

小推力液体火箭发动机燃烧与传热数值仿真研究*

林庆国^{1,2}, 周进¹

(1. 国防科技大学 航天与材料工程学院 湖南 长沙 410073;
2. 上海空间推进研究所 上海 200233)

摘要:针对边区液膜冷却型小推力液体火箭发动机,引入VOF模型模拟冷却液膜,使用数值仿真手段计算了发动机推力室突扩构型对燃烧效率与传热特性的影响。对比可见计算结果是可靠的,计算表明无量纲台阶高度 H^* 从0.111增加到0.222,燃烧效率增加0.35个百分点、燃烧效率随无量纲台阶长度 L^* 增加变化较小、另外传热特性受 H^* 与 L^* 的影响都不大。这表明在扩张型推力室中,燃烧效率下降的主要原因是壁面附近的气态MMH无法与氧化剂有效混合。

关键词:小推力液体火箭发动机;燃烧;数值模拟;扩张型推力室;VOF模型

中图分类号:V314 **文献标志码:**A **文章编号:**1011-2486(2012)04-0013-05

A numerical study of combustion and heat transfer in small thrust liquid rocket engine

LIN Qingguo^{1,2}, ZHOU Jin¹

(1. College of Aerospace and Materials Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 200233, China;

Abstract: By introducing VOF model to simulate the cooling liquid film in small thrust liquid rocket engine, numerical method was performed to calculate and evaluate the effects of the expansion size on combustion efficiency and heat transfer in the chamber. Comparison shows the calculation is reasonable. It has shown that as the dimensionless expansion height H^* increases from 0.111 to 0.222, combustion efficiency and specific impulse increase by 0.35% and 0.5s. However, the dimensionless expansion length L^* plays a less significant role in the process. As it increases from 1.389 to 1.944, combustion efficiency and specific impulse decrease by 0.11% and 0.3s respectively. It is evident that the heat transfer characteristics of thrust chamber keep stable in the variation of H^* or L^* . This shows in expansion thrust chamber, the main reason for combustion efficiency loss should be that gaseous MMH adjacent side wall cannot mix with gaseous oxidant efficiently.

Key words: small thrust liquid rocket engine; combustion; numerical simulation expansion thrust chamber; VOF

小推力液体火箭发动机为航天器在地球远地点和近地点的机动入轨提供推力,通常使用双组元自燃推进剂组合,如MMH(一甲基肼)/NTO(四氧化二氮),这样发动机能在不外加能量的情况下实现方便点火与重复使用^[1]。现阶段由于材料耐温性的限制,推力室需要边区液膜冷却,即将一部分燃料喷向推力室壁,使其形成液膜,从而降低壁面温度。液膜冷却提高了发动机工作的可持续性,却降低了燃烧效率与推力性能^[2]。

为了提升发动机性能,需要提高燃烧效率,这就要求用于冷却的液膜尽可能多地参与燃烧,使用突扩型推力室是提高燃烧效率的重要手段。为了减少实验量、缩短研发周期,数值解析广泛地用于优化设计。国内外有较多文献报道了相关的数值仿真研究,Zhuang等^[3]、Xu等^[4]、Knab等^[5]都

使用数值仿真的手段研究了这种发动机推力室的燃烧与传热,这些研究较好地描述了燃烧流场,却没有提出合适的方法描述冷却液膜。燃料射流从冷却喷嘴喷出后经历的过程非常复杂,包括撞壁、铺展、飞溅,以及液膜在流动的过程中受热、蒸发与破碎。Yu等^[6]、Zhang等^[7]对火箭发动机的冷却液膜做了较详细的研究,然而他们的研究成果离成熟的通用模型还有一定距离。

为了准确地评估推力室构型对燃烧效率的影响,需要引入成熟的模型较好地模拟液膜。本研究重点关注的是燃烧效率这类较宏观参数,因此客观上并不要求详细了解液膜的形成与发展等细节,而更加关注气-液相比比例这类参数。综合考虑各成熟模型的特点与本研究的需求,本文将引入VOF模型,使用数值解析的方法研究推力室构

