合管出口截面的温度分布均呈现出明显的不均匀性, 相对于无导流片情形, 带导流片结构的引射混合系统出口的温度整体有所下降, 这是其引射能力得以增强所致。同时从两者在混合管出口下游的掺混发展看, 无导流片时的温度分布呈现“棒槌”状, 而带导流片时的温度分

布呈现出“葫芦”状,表明大形状比出口处设置导流片可以强化喷流在混合管出口下游的掺混。

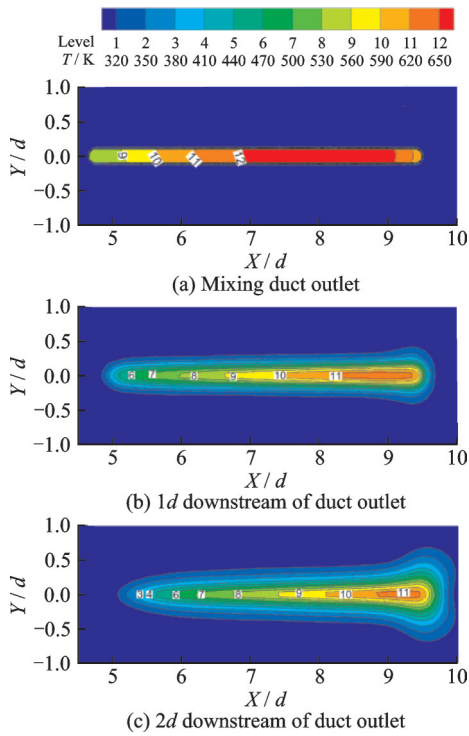


图10 无导流片温度分布
Fig.10 Temperature distributions in absence of guide baffles

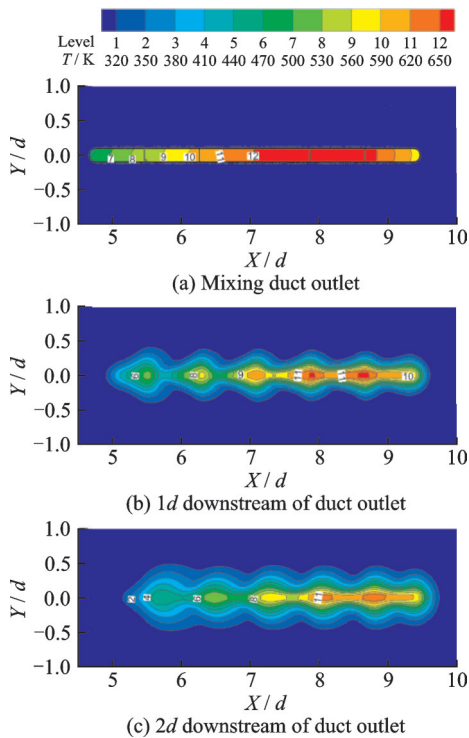


图11 有导流片温度分布
Fig.11 Temperature distributions in presence of guide baffles

3.2 导流片数量的影响

图12为 $\beta=90^\circ$ 时,在几种不同的导流片数量

下波瓣喷管出口截面对应于引射气流通道的静压分布。结合图8,可以发现,随着导流片数的增加,波瓣喷管出口截面对应于引射气流通道的静压分布整体呈现出降低的趋势,当导流片数增加至7以后,引射气流通道静压分布随导流片数的变化非常微弱。

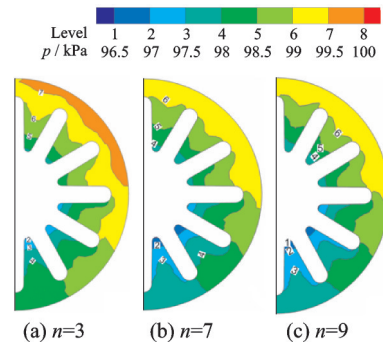


图12 导流片数对波瓣喷管出口局部静压分布的影响
Fig.12 Effect of baffle number on local static pressure distribution at lobed-nozzle exit

