

射流角度和壁面曲率对撞壁液膜的影响*

林庆国^{1,2}, 杨成虎², 刘 犇²

(1. 国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073;

2. 上海空间推进研究所, 上海 200233)

摘要:射流角度和壁面曲率是空间液体火箭发动机液膜冷却设计的重要参数,通过实验研究了入射角和壁面曲率半径对射流撞壁液膜形态和液膜厚度的影响;实验中液膜厚度的测量采用探针法测量。对射流撞壁的溅射现象进行的分析表明,射流由壁面附着状态转变为液滴飞溅状态的临界 We 数为 214.1,射流撞壁后由附壁状态转变为溅射状态的临界入射角度为 23.1° ,根据液体火箭发动机冷却的需要可以选择合适的射流角度。

关键词:液体火箭发动机;液膜冷却;入射角;实验研究

中图分类号:V343+.14 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2013)02-0017-05

Effect of impingement angle and wall curvature on liquid film

LIN Qingguo^{1,2}, YANG Chenghu², LIU Ben²

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China)

Abstract: Impingement angle and wall curvature are important for liquid film cooling design of liquid rocket engine. The effect of impingement angle and wall curvature on film form and thickness was studied experimentally. The film thickness was calculated by contact needle method. Splash occurred with high Webber number during impingement. The critical Webber number for transformation from adherent to splash is 214.1, and the critical impingement angle is 23.1° , which means the impingement angle can be optimized for different liquid rocket engines.

Key words: liquid rocket engine; liquid film cooling; impingement angle; experimental study

在国内外空间液体姿轨控火箭发动机中,液膜冷却是一种广泛采用的简单、有效、可靠的冷却方法。少量推进剂在燃烧室内形成贴壁的冷却液膜,通过其较高的汽化潜热,可以有效降低中心燃气传递到室壁的热流,并在壁面形成的非氧化性气氛保护燃烧室室壁不受高温热气流的侵蚀。在发动机的实际使用中可根据实际条件采取不同的液膜冷却方式以达到冷却效果,其中采用射流撞击室壁形成冷却液膜的方式最为常用,如我国远地点液体火箭发动机以及美国的 AJ-10-137、R-4D 系列发动机^[1]。

对新一代高性能液体远地点发动机而言,射流冷却产生的边区混合层内燃料的不充分燃烧是发动机性能损失的主要来源,因此深入研究射流液膜冷却过程,提高液膜冷却效率以降低液膜冷却产生的损失对空间变轨发动机获得更高性能、达到更高的工程设计水平非常重要。

国内外学者多针对单液滴的撞壁行为开展了

实验研究,如液滴撞击物体表面后产生的水花、发生飞溅,特别是产生“钟形”水花等流动现象的研究^[2-8]。然而针对射流撞壁形成液膜的实验研究还很少^[9]。影响冷却液膜分布的因素较多,包括射流入射角、壁面曲率半径、壁面粗糙度、射流速度等。其中,射流入射角是影响液膜形状最明显的因素之一。入射角会直接关系到射流撞击壁面时的法向速度以及射流从出口处直至撞击点间的自由行程。入射角过大,射流撞击壁面后会发生产液滴飞溅以及反弹的现象,降低冷却效果;而入射角过小,射流出口后的自由行程过大,影响液膜的利用率,在发动机实际工作中更易与主流气体发生物理及化学反应,从而降低液膜换热效率。在发动机设计中,射流角度也是最容易调节的参数,必要时需采用多种角度射流冷却设计。另一方面,对于不同推力的发动机,其燃烧室直径不同,曲率半径对液膜形成和铺展的状态影响,也是发动机设计时需要关注的。

* 收稿日期:2012-09-12

基金项目:国家部委资助项目

作者简介:林庆国(1972—),男,湖北黄冈人,研究员,在职博士研究生,E-mail:linqingguo@zicn.com

1 实验方法

1.1 实验装置方案

实验采用自行设计的探针法液膜测量系统,如图1、图2所示。实验系统主要包括测量壁面、射流喷嘴、深度千分尺、数字万用表、微调系统、电加热系统、数字压力表、供水系统以及相应管路。利用万用表测量回路电阻,其初始时刻为断开状态,电阻为 ∞ ,探针不断向前推进直至接触到液膜表面瞬间,电路形成闭合回路,万用表开始显示数值,记录此刻位置为液膜厚度起点。探针继续向前推进,当探针与金属壁面接触时,回路短路,万用表测量值接近0,此刻判定为液膜厚度终点。探针从液膜起点至液膜终点位置行进的距离即为该点测量的液膜厚度。在液膜流场中选取有代表的若干点,重复上述步骤,得出各位置的液膜厚度。

