

文章编号:1000-8055(2013)11-2462-06

喷油杆与凹腔支板稳定器近距匹配雾化特性

罗莲军, 刘玉英, 张文龙, 季鹤鸣

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 以水和煤油为雾化介质, 采用马尔文激光粒度仪研究了来流马赫数为 0.16~0.24、喷雾压差为 0.30~0.90 MPa、喷油杆与凹腔支板稳定器间隔为 31.5 mm 且顺喷时液雾在轴向不同位置处的雾化特性。研究表明: 液滴索太尔平均直径(SMD)随来流马赫数增大而减小, 随喷雾压差升高而减小, 但凹腔支板稳定器下游远方截面的液滴 SMD 在主流区对马赫数不敏感, 在回流区对喷雾压差不敏感。此外, 喷油杆下游液滴 SMD 沿轴向逐渐减小, 沿径向在主流区逐渐增大, 在回流区逐渐减小。

关 键 词: 雾化; 激光粒度仪; 索太尔平均直径(SMD); 凹腔支板稳定器; 近距匹配

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Atomization characteristics of fuel injector and cavity-based strut flame stabilizer under close-range matching condition

LUO Lian-jun, LIU Yu-ying, ZHANG Wen-long, JI He-ming

(School of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: Malvern laser particle analyzer was used to study the atomization characteristics along the axial direction of fuel injector and cavity-based strut flame stabilizer under close-range matching condition, with stream Mach number of 0.16 to 0.24, spray pressure drop of 0.30 MPa to 0.90 MPa, distance of fuel injector and stabilizer up to 31.5 mm and spray in the direction of stream flow with water and kerosene. The results show that the Sauter mean diameter (SMD) of liquid drop decreases with increasing stream Mach number and increasing spray pressure drop. But the SMD of liquid drop was not sensitive to spray pressure drop in recirculation zone and to Mach number in main stream zone at the far-field downstream position of cavity-based strut flame stabilizer. Furthermore, the SMD of liquid drop decreases gradually along the axial direction, and decreases gradually in recirculation zone but increased gradually in main stream zone along the radial direction.

Key words: atomization; laser particle analyzer; Sauter mean diameter (SMD); cavity-based strut flame stabilizer; close-range matching

加力燃烧室是航空发动机重要的短时增推装置^[1-2]。传统加力燃烧室给发动机带来了很大的附加质量和非加力状态流动损失, 因此在未来高推质比涡扇发动机的研制中迫切需要技术创新^[3-5]。

季鹤鸣等人^[6]早在 2006 年提出了一种取消传统火焰稳定器并利用涡轮后框架(支板)与中心锥内突扩相结合稳定火焰的内突扩式一体化加力燃烧室方案。随后吴迪等人^[7-9]、刘雯佳等人^[10]进一步

收稿日期: 2012-11-03

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20131105.1002.008.html>

作者简介: 罗莲军(1988—), 男, 江西吉安人, 硕士生, 主要从事航空发动机燃烧试验研究。

通讯作者: 刘玉英(1974—), 女, 内蒙古呼和浩特人, 副教授, 博士, 主要从事航空发动机燃烧的试验和数值研究。

E-mail: yylu@buaa.edu.cn

提出一种凹腔支板稳定器并开展了尾缘涡脱落频率试验研究和相关数值模拟,指出这种稳定器在燃烧组织方面具有潜在的应用前景.因此,进一步开展凹腔支板稳定器的燃烧组织研究具有重要意义.但是,Lovett 等人^[11]指出,新一代航空发动机的涡轮出口温度高达 $1200\sim 1300\text{ K}$,此时燃油自燃时间显著缩短(小于 1 ms),为保证油气混合物在到达稳定器回流区之前不发生自燃,燃油喷射位置与稳定器间的最大距离(即最大预混距离)仅为 50 mm 量级,这将大大限制稳定器后方燃料的均匀分布.因此,研究喷油杆与凹腔支板稳定器近距匹配雾化特性是开展凹腔支板稳定器的燃烧组织研究的重要内容之一.

