

文章编号:1000-8055(2011)09-2015-06

液膜再生复合冷却中液膜传热特性

杨 薇, 孙 冰

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 对液体火箭发动机液膜再生复合冷却进行了算法研究. 综合考虑了发动机内部化学反应、蒸发、卷吸、对流、导热、辐射等因素, 将冷却液膜分为显热区、潜热区及气膜区三个区域进行了计算. 推导了液膜长度和厚度的计算方法, 分析了液膜再生复合冷却效率及各因素对液膜传热特性的影响. 计算结果表明: ①液膜入口质量流量越大, 液膜区长度越长, 冷却效率越高, 复合冷却效率可维持在 0.57 以上. ②高温燃烧室内膜的液体段长度很短, 在液膜存在区域内冷却效率高达 0.9. ③液膜消失后, 头部冷却液膜的设计仍对室壁起了很好的冷却保护作用, 低温边区一直延伸至出口. ④液膜吸收的显热和液膜蒸发吸收的热量及高温燃气与膜间的对流在液膜区内起了主要作用, 而卷吸造成的质量损失及传热不可忽略.

关 键 词: 液体火箭发动机; 液膜再生复合冷却; 冷却效率; 传热; 质量损失

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Thermal characteristics of liquid film in a film regenerative cooling system

YANG Wei, SUN Bing

(School of Astronautics,

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

Abstract: Computation method on film regenerative cooling in liquid rocket was studied in this paper. To integrate the factors such as chemistry, evaporation, entrainment, convection, thermal conductivity and radiation, the liquid film was divided into three areas—temperature increase area, evaporation area and steam area to be calculated. Length and thickness of the film were computed, and effects of these factors on film were analyzed. The results show that: (1) Length of liquid film and cooling effectiveness is obviously enhanced with the increase of the film coolant mass flow, and the associated cooling effectiveness is up to 0.57. (2) Length of liquid film is short in hot combustor, but the cooling effectiveness is up to 0.9 in this area. (3) The film in the head of combustor protects the whole wall even if the liquid has disappeared. Low temperature border area covers the whole combustor. (4) Sensible heat absorbed by the liquid film, evaporation heat of the film and convection heat from hot gas to liquid film are most important elements in liquid film area. However, mass loss and heat transfer caused by entrainment should not be ignored.

Key words: liquid rocket engine; film regenerative cooling; cooling effectiveness; heat transfer; mass loss

收稿日期:2010-09-29; 修订日期:2010-12-31

作者简介:杨薇(1985—),女,湖北宜昌人,博士生,主要研究方向为液体火箭发动机热防护.

通讯作者:孙冰(1960—),女,黑龙江佳木斯人,教授、博士生导师,主要研究方向为液体火箭发动机热防护.

液膜冷却作为液体火箭发动机内效率极高的一种冷却方法得到了广泛的应用。很多的发动机中使用液膜冷却或液膜再生复合冷却以防止高温燃气烧坏壁面。虽然随着计算机性能的发展,很多人对液膜冷却机理进行了大量的模拟运算,对液膜冷却的燃烧室温度场、压力场、湍流情况等均进行了研究^[1-3],但到目前为止还没有完全精确的数学模型描述液膜冷却的实际过程。

Yu 等^[4]比较了前人使用的液膜冷却经验公式,并用实验数据进行了验证。Zhang 等^[5]对气膜再生复合冷却进行了数值算法的研究,成功计算了高温燃气、膜、固壁及再生冷却剂及其通道之间的耦合传热。Schiffer 等^[6]对气膜冷却的传热系数模型进行了研究,建立了适用于涡轮机叶片膜冷却孔的半经验关系式。

本文针对液膜冷却的一些特点,在文献研究的基础上针对液体火箭发动机液膜再生复合冷却中的液膜进行了研究。主要包括:建立了液膜再生复合冷却一维稳态温度场计算模型,该模型综合考虑了液体火箭发动机内部化学反应、蒸发、卷吸、对流、导热、辐射各方面因素,编制计算机程序对该模型进行数值求解,得到了传热特性参数,比较和分析了各种因素对传热特性及液膜的影响,并计算了液膜再生复合冷却效率。