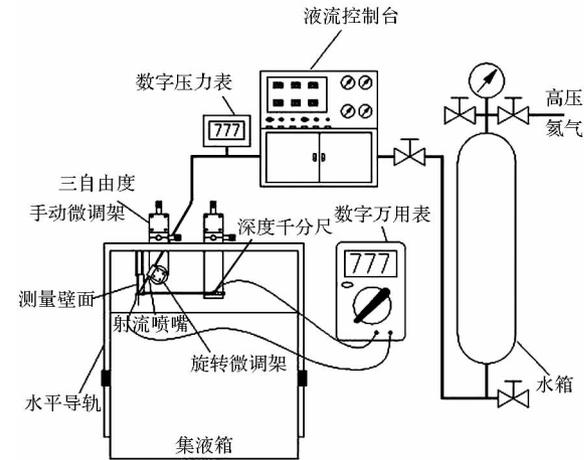


图1 液膜测量方案示意图

Fig. 1 Liquid film measurement scheme

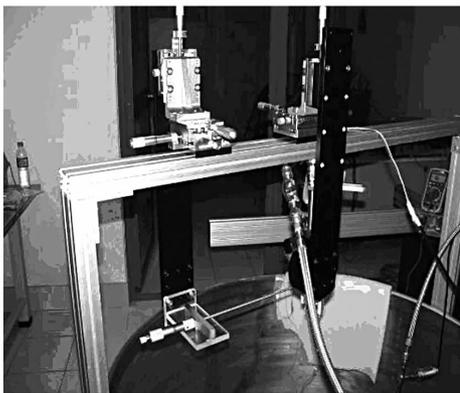


图2 液膜测量系统

Fig. 2 Liquid film experimental system

液膜形态的观测采用的是纯净水经染色后撞击有机玻璃壁面形成液膜的照片,在测量液膜厚度时,采用了工程上应用的涂覆抗高温氧化涂层的钛合金壁面。

1.2 实验方法

实验所采用的测量坐标系如图3、图4所示, d 为射流出口距壁面的垂直距离, θ 为射流入射角,而在测量点位置上 x 为测量点距中心轴之间的距离,而 y 为沿壁面方向撞击点下游的测量点与撞击点之间的距离。本实验在测量时分别选取撞击点下游 $y = 3\text{mm}$ 、 5mm 、 10mm 、 30mm 等若干截面进行测量,而在 x 方向上,由于微调架的量程所限,因此左右方向上的量程均定为 10mm ,测量间隔 $\Delta x = 1\text{mm}$ 。

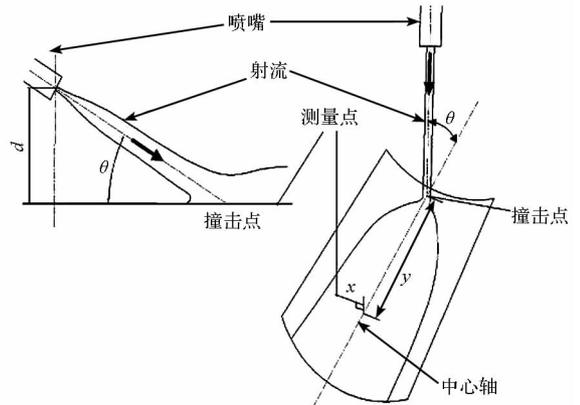


图3 测量坐标系

Fig. 3 Sketch of measurement coordinates

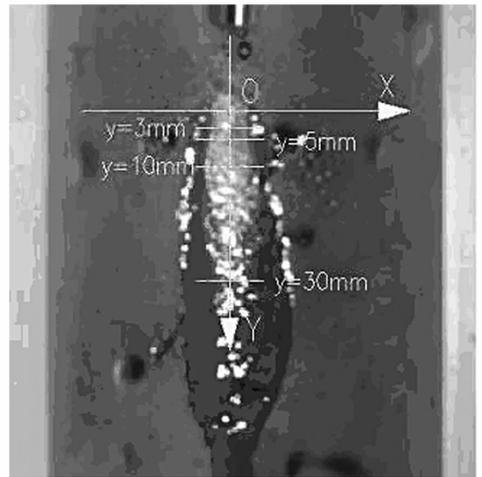


图4 测量坐标示意图

Fig. 4 Scheme of measurement coordinates

1.3 实验工况

标准实验工况的各项参数取值为喷嘴孔径 0.34mm ,喷嘴压降 0.3MPa ,射流出口距离壁面 4.5mm ,射流入射角 35° ,壁面曲率半径 22.5mm 。实验中,分别改变射流入射角和壁面曲率半径,并保持其他三项参数为标准工况参数,具体见表1。

