

低温环境下 RP-3 航空煤油雾化特性试验研究

付淑青, 马洪安, 吴宗霖, 杨 聪, 张宝诚
(沈阳航空航天大学 航空发动机学院, 沈阳 110136)

摘要: 为了获取低温对 RP-3 航空煤油雾化特性的影响, 在综合试验台上完成了供油压力为 300~700 kPa、燃油温度为 25、-15、-35 °C 的某喷嘴雾化特性试验。使用高速摄像机拍摄雾化图像, 利用 Matlab/GUI 图像处理功能编制的程序提取雾化锥角边缘, 并获得雾化锥角, 使用相位多普勒粒子分析仪测得距喷口 7 mm 和 17 mm 处截面的雾化粒度和油滴平均速度。结果表明: 在压力一定、温度降低时, 雾化锥角变小, 油滴雾化粒度增大, 油滴平均速度升高, 在同测量截面上的油滴平均速度变化量减小; 随着压力升高, -35 °C 和 25 °C 的雾化锥角相差不超过 1°, -35 °C 的油滴雾化粒度增幅减小到 8.36%。

关键词: 雾化特性; RP-3 航空煤油; 雾化粒度; 油滴平均速度; 航空发动机

中图分类号: V233.2+2

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2021.06.005

Test Study on Spray Characteristics of RP-3 Aviation Kerosene at Low Temperature

FU Shu-qing, MA Hong-an, WU Zong-lin, YANG Cong, ZHANG Bao-cheng
(College of Aeroengine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: In order to obtain the effect of low temperature on the spray characteristics of RP-3 aviation kerosene, the spray characteristics tests of a nozzle were completed at operating pressures of 300~700 kPa, temperature of 25, -15, -35 °C on the comprehensive test-bed. The spray images were taken by high-speed camera, and the spray cone angle edge was extracted by program complied by Matlab / GUI image processing function, and the spray cone angle was obtained. The sauter mean diameter and the average velocity of fuel droplets were measured by Phase Doppler Particle Analyzer at the section of 7 mm and 17 mm away from the nozzle. The results show that when the pressure is constant and the temperature is reduced, the spray cone angle of fuel decreases, the sauter mean diameter and the average velocity of fuel droplets increase, and the variation of average velocity of fuel droplets decreases on the same measurement section. With the increase of pressure, the difference of spray cone angle of fuel between -35 °C and 25 °C is no more than 1°, and the increase of sauter mean diameter of fuel droplet decreases to 8.36% at -35 °C.

Key words: spray characteristics; RP-3 aviation kerosene; sauter mean diameter; average velocity of fuel droplets; aeroengine

0 引言

在航空航天领域, 燃油雾化特性对航空发动机燃烧室的性能影响重大, 其主要包括流量特性、锥角特性、雾化粒度特性等, 研究燃油雾化特性对燃烧室内燃烧完全度、效率、点火性能、出口温度场以及污染物排放等具有重要意义^[1-3]。

国内外研究人员从不同角度对航空煤油的基础物性、着火特性、燃烧特性、雾化特性等进行了研究,

但大部分集中于对燃料基础燃烧特性(着火延迟时间、层流燃烧速度、火焰稳定性等)的分析与研究; 较少部分研究了不同工况下航空煤油雾化特性。Gebel 等^[4]利用激光诱导的爆轰波引起 Jet-A 1 航空煤油液滴颗粒破碎, 得到其破碎机制; Ghose 等^[5-6]研究了航空煤油与乙醇的混合燃料圆柱形雾化燃烧特性, 并得到航空煤油喷雾燃烧的辐射换热性能和结焦性能; Song 等^[7]利用高速摄像机拍摄出跨临界航空煤油喷雾; Yang 等^[8-9]分别采用试验和数值模拟方法研究了