1 计算模型

1.1 液膜分区

图1为液膜再生冷却传热示意图, Q_1 为高温燃气传递给液膜的热量, Q_2 为膜本身吸收的热量和液体质量损失消耗的热量, Q_3 为膜传递给壁面的热量, Q_4 为内壁面传递给外壁面的热量, Q_5 为外壁面传递给再生冷却剂的热量, Q_6 为再生冷却剂带走的热量,由能量守恒有

$$Q_1 - Q_2 = Q_3 = Q_4 = Q_5 = Q_6 \quad (1)$$

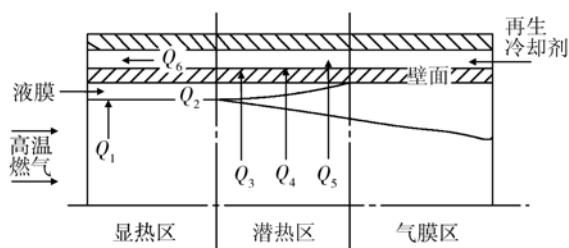


图1 液膜再生冷却示意图

Fig. 1 Liquid film regenerative cooling

为了简化液膜的计算,根据其各部分的特点,将冷却液膜分为三个区进行分析:显热区、潜热区及气膜区。

1) 在显热区液膜吸收来自燃烧室内高温气体的热量并将其中的一部分热量通过传导、对流传给内壁面,另一部分热量用于自身的加热,但温度并未达到该压力下的蒸发温度,同时,卷吸带走了一部分液体的质量也导致了热量损失,所以 Q_2 为液膜吸收的热量及液体卷吸损失的热量之和。

2) 在潜热区液膜吸收来自燃烧室内高温气体的热量并传给内壁面一部分,部分热量用于自身蒸发的潜热,而剩余液体温度不变。此处的质量损失除来自蒸发外,卷吸导致的液膜质量损失占相当的一部分,此处 Q_2 为液膜蒸发吸收的热量及卷吸损失的热量之和。

3) 气膜区中,液膜成分已经完全转化为气体,并以气膜的形式冷却壁面,直至出口处,冷却作用依然明显, Q_2 为气膜温升吸收的热量。

1.2 基本假设

为了简化液膜的计算模型,结合实际物理过程,本文中假定:

- 1) 燃气在入口已经混合均匀,为无黏理想气体,内部自由度处于平衡状态,流动过程等熵^[7-8];
- 2) 液膜流动的雷诺数很小,忽略惯性力的影响;
- 3) 蒸气蒸发后在气液边界处处以气体附面层的速度流动,卷吸后的液体分子以气体速度流动;
- 4) 显热区液膜无蒸发,潜热区液膜温度不变;
- 5) 忽略金属壁面轴向导热;
- 6) 忽略煤油裂解及液膜与主流间的化学反应。

1.3 传热计算

采用一维化学动力学模型(ODK 模型)^[9],由数值计算得出燃烧室和喷管内各处燃气温度、压力及气体组分。

高温燃气向液膜传递大量的热量,在高温高压情况下,主要考虑燃气与液膜之间的对流及辐射。此处运用 Stechman 等修改过的 Bartz 公式^[10]计算燃气与膜之间及膜与壁面之间的表面传热系数。辐射热流密度中考虑了气体成分 H_2O 和 CO_2 与壁面的辐射^[11]。

液膜在燃烧室中,首先吸收热量用于其自身的温升,达到蒸发温度后液膜吸收的热量主要用于蒸发。此外,卷吸作用导致的质量损失和传热也不可忽略,液体的卷吸量通常由动量守恒方程计

算得出,此处取

$$\dot{m}_e = e_0 \dot{m}_l \quad (2)$$

其中 $\dot{m}_e$ 为卷吸质量流量, $\dot{m}_l$ 为液膜质量流量, e_0 是与气体边界层参数及液体表面张力相关的无量纲数^[12].

则卷吸消耗的热量

$$Q_{ent} = c_{pl} \dot{m}_e T_l \quad (3)$$

其中 c_{pl} 为液膜比定压热容, T_l 为液膜温度.

此外,液膜与内壁面之间通过对流传导热量.通过室壁,内壁面与外壁面之间有导热^[13].

