

文章编号: 1000-8055(2005) 06-0978-05

波瓣喷管-狭长出口弯曲混合管 引射混合特性分析

唐正府, 张靖周, 单 勇

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 针对波瓣喷管和具有狭长出口的弯曲混合管所构成的引射-混合系统, 进行了引射和混合特性的实验和数值研究, 获得了主流和引射气流相互混合过程中的速度场、压力场和温度场的相关信息, 以及表征引射-混合系统总体性能的引射系数和总压恢复系数等结果, 对比表明数值计算和实验数据的相对误差在15%以内。由于弯曲混合管的出口狭长, 弯曲混合管的混合流动受到流向旋涡和弯管二次流的共同影响, 形成了有别于常规椭圆形出口截面混合管的一些独特的流动现象和特征。

关键词: 航空、航天推进系统; 引射-混合器; 波瓣喷管; 弯曲混合管; 狭长出口

中图分类号: V 231. 3; V 211. 3

文献标识码: A

Investigation on Ejecting and Mixing Characteristics of Lobed Nozzle with Curved Mixing Duct and Slot Exit

TANG Zheng-fu, ZHANG Jing-zhou, SHAN Yong

(College of Energy and Power,

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

Abstract: A combined experimental and computational study on ejecting and mixing characteristics of the lobed nozzle with curved mixing duct and slot exit was performed. The velocity fields, pressure fields and temperature fields, as well as the ejection coefficient and pressure recovery coefficient which reflect the overall characteristics of mixer-ejector system were obtained. It is indicated that the relative error between the computational and experimental results is about 15%. As the exit of the curved mixing duct is a narrow slot, the flow process inside mixing duct is affected by streamwise vortices and secondary circulation, which forms some special flow phenomena and features compared to common curved mixing duct with elliptical exit. Because of the existence of secondary flow caused by the curved duct, the streamwise vortices formed at the lobed nozzle trailing edge are strongly destroyed in the developing process, and the velocity and temperature distribution features are not similar to that in short curved mixing duct with elliptical exit.

Key words: aerospace propulsion system; mixer-ejector; lobed nozzle; curved mixing duct; slot exit

收稿日期: 2004- 12- 16; 修订日期: 2005- 04- 22

作者简介: 唐正府(1980-), 男, 北京人, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 主要从事传热与红外隐身技术研究。

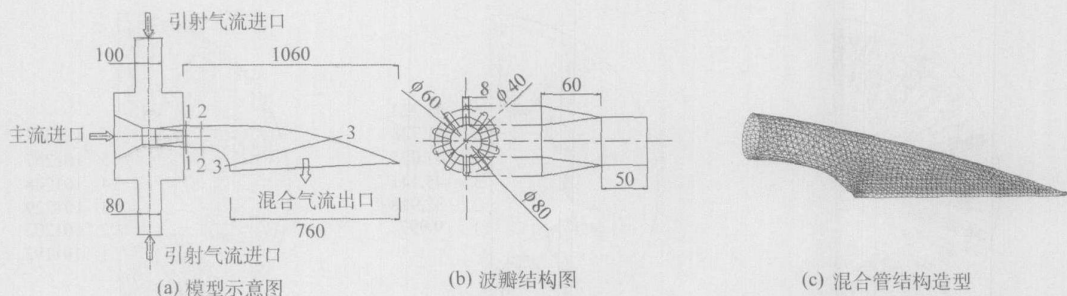


图1 模型结构示意图

Fig. 1 Scheme diagram of structural model

波瓣喷管引射- 混合器是一种高效的利用主流动量泵抽次流的流体动力装置, 大量的研究表明, 波瓣喷管由于其褶曲结构的诱导, 在波瓣尾缘形成大尺度的二次环流并在下游发展成流向涡, 使两股流体发生对流型的强化混合, 因此具有较理想的引射能力和混合效率, 在航空发动机排气混合系统和红外抑制系统中已经得到广泛应用^[1~5]。在红外抑制系统中, 混合管往往呈弯曲形式以使排气转向并遮挡内部高温部件, 为了便于将红外抑制器与机身进行一体化设计, 可以将弯曲混合管的出口设计成狭长条缝形出口, 由此构成了波瓣喷管- 狭长出口弯曲混合管这种特殊结构的引射- 混合系统。尽管目前国内外对波瓣喷管- 直流混合管的引射混合特性已开展了大量的研究, 但对具有狭长出口弯曲混合管所引起的混合特征变化却缺乏研究, 本文对此进行了实验与数值研究。