* 收稿日期:2012-02-27

基金项目:国家部委基金资助项目

作者简介:林庆国(1972—),男,湖北武汉人,研究员,在职博士研究生,E-mail:linqingguo@21cn.com

型对小推力火箭发动机燃烧效率与壁面传热的影响。

1 物理模型与数学模型

1.1 研究对象

本文研究的突扩型推力室构型如图 1 所示, 图中 L 与 H 分别表示推力室的扩张台阶长度与扩张台阶高度, 为了得到通用性结论, 使用喉部直径 D_t 作为参考长度, 这样可以得到无量纲台阶长度 L^* 与无量纲台阶高度 H^* , 表 1 给出了待计算的推力室结构方案。图 2 给出了发动机的喷注面板构型, 为了简化分析, 本文选取了整个推力室的 $1/12$ 作为研究对象, 即图 2 中的三角形 ABO , 模型包括 1 对内圈喷嘴、2 对外圈喷嘴与 1 个冷却喷嘴。图 2 中还给出了 $0^\circ \sim 30^\circ$ 共 5 个切片及其位置, 用以在结果分析中展示细节。

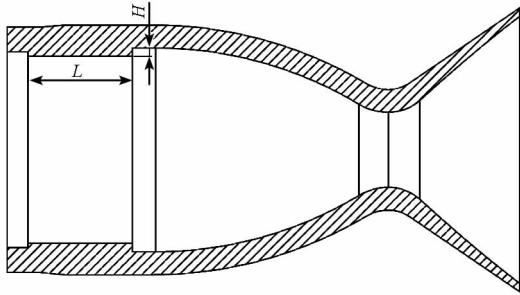


图 1 扩张型推力室台阶尺寸示意图

Fig.1 Schematic step sizes in expansion thrust chamber

表 1 推力室结构方案

Tab.1 Configuration candidates of expansion thrust chamber

方案代号	L^*	H^*
B (基准型)	0	0
E1	1.389	0.111
E2	1.389	0.167
E3	1.389	0.222
E4	1.667	0.111
E5	1.944	0.111

1.2 基于 Euler-Euler 法的 VOF 模型

1.2.1 控制方程

整体来说, 发动机推力室中同时存在液相 (冷却燃料) 与气相 (燃气), 属于两相流问题, 本研究将使用 VOF 模型模拟冷却燃料碰壁、铺展、加热与蒸发过程。针对求解区域内的液相与气相, VOF 模型分别求解各相的连续性方程:

$$\frac{1}{\rho_q} [\nabla \cdot (\alpha_q \rho_q v_q) = S_{\alpha_q} + \sum_{p=1}^n (\dot{m}_{pq} - \dot{m}_{qp})] \quad (1)$$

其中 α_q 为第 q 相体积分数, $\sum_{q=1}^n \alpha_q = 1$; ρ_q 为

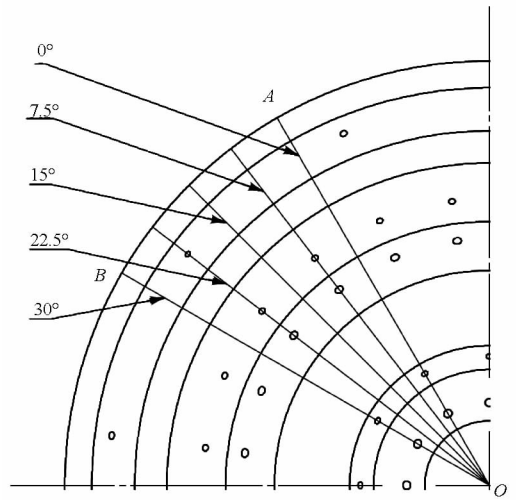


图 2 扩张型推力室台阶尺寸示意图

Fig.2 Schematic step sizes in expansion thrust chamber
 q 相密度, 单位为 $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$; v_q 为控制体 q 相速度, 单位为 $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$; S_{α_q} 为源项, 单位为 $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3} \cdot \text{s}^{-1}$; \dot{m}_{pq} 为 p 相到 q 相的传质率, 单位为 $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3} \cdot \text{s}^{-1}$ 。

针对求解区域, VOF 模型仅求解一组动量方程:

$$\nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \mathbf{v}) = \nabla p + \nabla \cdot (\boldsymbol{\tau}_{\text{eff}}) + \mathbf{F} \quad (2)$$