图13显示了导流片数量对引射系数和总压恢复系数的影响。如图13(a)所示,在本文所布置的导流片数范围内,引射系数随导流片数的增加而呈现出单调增大的趋势,但增加幅度逐渐变缓。在 $n=8$ 之后,继续增加导流片数量,引射系数变化不大,此时与无导流片混合管相比,引射系数提升了20%左右。结合图7(b)混合管对称截面静压分布可以看出,导流片可以降低混合管内部整体静压,提高进口的引射能力,且增加导流片数量可以进一步提升这种效果。从图13(b)可以看出,导流片数量对引射混合系统总压恢复系数的影响非常微弱。随着导流片数量变化,总压恢复系数在95.8%附近小幅波动,变化范围很小。增加导流片数量,一方面有利于改善混合管内部混合气流的流动,但同时也会增加气流绕掠导流片所产生的局部流动损失,两者的影响相互抵消。

3.3 导流片出口角的影响

图14为 $n=5$ 时,在几种不同的导流片出口角下波瓣喷管出口截面对应于引射气流通道的静压分布。结合图8可以发现,存在一个相对较优的导流片出口角,使得引射气流通道静压最低,该较优值出现在 $\beta=75^\circ$ 时,当导流片出口角较小时(譬如 $\beta=45^\circ$),该角度与无导流片时混合管出口的气流角很接近(参见图6(a)),因而对于混合气流流动施加的影响较小;但导流片出口角较大时(譬如 $\beta=90^\circ$),导流片则会导致混合气流在出口处的偏转过度,因此,合理的导流片出口角应是一个介于两者之间的角度。

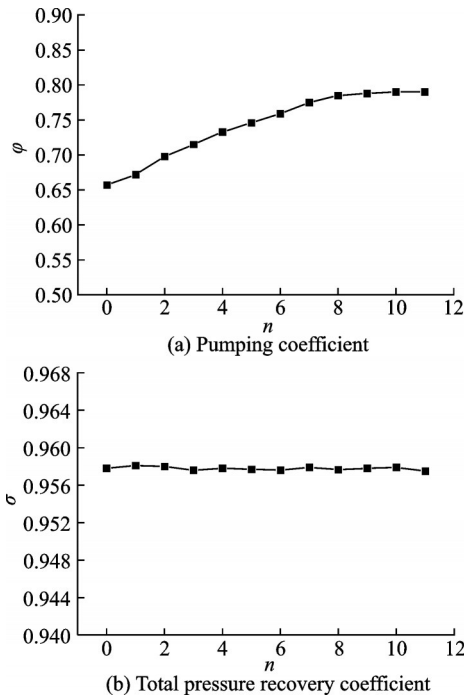


图 13 导流片数对引射系数和总压恢复系数的影响
Fig.13 Effect of baffle number on pumping coefficient and total pressure recovery coefficient

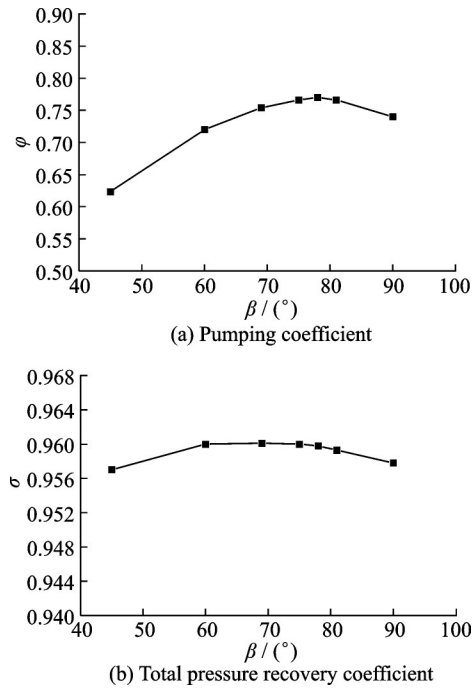


图 15 导流片出口角对引射系数和总压恢复系数的影响
Fig.15 Effect of baffle outflow angle on pumping coefficient and total pressure recovery coefficient

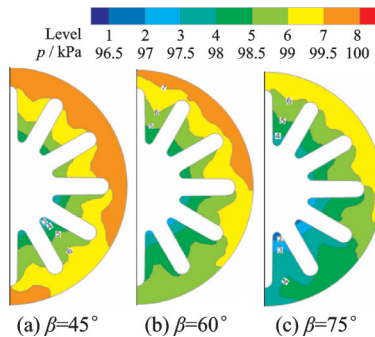


图 14 导流片出口角对波瓣喷管出口局部静压分布的影响
Fig.14 Effect of baffle outflow angle on local static pressure distribution at lobed-nozzle exit

