

文章编号:1000-8055(2013)02-0331-07

引射/强迫式波瓣混合器开设通气狭缝 的流动分离控制

潘丞雄¹, 张靖周¹, 单 勇¹, 王先炜²

(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 中国直升机设计研究所, 江西 景德镇 333001)

摘 要: 为了抑制大扩张角波瓣混合器主流侧瓣顶内存在的流动分离现象,在基准波瓣混合器上开设了通气狭缝,通过数值模拟的方法研究了上述处理对次流分别为受迫流动和引射流动两种情况下的波瓣混合器抑制主流流动分离的效果. 研究表明:①波瓣扩张角小于 35° 时,波瓣混合器内没有任何的流动分离的现象发生,当波瓣扩张角增大到 35° 时,波瓣内开始出现流动分离,继续增大波瓣扩张角,则波瓣混合器内流动分离加大;②对于次流为受迫流动的大波瓣扩张角波瓣混合器而言,开设了通气狭缝后,流动分离得到了有效的抑制;③对于次流为引射流动的波瓣混合器而言,对存在流动分离的大波瓣扩张角波瓣混合器开设了通气狭缝后,流动分离并未得到了有效的抑制,通气狭缝的存在提前诱发主流侧流体的分离.

关 键 词: 波瓣; 波瓣扩张角; 流动分离; 通气狭缝; 数值模拟

中图分类号: V231

文献标志码: A

Flow separation control of lobed ejector/forced mixer by ventilation

PAN Cheng-xiong¹, ZHANG Jing-zhou¹, SHAN Yong¹, WANG Xian-wei²

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. China Helicopter Research and Development Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Jingdezhen Jiangxi 333001, China)

Abstract: To control flow separation inside the lobed mixer with a big lobed angle, ventilating treatment was performed on a baseline lobed mixer to reveal the effectiveness of ventilation on eliminating separation bubble inside the lobed mixer when secondary flow is forced or ejected by numerical simulation. Results show that: (1) When the lobed angle is below 35° , no separation is observed; when the lobed angle is at 35° , separation bubble begin to appear inside the lobed nozzle, when the lobed angle is above 35° , separation bubble augments. (2) Ventilating treatment on lobed forced mixer with a big lobed angle is able to eliminate the separation bubble inside the nozzle. (3) The same treatment on the other hand does not banish the separation bubble inside the lobed ejector mixer with a big lobed angle. In fact, the ventilating gap brings forward the separation phenomena rather than avoiding it.

Key words: lobed nozzle; lobed angle; flow separation; ventilation; numerical simulation

收稿日期: 2012-03-06

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130131.0829.201302.331_013.html

基金项目: 江苏省普通高校研究生科研创新计划(CXZZ11_0222)

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.

波瓣混合器诱导的流向涡极大地强化了主次流之间的掺混能力^[1],在直升机排气引射红外抑制系统^[2-4]、涡扇发动机内外涵道混合排气系统^[5-8]中得到了广泛的应用.已有的研究结果表明^[9-10]:波瓣混合器主次流掺混能力与波瓣扩张角的大小直接相关,在波瓣主流侧流体流动不发生分离的前提下,扩张角越大则其掺混的能力越强,该趋势直到波瓣主流侧流体流动发生分离后开始出现拐点.在实际应用中,为了缩减混合器的轴向长度,有时会采用短突型混合器,此时波瓣扩张角往往较大,易引起流动的分流,必须采取有效的措施,抑制波瓣混合器内流动分离现象的产生和发展.

流动分离的控制技术有被动控制和主动控制两大类.其中,被动控制主要有在流体即将分离之前的壁面处设置拌线,或者在壁面上开一些浅的凹凸槽等方法^[11];主动控制方法则有附面层吸除或者吹除^[12-14]、壁面冷却以及等离子体射流加速^[15-16]等方法. Sokhey^[5]曾针对波瓣混合器提出了在波瓣波峰侧开设通气狭缝以减弱甚至消除大扩张角波瓣混合器内部流动分离的方法,但目前国内外对此的研究甚少,特别是当二次流为引射气流时,该方法的有效性如何,尚未有清晰的认识.