其中控制体密度

$$\rho = \sum_{q=1}^n \alpha_q \rho_q \quad (3)$$

其他参数: p 为压力, 单位为 Pa; \mathbf{v} 为速度矢量, 单位为 $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$; $\boldsymbol{\tau}_{\text{eff}}$ 为有效应力张量, 其值为 $(\mu_L + \mu_t) \left[\nabla \mathbf{v} + \nabla \mathbf{v}^T - \frac{2}{3} I (\nabla \cdot \mathbf{v}) \right]$; I 为单位张量; \mathbf{g} 为重力矢量, 单位为 $\text{m} \cdot \text{s}^{-2}$; \mathbf{F} 为动量源项, 单位为 $\text{kg} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{s}^{-2}$ 。求解动量方程时各个参数均为两相共用。类似地, 求解区域内能量与湍流方程也是两相共用, 计算选取标准 $\kappa - \varepsilon$ 湍流模型, 各共用项参数的计算方法类似式 (3), 详细的控制方程可以参看文献 [2-3]。

1.2.2 控制方程源项

VOF 模型将相间传质当作源项考虑, 如式 (1) 所示。 $\dot{m}_{p^i q^j}$ 表示 p 相 i 组分对 q 相 j 组分的传质率, 这样, p 相质量守恒方程源项为 $\dot{m}_p = -\dot{m}_{p^i q^j}$, 类似地, q 相质量守恒方程源项为 $\dot{m}_q = \dot{m}_{p^i q^j}$ 。此外, 相间的动量与能量交换都是依靠源项 $\dot{m}_{p^i q^j}$ 实现的。

1.2.3 蒸发过程控制方程

VOF 模型中较通用的传质模型由下式给出 [8]:

$$\dot{m} = C \alpha_{\text{MMH}} \frac{T_{\text{gas}} - T_{\text{sat}}}{T_{\text{sat}}} \quad (4)$$

其中 \dot{m} 为蒸发速率 ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3} \cdot \text{s}^{-1}$), C 为蒸发速率常数; α_{MMH} 为控制体液相含量; T_{gas} 为气相温度 (K); T_{sat} 为液相饱和温度 (K)。其中常数 C 通常依经验或实验确定, 由于本文涉及的蒸发问题没有相应的实验结果可以对照, 因此使用数值仿真方法确定 C 值。图 3 给出了 E3 算例中 C 值与室压计算值的关系, 可见若 C 值过小, 数值模拟得到的液膜蒸发不完全导致室压偏低, 一旦 C 值超过 200, 室压计算值趋于稳定, 据此本研究选择 $C = 200$ 。

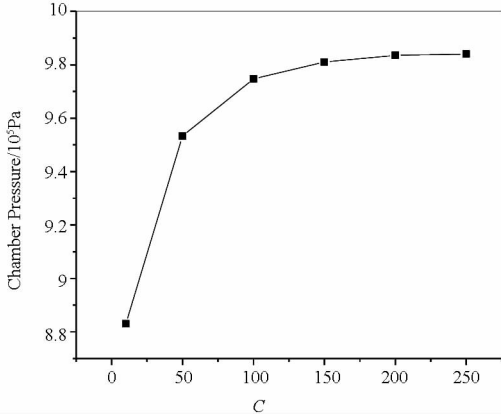


图 3 E3 算例中常数 C 与室压的关系

Fig. 3 Calculated pressure in combustion chamber versus constant C

1.3 基于 Euler-Lagrange 法的离散相模型

1.3.1 控制方程与主要模型

喷雾燃烧问题则选用 Euler-Lagrange 法模拟。主要模型包括常压液滴蒸发模型、单步化学反应, 反应速率则由涡耗散模型 (Eddy-dissipation) 确定, 相应控制方程参看文献 [2-3], 本文就不单独列出。

1.3.2 离散相初始条件

液体射流离开喷口后, 撞击形成的液雾主要是平面扩展, 此喷注平面由互撞的两喷孔中心与推力室中轴确定。因此本研究令离散相液滴始于撞击点、初始速度矢量位于喷注平面、速度角 90° 、液滴在此区间均匀分布、初速度依计算值选取 $28.3 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 。

燃料与氧化剂液滴直径服从如式 (5) 描述的 Rosin-Rammler 分布

$$Y_d = \exp\left(-\left(\frac{d}{\bar{d}}\right)^n\right) \quad (5)$$

其中 \bar{d} 表示质量中间粒径, 本研究按实验测量值选取 $66 \mu\text{m}$, 常数 n 取 2.1, 此外, 粒径最大与最小值分别取 $90 \mu\text{m}$ 与 $20 \mu\text{m}$ 。

