

DOI:10.16356/j.1005-2615.2017.03.009

波瓣强迫混合器掺混及燃烧模型实验

陆斌 张靖周 单勇 何小民

(南京航空航天大学能源与动力学院,江苏省航空动力系统重点实验室,南京,210016)

摘要:针对一个带中心内锥结构的二元波瓣强迫混合器,在模拟加力燃烧室的实验装置上对其掺混和燃烧性能进行了模型实验研究,并与常规的平行进气混合结构进行对比分析。实验结果表明:波瓣混合器使得内、外涵混合气流沿通道高度方向的总压和总温分布趋于均匀,总压损失略大于常规混合器。在相同的油气比下,波瓣混合器可以使燃烧效率较常规混合器提高约 10%,而且对点火和燃烧的稳定性起到了明显的改善作用。

关键词:波瓣强迫混合器;总压分布;温度分布;燃烧效率;模型实验

中图分类号:V231.3; V211.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2017)03-0370-06

Model Experiment on Mixing and Combustion of Lobed Forced Mixer

LU Bin, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong, HE Xiaomin

(Jiang Su Province Key Laboratory of Aerospace Power System, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Aiming at a two-dimensional lobed forced mixer with an internal central cone, a series of model experiments are performed to investigate the mixing and combustion performance on an experimental setup simulating the afterburner, and the experimental results are compared with that of a conventional mixer. The results show that the lobed forced mixer makes the distribution of total pressure and total temperature of the mixing flow between the primary stream and the bypass stream tend to be uniform along the passage height direction. The total pressure loss produced by the lobed forced mixer is a little bigger than that by the conventional mixer. By using the lobed forced mixer, the combustion efficiency is increased approximately 10% related to the conventional mixer under the same fuel-air ratio. It is also revealed that the lobed forced mixer is benefit for improving the igniting and combustion stability.

Key words: lobed forced mixer; total pressure distribution; temperature distribution; combustion efficiency; model experiment

混合器是将两股压力、温度和速度不同的气流加以混合的机械装置,在航空发动机排气系统中具有广泛的应用,如降低排气噪声^[1-2]、抑制尾焰红外辐射^[3-4]、增进混合效率等^[5-6]。在加力燃烧室中,混合器结构对内外涵气流的混合以及燃烧组织具有重要的影响,常规的环形混合器虽具有结构简单、气动损失小等优点,但由于内外涵为平行进气,两股气流之间的混合主要依赖于射流间的剪切作

用,混合效率偏低,从而造成外涵出口下游的气流含氧量高但温度低,而内涵出口下游的气流温度高但含氧量低,不利于加力燃烧过程的组织。因此高效掺混的混合器,尤其是波瓣强迫混合器成为加力燃烧室以及其他新型组合燃烧室关注的一个问题^[7-11],王伟龙等人^[12]针对一种改进型一体化加力燃烧方案进行了数值模拟研究,研究结果表明,采用波瓣混合器的方案具有较优的总体性能。

收稿日期:2016-12-01;修订日期:2017-04-17

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:陆斌,张靖周,单勇.波瓣强迫混合器掺混及燃烧模型实验[J].南京航空航天大学学报,2017,49(3):370-375. LU Bin, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Model experiment on mixing and combustion of lobed forced mixer[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(3): 370-375.

国内外研究人员对于波瓣混合器的流场特征、强化混合机制以及影响因素开展了大量的研究工作^[13-19],但对于波瓣混合器在加力燃烧室中的燃烧效果相关实验研究却并不充分。本文设计了一种典型结构的波瓣混合器,在燃烧实验器上对其掺混和燃烧性能进行了模型实验研究,并与常规的平行进气混合结构进行了对比分析,以加深对于波瓣混合器改善燃烧性能机制的认识。

1 实验过程简介

1.1 实验系统

实验系统如图 1 所示。进气系统包括气源和管道,来自于压气机(最大压力 0.8 MPa,最大总流量 1.5 kg/s)的驱动气流分为两路:一路气流经燃气发生器、稳流段和过渡段进入测试段,该路气流即混合器内涵气流;另一路气流则经电加热器、稳流段和过渡段进入测试段,该路气流即外涵气流。两股气流在测试段形成混合,并进行燃烧,从排气管道排出。外涵管路上设有调节阀,用于调节两路气流的流量分配或内外涵涵道比(Bypass ratio, BR)。同时两股气流在进入混合器之前,分别由各自的标准流量计、总压和温度探针测量其进口质量流量、总压和静温。

