

文章编号:1000-8055(2011)03-0692-06

同轴式气-气喷注器混合场影响因素流动显示研究

金 平, 杜正刚, 杨立军, 蔡国飙
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 为了深入理解同轴气-气喷注器气流混合机理, 利用粒子图像测速仪(PIV)系统对同轴直流式和同轴离心式气-气喷注器开展了流动显示实验, 研究了喷注器关键设计参数对气流混合扩散过程的影响规律. 实验结果表明: 对于同轴直流式喷注器, 氧/氢动量比决定着气流接触面上卷吸作用的大小, 动量比越大, 卷吸作用越强, 混合效果越好; 对于同轴离心式喷注器, 气流的旋度控制着气流的混合过程, 旋度越大, 混合效果越好. 可以通过减小外环喷注压降或者给中心喷孔一定的缩进距离来增大旋度, 增强旋流作用, 加强气流的混合.

关 键 词: 同轴直流式气-气喷注器; 同轴离心式气-气喷注器; 粒子图像测速仪; 混合场; 动量比
中图分类号: V434⁺.13 **文献标识码:** A

Research on flow visualization of coaxial gas-gas injector mixing flowfield

JIN Ping, DU Zheng-gang, YANG Li-jun, CAI Guo-biao

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: To pursue the proper design criteria for gas-gas injector, the flow visualization technology with particle image velocimetry (PIV) system was adopted to investigate the mixing mechanism. The coaxial shear and swirl configurations were selected. The results show that the momentum ratio of oxygen to hydrogen prevails in the mixing process of coaxial shear injector, while the swirl numbers dominate the mixing part of coaxial swirl injector. Good mixing was gained at high momentum ratio and high swirl numbers. For the designer, the combination of high annular pressure drop and low center pressure drop is recommended for the coaxial shear injector, and the combination of low annular pressure drop and proper recess length of center post recommended for swirl injector.

Key words: coaxial shear gas-gas injector; coaxial swirl gas-gas injector; particle image velocimetry; mixing flowfield; momentum ratio

为了更快捷、更安全、更低廉地进入空间, 缩短发射周期、提高发射可靠性、降低发射费用成为发展下一代航天运载器的主要目标. 高性能、高可靠、低费用的全流量补燃循环发动机是极具发展

前景的未来航天运载器动力系统候选之一^[1]. 气-气喷注器作为全流量补燃循环发动机的部件, 是其关键技术之一. 相比常规液体火箭发动机内气-液和液-液推进剂燃烧, 气-气燃烧过程没有雾化

收稿日期:2009-12-02; 修订日期:2010-06-12

基金项目:国家高技术研究发展计划

作者简介:金平(1979—), 女, 湖北麻城人, 博士后, 主要从事全流量补燃循环发动机技术研究.

和蒸发,气流扩散混合过程成为影响气-气燃烧性能的首要因素,因此针对气-气喷注器开展气流混合机理研究对设计出高性能的气-气喷注器具有重要参考价值。

同轴式喷注器具有结构简单、燃烧稳定性好和喷注面板冷却能力强的优点^[2],在传统的液体火箭发动机上得到广泛应用。为了增强同轴直流式喷注器的混合效果,发展了同轴离心式喷注器。对于同轴式喷注器,国内外所开展的大量研究集中在对液体推进剂雾化机理的认识和控制上,对两种不同气体介质之间的混合过程研究甚少。Calhoon等^[3]采用质谱仪对同轴式气-气喷注器的气-气混合场进行了混气质量分布测量,初步获得了气流混合场质量分布特征。

文献[4]基于粒子图像测速仪(PIV)实验系统,提出两股气流分别示踪的实验方法,结合测量的轴截面和横截面气流分布图像,对同轴直流式和离心式气-气喷注器的混合过程开展了初步流动显示研究,实验结果定性对比分析了这两种结构形式的气流混合发生过程和气流混合控制因素的差别。本文在此基础上深入探讨了以上两种结构的气-气喷注器混合流动特征,研究了喷注器关键设计参数对气流混合扩散的影响规律。