在加力燃烧室中,喷油杆常用的喷射方式有顺喷、逆喷、侧喷、角度喷射等,国内外对其开展了大量研究^[12-15],但有关凹腔支板稳定器对喷油杆雾化特性影响的研究却很少.当喷油杆与凹腔支板稳定器近距匹配时,顺喷方式有利于燃油在支板前缘形成撞击雾化,并在支板表面形成油膜进而在凹腔前缘与支板尾缘进行二次雾化,同时当来流温度较高时,撞击到支板前缘的燃油还有可能在高温支板表面迅速蒸发雾化.因此,研究喷油杆与凹腔支板稳定器近距匹配且为顺喷时稳定器

下游的雾化特性非常必要.

本文以水和煤油为雾化介质,采用马尔文激光粒度仪研究常温常压条件下来流马赫数为 $0.16\sim 0.24$ 、喷雾压差为 $0.30\sim 0.90\text{ MPa}$ 、喷油杆与凹腔支板稳定器间隔为 31.5 mm 且顺喷时液雾在轴向不同位置处的雾化特性.研究结果可为凹腔支板稳定器的燃烧组织研究提供依据.

1 试验系统

本文试验在北京航空航天大学二元加力燃烧试验台上完成,采用的雾化试验系统如图 1 所示,主要由试验段、供气系统、供油系统及测试系统组成.试验段示意图见图 1 中虚线框所示,其通道面积为 $170\text{ mm}\times 150\text{ mm}$,在轴向不同位置设有测试窗口.试验用喷油杆为单孔(孔径为 0.6 mm),凹腔支板稳定器长为 108 mm ,最大厚度为 30 mm ,凹腔深为 7 mm 、截尾宽为 16.2 mm .喷油杆垂直气流方向放置于支板正前方,喷杆中心距支板前缘的距离为 31.5 mm .供气系统采用暂冲式气源.供油(水)系统由耐压油(水)罐及高压氮气罐、减压阀、精密压力表组成,测试系统主要包括马尔文激光粒度仪及其数据采集系统.

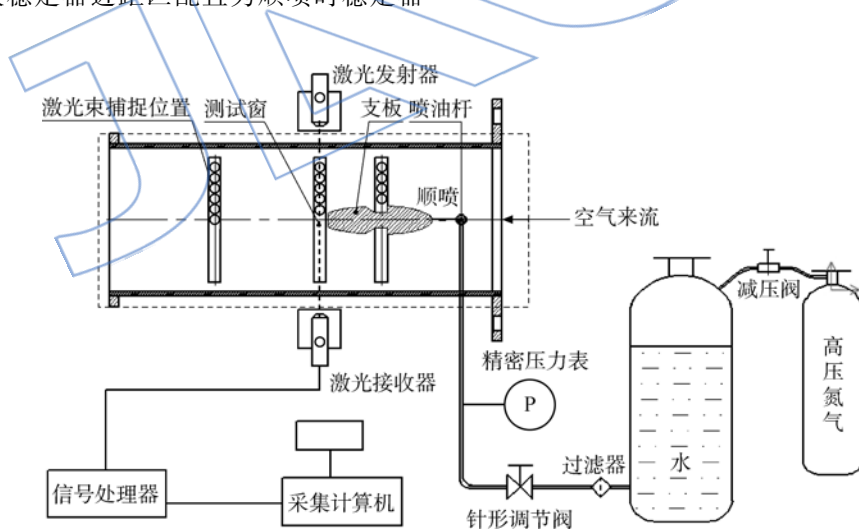


图 1 雾化试验系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of atomization testing system

试验用马尔文激光粒度仪由天津大学现代光学研究所研制,其激光束横截面为 $\phi 13\text{ mm}$,激光发射器和激光接收器距离为 3 m ,试验中激光接收器聚光凸透镜焦距为 300 mm ,其可测粒径范围为 $5.4\sim 592\text{ }\mu\text{m}$.试验采用标准样品进行标定,试验误差在 5% 以内方可进行测试.试验结果为 $5\sim 8$ 次试验数据的采样平均值.试验中马尔文激光

粒度仪与喷嘴位置固定,保持几何一致性.