1.3.3 边界条件

主要边界条件包括: 1/12 模型的两侧采用对

称边界; 喷管出口真空: 总温与总压为略大于 0 的小值; 燃气—内壁边界选用动量无滑移边界; 推力室外壁与空间换热使用复合换热, 相应的换热系数为自然对流换热系数与辐射换热系数之和。

2 计算结果

2.1 基准型推力室无冷却工况计算结果

对基准型推力室的无冷却工况进行了数值模拟。表 2 对比了发动机燃烧室主要参数的热力计算理论值与计算值, 可见二者相当接近, 表明计算结果是可靠的。

表 2 发动机主要工作参数的计算值与理论值对比

Tab. 2 Comparison of calculated and theoretical parameters in the engine

参数	单位	理论值	计算值	误差 / %
总压 P_0	MPa	1.03	1.00	-2.91
总温 T_0	K	3047	2970	-2.53
推力 F	N	460.12	436.6	-5.10
比冲	s	306.83	291.2	-5.10

2.2 基准型推力室有冷却工况计算结果

对基准型推力室有冷却工况进行了数值仿真, 图 4 给出了推力室轴向切片的气态燃料浓度分布, 可见气态燃料富集在壁面, 这是因为液膜在壁面蒸发后形成的气态 MMH 无法扩散而参与反应。例外的是 7.5° 与 22.5° 附近的壁面, 这里燃料浓度较低。在喷管出口, 壁面仍有少量气态 MMH 没有完全反应, 这主要是因为气态燃料扩散不充分。

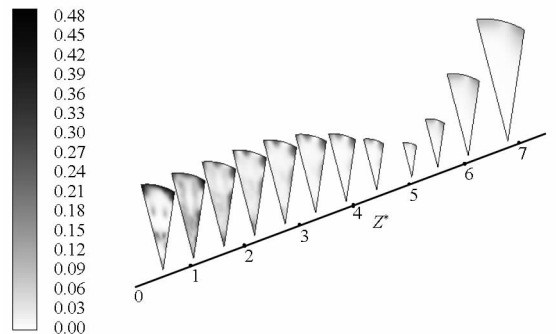


图 4 基准型推力室轴向 MMH 浓度分布

Fig. 4 Distribution of MMH fraction in basic thrust chamber

推力室壁面温度分布如图 5 所示, 可见在冷却燃料的作用下, 燃烧室头部内壁面温度较低, 最高温度在喉部附近, 约为 2400 K 。另一方面可见, 约在 $Z = 0.03 \text{ m}$ 及其下游, 内壁面 7.5° 与 22.5° 附近的壁面温度较高。图 6 所示的壁面液相体积分数与之类似, 可见在壁面, 撞击点及其附近的液相体积分数最高; 随着液膜的铺展, 液相体积分数

迅速减少,并且沿壁而向下游流动,而在 $Z = 0.02\text{m}$ 下游,内壁面 7.5° 与 22.5° 附近的液相含量几乎为零。主要原因在于,由于推进剂液雾速度较大,一部分液雾接触壁面,而与液膜及气态燃料在壁面发生反应使壁面温度升高。

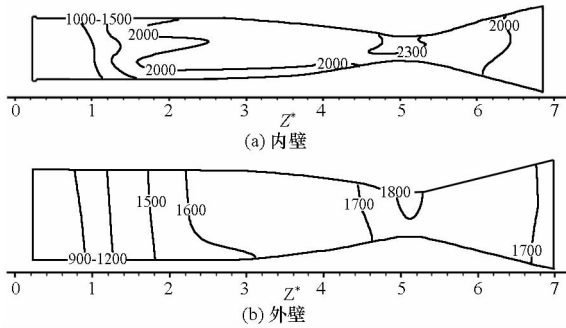


图 5 基准模型推力室壁面温度分布 (单位:K)

Fig.5 Temperature distribution on basic thrust chamber wall

(Unit: K)