本文的研究目的有两个方面:其一,通过改变波瓣扩张角的流场计算,分析波瓣扩张角与波瓣混合器内部流动分离的内在关系;其二,针对大扩张角波瓣混合器,在二次流分别为强迫流动(强迫混合器)和引射流动(引射混合器)的条件下,分析波峰侧开设通气狭缝的流动分离抑制效果,并分析通气狭缝开设位置的影响.

1 物理模型

本文所研究的物理模型如图 1 所示,波瓣混合器进口直径为 400 mm,波瓣型面与混合器直管段光滑过渡,且保持波瓣出口截面与直管段截面面积相等,波瓣混合器共 12 瓣,沿周向均匀布置,瓣宽 $b=40$ mm,瓣高 $h=200$ mm,瓣长 l 可调以实现不同的波瓣扩张角,波瓣内直径 $D_{in}=200$ mm,外直径 $D_{out}=600$ mm,上下波瓣扩张角 α 相同;波瓣混合器外侧同心套管直径为 640 mm;混合器出口外场选取为直径为 3 000 mm、长为 4 000 mm 的外部空间.由于该结构为周期性结构,本文模拟时仅计算了该结构的 1/12 区域,如图 1(b)所示.

波瓣结构如图 2 所示.本文设计了 20° 、 30° 、 35°

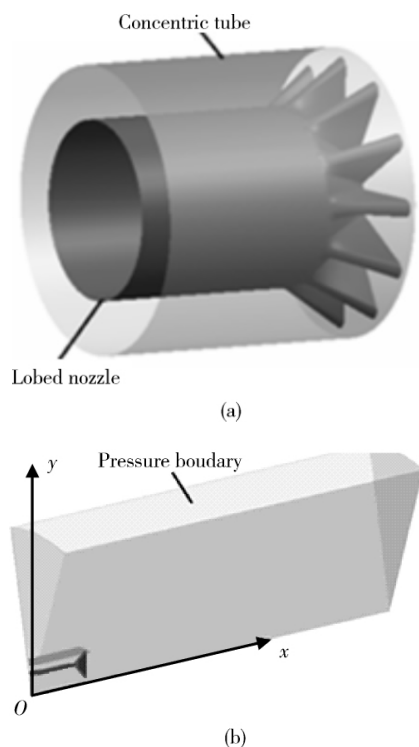


图 1 物理模型

Fig. 1 Simulation models

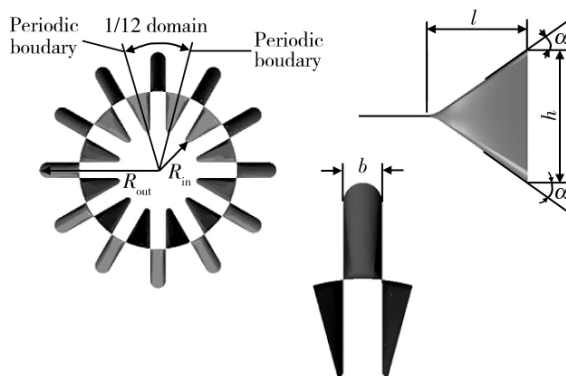


图 2 波瓣结构

Fig. 2 Details of lobed nozzle

和 40° 共计 4 种不同波瓣扩张角的波瓣混合器,以获得波瓣扩张角与波瓣内侧主流流动分离的临界关系;而后针对大扩张角波瓣混合器,通过在其流动分离的临界位置及上下游开通气狭缝(如图 3 所示)以探讨减弱甚至消除大扩张角波瓣混合器内部流动分离的现象从而提高大扩张角波瓣混合器流动性能的合理方案.在波瓣波峰上开设通气狭缝的基本思想在于:借鉴附面层吹除的原理,将二次流由狭缝引入低动能的主流附面层,从而抑制波瓣混合器内侧主流分离泡的发生与发展.