1 实验装置和测量方法

1.1 同轴式气-气喷注器结构

在实验中均选用压缩空气作为富氢燃气和富氧燃气的模拟介质,由于受到实验系统空气流量的限制,同轴离心式和同轴直流式喷注器实验件空气流量均为5 g/s,混合比为6.4,设计喷注压降为0.052 MPa。因为流量较小,为了避免因环孔太小(环孔直径 $d \leq 0.2$ mm)加工精度造成较大的误差,采用了中心富氢喷孔、边区富氧喷孔的结构排布形式,其具体结构如图1所示。此外根据离心式喷注器的设计经验,设计了三种中心喷孔的缩进距离-1.1,0,1.1 mm。在实验过程中,为了

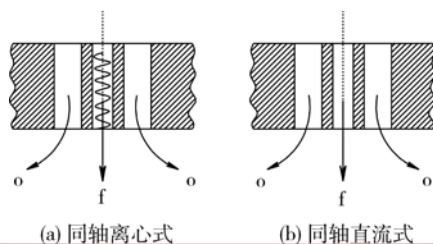


图1 气-气喷注器的结构示意图

Fig. 1 Configuration of gas-gas injectors

考察喷注压降的影响,选取了5组喷注压降,分别为0.016,0.03,0.04,0.052,0.07 MPa。

1.2 实验系统

根据以往的研究经验,本文在稳定流场的假设上,以液体油滴为示踪粒子,提出“两股气流分别示踪”的实验方法,即在两个不同的稳定流场时间段内,分别对PIV实验系统中两股气流中一股气流加入示踪粒子,进行图像采集,然后结合两种情况下获取的图像对流动过程进行综合分析。

实验是在北京航空航天大学流体力学研究所的PIV实验系统上开展的,具体的实验系统如图2所示。由主气路引出一条支路,为粒子发生器提供高压气源。由粒子发生器产生的示踪粒子经另一支路注入需要示踪的支路。为保证粒子有相同的物理特性,对高压气源经过除油除水处理^[5-6]。

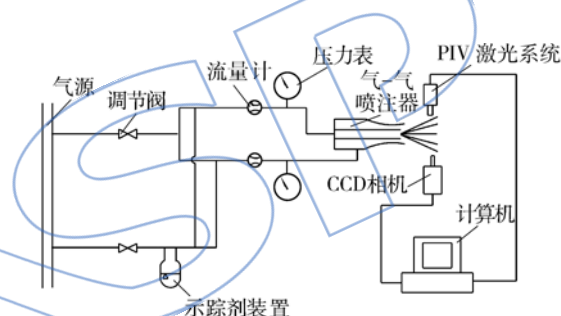


图2 气-气喷注器流动显示实验系统

Fig. 2 PIV experiment system

1.3 测量方法

气流混合场轴截面的流场分布结合横截面的流场分布可以有效地反映流场在三维空间的分布情况,因此在本文实验中,对气流混合场轴截面为120 mm×120 mm的范围进行了图像采集,为了观察其三维流场特征,对喷注面下游5 mm和66 mm处的流场横截面45 mm×45 mm的范围进行图像采集。为了校准实际测量的流场范围,在实验开始前,将标有刻度的校准尺子置于观测区域获取图像,用于标定CCD(charge coupled device)相机的像素与实际测量范围的换算关系,以此可以实现对流场结构的定量测量和标定。

2 实验结果与讨论

2.1 离心式与直流式气-气混合的特点

文献[4]的研究表明,对于同轴直流式气-气喷注器,气流间的卷吸作用是控制混合的主要因素,而对于同轴离心式,中心气流的旋流作用对气

流混合过程影响最大,但这些初步的研究对这两种结构形式喷注器混合过程流动特征及其相关影响因素缺乏深入探讨,本文从射流理论的角度对这些进行深入分析并给出合理的解释.典型的同轴直流式和离心式气-气喷注器混合流动过程的轴截面和横截面测量结果如图3所示.

对于直流式喷注器的流动过程,其流场中心轴截面和距离喷注面板5 mm的横截面流动状态如图3(a)所示,可以看出整个流动呈现出明显的射流特征.在流动的过程中,由于气流黏性和湍流横向脉动作用,不断地将周围的介质粘连和裹挟走一部分,旋涡卷吸周围流体进入射流,卷吸与掺混作用的结果使得射流截面不断扩大,流速不断降低,流量沿程增加.射流边界实际上是一个由紊动涡体和周围势流交错组成的不规则面^[7].整个射流的扩张角 16° 也与单股射流的扩张角保持一致.但与单股射流不同的是,对于这种伴随射流,两股气流之间存在较大的速度梯度和质量浓度梯度,导致气流间的动量交换由气流接触边界向两股射流内部不断扩展形成混合区.同时气流中心部分未受到影响,保持出口流速,形成核心区.随着气流流动混合区不断向内扩张,核心区不断收缩,直至核心区消失即可初步认为完成了混合过程.气流间动量比以及气流边界接触面积直接影响混合过程.气流的喷射压降直接影响了气流的动量状态,因此本文研究了喷注器压降的变化对直流式喷注器气流混合的影响.