液膜再生复合冷却中,假设壁面传给再生冷却液的热量全部被冷却液带走.使用了管内湍流换热米海耶夫公式

$$Nu_f = 0.021 Re_f^{0.8} Pr_f^{0.43} \left[\frac{Pr_f}{Pr_w} \right]^{0.25} \quad (4)$$

光滑通道肋效应系数^[14]如下:

$$\eta = \frac{a}{a+b} + \frac{2\sigma}{a+b} f(\xi) \quad (5)$$

式中 a 为冷却通道槽宽, b 为肋厚, σ 冷却通道槽深.

$$f(\xi) = \frac{th \xi}{\xi}, \quad \xi = \sqrt{\frac{2\alpha b}{\lambda}} \cdot \frac{2\sigma}{b}$$

λ 是肋的导热系数, α 是通道壁面的传热系数.

1.4 液膜长度及厚度计算

由质量流量与剪切力的关系可知^[15]

$$\frac{d\dot{m}}{dx} = \frac{\pi D \rho_l \tau_i}{2\mu_l} \frac{dd_i^2}{dx} \quad (6)$$

其中液体 $\dot{m}$ 为质量流量, x 为轴向距离, τ_i 为剪切力, D 为燃烧室直径, ρ_l 为液体密度, μ_l 为液体动力黏度, d_i 为液膜厚度.

显热区质量损失仅为卷吸,忽略从液膜气液交界面传导到液壁交界面的热量后有

$$d_{i+1}^2 \cong d_i^2 + \frac{2\mu_l}{\pi D \rho_l T_l \tau_i} \cdot [Q_1 - Q_3 - c_{pl} \Delta T_l (\dot{m}_l - \dot{m}_e)] \quad (7)$$

潜热区质量损失为卷吸及蒸发的和,在此段内有

$$d_{i+1}^2 \cong d_i^2 + \frac{2\mu_l}{\pi D \rho_l \tau_i} \cdot \left[\frac{1}{h_v} (Q_1 - Q_3 - \dot{m}_e c_{pl} T_l) + \dot{m}_e \right] \quad (8)$$

其中 d_i 为液膜厚度, ΔT 为液体在微元段内升高温度. T_l 达到蒸发温度时的液膜长度即为显热区长度, $d_i=0$ 时的液膜长度即为液膜总长度.

1.5 数值解法

建立轴对称膜冷却推力室的传热计算模型,

采用二阶精度的隐式积分法求解 ODK 模型中的控制方程,得出推力室不同截面上的温度、组分、压强及马赫数.对膜冷却划分单元,建立一维能量方程,分区域分别考虑对流、卷吸、蒸发、辐射、导热,循环迭代得到每一个单元的内壁面温度、热流密度和液膜厚度等参数.具体计算过程见图 2 所示.

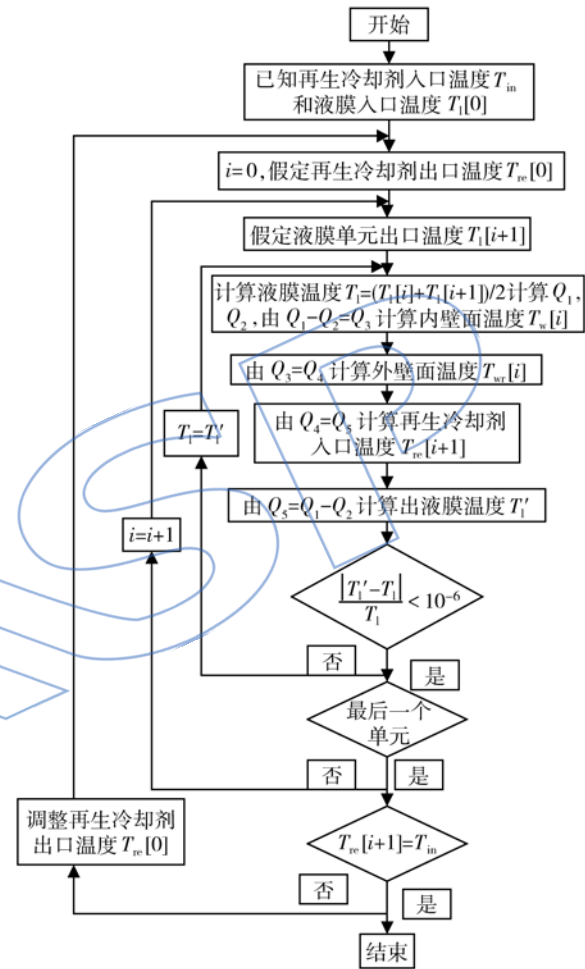


图 2 计算流程图

Fig. 2 Flow chart of the calculation

2 验证及计算结果分析

通过计算能够获得壁面温度、膜各段长度、冷却效率、热流密度及液膜质量损失量的轴向分布曲线.