收稿日期: 2019-12-25 基金项目: 国家自然科学基金青年基金(51506132, 51606129)资助

作者简介: 付淑青(1996), 女, 在读硕士研究生, 主要研究方向为航空发动机燃烧设计与分析技术; E-mail: zau_fsq@163.com。

引用格式: 付淑青, 马洪安, 吴宗霖, 等. 低温环境下 RP-3 航空煤油雾化特性试验研究[J]. 航空发动机, 2021, 47(6): 26-31. FU Shuqing, MA Hongan, WU Zonglin, et al. Test study on spray characteristics of RP-3 aviation kerosene at low temperature[J]. Aeroengine, 2021, 47(6): 26-31.

航空煤油与生物燃料混合燃料的雾化燃烧特性;Qi 等^[10]应用 CLSVOF 模型研究了航空煤油在超声速来流中的喷射角问题,得到喷雾贯穿长度、激波角度和雾化粒度等雾化特性;Potdar 等^[11]研究了航空煤油喷雾火焰的抬升稳定机制,得到不同供油压力、雾化粒度分布和速度分布对喷雾燃烧稳定性的影响;Bao 等^[12]研究了航空煤油雾化对超声速冲压发动机的影响因素;Jones 等^[13]应用 LES 模型模拟了航空煤油与丙酮混合燃料的蒸发喷雾;Garcia 等^[14]研究了航空煤油喷雾火焰的自激励振荡现象;高伟等^[15]和梁获胜等^[16]分别研究了超临界航空煤油雾化特性;刘涛^[17]使用定容弹研究了温度对航空煤油雾化特性的影响;宋澜波^[18]使用定容弹研究了不同压力、温度下,不同掺混比的乙醇-航空煤油/生物柴油的雾化特性;马洪安等^[19]对比了某型航空发动机 3 个喷嘴的雾化特性;刘凯等^[20]和翟维阔等^[21]使用多普勒相位粒子激光仪(Phase Doppler Particle Analyzer, PDPA)对某重型燃气轮机双燃料喷嘴组雾化特性进行测试。

从国内外的研究现状来看,对 RP-3 航空煤油等化石燃料的研究取得了许多成果,但到目前为止,中国对航空煤油的着火特性、燃烧特性以及替代燃料的研究较多,而对燃料的雾化特性有关研究较少,尤其针对燃油温度等对雾化特性的影响研究很少。HB 5652.1^[22]中给出中国地面大气温度最低记录值为 $-53\text{ }^{\circ}\text{C}$,GJB 241^[23]按极限条件对航空发动机低温起动作了明确规定:发动机在环境温度为 $-54\text{ }^{\circ}\text{C}$ 下保温 10 h,在进气和燃油、滑油温度均为 $-54\text{ }^{\circ}\text{C}$ 下起动发动机并加速到中间状态。在恶劣条件下,例如冷起动和高空再点火时,温度为 $-40\sim-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ ^[24],燃料的雾化性能对于点火过程至关重要。

本文采用 RP-3 航空煤油为试验燃料,在喷嘴综合试验台上完成雾化试验。

1 试验方法

喷嘴激光多普勒综合试验器如图 1 所示。试验系统由喷雾台、供油系统、光学测量系统、摄影仪、数据收集系统、控制台等构成。试验采用相位多普勒激光粒子分析法分析雾化粒度,应用 TSI 公司的相位多普勒粒子分析仪/激光多普勒测速仪系统如图 2 所示。该系统主要包括功率为 5 W 的激光器、分光器、发射探头、接收探头、光电转换器和数据处理器等。