2 试验结果与分析

本文主要研究来流马赫数为 $0.16\sim 0.24$ 、喷雾压差为 $0.30\sim 0.90\text{ MPa}$ 时液雾在轴向上的粒度分布(用 SMD 表征).考虑对称性,试验仅测量喷油杆一侧的雾化特性,坐标系及测点分布如图

2所示,其中坐标原点位于喷杆中心处,并假定轴向气流方向为 x 轴正方向,径向向上为 y 轴正方向,径向测试点间隔均为11 mm.试验测量凹腔支板稳定器沿轴线方向上凹腔($x=83.5$ mm)、尾缘($x=148$ mm)及下游($x=258$ mm)截面处的粒度分布情况.定义径向方向远离中心线且 $y>11$ mm的测雾区为主流区,中心线附近且 $y\leq 11$ mm的测雾区为回流区.

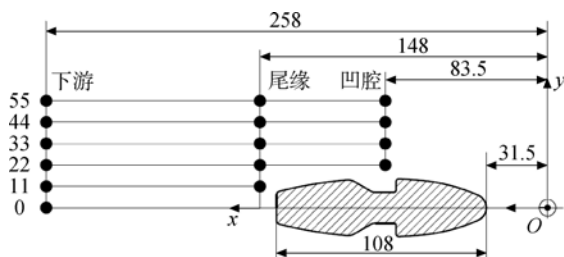


图2 坐标系及测点分布示意图(单位:mm)

Fig. 2 Schematic diagram of coordinate system and testing point distribution (unit:mm)

2.1 来流马赫数对液滴 SMD 的影响

图3~图5分别给出了水的压差 Δp 为0.90 MPa时沿凹腔支板稳定器轴线方向上凹腔、尾缘及下游截面处液滴 SMD 随来流马赫数的变化情况.由图3~图5均可以看出,在喷油杆下游不同截面处,随着来流马赫数增加,液滴 SMD 减小,但减小程度不同.在凹腔与尾缘截面,远离稳定器中心线的主流区液滴 SMD 受来流马赫数影响较大.在下游截面,稳定器中心线附近的回流区液滴 SMD 受马赫数的影响显著,当马赫数由0.16增大至0.24,液滴 SMD 减小约50%,而远离稳定器中心线的主流区受来流马赫数的影响较小,这是因为在稳定器下游较远位置处,主流区液雾经过

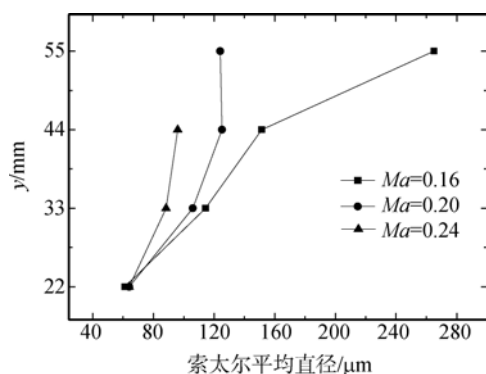


图3 凹腔截面液滴 SMD 分布($\Delta p=0.90$ MPa)

Fig. 3 Distribution of SMD of liquid drop on cavity section ($\Delta p=0.90$ MPa)

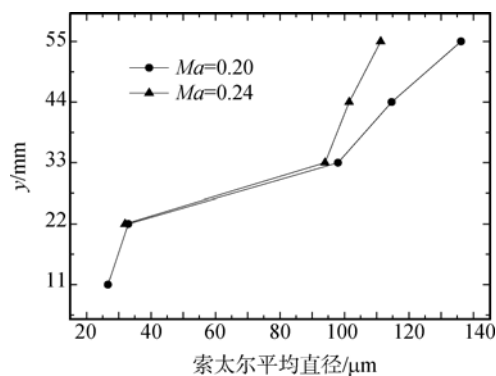


图4 尾缘截面液滴 SMD 分布($\Delta p=0.90$ MPa)