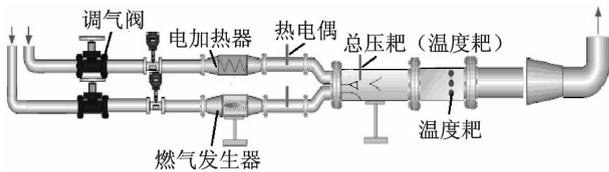


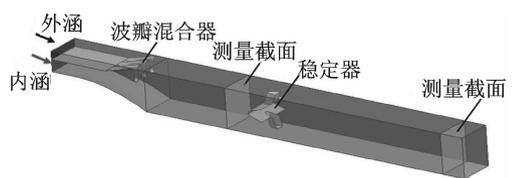
图 1 实验系统示意图

Fig. 1 Schematic of experimental setup

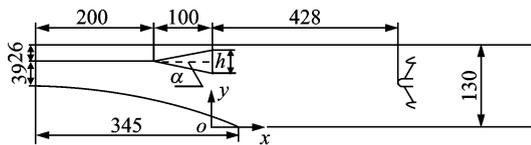
实验段如图 2(a)所示,内、外涵气流分别经各自的管路进入混合器进口截面,该截面宽度为 120 mm,隔流板将其分成两股通道高度分别为 39 mm 和 26 mm 的内、外涵通道,其中内涵通道下壁为曲率壁面,用以模拟加力燃烧室内锥,主要结构参数如图 2(b)所示,混合器出口截面位置定义为 $x=0$ mm;混合器采用常规平行进气和波瓣强迫型两种方式,常规混合器即为一块长 100 mm、宽 120 mm 的平板。波瓣强迫混合器结构如图 2(c)所示,波瓣混合器的上下扩张角均选为 $\alpha=14^\circ$,波瓣长度为 100 mm、宽度为 20 mm;燃烧实验时,稳定器前端位于混合器出口下游 $x=428$ mm 处,燃油由布置在稳定器上游($x=300$ mm)处的喷嘴注入加力燃烧室。本文实验采用了简单 V 型和内外伸 V 型两种型式的稳定器,如图 2(d)所示。

1.2 实验测试

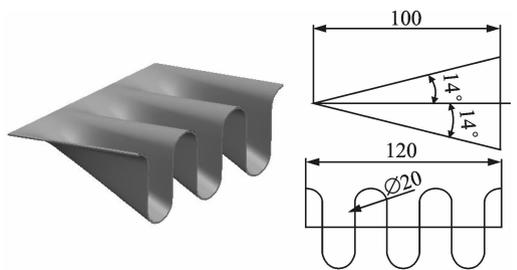
本文包括 3 组实验:



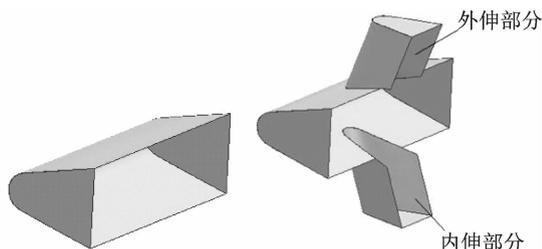
(a) Geometric



(b) Geometric parameters



(c) Lobed mixer



V 型

内外伸 V 型

(d) Stabilizer

图 2 测试段示意图

Fig. 2 Schematic of test section

(1) 冷态总压分布测试实验。实验中,内涵气流质量流量为 0.3 kg/s,外涵气流的涵道比为 0.5。

(2) 热态静温分布测试实验。实验中,内涵气流质量流量为 0.226 kg/s,静温控制在 700 K;外涵气流的涵道比为 0.55 和 1.21 两种,静温为常温。

(3) 燃烧测试实验。内涵质量流量为 0.353 kg/s,进口静温为 800 K;外涵气流涵道比为 0.429 和 1.0 两种,进口静温为 400 K。油气比范围为 0.028~0.054。