2.1 算例验证

本文中采用数值计算与经验公式相结合的方法.为了检测该方法的有效性,对文献[4]中的实验进行了验证,计算了液膜流量为 0.06804 kg/s (0.15 lb/s) 时的壁温,和文献结果对比如图 3 所示.

从图3中可以看出,两种方法计算值基本接近.误差的产生主要是由于采用计算模型不同,由于本文中单独考虑了卷吸效应,采用的辐射传热模型、卷吸模型均为经验公式,对剪切力的计算也采用了估计值,因此具有一定的近似性.

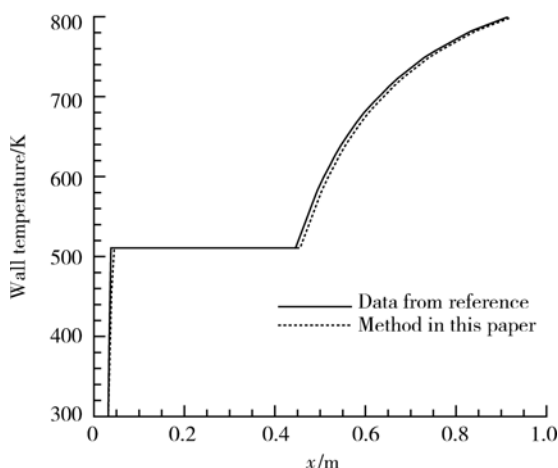


图3 本文计算与文献[4]中计算结果对比

Fig. 3 Results in reference[4] versus results in this paper

2.2 计算工况

本文对燃烧室压力为 1.0 MPa、燃烧室主流温度 3183.9 K、余氧系数为 0.8 的 LO_x/RP-1 火箭发动机进行了计算,冷却方式为液膜再生复合冷却,液膜及再生冷却剂均为 RP-1,壁面材料为 1Cr18Ni9Ti. 计算了液膜质量流量为燃料 RP-1 的 5%, 7%, 10% 三种情况下的液膜. 液膜入口温度为 300 K,入口膜厚为 0.5 mm. 再生冷却入口温度为 300 K,内壁厚 1 mm,等槽宽 0.5 mm,槽深 0.8 mm.

2.3 计算结果与分析

本文计算了三种不同液膜初始质量流量下的情况. 图4为不同液膜流量时的壁温和绝热壁温,从图中可以看到,液膜入口质量流量越大,冷却效果越好. 由于头部冷却液膜的设计,会导致壁面附近存在的低温边区一直延伸至出口. 从图中可以明显看到,液膜对发动机壁面的保护作用不仅仅体现在液膜存在区,冷却膜对整个喷管的保护作用明显的.

各种情况下的显热区、潜热区及液膜总长度如表1所示. 入口液膜质量流量越大,液膜各段长度越长. 在文献[4]中,实验中的主流温度仅为 1033.15 K,且使用水作液膜的质量流量很大,因

此图3中显示液膜显热区和潜热区都比较大. 而在火箭发动机燃烧室中,主流温度一般都在 2500 K 以上,如图4所示,主流温度达到了 3183.9 K,在强烈的换热下液膜很快就升高到了蒸发温度,而潜热区也是非常短的. 而从表1中可以看出,当液膜质量流量较小时,液膜长度与燃烧室的尺寸相比较很小,可以将这段距离忽略. 因此,尤其是在大发动机膜冷却流量较小时假设液膜无潜热区也是可行的. 对很多发动机而言,液膜蒸发后产生的气膜对维持壁面低温起了主要作用. 在实际情况下,燃烧室入口处燃气并未混合均匀,存在低温边区,液膜区的实际长度会大于此处的计算长度.