Fig. 4 Distribution of SMD of liquid drop on trailing edge section ($\Delta p=0.90$ MPa)

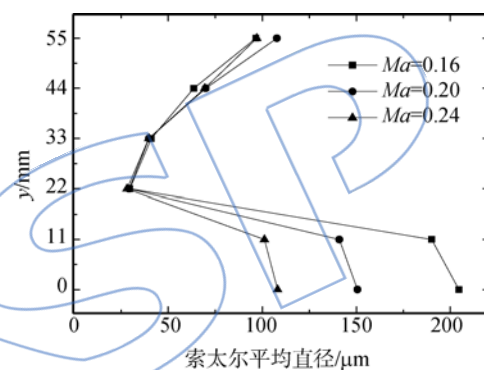


图5 下游截面液滴 SMD 分布($\Delta p=0.90$ MPa)

Fig. 5 Distribution of SMD of liquid drop on downstream section ($\Delta p=0.90$ MPa)

较长的距离已完成雾化,而支板表面液膜在下游截面处仍受空气剪切雾化作用的影响较大.此外,图5中主流区沿径向的曲线交叉由试验误差引起,因为在此位置处雾化已完成,且液滴很小,受来流马赫数的影响很小.

2.2 喷雾压差对液滴 SMD 的影响

图6~图8分别给出了 Ma 为0.20时沿凹腔支板稳定器轴线方向上凹腔、尾缘及下游截面处不同喷雾压差条件下的 SMD 分布.由图可见,在主流区,凹腔、尾缘及下游截面处液滴 SMD 均随喷雾压差升高而减小,如下游径向 $y=44$ mm处,当喷雾压差由0.3 MPa增大到0.9 MPa时,SMD减小了32%.但是,在回流区,燃油雾化特性对喷雾压差不敏感.造成上述结果的原因是,主流区和回流区液雾形成原因不同,主流区液雾主要由初始雾化形成的大液滴在撞击支板前缘后溅射形成的粒子组成,而回流区液雾则主要由支板表面液膜在尾缘处被空气剪切失稳形成.因此,当喷雾压

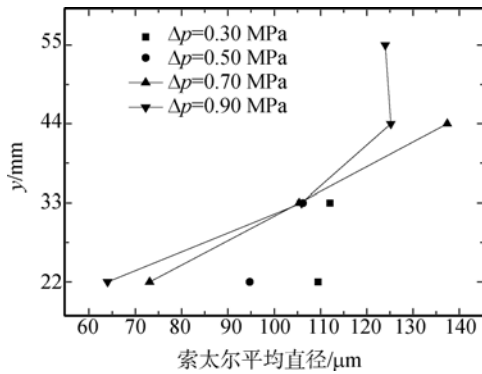
图 6 凹腔截面液滴 SMD 分布 ($Ma=0.20$)

Fig. 6 Distribution of SMD of liquid drop on cavity section ($Ma=0.20$)

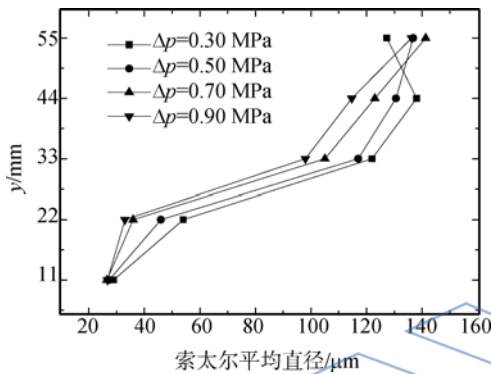
图 7 尾缘截面液滴 SMD 分布 ($Ma=0.20$)

Fig. 7 Distribution of SMD of liquid drop on trailing edge section ($Ma=0.20$)