前两组实验未涉及燃烧过程,因此,实验测试时,通道内未设置稳定器,测试截面选择为 $x=350$ mm,该测试截面位于燃油喷嘴和稳定器之间,该处静温采用镍铬-镍硅热电偶(分度号:K)测量,测量精度为 0.4%。燃烧实验中,测试截面选择在 $x=1200$ mm 处,出口温度使用水冷双铂铑热电偶(分度号:B)温度靶测量,测量精度为 0.5%。热态实验的实验测点及燃油喷嘴在平面内的相对布置如图 3 所示,其中测量靶所对应的 3 条测试线分别位

于 $z=0$ mm, $z=45$ mm 和 $z=-30$ mm。燃烧实验的测点仅为 $z=0$ mm 处的 5 个测点。

燃烧实验中,为了模拟加力燃烧室内涵和外涵进气温度以及相应的气流组分,采用内涵燃气加热、外涵电加热的方式,即进入内涵通道的来流为单管燃烧室燃烧后的燃气。本文实验中的燃烧效率计算方法为

$$\eta = \frac{f_{65}(iT_8 - iT_{65}) + C_{p8}T_8 - C_{p65}T_{65} + f_{AB}(iT_8 - iT_0)}{f_{AB}H_f} \quad (1)$$

式中: iT_8 , iT_{65} , iT_0 分别代表温度为 T_8 , T_{65} 及 288.16 K 时的“等温燃烧焓差”; $C_{p8}T_8$ 为出口测试截面平均温度为 T_8 的空气焓; $C_{p65}T_{65}$ 为加力燃烧室进口平均温度为 T_{65} 的空气焓; f_{65} 为加力燃烧室进口截面平均油气比; f_{AB} 为加力油气比; H_f 为燃料热值。

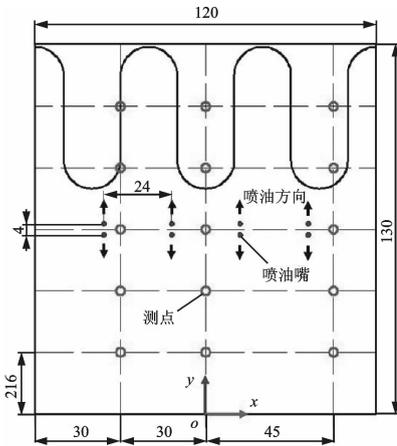


图3 测点及喷油嘴分布

Fig. 3 Distribution of test and injection locations

2 实验结果及分析

2.1 冷态总压分布

图4为冷态实验测试得到的混合器出口下游 $x=350$ mm截面上内、外涵混合后的总压分布。可以看出,波瓣混合器使得该截面上的混合气流总压分布趋于均匀,比较而言,常规混合器在 $y=100$ mm上方的总压明显大于波瓣混合器。由于常规混合器下游并不产生较强的涡流结构,因此对于不同的 z 位置,总压的分布并无较大的差距。而对于波瓣混合器而言,不同的 z 位置对应着波瓣产生的流向涡结构的不同位置,这导致总压分布在 z 方向上有所差异。