表 1 实验工况表

Tab. 1 Experiment condition

参数	值
喷嘴孔径/mm	0.34
喷嘴压降/MPa	0.3
射流出口垂直距离/mm	4.5
入射角/(°)	20,30,35,45
壁面曲率半径/mm	∞ ,35,22.5,15

2 射流角度的影响

2.1 射流角度对液膜形态的影响

图 5 是在不同入射角度下冷却液膜的照片。从图中可以看出,从撞击点中心向外,液膜厚度先增大后减小,可以将液膜形态分为水跃底层、跃前区域、水跃峰、收缩区以及溅射液滴区五个区域。随着入射角的增大,液膜宽度也逐渐增大,其流动的稳定性不断降低。在射流角度为 20°时,液膜收缩较快;射流角度达到 30°时,虽然射流铺展面明显增大,但是下游液膜峰收缩的形状已经不对称了,并且液膜周围已经出现射流撞击壁面溅射的液滴;射流角度为 35°时,射流铺展面持续增大,在撞击点下游 10mm 左右位置,液膜中心处出现断裂,从而导致两液膜峰的分离,进而在下游形成两股细流,并且由于流动速度的大幅衰减,下游细流的流动开始出现不规则的抖动,同时液滴的溅射现象已较为明显;而入射角达到 45°后,液膜破裂点上移,液流分成两股,其中一股向上游逆向流动,此时已无法形成稳定液膜,并且出现大量液滴溅射所产生的水雾。

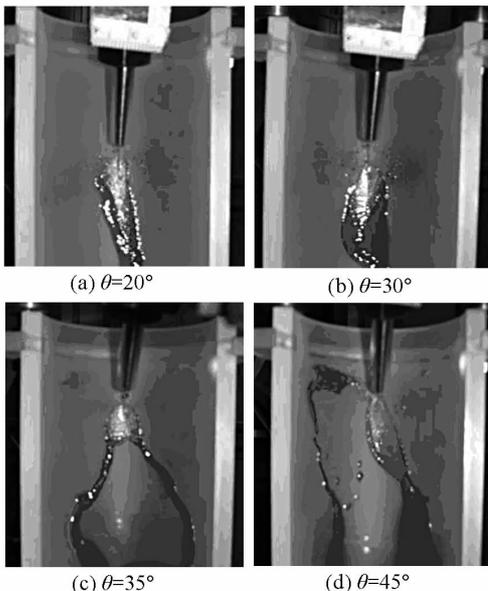
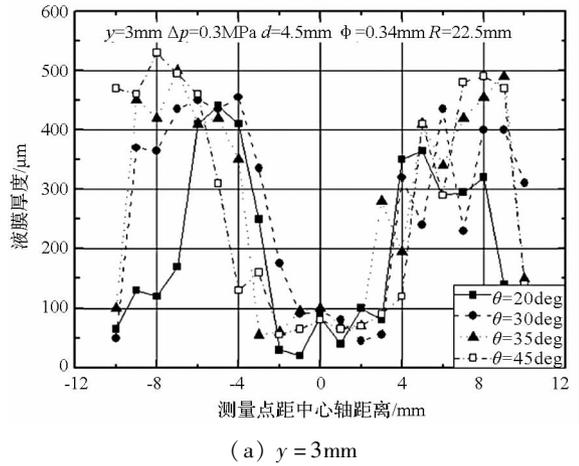


图 5 不同入射角度下的液膜形态

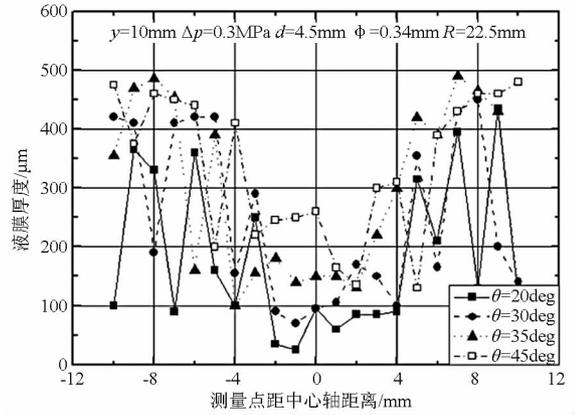
Fig. 5 Liquid film form with different impingement angle