1 实验模型

波瓣喷管- 狭长出口弯曲混合管的引射混合实验模型如图1所示。

主气流由高压鼓风机提供, 其额定流量3 130 m³/h, 额定压力为5 460 Pa。为了测量主气流流量, 鼓风机的进气口设计成标准喇叭喷管, 主流经过燃烧室后从波瓣喷管流出, 喷管前主流的总温和总压由安装在稳定段后部的探针测量。环境空气依靠主流动量的引射作用驱动, 通过标准入口流量管进入集气室, 在混合管内与主流混合。两股气流混合后排入环境大气。

主流进口直径为150 mm, 经一个长150 mm的收缩段与直径为60 mm的波瓣喷管联接, 10个波瓣沿周向均匀分布, 波峰直径为85 mm, 波谷直径40 mm, 波瓣宽度为8 mm, 波瓣扩张角为20°。引射气流入口在集气室上、下方各布置一个, 入口

内径分别为 $\Phi 80$ mm和 $\Phi 100$ mm。

采用UG软件进行混合管从圆形截面到狭长矩形截面并偏转90°的过渡型面设计^[6]。圆形进口内径100 mm, 狭长矩形出口长760 mm, 宽16 mm, 其出口截面与水平成7°夹角, 混合管总长1 060 mm, 喷管壁厚约2 mm。

2 计算方法

由于模型具有中心对称结构, 计算区域只为整个模型的一半。考虑到波瓣喷管和弯曲混合管的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, 在波瓣喷管内部及其外侧采用局部加密网格, 整个计算区域的网格数达到871 641。计算使用Fluent计算软件。

主流入口设为速度进口边界, 给定主流流量; 次流入口与混合管出口均采用压力边界, 设为环境大气压力^[7]。边界条件根据实验状态设置: 主流入口采用速度进口边界, 计算中主流选取冷、热两种状态: (1) 冷态, 主流速度取为8.5 m/s, 温度300 K; (2) 热态, 主流速度取为17 m/s, 温度620 K。引射气流入口与混合管出口均采用压力边界条件, 设为环境大气压力, 引射气流温度300 K。

选择标准 $k-\epsilon$ 模型, 近壁区采用标准壁面函数法进行处理。流动与传热的控制方程采用控制容积法离散, 连续方程、能量方程、动量方程、紊流动能及紊流耗散率方程先用一阶迎风差分格式离散, 收敛后再用二阶计算, 用SIMPLEC算法对压力与速度耦合。速度、温度和 k, ϵ 方程的收敛精度都达到 10^{-5} 。