图 15 显示了导流片出口角对引射系数和总压恢复系数的影响。如图 15(a)所示,在本文所布置的导流片出口角范围内,引射系数随导流片出口角的增加呈现出先增大后减小的趋势,在出口角度为 78°左右达到最佳值,与无导流片相比,引射系数提升约 16.7%。从图 15(b)可以看出,引射混合系统总压恢复系数随导流片出口角的增加也呈现出先增大后减小的趋势,除了导流片出口角度为 45°和 90°之外,总压恢复系数均为 96% 左右。这是由于混合管内存在较大的二次流损失,弯管导流片可以有效减小二次流范围,降低局部损失,总压恢复系数上升;而当偏转角度过大时,会引起气流脱离壁面,在壁面附近产生分离区,由此造成了涡流损失,压力损失增大。综上可知,设置适当角度的导流片

不仅可以提升混合管引射性能,也可以改善混合管内部流动。

4 结 论

本文提出了在大形状比出口处设置导流片的方案,并采用数值模拟方法对带导流片的波瓣喷管-大形状比弯曲混合管引射系统进行流动分析,主要研究结论如下:

(1) 在混合管出口设置导流片后,混合气流在排气出口附近的均匀性得到改善,喷管出口截面上引射气流流通的压力和速度分布虽然仍呈现上下极不对称的特征,但静压相对无导流片情形有一定程度的降低,因此,引射能力得到增强。

(2) 在大形状比弯曲混合管出口下游,无导流片时的气流温度分布呈现“棒槌”状,而带导流片时的温度分布则呈现出“葫芦”状,表明大形状比出口处设置导流片可以强化喷流在出口下游的掺混。

(3) 引射系数随导流片数的增加呈现出单调增大的趋势,在 $n=8$ 之后,继续增加导流片数量,引射系数变化不大,此时与无导流片混合管相比,引射系数提升了 20% 左右;导流片数量对引射混合系统总压恢复系数的影响非常微弱。

(4) 引射系数随导流片出口角的增加呈现出先增大后减小的趋势,在出口角度为 78°左右达到最佳值,与无导流片相比,引射系数提升约 16.7%;引射混合系统总压恢复系数随导流片出口角的增加

也呈现出先增大后减小的趋势。

本文所研究的导流片均设置在邻近混合管出口区域, 研究表明其可以在一定程度上起到提升引射的能力。进一步地, 可结合红外辐射的抑制, 研究其对于遮挡混合管高温内腔的作用效果, 同时也可以尝试导流片在混合管内部应用对气动和红外辐射的影响。

参考文献:

- [1] 张田野, 孙智, 孙建红, 等. 冲压空气引射进气道流场数值模拟[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(4): 486-492.
ZHANG Tianye, SUN Zhi, SUN Jianhong, et al. Numerical simulation of flow field in ram air inlet duct with ejector[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 51(4): 486-492.
- [2] 王丽燕, 檀妹静, 王振峰, 等. 低速引射对高超声速飞行器气动加热影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(4): 503-511.
WANG Liyan, TAN Meijing, WANG Zhenfeng, et al. Impact of low speed ejection on aerodynamic heating of hypersonic aircrafts[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(4): 503-511.
- [3] PRESZ W M. Mixer/ejector noise suppressors: AIAA Paper 91-2243[R]. USA: AIAA, 1991.
- [4] PRESZ W M, REYNOLDS G, MCCORMICK D C. Thrust augment using mixer-ejector-diffuser systems: AIAA Paper 94-0020[R]. USA: AIAA, 1994.
- [5] FRANCOIS T. Internal aerodynamics of infrared suppressors for helicopter engines[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1988, 33(4): 4-14.
- [6] POVINELLI L A, ANDERSON B H. Investigation of mixing in a turbofan exhaust duct[J]. AIAA Journal, 1984, 22(3): 518-525.
- [7] ECKERLE J K, SHEIBANI H, AWAD J. Experimental measurement of the vortex development downstream of a lobed forced mixer[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1992, 114(1): 63-71.
- [8] SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, XU Liang. Numerical investigation of aerodynamic and mixing characteristics of scarfed lobed mixer for turbofan engine exhaust system[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 26(2): 130-136.
- [9] LEI Z J, MAHALLATI A, YANG H, et al. Numerical and experimental investigation of highly swirling flows in a model turbofan lobed mixer: ISABE-2011-1822[R]. [S.l.]: [s.n.], 2011.
- [10] 刘友宏, 杜力伟, 李腾, 等. 非对称波瓣下外扩张角对 S 型喷管气动热力性能影响[J]. 推进技术, 2015, 36(5): 678-687.
LIU Youhong, DU Liwei, LI Teng, et al. Effects of downward-outward penetration angle of an asymmetric lobed mixer on aero-thermal dynamical performance of an s-shaped nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(11): 678-687.
- [11] PRESZ W M, MORIN B L, GOUSY R G. Forced mixer lobes in ejector designs[J]. Journal of Propulsion and Power, 1988, 4(4): 350-355.
- [12] ZHANG Jingzhou, SHAN Yong, LI Ligu. Computation and validation of parameter effects on lobed mixer-ejector performances[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2005, 18(3): 193-198.
- [13] LIU Y H. Experimental and numerical research on high pumping performance mechanism of lobed exhaust-ejector mixer[J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2007, 34: 197-209.
- [14] SHAN Y, PAN C X, ZHANG J Z. Investigation on incompressible lobed mixer-ejector performance[J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 31(1): 265-277.
- [15] 张靖周, 单勇, 李立国. 直升机排气系统用波瓣喷管引射-混合式红外抑制器研究[J]. 航空学报, 2007, 28(1): 32-36.
ZHANG Jingzhou, SHAN Yong, LI Ligu. Investigation on lobed nozzle mixer-ejector infrared suppressor for helicopter exhaust system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(1): 32-36.
- [16] BETTINI C, CRAVERO C, COGLIANDRO S. Multidisciplinary analysis of a complete infrared suppression system: ASME Paper GT2007-27721 [R]. [S.l.]: [s.n.], 2007.
- [17] MAHULIKAR S P, PRASAD H S S, POTNURU S K. Infrared signature suppression of helicopter engine duct based on "conceal and camouflage"[J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(3): 613-618.
- [18] PAN C X, ZHANG J Z, REN L F, et al. Effects of rotor downwash on exhaust plume flow and helicopter infrared signature[J]. Applied Thermal Engineering, 2014, 65: 135-149.
- [19] 单勇, 张靖周. 弯曲混合管引射系统引射-混合特性数值研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(2): 137-141.
SHAN Yong, ZHANG Jingzhou. Numerical computation for pumping and mixing performance on mixer-ejector with curved mixing duct[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 40(2): 137-141.
- [20] PAN C X, SHAN Y, ZHANG J Z. Parametric effects on internal aerodynamics of lobed mixer-ejector

- with curved mixing duct[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2014, 136: 061504.
- [21] ZHANG Jingzhou, PAN Chengxiong, SHAN Yong. Progress in helicopter infrared signature suppression [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(2): 189-199.
- [22] 唐正府,张靖周,单勇.波瓣喷管-狭长出口弯曲混合管引射混合特性分析[J].航空动力学报,2005,20(6):978-982.
TANG Zhengfu, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Investigation on ejecting and mixing characteristics of lobed nozzle with curved mixing duct and slot exit[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(6): 978-982.
- [23] 唐正府,张靖周.利用喷管引射和旋翼下洗的红外抑制器特性研究[J].南京航空航天大学学报,2007,39(3):288-292.
TANG Zhengfu, ZHANG Jingzhou. Flow and mixing characteristics inside infrared suppressor utilizing nozzle ejection and rotor downwash[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2007, 39(3): 288-292.
- [24] 唐正府,张靖周,王先炜,等.排气系统与尾机身一体化红外抑制器实验分析[J].航空动力学报,2007,22(2):233-237.
TANG Zhengfu, ZHANG Jingzhou, WANG Xianwei, et al. Experimental research on infrared suppressor integrating the exhaust system with the tail part of a helicopter[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2): 233-237.
- [25] 任利锋,张靖周,王先炜,等.直升机后机身内埋式红外抑制器隐身性能分析[J].红外与激光工程,2011,40(11):2091-2097.
REN Lifeng, ZHANG Jingzhou, WANG Xianwei, et al. Analysis of stealth properties on ir radiation suppressor embed inside helicopter rear airframe[J]. Infrared and Laser Engineering, 2011, 40(11): 2091-2097.
- [26] PAN C X, ZHANG J Z, SHAN Y. Modeling and analysis of helicopter thermal and infrared radiation [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 24(5): 558-567.
- [27] PAN C X, ZHANG J Z, SHAN Y. Effects of exhaust temperature on helicopter infrared signature [J]. Applied Thermal Engineering, 2013, 51: 529-538.

(编辑:夏道家)