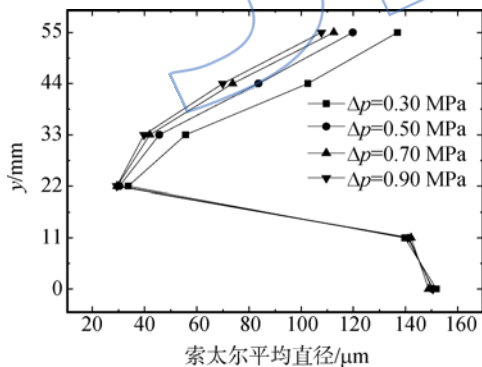
图 8 下游截面液滴 SMD 分布 ($Ma=0.20$)

Fig. 8 Distribution of SMD of liquid drop on downstream section ($Ma=0.20$)

差提高,大液滴撞击支板的动量增大,撞击破碎形成更小的粒子,但是喷雾压差的提高对在尾缘以液膜剪切破碎为主的回流区液雾雾化性能影响不大。

此外,在图 7 中,径向 $y=55\text{ mm}$ 处出现了曲线交叉现象,这是因为在喷雾压差较低时,射流撞

击支板的动量小,虽然形成的液滴粒径较大,但径向速度小,因此穿透深度较小,此处难以捕捉到大粒子且液雾较稀,存在一定的试验误差。同样地,在图 6 的凹腔位置处,低压条件下径向较远处由于液滴穿透深度小,液雾过于稀薄,已经不满足激光粒度仪测试要求,因此没能得到数据。

2.3 喷油杆下游 SMD 分布特性

图 9 给出了水的压差为 0.90 MPa 时喷油杆下游不同轴向截面处的液滴 SMD 分布,为表述清楚,图中虚线为根据对称性由试验数据得到支板另一侧液雾分布。

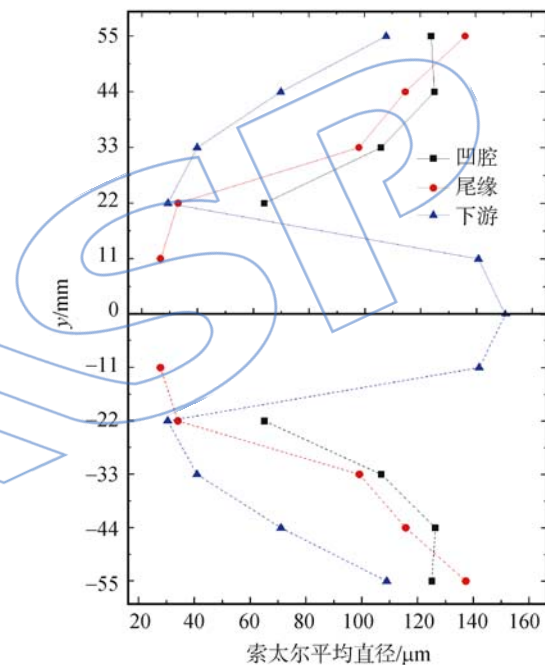


图 9 喷油杆下游液滴 SMD 分布

Fig. 9 Distribution of of liquid drop SMD at downstream of fuel injector

首先,由图 9 可以看出,在凹腔及尾缘截面,液滴 SMD 随径向距离增加而增大。在下游截面,液滴 SMD 沿径向距离先减小后增大,且在 $0\sim\pm 11\text{ mm}$ (支板回流区)的液滴 SMD 较大。这是因为,喷嘴与凹腔支板稳定器近距匹配时,其雾化特性是气动雾化与压力雾化两两者综合作用的结果,初始雾化受压力雾化主导,二次雾化受气动雾化主导。介质从喷油杆射出(顺喷),初始雾化形成的大液滴撞击在支板前缘,一部分破碎成小液滴弹出,这部分液雾从上下两个方向进入主流区,在气流的作用下向主流通道中心发生偏折,其中又有