2.2 射流角度对液膜厚度的影响

图 6 为不同入射角度下 $y = 3\text{mm}$ 以及 $y = 10\text{mm}$ 截面处的液膜分布状况。从图中可以看出,沿撞击点向外,液膜厚度整体呈先增厚后减薄的分布。同时由于液膜表面波的存在,在局部区域,波峰位置液膜较厚,波谷位置液膜较薄。随着入射角的增大,液膜的扩张角和铺展区域增大,水跃峰的高度也逐渐增高,水跃峰在横向向外扩展,在轴向向内收缩,从而导致液膜向两侧破裂。撞击点附近液膜厚度变薄,液膜的切向速度增大,容易在中心轴位置破裂。



(a) $y = 3\text{mm}$



(b) $y = 10\text{mm}$

图 6 不同入射角度下的液膜厚度

Fig. 6 Thickness of liquid film with different impingement angle

3 壁面曲率的影响

3.1 壁面曲率对液膜形态的影响

图 7 为壁面曲率半径 R 不同时的液膜形状,从图中可以看出,在液膜下游收缩段,随着壁面曲率半径的逐渐减小,液膜长度逐渐增加,两侧液膜峰的汇合点下移,同时液膜收缩成液流的边界也不再明显。

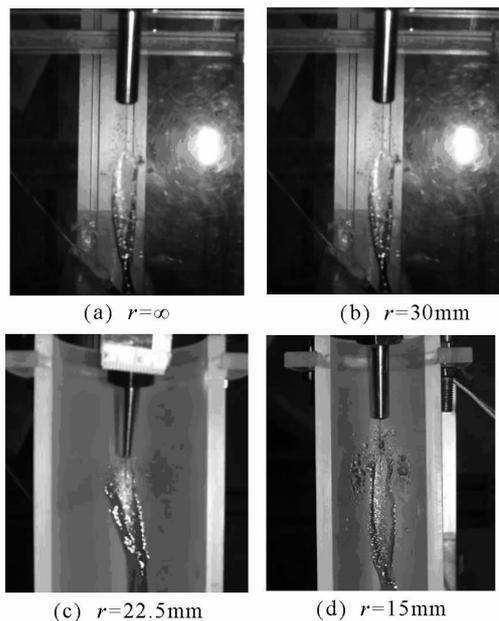


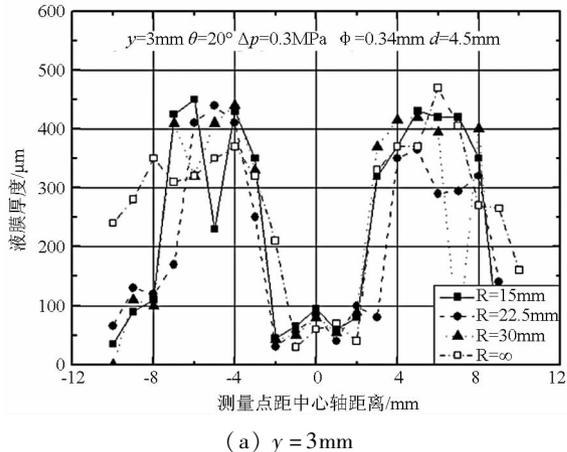
图 7 不同壁面曲率半径时的液膜形态

Fig. 7 Liquid film form with different wall curvature

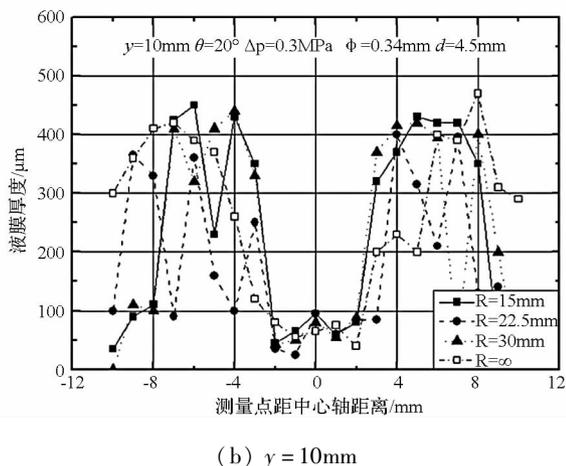
在图 7(a)、(b) 中,液膜下游水跃后位置处的收缩角度较大,因此液膜收缩明显;而在图 7(c)、(d) 中,随着曲率半径的逐渐减小,液膜下游的水跃后液膜峰的收缩角度逐渐变小,所以液膜覆盖的长度也随之增加。在壁面曲率半径减小后,下游收缩液流的宽度会相应增加,至曲率半径 15mm 壁面时,液膜峰汇聚再分开形成的二次液膜的宽度已接近初始液膜宽度。在发动机实际工作中,因为小曲率半径壁面上液膜铺展的总面积较大,因此对壁面曲率半径这一参数而言,减小曲率半径是有利于壁面热防护的。