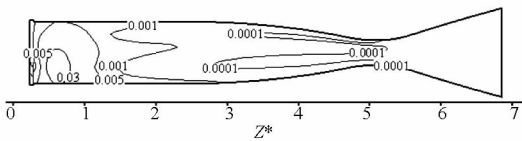


图 6 基准模型推力室壁面液相体积分数

Fig.6 Distribution of liquid phase fraction on basic thrust chamber inner wall

3 无量纲台阶参数对燃烧与传热的影响

3.1 无量纲台阶高度 H^* 对燃烧与传热的影响

表 3 列出了 H^* 对发动机各主要计算参数的影响。可见随着 H^* 的增加,燃烧室压力呈线性上升, H^* 从 0.111 增加到 0.222, 燃烧效率升高了 0.35%, 发动机比冲性能增加了 0.5s。增加 H^* 在一定程度上可以强化液膜与主流的混合,降低喷管出口的液相含量。然而由表 3 可见,与此同时气态 MMH 浓度呈增加趋势,这表明增加 H^* 无法有效地促进推力室壁面附近的气态燃料与氧化剂的混合,因此对提高发动机性能所起的作用有限。由图 7 可见, H^* 的变化对整体温度分布的影响不大。

表 3 H^* 对发动机主要参数的影响

Tab.3 Effect of H^* on the performances of liquid engine

参数	单位	$H^*=0.111$	$H^*=0.167$	$H^*=0.222$
室压	MPa	0.979	0.981	0.983
燃烧效率 η	%	94.14	94.33	94.49
比冲	s	288.4	288.5	288.9
出口液相分数 $\times 10^{-7}$		2.54	2.19	2.02
出口 MMH 含量		0.0158	0.0158	0.0164
出口 NTO 含量		0.0583	0.0558	0.0552

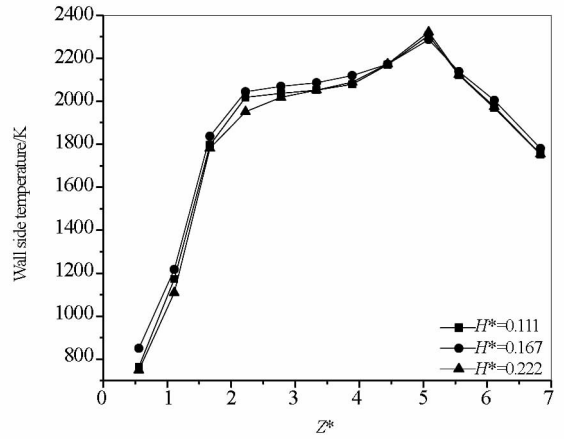


图 7 H^* 对推力室内壁面温度的影响

Fig.7 Effect of H^* on the temperature of thrust chamber inner wall

3.2 无量纲台阶长度 L^* 对燃烧与传热的影响

表 4 列出了无量纲台阶长度 L^* 对发动机各主要计算参数的影响,可见随着 L^* 的增加,燃烧室压力基本没有变化,从数值上说, L^* 从 1.389 增加到 1.944, 燃烧效率降低了 0.11%, 发动机比冲性能降低了 0.3s。增加 L^* 会减弱液膜的蒸发作用,使喷管出口的液相分数增加,造成燃烧效率下降。主要的原因在于随着 L^* 的增加,扩张台阶向后移动,有效卷吸作用长度减少,弱化了台阶作用。由图 8 可见, L^* 对推力室内壁温度分布的影响不大。

表 4 L^* 对发动机主要参数的影响

Tab.4 Effect of L^* on the engine performances

参数	单位	$L^*=1.389$	$L^*=1.667$	$L^*=1.944$
室压	MPa	0.979	0.978	0.977
燃烧效率 η	%	94.22	94.14	94.11
比冲	s	288.1	288.0	287.8
出口液相分数 $\times 10^{-7}$		2.02	2.54	2.69
出口 MMH 含量		0.0165	0.0158	0.0155
出口 NTO 含量		0.0583	0.0566	0.0611

3.3 讨论

计算显示, H^* 从 0.111 增加到 0.222, 发动机燃烧效率相应地提高 0.35 个百分点, 比冲性能相应地提高 0.5s, 这表明增加 H^* 对提升发动机性能是有益的。其主要原因在于, 增加 H^* 可以在一定程度上强化液膜与主流的混合, 降低喷管出口的液相含量。然而从数值上看, 增加 H^* 对发动机的性能提高所起的作用有限, 这是因为台阶后方的流速较低, 气态燃料无法有效与氧化剂混合。