部分液滴在空气来流作用下又返回支板表面;大部分液滴撞击支板后在支板表面形成液膜顺着支板表面流动,一直到凹腔处或尾缘处才在空气剪切作用下发生失稳进行二次雾化。液滴在支板前缘溅射之后,部分液滴以一定径向速度进入主流,在往外穿透的过程中受主流的携带作用影响,大液滴惯性大,受携带作用影响小,穿透深度大,因此在主流区大液滴远离稳定器中心线区域,而在回流区气流速度低,液膜剪切失稳形成的液雾较大,并且逐渐向外扩散,因此在下游 0 mm 和 11 mm 处液滴 SMD 较大。

此外,由图 9 还可以看出,在主流区随着液雾沿轴线方向上雾化程度的加深,液滴 SMD 逐渐减小,这说明近距匹配条件下喷雾逐渐完成雾化,因此从燃烧组织的角度建议该匹配距离尽可能的大。但是,当来流温度升高时,介质黏性降低,液雾蒸发扩散会加快,预期会有更好的雾化特性,上述结论还有待进一步研究。

同时,在本文试验条件下,在稳定器的凹腔和尾缘截面处,液滴 SMD 沿径向增大,这说明本文采用的顺喷撞击雾化方式对稳定器附近的局部供油是有利的,可作为值班供油方式的一个选择,但是由于其径向方向的雾化逐渐变差,因此需要考虑在径向方向上增加充填供油油路,并采用雾化效果更好的其他燃油喷射方式,如侧喷、角度喷射等。

2.4 雾化介质对液滴 SMD 的影响

图 10 给出了水和煤油在来流马赫数为 0.24、相同喷雾压差下尾缘处的雾化对比。由图可见,煤油雾化液滴 SMD 总小于水,但是其分布趋

势与水一致,因而上述以水为雾化介质的雾化试验的相关燃油分布、影响因素分析也适用于煤油,进一步验证了试验的可行性。

3 结 论

本文在来流马赫数为 0.16~0.24、喷雾压差为 0.30~0.90 MPa 的条件下研究了喷油杆与凹腔支板稳定器近距匹配且顺喷时的雾化特性,得出如下结论:

1) 喷雾压差一定时随着来流马赫数增加,液滴 SMD 减小,但不同位置减小程度不同。在凹腔与尾缘处,远离稳定器中心线的主流区液滴 SMD 受来流马赫数的影响较大。在下游处,稳定器回流区受马赫数的影响显著,当马赫数由 0.16 增大至 0.24,液滴 SMD 减小约 50%,而远离中心线的主流区受来流马赫数的影响较小。

2) 来流马赫数一定时在主流区凹腔、尾缘及下游截面处液滴 SMD 均随喷雾压差升高而减小。但是在下游截面的稳定器回流区(中心线附近),燃油雾化特性对喷雾压差不敏感。

3) 在凹腔及尾缘处,液滴 SMD 沿径向增大。在下游处,主流区液滴 SMD 沿径向增大,回流区液滴 SMD 沿径向减小,液滴 SMD 沿轴向也逐渐减小,这说明近距匹配条件下喷雾逐渐完成雾化。

参考文献:

- [1] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第 11 册 加力燃烧室[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [2] 侯晓春, 季鹤鸣, 刘庆国, 等. 高性能航空燃气轮机燃烧技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- [3] 马梦颖, 金捷, 季鹤鸣. 航空发动机加力燃烧室技术 & 新颖结构方案[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2008, 21(4): 55-59. MA Mengying, JIN Jie, JI Heming. Technology and new configuration of aero-engine afterburner[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2008, 21(4): 55-59. (in Chinese)
- [4] 孙雨超, 张志学, 李江宁, 等. 一体化加力燃烧室方案设计及数值研究[J]. 航空科学技术, 2011(4): 71-74. SUN Yuchao, ZHANG Zhixue, LI Jiangning, et al. Design and numerical research of integrated rear frame and afterburner[J]. Aeronautical Science and Technology, 2011(4): 71-74. (in Chinese)
- [5] 金如山, 索建泰. 先进加力燃烧室技术发展[R]. 贵阳: 中国航空学会第七届动力年会, 2010.
- [6] 季鹤鸣, 樊未军, 杨茂林. 新型内突扩加力燃烧室方案可行性分析[J]. 航空发动机, 2006, 32(1): 35-37. JI Heming, FAN Weijun, YANG Maolin. Feasibility analysis of a new inner dumped afterburner concept[J]. Aero-