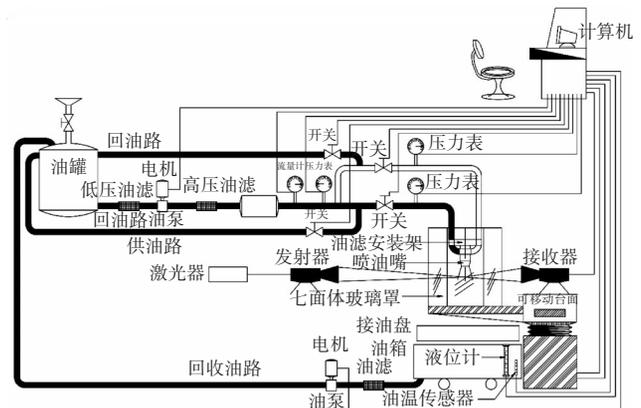


图 1 喷嘴激光多普勒综合试验器

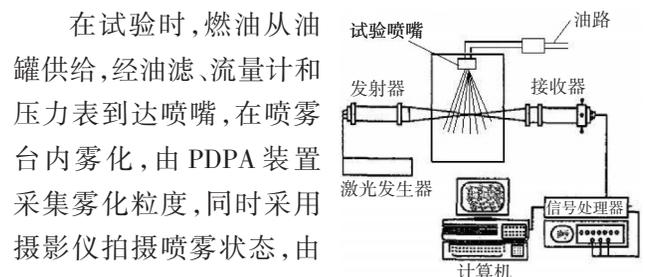


图 2 多普勒粒子分析仪系统

在试验时,燃油从油罐供给,经油滤、流量计和压力表到达喷嘴,在喷雾台下雾化,由 PDPA 装置采集雾化粒度,同时采用摄影仪拍摄喷雾状态,由喷雾台下方的油箱收集喷出的燃油,经由回油泵送回油罐。在低温时燃油由低温弹供给,经压力表和油滤到达喷嘴,燃油温度为低温弹内燃油温度。

2 雾化锥角特性

雾化锥角主要与火焰筒的形状、尺寸相匹配,其大小将直接影响燃料与空气混合时的当量比,从而影响燃烧效率和火焰筒的使用寿命。雾化锥角过大时,燃料溅射到火焰筒壁面,导致火焰筒积碳,使火焰筒过热损坏^[25];雾化锥角过小时,中心富油,燃烧不充分,影响燃烧性能和火焰形状等。

本试验中 RP-3 航空煤油的雾化锥角通过试验时捕获的喷雾图像测量得到。利用 Matlab/GUI 图像处理功能编制程序对雾化锥角图片进行测量与分析,对喷雾图像进行降噪滤波、二值化等预处理,并提取其边缘图像。在测量时,标定距离喷口 17 mm 处雾锥外边界与喷口连线的夹角为雾化锥角,取样本平均值作为实际雾化锥角。

对于给定的流动条件,通过摄影仪捕获 30~50 组图像,然后对图片进行处理,得到边缘检测后的图像,雾化锥角随喷口处压力变化如图 3 所示。

从图中可见,在不同温度下,雾化锥角随喷口处压力升高而增大;除喷口处压力为 200 kPa、温度为 $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$