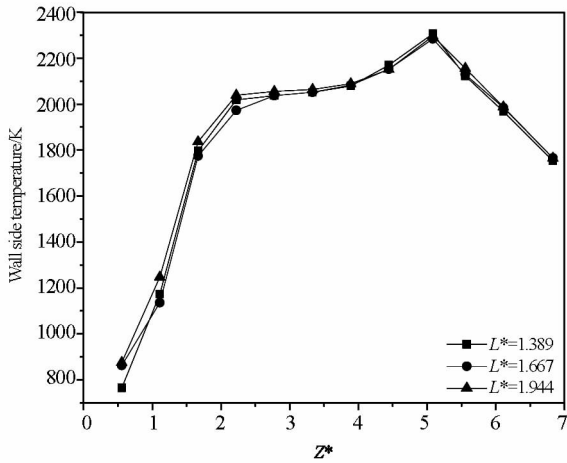


图8 L^* 对推力室内壁面温度的影响

Fig. 8 Effect of L^* on the temperature of thrust chamber inner wall

从计算结果看, L^* 从 1.389 增加到 1.944, 燃烧效率降低了 0.11%, 发动机比冲降低了 0.3s。其主要原因在于, 随着 L^* 的增加, 扩张台阶后移, 减少了扩张台阶的卷吸作用距离, 弱化了台阶的作用, 因此减少了液膜的蒸发量。

此外, H^* 与 L^* 对推力室内壁温度场分布的影响较小。

4 结论

引入 VOF 方法模拟冷却液膜, 使用数值方法研究了突扩型推力室构型对燃烧效率与传热的影响, 对比表明, 计算结果是可靠的, 计算得到以下结论:

(1) 无量纲高度 H^* 与长度 L^* 对推力室内壁温度场分布的影响较小;

(2) 增加无量纲台阶高度 H^* 可以强化液膜与主流的混合, 降低喷管出口的液相含量, H^* 从 0.111 增加到 0.222, 燃烧效率增加 0.35%, 比冲

提高 0.5s, 然而由于台阶后方燃气流速较低, 气态燃料无法有效与氧化剂混合, 因此增加 H^* 对发动机性能提高所起的作用有限;

(3) 增加无量纲台阶长度 L^* , 使得扩张台阶后移, 减少了扩张台阶的卷吸作用距离, 因此 L^* 从 1.389 增加到 1.944, 燃烧效率降低 0.11%、比冲降低 0.3s;

(4) 总体来说, 扩张型燃烧室的几何参数, 即无量纲台阶高度 H^* 与长度 L^* , 对发动机的性能影响不大。

参考文献 (References)

- [1] Larosliere L M, Litchford R J, Jeng S M. Hypergolic bipropellant spray combustion and flow modeling in rocket engines [R]. AIAA Paper 90-2238, 1990.
- [2] 林森, 周进, 刘昌国. 改进小推力液体发动机推力室工作过程仿真[J]. 上海航天, 2007, 24(6): 39-43.
LIN Sen, ZHOU Jin, LIU Canguo. Simulation of operation process of small thrust chamber in high performance liquid engine [J]. Aerospace Shanghai, 2007, 24(6): 39-43. (in Chinese)
- [3] Zhuang F C, Nie W S, Zou Q. Numerical simulation of MMH/NTO rocket engine combustion instability [R]. AIAA Paper 99-2779, 1999.
- [4] Xu K M, Cai G B, Zheng Y T. Flow field numerical study within thrust chamber of aerospace small liquid propellant rocket engine [R]. IAC-06-C4. P. 1.06, 2006.
- [5] Knab O, Prelik D, Estublier D. Flow field prediction within liquid film cooled combustion chambers of storable Bi-propellant rocket engines [R]. AIAA Paper, 98-3370, 1998.
- [6] Yu Y C, Schuff R Z, Anderson W E. Liquid film cooling using swirl in rocket engine [R]. AIAA Paper, 2004-3360, 2004.
- [7] Zhang H W, Tao W Q, He Y L, et al. Numerical study of liquid film cooling in a rocket combustion chamber [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2006, 49(1-2): 349-358.
- [8] Kumar S P, Prasad B V, Venkatarathnam G, et al. Influence of surface evaporation on stratification in liquid hydrogen tanks of different aspect ratios [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2007, 32(10-11): 1954-1960.