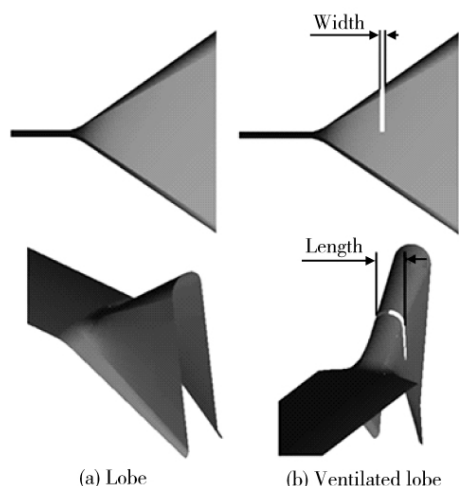


图3 波瓣开设通气狭缝的波瓣示意图

Fig. 3 Lobe and ventilated lobe

2 数值计算方法

流场计算使用 Fluent 软件. 本文计算中流动、传热控制方程中的对流项均采用 2 阶迎风差分格式, 扩散项采用 2 阶中心差分格式, 压力与速度耦合采用 SIMPLEC (semi-implicit method for pressure linked equations consistent) 算法. 紊流模型选用 SST (shear-stress transport) $k-\epsilon$ 模型.

2.1 边界条件

本文模拟时所设定的波瓣混合器进口雷诺数 $Re=2 \times 10^5$, 排气总温为 900 K, 紊流强度为 5%; 同心套管二次流进口设为压力进口, 针对强迫混合器和引射混合器分别给定两种进口压力:

1) 强迫混合器, 依据涡扇发动机混合器内外涵总压关系的常用比值范围, 选取二次流总压为主流总压的 1.05 倍, 以模拟次流存在独立能量供给源的强迫流动的情况.

2) 引射混合器, 二次流进口设为环境压力, 以模拟次流为引射的情况, 该边界条件常见于直升机的排气系统中.

二次流的总温均设为 300 K. 外场压力则为标准大气压 (1.0×10^5 Pa), 总温为 300 K. 混合器固体壁面采用流体无滑移的流-固耦合面, 允许其与壁面附近冷热流体进行对流换热.

2.2 网格划分

采用 ICEM-CFD 软件划分网格. 网格划分时采用结构化与非结构化混合的网格系统, 即在结构或网格尺寸变化较为复杂的区域采用适应能力较强的非结构化网格, 而在结构或网格尺寸变化均匀的区域采用结构化网格, 以求提高网格对结

构适应性的同时降低网格总数, 从而提高计算效率. 该套网格系统实际使用的结果表明较全计算域均采用非结构网格方案, 混合网格方案的网格总数可降低 70%~80%, 以计算域内结构化与非结构化混合的网格总数为 300 万的算例为例, 若该计算域全部采用非结构网格, 则在保证两种网格划分方案网格尺度相同的情况下, 全计算域采用非结构网格方案的网格数将超过 1300 万, 可见混合网格方案对于提高计算效率的效果极为明显. 为了准确模拟流动分离, 在波瓣混合器壁面附近采用 12 层附面层网格以实现壁面处局部网格加密, 计算结果表明加密后波瓣混合器近壁区 y^+ 最大值为 5, 最小值为 0.5, 平均值为 2. 为了验证网格的独立性, 本文共设计了 5 套网格, 计算域内网格数分别为 300 万、350 万、400 万、450 万和 500 万, 其差异主要在包裹波瓣混合器的网格加密区大小及加密区内网格尺寸设置不同. 计算结果表明, 网格总数达到 450 万时, 波瓣混合器出口压力分布、温度分布及流体对波瓣壁面的切应力不再随网格数而改变.

3 结果与分析

3.1 波瓣扩张角对流动的影响

图 4 给出了不同波瓣扩张角下混合器对称面沿流向的壁面切应力分布, 通过该分布可以准确地判断流动分离的出现及位置 (混合器对称面上沿流向的壁面切应力由正变为负则表明壁面处流体出现了逆流, 即流动出现了分离). 从图中可以看出: 4 种不同波瓣扩张角的波瓣混合器在直管段向波瓣型面过渡的区段都存在壁面切应力突然增大的现象, 这是由于该区域气流流动受到流道