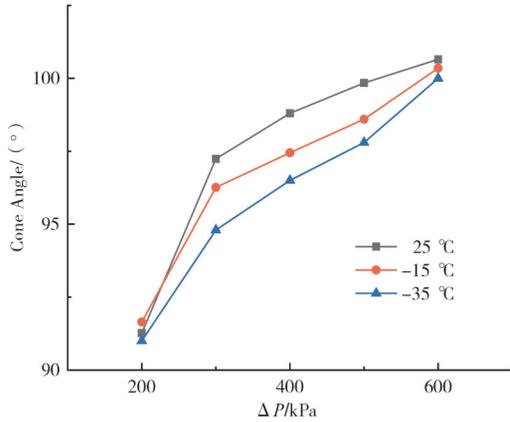


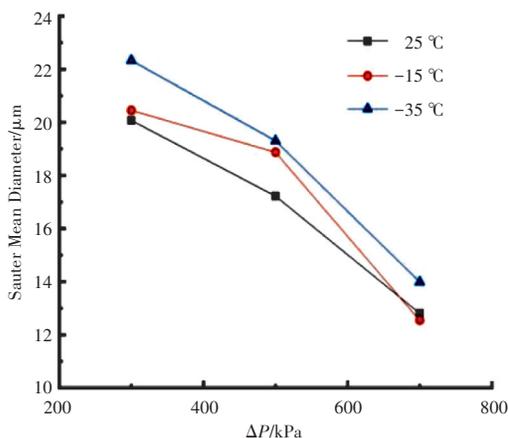
图3 雾化锥角随喷口处压力

时的雾化锥角稍大,在其他压力、温度降低时雾化锥角均减小;除压力为200 kPa时,其他工况随着压力升高,雾化锥角差距逐渐缩小,当压力升高到600 kPa时,-35°C和25°C的雾化锥角相差很小,不超过1°。

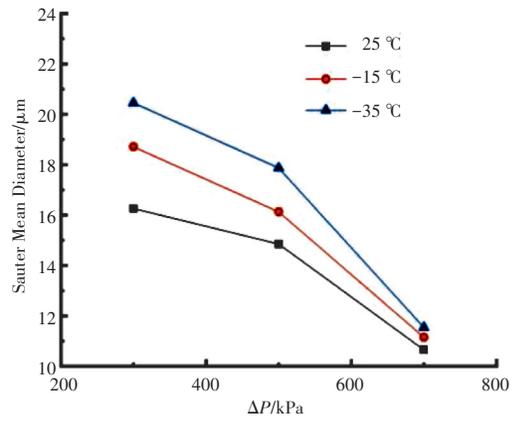
3 雾化粒度特性

燃油雾化后的液滴平均直径目前大多采用索尔平均直径(Sauter Mean Diameter, SMD)或质量中间直径(Mass Mean Diameter, MMD)来描述^[26]。雾化粒度的大小主要影响燃油表面与空气接触的情况,从而影响蒸发速度和燃烧速度。当雾化粒度过大时,燃油与空气接触不充分,燃烧不完全,影响能量转化效率;雾化粒度过小时,点火困难。本试验采用索特平均直径SMD作为RP-3航空煤油雾化粒度的衡量标准。

测量喷嘴下方垂直距离7、17 mm处,水平方向间隔相同的15~20个测量点的油滴平均速度,为方便对比取平均值。不同温度下SMD随压力的变化如图4所示。



(a) z = 7 mm



(b) z = 17 mm

图4 不同温度、截面下SMD随压力变化

从图中可见,在所有工况下,SMD均随压力升高而减小;除z=7 mm、ΔP=700 kPa的试验工况,其他工况下压力一定时,随着温度降低SMD均升高,可能是由于温度降低导致燃料黏度增大,从而影响燃料雾化;在z=17 mm、压力为300 kPa时,不同温度间SMD相差最大,相比于25°C,-35°C时SMD增加了25.77%。随着压力升高,不同温度间SMD相差变小,即随着压力升高,温度对SMD的影响逐渐减小,在z=17 mm、压力为700 kPa时,相比于25°C,-35°C时SMD增加了8.36%。在z=7 mm时,这一规律相对不明显,可能是因为距离喷口很近时,雾滴运动随机性较大。

4 油滴平均速度特性

油滴平均速度的大小主要影响油膜破碎特性,从而影响雾化射程等,进而影响点火性能。平均速度过小时,雾化射程短,空气不能被充分利用;平均速度过大时,雾化射程长,部分燃油不易完全燃烧。

在测量距离喷口7和17 mm处、水平间隔相同距离的15~20个测量点的油滴平均速度时,为减小试验误差,取其中12个测量点统计,如图5所示。RP-3航空煤油由单路单喷口喷嘴喷出时,在不同温度下,油滴平均速度与水平位置的关系如图6所示(横坐标数值越大,距离雾锥中心越远)。