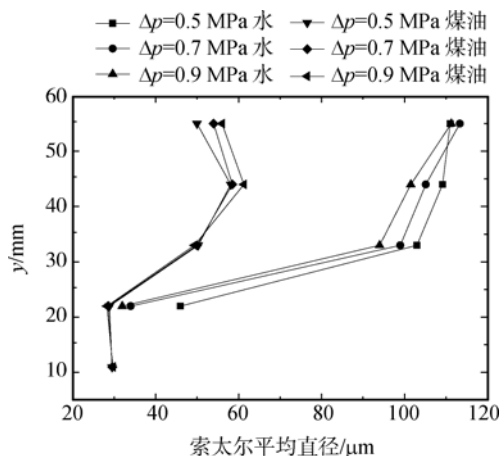


图 10 水和煤油雾化对比

Fig. 10 Comparison of water and kerosene atomization

- engine, 2006, 32(1): 35-37. (in Chinese)
- [7] 吴迪, 金捷, 季鹤鸣. 一种加力燃烧室凹腔支板火焰稳定方案研究[R]. 贵阳: 中国航空学会第七届动力年会, 2010.
- [8] 吴迪, 金捷, 季鹤鸣, 等. 凹腔支板尾缘涡脱落频率试验研究[J]. 航空发动机, 2011, 37(4): 48-51.
WU Di, JIN Jie, JI Heming, et al. Experimental study of vortex shedding frequency at trailing edge of a cavity-based strut[J]. Aeroengine, 2011, 7(4): 48-51. (in Chinese)
- [9] 吴迪. 新型一体化加力燃烧室冷态流场试验研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2010.
WU Di. Experimental research of non-reacting flow fields in a novel integrated afterburner[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [10] 刘雯佳, 金捷, 季鹤鸣. 带凹腔支板的数值模拟[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2010, 23(4): 35-38.
LIU Wenjia, JIN Jie, JI Heming. Numerical simulation on strut with cavity[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2010, 23(4): 35-38. (in Chinese)
- [11] Lovett J A, Brogan T P, Philippon D S, et al. Development needs for advanced afterburner designs[R]. AIAA-2004-4192, 2004.
- [12] 王俭, 顾善建, 杨茂林, 等. 直射式喷嘴跨流喷射的雾化特性实验研究[J]. 航空学报, 1990, 11(4): 157-164.
WANG Jian, GU Shanjian, YANG Maolin. Study on atomization features of a plain injector in high speed transverse air stream[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1990, 11(4): 157-164. (in Chinese)
- [13] 徐行, 郭志辉, 边寿华. 直射式喷嘴喷雾特性的实验研究[J]. 航空动力学报, 1997, 12(4): 341-344.
XU Hang, GUO Zhihui, BIAN Shouhua. Experiment on spray characteristics of direct injector[J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(4): 341-344. (in Chinese)
- [14] 柳杨, 马文杰, 李瑞明, 等. 侧喷挡板式雾化喷油杆喷雾特性实验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(5): 987-993.
LIU Yang, MA Wenjie, LI Ruiming, et al. Experiment on spray characteristics of baffle-type injector in cross flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(5): 987-993. (in Chinese)
- [15] 杨茂林, 黄勇, 顾善建, 等. 燃油在稳定器尾缘的二次雾化研究[J]. 航空动力学报, 1992, 7(1): 61-64.
YANG Maolin, HUANG Yong, GU Shanjian, et al. Study on secondary atomization of liquid fuel at the lip of the flameholder[J]. Journal of Aerospace Power, 1992, 7(1): 61-64. (in Chinese)