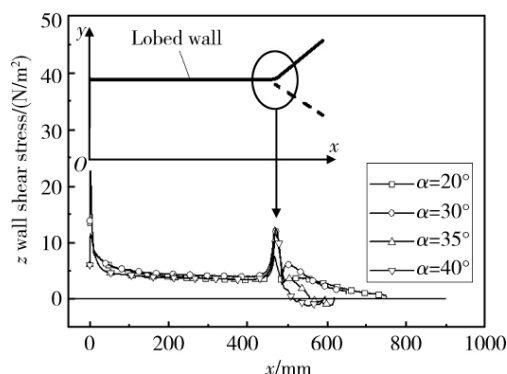


图4 波瓣混合器对称线上的壁面切应力

Fig. 4 Wall shear stress on lobed mixer symmetry line

型面的变化而形成强烈局部扰动所至;另外值得注意的是,当波瓣扩张角小于 35° 时,由于不存在流动分离的现象,故混合器对称面上沿流向的壁面切应力大小始终为正值,当波瓣扩张角大于 35° 后,混合器对称面上沿流向的壁面切应力出现了小于 0 的现象,说明壁面附近流体出现了逆流,即发生了流动分离的现象,其中 35° 和 40° 波瓣扩张角波瓣混合器波峰内侧流动分离的具体情况如图 5 所示,这个结果与文献[9-10]中给出的结果完全吻合,而其值从正值变为负值的临界点即被认为是流动分离发生的起始位置.从该位置的具体坐标可以知道, 35° 和 40° 两种波瓣扩张角的混合器分离起始位置分别发生在 x 向 560 mm 和 515 mm 的位置,即随着波瓣扩张角的增大,分离点向波瓣混合器前端移动.

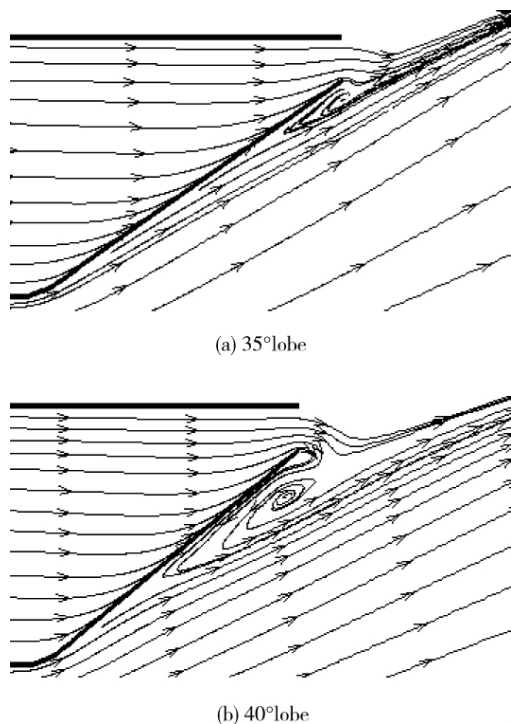


图 5 基准波瓣混合器内部流线

Fig. 5 Streamline of baseline lobed mixer

3.2 波峰开设通气狭缝的流动分离抑制效果

为了考察在波瓣上开设通气狭缝对抑制流动分离的效果,针对波瓣扩张角为 35° 的波瓣混合器,在其出现分离的起始位置以及相对该位置上下游各 20 mm 处开设通气狭缝,为便于分析,3 种开缝位置分别定义为 35°V1 , 35°V2 和 35°V3 . 其中 35° 代表波瓣扩张角为 35° ; V 代表在波瓣上开设通气狭缝,狭缝宽为 4 mm,缝长为 40 mm,狭缝

长与宽定义见图 3; 1, 2 和 3 分别代表采取上述处理所在的 x 向的位置为 540, 560 mm 和 580 mm.

3.2.1 强迫混合器

图 6 给出了二次流为强迫流动条件下,不同通气狭缝开设位置对混合器内部流动分离区附近局部流动的影响,图 7 为波瓣扩张角 35° 基准波瓣及在其基础上经过开缝处理的波瓣混合器出口速度分布. 如果出口速度分布中存在负速度的区域则说明出现了主流侧流动分离,因此通过该图可