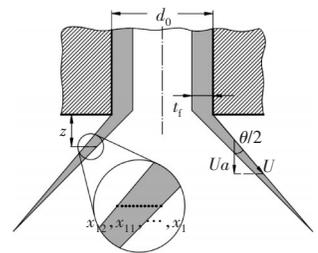
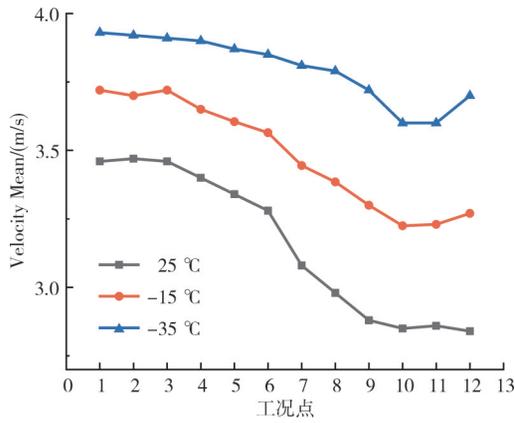
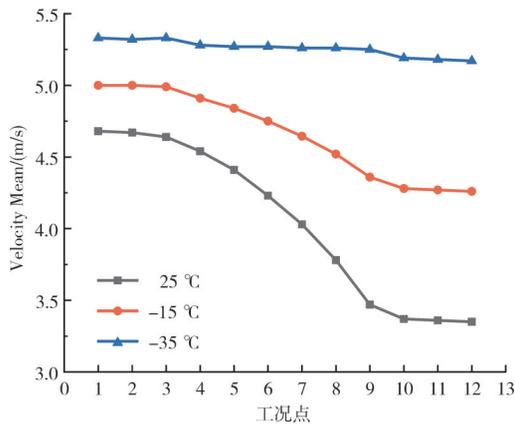


图5 油滴平均速度测量点

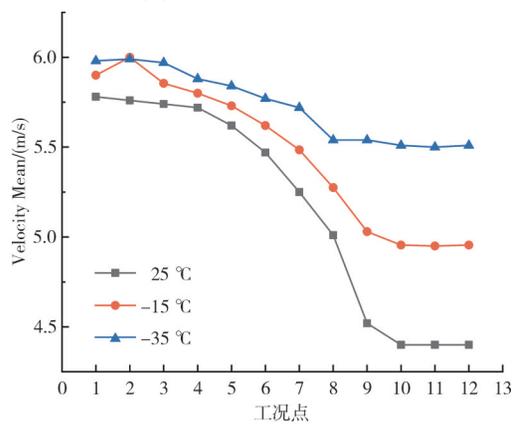
从图中可见,在水平方向上,距离雾锥中心越远,油滴平均速度越小;在雾锥中心附近和距离雾锥中心



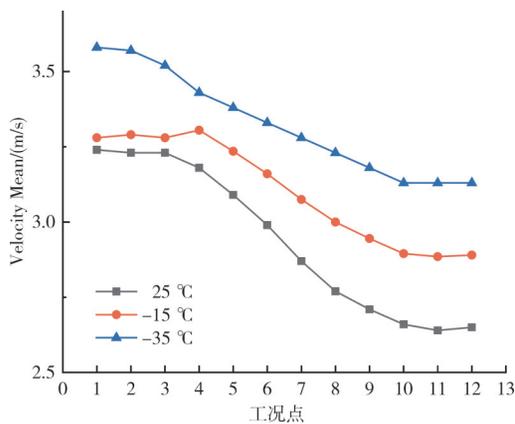
(a) $z=7\text{ mm}, \Delta P=300\text{ kPa}$