对于离心式喷注器的流动过程,其流场中心轴截面和距离喷注面板5 mm的横截面流动状态如图3(b)所示,可以看到其流动从喷注面板开始,流动形态与单股射流相同,无论轴截面还是横截面已区分不出中心气流,说明气流在喷出的同时即达到了较好的混合状态,但其扩张角 28° 比单股射流稍大.这是因为中心气流切向旋流在气

流间产生离心力,比伴随射流气流间的剪切力要大得多,因此有更大的扩展角和更强的卷吸和混合能力^[8].当同轴离心式结构在常规的气-液喷注器上应用时,混合过程的控制机理由气液速度差与液体喷射速度之比来决定^[9].但对于气-气喷注器,既有伴随又有旋动的复杂射流,其流动状态与气流的旋度^[10-12]有很大的关系.

动量矩

$$T = 2\pi \int_0^{R_1} \rho u w r^2 dr$$

轴向动量

$$J_1 = 2\pi \int_0^{R_1} (p + \rho u^2) r dr$$

$$J_2 = 2\pi \int_{R_1}^{R_2} (p + \rho u^2) r dr$$

旋度

$$S = \frac{T}{J_1 R_1 + J_2 (R_2 - R_1)}$$

与旋动射流相比,增加了伴随射流的轴向动量,旋度越大,与周围气流的卷吸作用越强.旋度与气流切向动量矩、气流轴向动量及喷注器结构尺寸密切相关.本文研究了喷孔压降变化来改变气流动量,初步研究了旋度对气流混合过程的影响.

在本文实验中两路气流均选用压缩空气作为模拟气体,因此质量浓度梯度较小,其气流间的混合过程主要是由速度梯度引起,与真实的氢氧射流混合过程存在差别.但射流的流动特征具有相似性,速度变化融合的过程能定性的反映气流的动量交换过程.

2.2 喷注压降对直流式气-气混合的影响

分别考察了氧喷孔和氢喷孔压降分别变化对气流的影响.在考察氧喷孔压降影响时,固定氢喷孔状态不变,在氧喷孔加入示踪粒子同时改变本

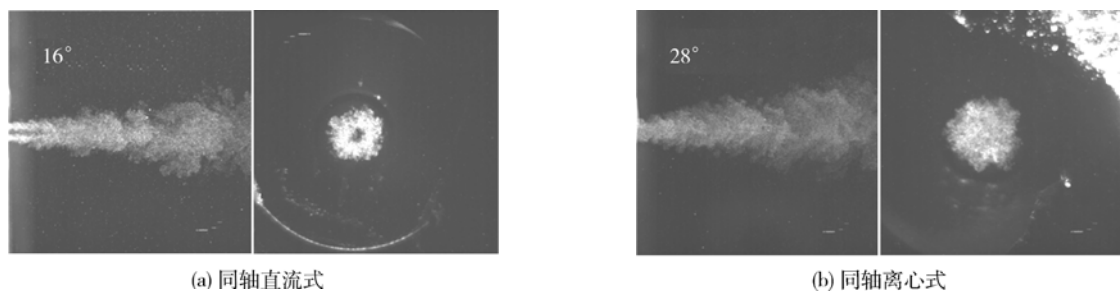


图3 边区环形喷孔加示踪粒子情况下气-气喷注器轴截面和 $x=5$ mm处横截面气流分布显示

Fig. 3 Image of particle outside of gas-gas injectors axial and $x=5$ mm cross sections

路压降. 反之, 考察氢喷孔时亦然. 氧、氢喷孔各自喷注压降变化测量结果如图4~图5所示. 图中 dp_i 为氢喷孔压降, dp_o 为氧喷孔压降, R_m 为氧/氢气流动量比.