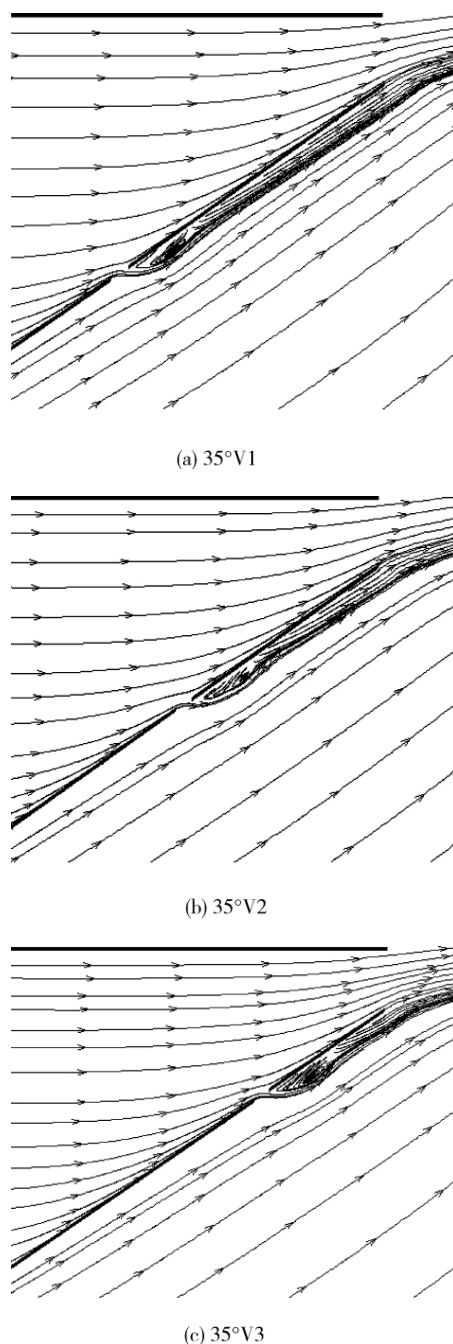


图 6 强迫式波瓣混合器局部流场

Fig. 6 Local flow fields for lobed forced mixer

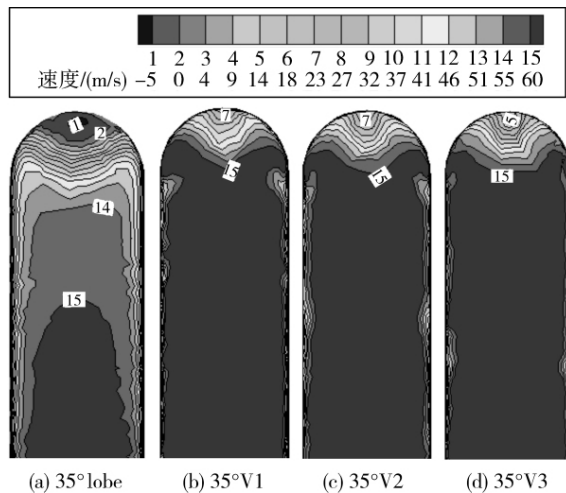


图7 强迫式波瓣混合器出口速度分布

Fig. 7 Velocity distributions of lobed forced mixer

以直观的观察流动分离的存在与否. 为了突出重点, 图中仅给出了波瓣顶处的局部速度分布.

可以看出不论开设通气狭缝的位置如何, 在二次流强迫流动情况下, 二次流进入通气狭缝后, 由于其具有较高的流动能量, 在进入主流附面层的前缘因流线折转而引起的小尺度分离, 然后二次流气体迅速贴壁流动, 补充了主流附面层流动的能量, 使得主流流动的分流泡完全消除. 说明在二次流受迫流动的情况下, 波瓣波峰上开设通气狭缝具有消除主流侧流动分离的效果. 通过混合器出口的速度分布也可以得到相同的结论, 由于次流流入主流侧, 补充了主流侧流体的动能, 并与主流侧流体一同向下游发展, 使得混合器出口处不再有负速度的区域, 而是具有了完全附壁的速度梯度.

3.2.2 引射混合器

图8给出了二次流为引射流动条件下, 不同通气狭缝开设位置对混合器内部流动分离区附近局部流动的影响. 图9为波瓣扩张角 35° 基准波瓣及在其基础上经过开缝处理的波瓣混合器出口速度分布. 可以看出对于引射混合器, 开设了通气狭缝后, 流动分离并未得到有效的抑制. 所有开设了通气狭缝的方案, 分离区均仍然存在, 分离区起始的位置与狭缝的位置紧密相关, 狭缝开设的位置向上游移动, 则分离区的起始位置也随之向上游移动, 且按照分离区起始位置的前后关系排序得到最早分离的结构为 $35^\circ V1$, 其余依次为 $35^\circ V2$ 和 $35^\circ V3$. 可见在大扩张角存在分离的引射式波瓣混合器上开设通气狭缝并不能有效地抑制流动分离的现象, 甚至会诱导主流流动分离区的扩大.