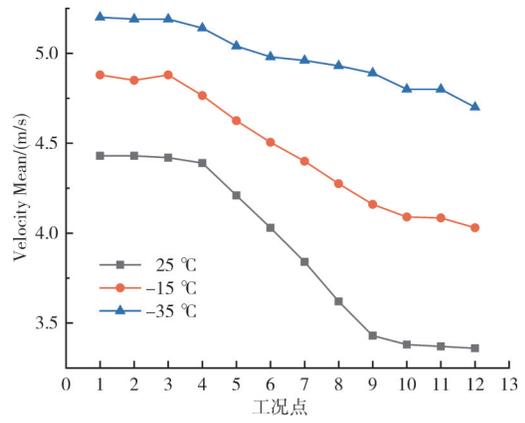
(b) $z=7\text{ mm}, \Delta P=500\text{ kPa}$



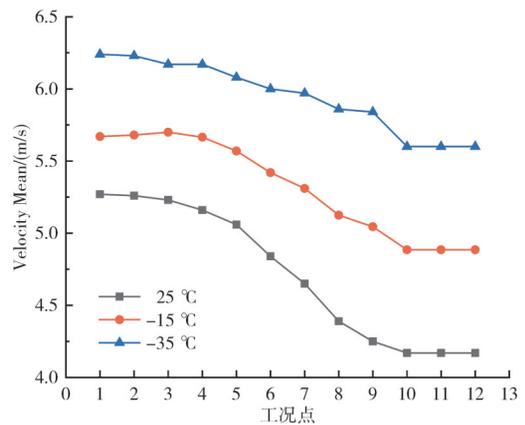
(c) $z=7\text{ mm}, \Delta P=700\text{ kPa}$



(d) $z=17\text{ mm}, \Delta P=300\text{ kPa}$

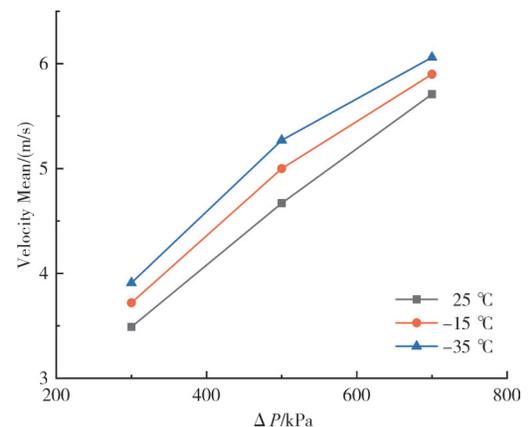


(e) $z=17\text{ mm}, \Delta P=500\text{ kPa}$



(f) $z=17\text{ mm}, \Delta P=700\text{ kPa}$

图 6 不同温度、压力、截面下油滴平均速度随水平位置变化
 足够远处,油滴平均速度趋于稳定(称之为该水平面上的最大平均速度和最小平均速度);各工况下的最大速度和最小速度均随温度的降低而升高;当温度为 $-35\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,速度变化较小,平均变化量为 0.53 m/s ;当温度为 $25\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,速度变化较大,平均变化量为 0.92 m/s 。不同温度、2个截面下的最大平均速度随压力变化如图 7 所示。



(a) $z=7\text{ mm}$

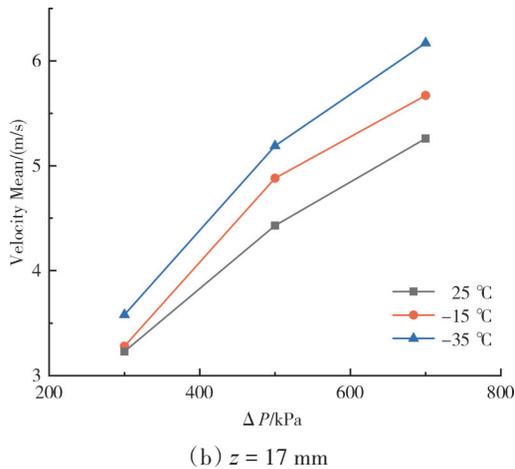


图7 不同温度、不同截面下平均速度随压力变化

从图中可见,在所有工况下,平均速度随压力升高而升高;在压力一定时,油滴平均速度均随温度降低而升高,可能是由于温度降低导致黏度增大,从而导致油膜边界层变厚,同时边界层内油膜速度降低,为保持流量不变和动量守恒,油膜内平均速度升高。