从图4可以看出, 当固定氧喷孔压降, 随着氢喷孔压降增大, 中心氧气流的扩散在轴向位置上发生得越来越迟, 扩散的范围也越来越小. 这是因为设计氧气流动量大于氢气流动量, 在外环氧气流喷射状态不变的情况下, 随着氢压降的增加, 氧/氢动量比减小, 气流间的卷吸、混合作用减小, 气流的混合距离增长. 同时因为绝对速度增大, 气流的扩散区域成收缩状态^[10].

从图5可以看出, 在氢喷孔压降固定不变的情况下, 随着氧喷孔压降增大, 两股气流的接触边界越来越模糊, 气流混合发生的轴向位置稍有靠后, 扩散区稍有收缩, 但差别已经不是很明显. 这是因为虽然氧压降增加, 氧/氢动量比增加, 气流间卷吸作用增强, 但增强幅度不大, 导致几种情况下气流混合状态之间的差别较小.

由图4~图5可知, 对于同轴式喷注器, 当改变氧、氢喷注压降, 增大氧/氢动量比时, 增强了气流间卷吸混合作用, 缩短了混合距离. 从实验结果

也可以看到, 氧气流与氢气流的相对状态, 即是氧压降大氢压降小的组合情况下, 能有效地提高动量比, 增强气流间的卷吸作用, 从而实现对气流混合过程的控制. 同时在增大氧喷孔喷注压降和氢喷孔喷注压降时, 增大了气流的绝对速度, 减小了气流扩散区. 这些结论对选择氢氧设计压降值有一定参考价值.

2.3 喷注压降对离心式气-气混合的影响

由于两股气流间的相对运动状态决定了混合过程, 因此对于离心式喷注器仅考虑了旋流氢喷孔压降固定不变, 氧喷孔压降变化对气流混合过程的影响的情况, 其测量结果如图6所示.

从图6可以看出, 在氢喷孔压降固定不变的情况下, 随着氧喷孔压降增大, 气流仍旧从喷注面板开始起就已混合均匀, 但气流扩张角越来越小. 这是因为氧压降增大, 氧气流的动量增加, 总的轴向动量增加, 气流旋度减小, 因此旋流作用减小, 扩张角减小, 混合效果减弱. 同时氧喷孔压降增加, 气流速度增加, 气流扩散区也有收缩的趋势.

由此可以看到, 可以通过减小外环气流的压降来减小轴向气流的动量, 增加气流的旋度, 达到较好的混合效果.

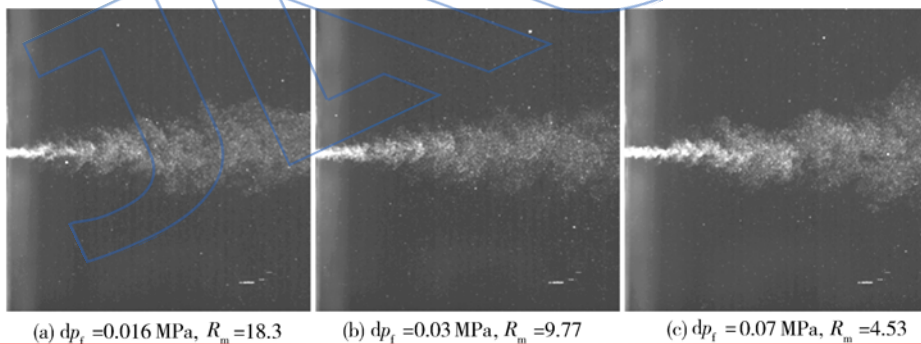


图4 不同氢喷注压降下中心喷孔加粒子时同轴直流式气-气喷注器混合场轴截面气流分布显示

Fig. 4 Image of particle inside of coaxial shear injector with dp_i changed and $dp_o = 0.052$ MPa