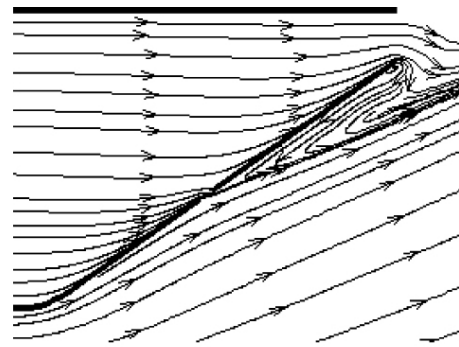
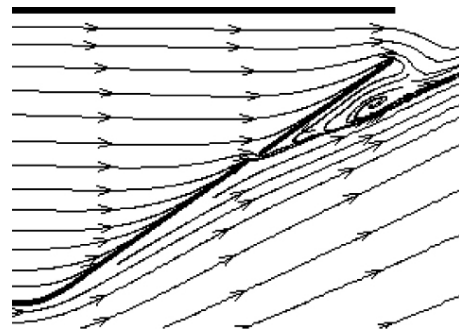
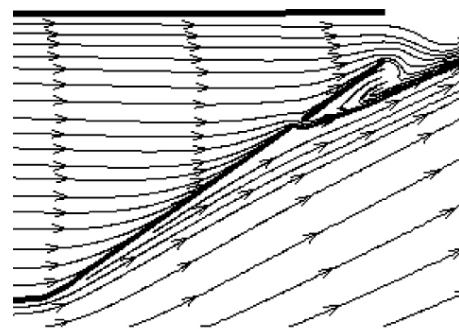
(a) $35^\circ V1$ (b) $35^\circ V2$ (c) $35^\circ V3$

图8 引射式波瓣混合器局部流场

Fig. 8 Local flow fields for lobed ejector mixer

究其原因可以从流动分离的起因以及控制机理加以认识. 逆压流动时, 主流附面层内的流体以流动动能的损耗来平衡逆压力梯度, 在流动动能损耗殆尽后, 流体出现分离. 开设通气狭缝抑制流动分离的基本原理是利用次流动能对亏能的主流附面层进行动能的补充, 以维持主流的逆压流动, 这一点在强迫混合器中能够得到充分体现: 对于强迫混合器, 次流具有强迫流动的特征, 所以才能通过开设通气狭缝导引动能充足的次流由狭缝引入低能的主流附面层, 进而抑制波瓣混合器内流动的分流; 但对于引射混合器, 其特点为次流本身没有独立的能量驱动, 次流的动能完全由主流的

引射来提供,故针对该结构开设通气狭缝,主流在逆压流动的情况下自身已无法维系贴壁流动,更难以通过引射次流来补充主流动能亏损的附面层。

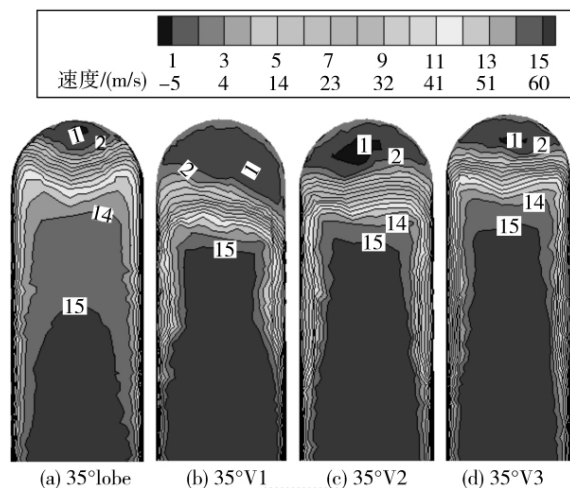


图9 引射式波瓣混合器出口速度分布

Fig. 9 Velocity distributions of lobed ejector mixer

4 结 论

在本文所讨论的范围和设定的条件下,取得了以下主要结论:

1) 波瓣扩张角小于 35° 时,波瓣混合器内没有流动分离现象的发生,当扩张角增大到 35° ,波瓣内开始出现大尺度的流动分离,随着波瓣扩张角的增大,分离点向波瓣混合器前端移动。

2) 对于强迫式波瓣混合器,次流具有强迫流动的特征,能够通过开设通气狭缝导引动能充足的次流由狭缝引入低能的主流附面层,进而抑制波瓣混合器内流动的分离。

3) 对于引射式波瓣混合器,次流自身没有独立的能量驱动,次流的动能完全由主流引射来提供,因此难以通过通气狭缝导引引射次流来补充主流动能亏损的附面层,无法起到抑制主流流动分离的效果。

参考文献:

[1] Presz W M, Morin B L, Blinn R F. Short efficient ejector systems[R]. AIAA-87-1837, 1987.