5 结论

(1)温度降低时,雾化锥角减小,随压力升高,不同温度下雾化锥角的差距缩小,当压力升高到600 kPa时,-35°C和25°C的雾化锥角相差很小,不超过1°;

(2)温度降低时,油滴SMD增大,且在压力较低时更明显,当压力升至700 kPa时,不同温度下SMD相差较小,在 $z=17$ mm、压力为700 kPa时,相比于25°C,-35°C时SMD增加了8.36%;

(3)温度降低时,油滴平均速度升高,这一现象可能与油膜边界层的变化有关。相较于25°C、-15°C 2种温度,当温度为-35°C时,同一水平面上的油滴平均速度变化较小,平均变化量分别为0.92 m/s和0.53 m/s。

参考文献:

- [1] 甘晓华. 航空燃气轮机燃油喷嘴技术[M]. 北京:国防工业出版社, 2006:150-155.
GAN Xiaohua. Aviation gas turbine engine fuel nozzle technology[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006:150-155. (in Chinese)
- [2] 张宝诚. 航空发动机试验和测试技术[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2005:563-571.
ZHANG Baocheng. Aeroengine testing and testing technology[M]. Beijing: Beihang University Press, 2005:563-571. (in Chinese)
- [3] Kouremenos D A, Rakopoulos C D, Hountalas D T. Experimental investigation of the performance and exhaust emissions of a swirl chamber diesel engine using JP-8 aviation fuel[J]. International Journal of Ener-

- gy Research, 1997, 21(12):1-10.
- [4] Gebel G C, Mosbach T, Meier W, et al. An Experimental investigation of kerosene droplet breakup by laser-induced blast waves[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2013, 135(2):021505.
- [5] Ghose P, Patra J, Datta A, et al. Effect of air flow distribution on soot formation and radiative heat transfer in a model liquid fuel spray combustor firing kerosene[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2014, 74(5):143-155.
- [6] Patra J, Ghose P, Datta A, et al. Studies of combustion characteristics of kerosene ethanol blends in an axi-symmetric combustor[J]. Fuel, 2015, 144:205-213.
- [7] Song H Y, Fan W, Fan Z C, et al. Experimental study on transcritical spray of liquid aviation kerosene[J]. Atomization Spray, 2013, 23(7):605-621.
- [8] Yang S I, Wu M S, Hsu T C. Spray combustion characteristics of kerosene/bio-oil part I: experimental study[J]. Energy, 2017, 119:26-36.
- [9] Yang S I, Hsu T C, Wu M S. Spray combustion characteristics of kerosene/bio-oil part II: numerical study[J]. Energy, 2016, 115:458-467.
- [10] Qi Y Y, Zhu L, Liu W L, et al. Numerical investigation of various fuel injection angles on interaction in cold kerosene fueled supersonic flow[J]. Procedia Manufacturing, 2017, 7:66-71.
- [11] Potdar U, Jamgade A, Mahyavanshi P, et al. Experimental investigations on stabilization mechanism of lifted kerosene spray flames[J]. Combustion Science and Technology, 2017, 189(7):1241-1259.
- [12] Bao H, Zhou J, Pan Y. The effect of kerosene injection on ignition probability of local ignition in a scramjet combustor[J]. Acta Astronautica, 2017, 132:54-58.
- [13] Jones W P, Lyra S, Marquis A J. Large eddy simulation of evaporating kerosene and acetone sprays[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2010, 53(11-12):2491-2505.
- [14] García M, Mastorakos E, Dowling A P. Investigations on the self-excited oscillations in a kerosene spray flame[J]. Combustion & Flame, 2009, 156(2):374-384.
- [15] 高伟, 林宇震, 梁获胜, 等. 超临界航空煤油喷射的射流结构及相变过程[J]. 航空动力学报, 2009, 24(12):2661-2665.
GAO Wei, LIN Yuzhen, LIANG Huosheng, et al. Jet structures and phase transition process of supercritical aviation kerosene fuel injection[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(12):2661-2665. (in Chinese)
- [16] 梁获胜, 高伟, 许全宏, 等. 超临界航空煤油喷射到大气环境的喷射特性[J]. 航空动力学报, 2009, 24(6):1258-1263.
LIANG Huosheng, GAO Wei, XU Quanhong, et al. Injection characteristics of the supercritical jet fuel injected into the atmospheric environment[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(6):1258-1263. (in Chinese)
- [17] 刘涛. 航空煤油雾化特性试验研究[D]. 合肥:中国科学技术大学, 2018.
LIU Tao. Experimental study on characteristics of aviation kerosene