引入内外涵进口平均总压 p_0 ,如式(2)定义

$$p_0 = \frac{p_s \cdot m_s + p_p \cdot m_p}{m_s + m_p} \quad (2)$$

式中: p_p 和 p_s 分别为内涵和外涵的进口总压; m_p 和 m_s 分别为内涵和外涵的进口质量流量。

近似地,将各测点的总压算术平均值作为该截

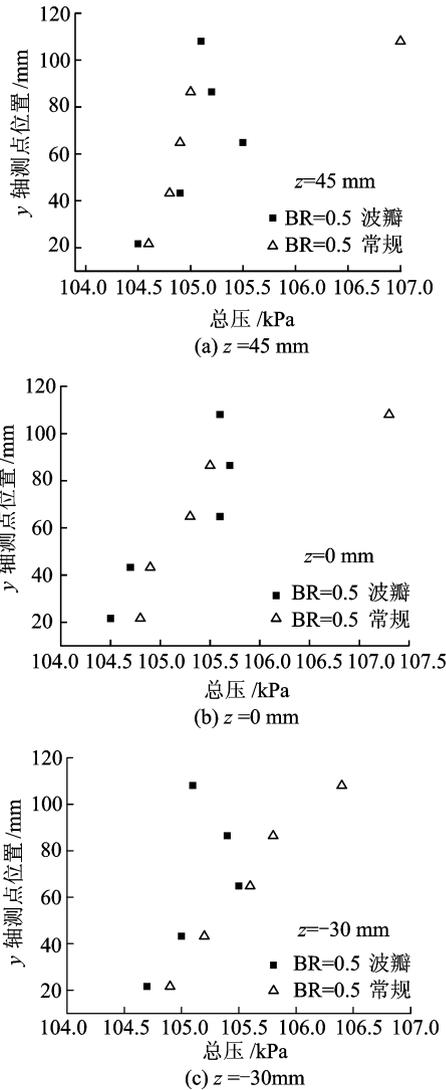


图4 冷态条件下总压分布

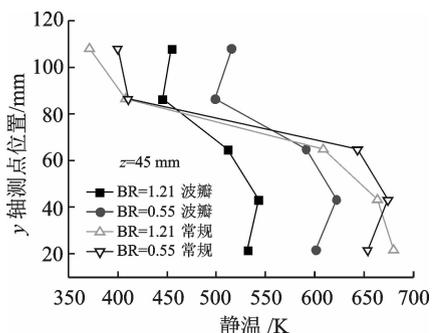
Fig. 4 Distribution of total pressure under cold status

面的混合流平均总压,可以得到,常规混合器的混合流平均总压与内外涵进口平均总压之比约为 0.976,波瓣混合器的混合流平均总压与内外涵进口平均总压之比约为 0.973。对于两种混合器而言,虽然波瓣混合器使得总压损失略有增大,但增大的幅度很小。

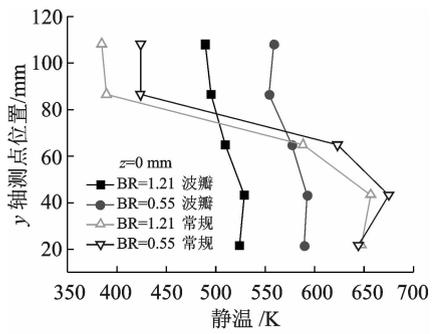
2.2 热态静温分布

图5为热态实验测试得到的混合器出口下游 $x=350$ mm截面上内、外涵混合后的静温分布。可以看出,常规混合器的温度分布在 y 方向变化梯度显著,波瓣混合器使得该截面上的混合气流静温分布趋于均匀,显然这是由于波瓣诱导的流向涡所导致的强化混合结果。

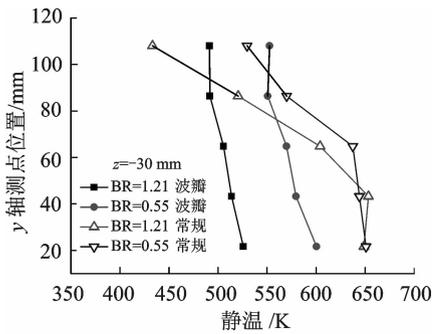
对于常规混合器而言,温度场在 z 方向分布均匀,因此 z 位置的变化对温度分布影响很小。而对于波瓣混合器而言, z 位置的不同对应了不同的流向涡结构的位置,因此使得温度分布在 z 方向上有所差异。



(a) $z = 45 \text{ mm}$



(b) $z = 0 \text{ mm}$



(c) $z = -30 \text{ mm}$

图 5 热态条件下静温分布

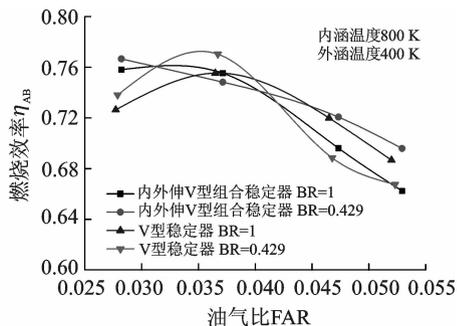
Fig. 5 Distribution of temperature under hot status