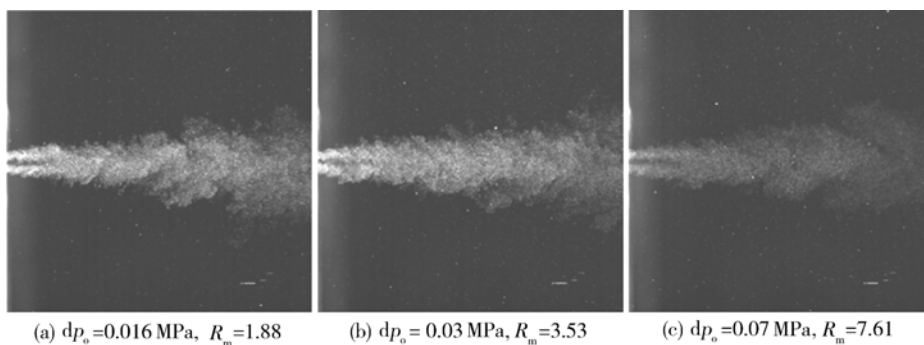


图5 不同氧喷注压降下边区环形喷孔加粒子时同轴直流式气-气喷注器混合场轴截面气流分布显示

Fig. 5 Image of particle outside of coaxial shear injector with dp_o changed and $dp_i = 0.052$ MPa

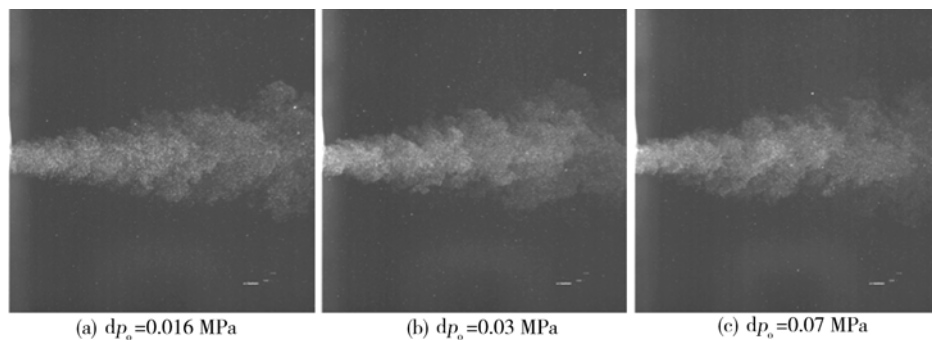


图6 不同氧喷注压降下边区环形喷孔加粒子时同轴离心式气-气喷注器混合场轴截面气流分布显示

Fig. 6 Image of particle outside of coaxial swirl injector with dp_o changed and at $dp_t = 0.052$ MPa

2.4 缩进距离对离心式气-气混合的影响

在针对气-液喷注器的研究中发现中间氧喷孔的缩进距离直接影响着中心旋流的扩张角,合适的缩进距离有助于提高燃烧性能,因此在本文的研究中特别考察了中心氧喷嘴缩进距离的影响. $-1.1, 0, +1.1$ mm 三种缩进距离的离心式气-气喷注器结构示意图和混合场的轴截面分布测量如图7~图8所示.

从图7可以看出,由气流混合场的喷射角可以看到气流的分布范围,离心式喷注器的混合区从喷注面板开始,在中心旋流喷孔的位置由缩进1.1 mm到0 mm到突出1.1 mm的过程中,气流扩张角在不断减小.

由旋度的定义可以看出,旋度与喷孔出口的直径直接相关.在气流的气动参数完全不变的情况,当中心喷孔的缩进位置不同时,实际上直接改变了喷孔出口的有效直径.如图7所示,当中心喷孔缩进时,在两股气流出口接触位置上,外环气流的流动状态明显发生了改变,从被挤压在有限的喷口范围内到扩张成自由射流边界,如图8所示,直接导致了有效外环气流喷孔出口直径增大.根据旋度定义,外环气流有效喷孔出口直径的增大直接导致旋度的减小.因此,随着中心喷孔位置由缩进状态变化至突出状态时,旋度减小,气流扩张角度不断减小,不利于气流混合.因此中心旋流喷孔缩进一段距离有助于提高气流混合效果.

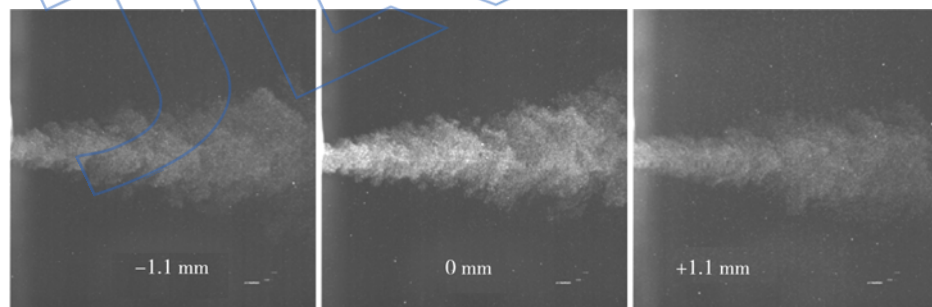


图7 不同缩进距离下边区环形喷孔加粒子时同轴离心式气-气喷注器混合场轴截面气流分布显示

Fig. 7 Image of particle outside with recess length changed at $dp_o = 0.064$ MPa and $dp_t = 0.052$ MPa