- atomization[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2018. (in Chinese)
- [18] 宋澜波. 乙醇混合燃料喷雾特性的研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2018.
- SONG Lanbo. Study on the spray characteristics of ethanol blended fuel[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2018. (in Chinese)
- [19] 马洪安, 张宝诚, 刘凯. 某型航空发动机燃油喷嘴对比试验研究[J]. 航空发动机, 2009, 35(3): 54-57.
- MA Hongan, ZHANG Baocheng, LIU Kai. Comparative experiment study of fuel nozzles for an aeroengine[J]. Aeroengine, 2009, 35(3): 54-57. (in Chinese)
- [20] 刘凯, 张宝诚, 马洪安. 某重型燃气轮机双燃料喷嘴组试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2009, 22(1): 19-22.
- LIU Kai, ZHANG Baocheng, MA Hongan. Experimental study of double fuel injector group of heavy-duty gas turbine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2009, 22(1): 19-22. (in Chinese)
- [21] 翟维阔, 张宝诚, 刘凯, 等. 某重型燃气轮机燃料喷嘴工作特性试验研究[J]. 航空发动机, 2008, 34(3): 39-41, 45.
- ZHAI Weikuo, ZHANG Baocheng, LIU Kai, et al. Experimental investigation of fuel nozzle operational characteristics for a heavy gas turbine[J]. Aeroengine, 2008, 34(3): 39-41, 45. (in Chinese)
- [22] 中华人民共和国航空航天工业部. 气候极值大气温度极值: HB 5652.1[S]. 北京: 第三机械工业部 301 研究所, 1987: 35-46.
- Ministry of Aerospace Industry of the PRC. Extreme climate extreme atmospheric temperature: HB 5652.1 [S]. Beijing: 301 Research Institute of the Third Ministry of Machinery Industry, 1987: 35-46. (in Chinese)
- [23] 中国人民解放军空军总装备部. 航空喷气和涡轮风扇发动机通用规范: GJB 241A-2010[S]. 北京: 总装备部军标出版发行部, 2010: 3-132.
- PLA General Armament Department. Engine, aircraft, turbojet and turbofan, general specification for: GJB 241A-2010 [S]. Beijing: Military Standard Publishing Department of General Armament Department. 2010: 3-132. (in Chinese)
- [24] Jean J, Fossi A, Champlain A, et al. Assessment of biofuels/jet A-1 blends to meet cold start and altitude relight requirements[R]. ASME-2017-V04BT04A055.
- [25] 张春霞. 航空燃气涡轮发动机喷嘴制造工艺[M]. 北京: 国防工业出版社, 1965: 116-175.
- ZHANG Chunxia. Aviation gas turbine engine nozzle manufacturing process[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1965: 116-175. (in Chinese)
- [26] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1985: 252-253.
- JIN Rushan. Gas turbine combustor[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1985: 252-253. (in Chinese)

(编辑: 刘 亮)