注意到该测试截面位于燃油喷嘴和稳定器之间,考虑喷嘴的位置和喷油的方向(如图 3 所示),可以分析得到,对于常规混合器而言,位于上方的 4 个喷嘴所喷射的燃油将经历在 y 方向 60 mm 到 80 mm 区间的静温大幅度变化,这非常不利于燃烧稳定进行,而且燃油沿着 y 方向的发展,油滴越来越接近低温区域,使得熄火的可能性增加。对于下方的 4 个喷嘴,尽管常规混合器为其产生的油路提供了较高的静温,但该地区由于被内涵燃气所占据,使得油滴路经区域的含氧量较低,外涵所引进的氧气并没有充分渗透,使得燃烧过程依然不够合理。而对于波瓣混合器而言,在整个通道截面内,温度分布较为均匀,这为点火和稳定燃烧进行提供了有利条件。

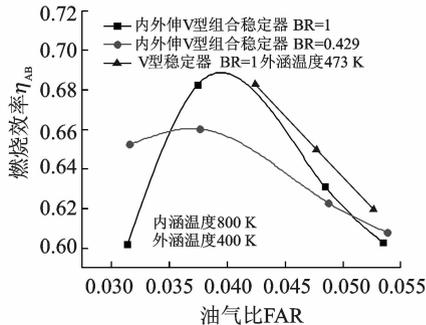
2.3 燃烧性能

燃烧效率是燃烧室的重要指标,图 6 为实验所得的燃烧效率随油气比的关系曲线图。

由图可见,随着油气比的增加,燃烧效率基本



(a) Lobed mixer



(b) Confluent mixer

图 6 燃烧效率随油气比变化

Fig. 6 Combustion efficiency varied from fuel-air ratio

呈现先增后减的规律,最高的燃烧效率对应的油气比基本在 0.035~0.040 之间;对于波瓣混合器而言,涵道比变化对燃烧效率有一定的影响,在油气比小于 0.04 时,涵道比为 1 的情形下的燃烧效率小于涵道比为 0.429 的情形,当油气比增加到 0.04 以上时,大涵道比的燃烧效率普遍高于小涵道比。分析认为,当燃烧室总油气比处于低油气比范围内时,燃烧室基本不存在局部富油区,此时的涵道比越低,波瓣混合器的混合效果使得出口气流的温度越高,燃油的雾化、蒸发、掺混能力加强,有利于燃烧;相反,当油气比较高时,燃烧室可能会形成一些局部富油区域,若此时涵道比很低,内涵高温燃气流量大,含氧量低,更容易产生局部富油区,不利于燃烧,从而降低了燃烧效率。

比较图 6(a)和图 6(b)可以看出,同样的油气比和内外涵温度下,波瓣混合器使得加力燃烧室的燃烧效率明显高于环形混合器,相对提高幅度约 10%。同时,实验中发现,对于 V 型稳定器,常规混合器在外涵温度为 400 K 的条件下无法使点火和燃烧顺利地稳定进行,这是因为内外涵气体没有得到较好地混合,不仅温度分布非常不均匀,含氧量的分布也很不均匀,因而不利于点火和燃烧。进一步,实验中提高外涵的进口温度到 473 K,如图 6(b)所示,即使如此,也只有涵道比为 1 的情形下能使得燃烧较顺利进行,但在低油气比下燃烧依旧不稳定。可见波瓣混合器对点火和燃烧的稳定起到了明显作用。

3 结 论

本文设计了一种典型结构的波瓣混合器,在燃烧实验器上对其掺混和燃烧性能进行了模型实验研究,并与常规的平行进气混合结构进行了对比分析。研究表明:

(1) 波瓣混合器使得内、外涵气流掺混的混合气流沿通道高度方向的总压和静温分布趋于均匀,总压损失略大于常规混合器。

(2) 对于波瓣混合器,随着总油气比的增加,燃烧效率基本呈现先增后减的规律,最高的燃烧效率对应的油气比基本在 0.035~0.040 之间。

(3) 波瓣混合器使得加力燃烧室的燃烧效率明显高于环形混合器,相对提高幅度约 10%,同时波瓣混合器对点火和燃烧的稳定起到了明显的改善作用。

参考文献:

- [1] ZAMAN K B M Q, WANG F Y, GEORGIADIS N J. Noise, turbulence, and thrust of subsonic free jets from lobed nozzles[J]. *AIAA Journal*, 2003, 41(3): 398-407.
- [2] 邵万仁,何敬玉,吴飞,等.波瓣混合器喷流降噪技术实验[J].*航空动力学报*,2015,30(7): 1645-1650.
SHAO Wanren, HE Jingyu, WU Fei, et al. Experiment of jet noise reduction technology using lobed mixer[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(7): 1645-1650.
- [3] 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 Aerodynamica et Astronautica*, 2007, 28(1): 32-36.
- [4] SHAN Y, ZHANG J Z. Numerical investigation of flow mixture enhancement and infrared radiation shield by lobed forced mixer[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2009, 29(17/18): 3687-3695.
- [5] PRESZ W M, REYNOLDS G, MCCORMICK D C. Thrust augment using mixer-ejector-diffuser systems [R]. *AIAA Paper 1994-0020*, 1994.
- [6] BRINKERHOFF J R, ORIA H, YARAS M I. Experimental and computational study of mixing mechanisms in an axisymmetric lobed mixer[J]. *AIAA Journal of Propulsion and Power*, 2013, 29(5): 1017-1030.
- [7] 王亚盟,张靖周,单勇,等.加力燃烧室用锯齿冠状混合器混合特性数值研究[J].*航空动力学报*,2011,26(1): 72-77.
WANG Yameng, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong, et al. Numerical study on the mixing characteristics of chevron mixers for the afterburner[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(1): 72-77.
- [8] 王亚盟,张靖周,单勇,等.采用锯齿冠状混合器的加力燃烧室燃烧特性数值研究[J].*航空动力学报*,2011,26(7): 1509-1514.
WANG Yameng, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong, et al. Numerical study on the combustion characteristics of afterburner with chevron mixer[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(7): 1509-1514.
- [9] 杨占宇,单鹏,赵吕顺,等.预燃/流向涡掺混超声速燃烧室的稳焰火炬实验研究[J].*航空学报*,2012,33(3): 390-401.
YANG Zhanyu, SHAN Peng, ZHAO Lvshun, et al. Experimental study on flame holding torch of a hydrocarbon fueled combined supersonic combustor with a pilot burner and a streamwise-vortices generator[J]. *Acta Aerodynamica et Astronautica*, 2012, 33(3): 390-401.
- [10] SHAN Y, ZHANG J Z, WANG Y M. Numerical investigation on aerodynamic and combustion performance of chevron mixer inside an afterburner [J]. *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2014, 136(11): 1110511-1110518.
- [11] 程晓军,范育新,蔡迪,等.一种波瓣混合器超级燃烧室的掺混特性[J].*航空动力学报*,2014,29(7): 1606-1614.
CHENG Xiaojun, FAN Yuxing, CAI Di, et al. Mixing characteristics of hyperburner with a lobed mixer [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(7): 1606-1614.
- [12] 王伟龙,金捷,井文明,等.改进型一体化加力燃烧室方案的数值模拟[J].*航空动力学报*,2015,30(5): 1119-1124.
WANG Weilong, JIN Jie, JING Wenming, et al. Numerical simulation on improved integrated afterburner scheme [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(5): 1119-1124.
- [13] MCCORMICK D C, BENNETT J C. Vortical and turbulent structure of a lobed forced mixers free-shear layer[J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(9): 1852-1859.
- [14] TSUI Y Y, WU P W. Investigation of the mixing flow structure in multilobe mixers[J]. *AIAA Journal*, 1996, 34(7): 1386-1391.
- [15] MAO R, YU S C M, ZHOU T, et al. On the vorticity characteristics of lobe-forced mixer at different configurations[J]. *Experiments in Fluids*, 2009, 46(6): 1049-1066.
- [16] SHAN Y, PAN C X, ZHANG J Z. Investigation on incompressible lobed mixer-ejector performance[J].

- AIAA Journal of Propulsion and Power, 2015, 31(1): 265-277.
- [17] 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): 1638-1689.
- 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): 1683-1689.
- [18] 李腾,刘友宏,谢翌,等. 波瓣宽高比对波瓣强迫混合排气系统性能影响[J]. 航空动力学报,2013,28(8): 1736-1743.
- LI Teng, LIU Youhong, XIE Yi, et al. Effect of ratio of height to width of lobe on performance of forced mixing exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(8): 1736-1743.
- [19] 张哲衡,王东明,张宝华,等. 波瓣混合器流场试验[J]. 航空动力学报,2014,29(8): 1761-1768.
- ZHANG Zheheng, WANG Dongming, ZHANG Baohua, et al. Experiment of flow field in lobed mixer[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(8): 1761-1768.