3 结果与分析

3.1 波瓣喷管出口速度和压力分布

图2为冷态下波瓣喷管出口截面计算得到的速度和压力分布。从波瓣出口截面上轴向速度等

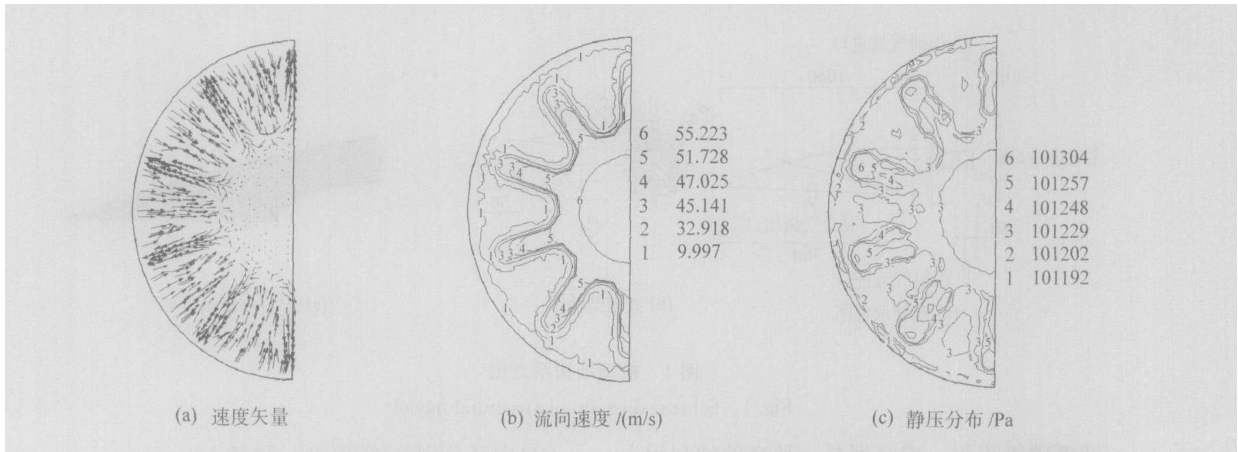


图2 波瓣喷管出口截面计算结果
Fig. 2 Calculated results at lobed nozzle exit

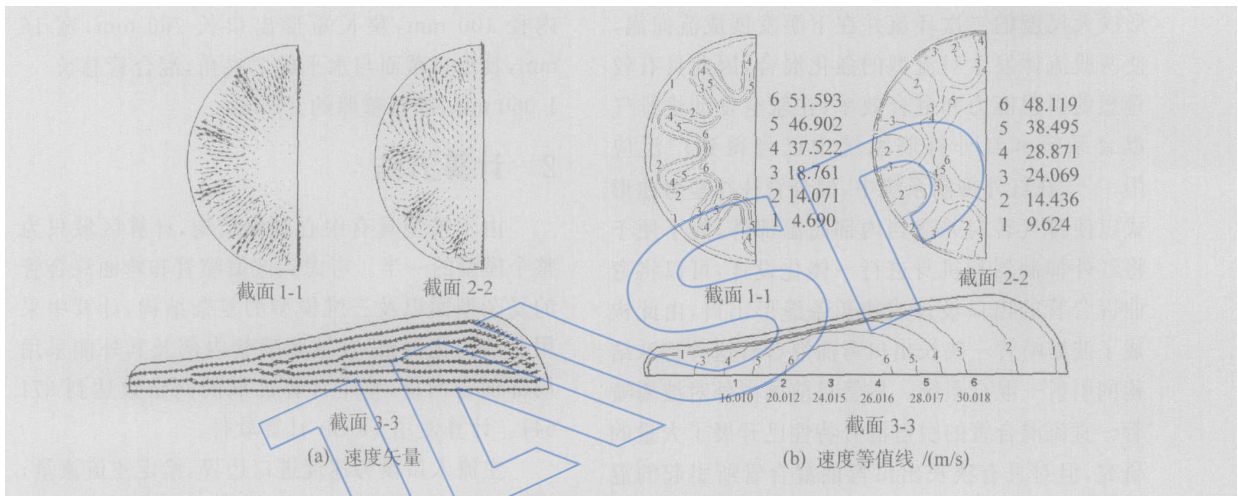


图3 混合管截面速度矢量变化和等值线变化
Fig. 3 Vectors and isolines variation of velocities in the mixing duct

值线分布可以看出:波瓣表面的附面层影响区域仅限于一个很小的范围内,即气流在流过波瓣结构时的边界层堵塞率很低,二次环流的形成具有无粘的特征。而从图2(c)又可看出,对应于引射气流的波谷区域存在一个相对低压区,一方面有利于吸入环境空气,另一方面有利于增大引射气流沿径向向内流动的速度分量,提高波瓣喷管出口截面的二次环流速度环量,强化主流与引射气流之间的混合。

3.2 混合管内速度矢量和等值线分布

按图1所示依次截取3个截面,其速度矢量和等值线变化的计算结果如图3所示。

截面1-1截取为波瓣出口截面后5 mm 处,截面2-2截取为出口截面后95 mm 处,截面3-3为在混合管下游与水平成30°的斜截面。从图中可看出,波瓣出口截面形成的二次环流在向下游的

发展中形成流向涡,随着流向涡向下游发展,一方面涡的核心向混合管壁面移动,另一方面涡的强度也衰减得非常迅速;而在混合管直管段后,由于狭长形弯曲混合管的型面过渡变化剧烈,流向涡在发展中受到弯曲混合管形成的二次流的作用被挤压破坏,因此在弯曲段,依靠流向涡的对流型剧烈混合作用已不复存在。从速度等值线分布看,在流向涡的作用下,直管段内的速度分布沿周向的均匀程度得到了较大的改善;而在混合管直管段后,由于受到流向涡和弯曲混合管二次流的共同作用,速度呈现不规则的环状分布,速度最高的区域出现在靠近内侧的弯曲混合管中部,此时速度梯度明显衰减。

图4(a)为混合管对称面上的速度分布图。可以看出,从喷管出口截面流出的主流速度较高,约54 m/s 左右,在直管段,随着与引射二次流的不断混合,主流的核心区逐渐缩小,峰值速度逐渐降