[2] 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. (in Chinese)

[3] 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(4): 95-100. SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, LI Ligu. Numerical calculation and experimental verification for the inferred radiation characteristics of helicopter infrared radiation suppressor[J]. Journal of Infrared and Millimeter Waves, 2006, 25(4): 95-100. (in Chinese)

[4] 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.

[5] Sokhey J S. Experimental performance evaluation of ventilated mixers; a new mixer concept for high-bypass turbofan engines[J]. Journal of Aircraft, 1984, 21(8): 567-575.

[6] 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 & Astronautics, 2009, 26(2): 130-136.

[7] 刘友宏, 樊超, 谢翌, 等. 波瓣数对波瓣强迫混合排气系统性能影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1683-2689. LIU Youhong, FAN Chao, XIE Yi, et al. Effect of lobe numbers on the performance of a lobed mixer in the forced mixing exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8): 1683-2689. (in Chinese)

[8] Yu S C M, Hou Y, Chan W K. Scarfing and scalloping effects on lobed forced mixer at low-speed conditions[J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(3): 440-448.

[9] 单勇, 张靖周. 波瓣喷管结构参数对引射混合器性能影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(6): 973-977. SHAN Yong, ZHANG Jingzhou. Numerical investigation on the effects of lobe nozzle geometric parameters on mixer-ejector performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(6): 973-977. (in Chinese)

[10] O'Sullivan M N, Waitz I A, Greitzer E M, et al. A computational study of viscous effects on lobed mixer flow features and performance[R]. AIAA-94-3085, 1994.

[11] 谢杰, 许劲松, 郁程. 圆柱绕流的流动分离控制[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2011, 34(4): 401-406. XIE Jie, XU Jinsong, YU Cheng. A flow separation control on cylinder flow[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2011, 34(4): 401-406. (in Chinese)

[12] 伊进宝, 乔渭阳, 孙大伟. 低压涡轮叶栅流动分离主动控制实验研究[J]. 航空学报, 2007, 28(5): 1055-1061. YI Jinbao, QIAO Weiyang, SUN Dawei. Experimental investigation of active control of flow separation at low-pressure turbine cascade[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(5): 1055-1061. (in Chinese)

[13] 刘小民, 周海洋. 低压透平叶片流动分离主动控制的数值研究[J]. 西安交通大学学报, 2010, 44(9): 21-26. LIU Xiaomin, ZHOU Haiyang. Numerical study on active flow separation control for low-pressure turbine blade[J].

- Journal of Xi'an Jiaotong University, 2010, 44(9): 21-26.
- [14] 周杨, 邹正平, 刘火星, 等. 边界层吹吸气对高负荷扩压叶栅性能的影响[J]. 推进技术, 2007, 28(6): 647-652.
- ZHOU Yang, ZOU Zhengping, LIU Huoxing, et al. Effects of co-flow jets in boundary layer on highly loaded compressor cascade performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(6): 647-652. (in Chinese)
- [15] 李应红, 梁华, 马清源, 等. 脉冲等离子体气动激励抑制翼型吸力面流动分离的实验[J]. 航空学报, 2008, 29(6): 1429-1435.
- LI Yinghong, LIANG Hua, MA Qingyuan, et al. Experimental investigation on airfoil suction side flow separation by pulse plasma aerodynamic actuation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(6): 1429-1435. (in Chinese)
- [16] 吴云, 李应红, 朱俊强, 等. 等离子体气动激励抑制压气机叶栅角区流动分离的仿真与实验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 830-835.
- WU Yun, LI Yinghong, ZHU Junqiang, et al. Computational and experimental investigation of plasma aerodynamic actuation based corner flow separation control in a compressor cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 830-835. (in Chinese)