3.2 壁面曲率对液膜厚度的影响

图 8 为不同截面上液膜厚度随壁面曲率半径变化的分布情况。从图中可以看出,在 $y = 3\text{mm}$ 以及 $y = 10\text{mm}$ 截面上,液膜厚度的分布受壁面曲率变化的影响并不明显,其液膜厚度的极大值、极小值以及变化梯度均相近。原因在于上游区域中



(a) $y = 3\text{mm}$



(b) $y = 10\text{mm}$

图 8 不同壁面曲率半径时的液膜厚度

Fig. 8 Thickness of liquid film with different wall curvature

液膜的整体流动速度较快,跃后区域较小,受表面张力的影响较小,液膜厚度的分布不会出现明显差异。

4 对两种影响因素的讨论

根据实验结果,壁面曲率半径对液膜的影响较小。因此壁面曲率半径主要由喉部直径和收敛比确定,对于曲率半径较大的燃烧室,只需要注意布置足够的冷却射流数量,使高温壁面周向液膜连续即可。

冷却液膜受射流角度影响较大,随着射流角度的增加,液膜横向铺展面积增大,有利于提高发动机壁面周向温度均匀性,但同时溅射增强,轴向液膜收缩,在高温燃气作用下,液膜长度减小,不利于对下游的冷却。对于采用钕合金材料燃烧室的发动机,需要兼顾燃烧室上游中温区和下游高温区的冷却,因此射流角度不宜太大;对采用铈/铈材料燃烧室的发动机,其工作温度可以达到 2000°C 以上,主要是燃烧室上游需要冷却,可以采用较大的射流角度,一方面强化燃烧室上游的冷却,另一方面增加溅射,增强边区冷却推进剂与中心燃气的掺混燃烧,提高发动机的比冲性能。

在射流撞壁形成液膜的过程中,随着射流角度的增加,可以观察到射流撞壁后发生了细微液滴的溅射现象。射流撞击湿润壁面后形成状态分为反弹、附壁、飞溅三种状态。射流撞击湿润壁面由反弹转变为附壁状态的临界韦伯数^[10]:

$$We_c = 5 \quad (1)$$

而由附壁状态变为液滴飞溅的临界韦伯数:

$$We_c = 1320 \cdot La^{-0.18} \quad (2)$$

式中, La 为 Laplace 数, $La = \rho\sigma d/\mu^2$, ρ 为液滴密度,

σ 为液滴表面张力, d 为液滴直径, μ 为液滴粘度。

实验中,取射流孔径 d_h 为特征尺寸,利用式(2)计算射流由附壁状态转变为飞溅状态的临界韦伯数 We_c 。表2为不同入射角条件下的实验 We

数与 We_c 的值。实验 We 数采用下式计算:

$$We_{\text{实验}} = \frac{\rho V_n^2 d_h}{\sigma} \quad (3)$$

式中, V_n 为法向入射速度。

表2 不同入射角度时射流参数(20℃)

Tab.2 Parameters of jet with different impingement angle (20℃)

入射角/(°)	射流速度/(m/s)	V_n /(m/s)	$We_{\text{实验}}$	La	We_c	壁面射流形态
20	17.10	-5.85	159.7	24477.3	214.1	附壁
30	17.10	-8.55	341.3	24477.3	214.1	飞溅
35	17.10	-9.81	449.1	24477.3	214.1	飞溅
45	17.10	-12.09	682.5	24477.3	214.1	飞溅

从表2中可以看出,随着入射角的增大,其 We 数也大幅增加,这说明射流的动能容易克服表面能的束缚而发生破碎。同时,实验中射流的最小 We 数约为160,远远大于液滴由反弹转为附壁的临界 We 数,根据该判据射流撞壁不会发生反弹现象,这在实验过程中得到了验证。