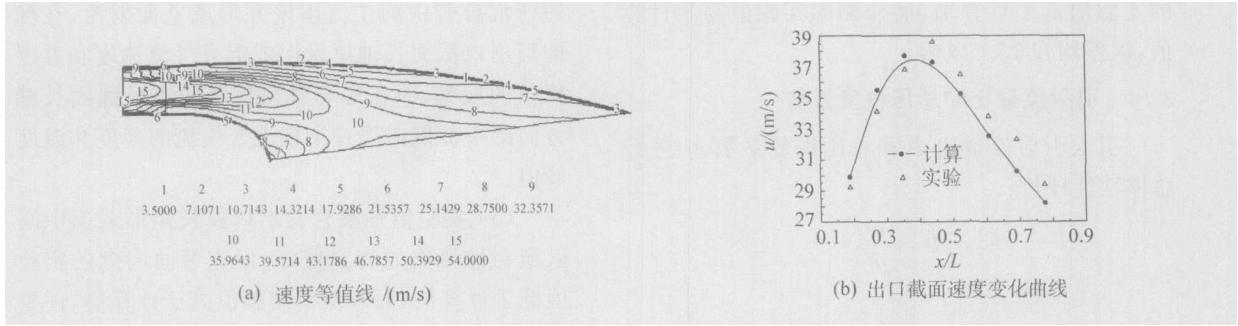


图4 混合管出口速度分布

Fig. 4 Velocity distribution at the mixing duct exit

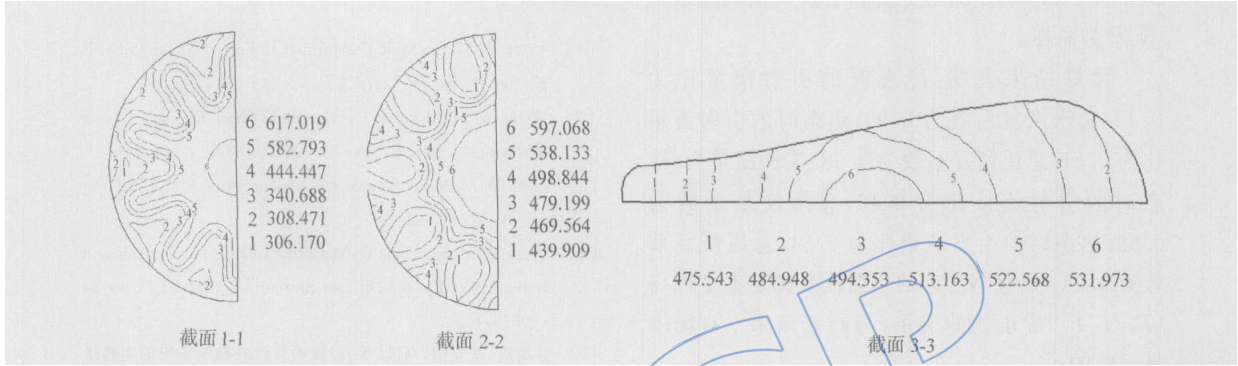


图5 混合管截面温度等值线变化(K)

Fig. 5 Temperature iseline variation on the mixing duct sections

低;在弯曲段,由于弯曲段具有扩压和导流的作用,混合气流速度从直管段过渡到弯管段明显变小,在混合管弯曲段内侧出现局部的流动分离区,而在外侧由于弯曲段狭长的特征,没有出现短弯混合管中的主流附壁并形成壁面射流、在椭圆形出口截面长轴尾缘形成混合气流速度峰值的现象^[5],而在混合管出口狭长矩形截面长轴方向的中部偏内位置出现混合气流的速度峰值。

图4(b) 是混合管狭长出口对称截面速度计算结果和实验结果的比较,图中 L 代表混合管出口长度,以混合管出口后端中心为坐标原点沿出口平面长轴方向建立坐标轴 x , 计算值与实验值总体趋势一致,且在数值上也基本吻合。

3.3 混合管内温度分布

图5为混合管内部各截面上的温度分布计算结果。可以看出,在波瓣出口截面,基本以波瓣型面为界,主流温度为 620 K, 引射气流温度为 300 K。在直管段中,由于流向涡的作用,主流和引射气流之间发生大尺度的对流型混合,主流核心区范围缩小,温度降低,而引射气流的温度速度升高,导致混合气流的温度梯度在周向有较大幅度的衰减。在混合管直管段后,温度分布特征与速度