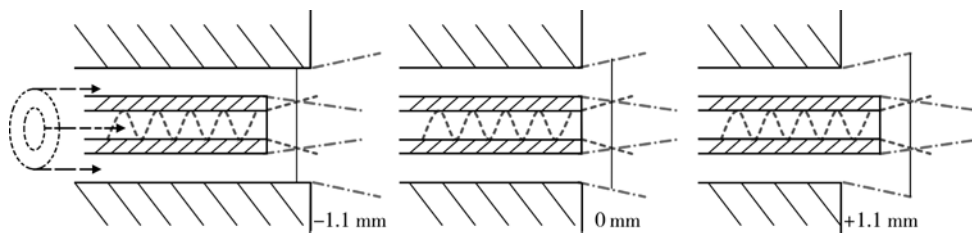


图8 不同缩进距离下同轴离心式气-气喷注器气流混合示意图

Fig. 8 Sketch of coaxial swirl injector with different recess lengths

3 结 论

1) 根据 PIV 系统测量实验结果可以看出,对于同轴直流式喷注器,气流间动量比决定着气流接触面上的卷吸作用的大小.氧/氢动量比越大,卷吸作用越强,混合效果越好.可以通过组合高的氧压降和低的氢压降来实现高动量比,为气-气喷注器设计提供参考.

2) 对于同轴离心式喷注器,中心气流的旋度控制着气流的混合过程.可以通过减小外环喷注压降有效地增大旋度,从而增强旋流作用,扩大了气流混合区.

3) 在喷注压降不变的情况下,同轴离心式喷注器中心喷孔的缩进减小了外环气流喷孔出口的有效直径,增加了气流旋度,加强了气流混合作用.

致谢:

对北京航空航天大学流体力学所申功炘教授及张永刚博士的热心指导和帮助表示感谢!

参考文献:

- [1] Davis J A, Campbell R L. Advantages of a full-flow staged combustion cycle engine system[R]. AIAA 97-3318, 1997.
- [2] Farhangi S, Yu T, Rojas L, et al. Gas-gas injector technology for full flow combustion cycle application[R]. AIAA 99-2757, 1999.
- [3] Calhoon D F, Ito J I, Kors D L. Investigation of gaseous propellant combustion and associated injector/chamber design guidelines[R]. NAS 3-14379, 1973.
- [4] 金平, 杜正刚, 杨立军, 等. 气-气喷注器混合场流动显示[J]. 航空动力学报, 2011, 26(1): 210-216.
JIN Ping, DU Zhenggang, YANG Lijun, et al. Flow visualization of gas-gas injector mixing flowfield[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(1): 210-216. (in Chinese)
- [5] 代钦, 魏润杰, 黄湛, 等. 超音速喷流 DPIV 瞬时速度场实验测量[J]. 北京航空航天大学学报, 2001, 27(6): 665-669.
DAI Qin, WEI Runjie, HUANG Zhan, et al. Experimental study of supersonic jet flow using DPIV[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2001, 27(6): 665-669. (in Chinese)
- [6] 魏润杰, 申功炘. DPIV 系统研制及其应用[J]. 流体力学实验与测量, 2003, 17(2): 88-92.
WEI Runjie, SHEN Gongxin. The research of DPIV system and its application[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2003, 17(2): 88-92. (in Chinese)
- [7] 余常昭. 紊动射流[M]. 北京: 高等教育出版社, 1993.
- [8] 平浚. 射流理论基础及应用[M]. 北京: 宇航出版社, 1995.
- [9] 庄逢辰. 液体火箭发动机喷雾燃烧的理论、模型及应用[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1995.
- [10] 赵承庆, 姜毅. 气体射流动力学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1998.
- [11] Kilik E, Finstad R. A numerical study of co- and counter-swirling confined coaxial jets[R]. AIAA-86-1722, 1986.
- [12] Rajaratnam N. Turbulent jets[M]. New York: Elsevier Scientific Publishing Company, 1976.