根据喷嘴孔径 $d = 0.34\text{mm}$ 计算得出射流由附壁状态转变为液滴飞溅状态的临界 We 数为214.1,在入射角等于20°时,射流 We 数为159.7,射流撞壁后不会发生溅射现象;当入射角为30°时,射流 We 数为341.3,超过转变临界值,此时射流撞击壁面时开始出现液滴溅射现象,随着射流 We 数的升高,溅射现象更为明显,与实验结果一致。随着入射角的变大,射流在壁面切向方向上的速度分量降低,则液膜在壁面上的流动速度也会相应变小,当流动速度不足以克服壁面粗糙度以及液膜流动时内部速度不均匀带来的影响时,液膜流动的稳定性也会大幅下降。在临界 We 数下,利用式(4)和(5)可计算临界入射角度为23.1°。因此对需要兼顾燃烧室上游中温区和下游高温区的发动机,冷却射流角度宜在23°和35°之间。对只需要冷却燃烧室上游的发动机,冷却射流角度可高于35°。

$$V_{n,c} = \sqrt{We_c \sigma / \rho d_h} \quad (4)$$

$$V_n = V \cdot \sin\theta \quad (5)$$

5 结论

通过实验考察了射流入射角和壁面曲率半径对射流撞壁液膜的影响,根据实验结果分析得到如下结论:

(1)射流角度对冷却液膜的影响较为显著,随着射流入射角的增加,液膜的铺展的浸润面明显扩大,液膜的流动速度会大幅衰减,入射角过大会导致液膜的不稳定和液滴的飞溅,角度过小会导致自由行程的增大,降低冷却效率。实验测得燃烧室壁面上开始出现液膜破裂的入射角度为35°。

(2)壁面曲率半径减小时,液膜有效冷却面

积增大,曲率半径对液膜上游厚度的影响较小。

(3)对需要兼顾燃烧室上游中温区和下游高温区的发动机,冷却射流角度宜在23°和35°之间。对只需要冷却燃烧室上游的发动机,冷却射流角度可大于35°。

参考文献 (References)

- [1] Sikalo S, Tropea C, Ganie E N. Dynamic wetting angle of a spreading droplet [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2005, 29(7): 795-802.
- [2] Sikalo S, Tropea C, Ganie E N. Impact of droplets onto inclined surfaces[J]. *Journal of Colloid and Interface Science*, 2005, 286(2), 661-669.
- [3] Sikalo S, Tropea C, Ganie E N. Analysis of impact of droplets on horizontal surfaces [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2005, 25(7): 503-510.
- [4] Sikalo S, Tropea C, Ganie E N, Phenomena of droplet-surface interaction [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2006, 31(2): 97-110.
- [5] 李维仲,朱卫英,等.液滴撞击水平固体表面的可视化实验研究[J]. *热科学与技术*, 2008, 7(2):155-160. LI Weizhong, ZHU Weiyong, et al. Visual experimental study on droplet impacted onto horizontal solid surface[J]. *Journal of Thermal Science and Technology*, 2008, 7(2): 155-160. (in Chinese)
- [6] 陆军军,陈雪莉,曹显奎,等.液滴撞击平板的铺展特性[J]. *化学反应工程及工艺*, 2007, 23(6):506-510. LU Junjun, CHEN Xueli, CAO Xiankui, et al. Characteristic phenomenon an analysis of a single liquid droplet impacting on dry surfaces [J]. *Chemical Reaction Engineering and Technology*, 2007, 23(6):506-510. (in Chinese)
- [7] 郭家宏,戴世强,代钦.液滴冲击液膜过程实验研究[J]. *物理学报*, 2010, 59(4): 438-446. GUO Jiahong, DAI Shiqiang, DAI Qin. Experimental research on the droplet impacting on the liquid film [J]. *Acta Physica Sinica*, 2010, 59(4): 438-446. (in Chinese)
- [8] Inamura T, Yanaoka H, et al. Prediction of mean droplet size of sprays issued from wall impingement injector [J]. *AIAA Journal*, 2004, 42(3): 614-621.
- [9] Inamura T, Amagasaki S, Yanaoka H. Thickness of liquid film formed by impinging jets on a concave wall [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2007, 23(3): 612-617.
- [10] Avedisian C T, Zhao Z. The circular hydraulic jump in low gravity [C]//*Proceedings of the Royal Society of London Series A: Mathematical, Physical, and Engineering Sciences*, 2000: 2127-2151.