分布类似,温度最高的区域出现在靠近内侧的弯曲混合管中部,此时温度梯度明显衰减。

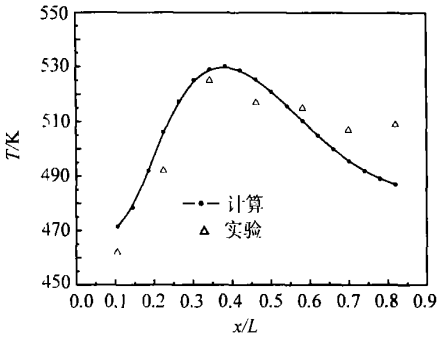


图6 混合管出口温度分布

Fig. 6 Temperature distribution at the mixing duct exit

图6为混合管狭长出口对称面上的温度分布计算值与实验值的对比。从计算的曲线可以看出:混合管出口温度大都在 470 K 到 530 K 之间,混合气流的温度峰值出现在混合管出口狭长矩形截面长轴方向的中部偏内位置,约为 530 K,相对于主流进口为 620 K 的温度,混合气流的峰值温度衰减约为 14%。实验值在混合管出口狭长矩形截面中间区域与计算值的吻合较好,但在弯曲内侧

的实验值低于计算值, 而外侧的实验值高于计算值, 误差均在15% 以内。

3.4 引射流量比和总压恢复系数

引入引射流量比 Φ 和总压恢复系数 σ_P 进行总体性能评价:

$$\Phi = \frac{m_S}{m_P}$$

$$\sigma_P = \frac{P_{\text{出}}^*}{P_{\text{进}}^*} = \frac{\frac{1}{A} \int P^* dA}{P_P^*}$$

式中: m_P 和 m_S 分别为主流和引射气流的质量流量, P 为总压。

计算结果表明: 冷态时的引射流量比为0.42, 总压恢复系数为0.99; 热态时的引射流量比为0.51, 总压恢复系数为0.98。实验结果为: 冷态时的引射流量比为0.46, 总压恢复系数为0.99; 热态时的引射流量比为0.54, 总压恢复系数为0.98。热态与冷态的引射流量比基本呈现与 $(T_P/T_S)^{0.44}$ 成正比的关系, 与研究结果^[8] 的规律是一致的。

4 结 论

本文主要对具有狭长出口的弯曲混合管进行了冷、热态的数值和实验研究, 结果表明:

(1) 波瓣出口截面形成的二次环流在向下游的发展中形成流向涡, 随着流向涡向下游发展, 一方面涡的核心向混合管壁面移动, 另一方面涡的强度也衰减得非常迅速; 而在混合管直管段后, 由于狭长形弯曲混合管的型面过渡变化剧烈, 流向涡在发展中受到弯曲混合管形成的二次流的作用被挤压破坏, 因此在弯曲段, 依靠流向涡的对流型剧烈混合作用已不复存在。

(2) 在混合管弯曲段内侧出现局部的流动分离区, 而在外侧由于弯曲段狭长的特征, 没有出现

短弯混合管中的主流附壁并形成壁面射流、在椭圆形出口截面长轴尾缘形成混合气流速度和温度峰值的现象, 而在混合管出口狭长矩形截面长轴方向的中部偏内位置出现混合气流的速度和温度峰值。

(3) 实验值在混合管出口狭长矩形截面中间区域与计算值的吻合较好, 但在弯曲内侧的实验值低于计算值, 而外侧的实验值高于计算值, 误差均在10% 以内。

参考文献:

- [1] Presz W M, Gousy R G, Morin B L. Forced Mixer Lobes in Ejector Designs[R]. *AIAA Paper* 86- 1614, 1986.
- [2] Presz W M, Morin B L, Blinn R F. Short Efficient Ejector Systems[R]. *AIAA Paper* 87- 1837, 1987.
- [3] Presz W M. Mixer/ejector noise suppressors[R]. *AIAA Paper* 91- 2243, 1991.
- [4] Presz W M, Reynolds G, McCormick D C. Thrust Augment Using Mixer-Ejector-Diffuser Systems[R]. *AIAA Paper* 94 - 0020, 1994.
- [5] 张靖周, 李立国, 高潮, 等. 波瓣喷管红外抑制系统的实验研究[J]. *航空动力学报*, 1997, 12(2): 212~214.
Zhang Jing-zhou, Li Li-Guo, GAO Chao, et al. An Experimental Study on a Lobed Nozzle of an Infrared Suppression System[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1997, 12(2): 212~214.
- [6] [美]Unigraphics Solution Inc. 编著. UG 自由形状特征建模培训教程[M]. 北京: 清华大学出版社, 2002.
- [7] 单勇, 张靖周. 波瓣喷管引射- 混合器的数值研究与验证[J]. *推进技术*, 2004, 25(4): 320- 324.
Shan Yong, Zhang Jing-zhou. Numerical Computation and Examination of a Lobed Mixer-Ejector [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(4): 320~324.
- [8] Liu Y H. Experimental and Numerical Investigation of Circularly lobed Nozzle with/without Central Plug[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2002, 45: 2577~258.