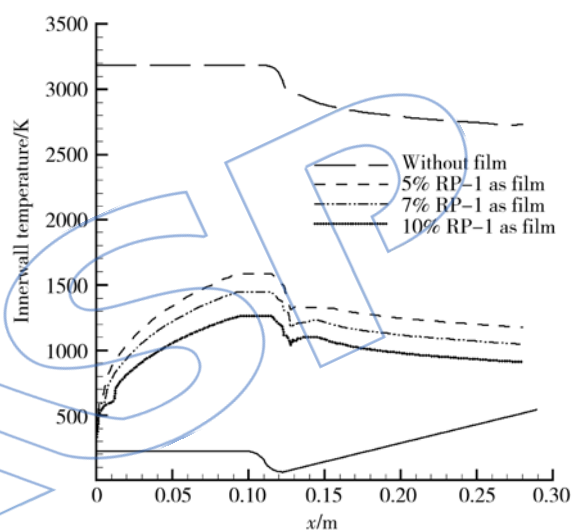


图4 液膜流量对内壁温的影响

Fig. 4 Wall temperature versus film flow rates

表1 不同质量流量下的液膜长度

Table 1 Length of the film at different situations

质量 流量/%	显热区 长度/mm	潜热区 长度/mm	液膜总 长度/mm
5	1.7	1.8	3.5
7	2.7	2.8	5.5
10	3.9	5.2	9.1

此处计算了复合冷却效率,使用 Arnold 和 Kirchberger 等人^[16-17]提出的冷却效率如公式(9)

$$\Theta(x) =$$

$$\frac{T_{\text{wall, without film}}(x) - T_{\text{wall, with film}}(x)}{T_{\text{wall, without film}}(x) - T_{\text{cool}}} \quad (9)$$

如图5所示,复合冷却效率很高,在后面的气膜区冷却效率也在 0.57 以上. 而在液膜存在区内冷却效率更在 0.9 以上. 入口液膜质量流量越大,

液膜各处的冷却效率均越高。

由于液膜前段液膜与燃气之间温差大,因此在热流密度中起决定作用的燃气与液膜之间的对流换热热流密度要大很多,导致液膜温度很快上升.而入口液膜质量流量越大,液膜能吸收的热量越多,换热效果增强.因此,单从液膜冷却效果考虑,入口液膜质量流量越大越好.但膜冷却对燃料的运用会使比冲降低,从而降低发动机的性能,因此入口质量流量并非越大越好。

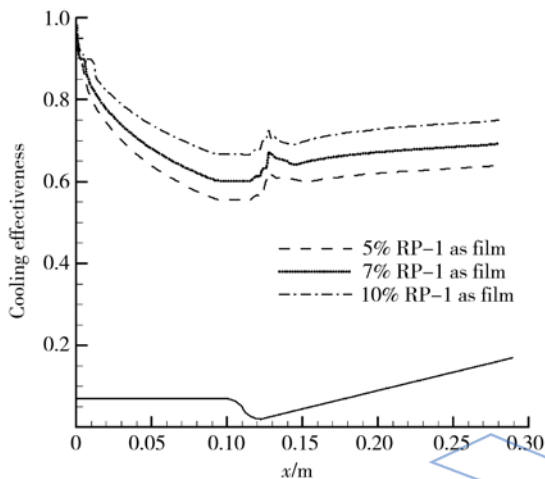


图5 液膜流量对液膜再生复合冷却效率的影响

Fig. 5 Film-regenerative cooling effectiveness versus film flow rates

壁面温度在液膜潜热区内温度上升缓慢,几乎维持不变,直至液膜消失后,壁面温度迅速上升.图6显示了液膜区的各种热流密度,可见在显热区起决定作用的是液膜吸收的显热及高温燃气对液膜的对流热流密度,占总热流密度的90%以上.在潜热区起决定作用的是液膜蒸发吸热及高温燃气对液膜的对流热流密度,同时卷吸热流密度也起到了相当的作用,最高时可达蒸发热流密度的50%左右.辐射热流也不可忽略.而液膜对壁面的传导和对流热流密度均很小,几乎可忽略不计.燃烧室传给壁面的热量几乎全由液膜的蒸发潜热吸收,从而有效的保护了壁面.因此,维持长的液膜区可使冷却效率大大提高.在气膜区,低温膜起到了隔离带的作用,吸收燃烧室传递的热量导致自身温度升高,气膜对壁面的对流热流密度比前面增加。

图7显示了轴向蒸发和卷吸的质量损失,由蒸发和卷吸量比较可知,液膜损失主要是由于吸收热量蒸发所致,而卷吸所导致的液膜质量损失

也不可忽略.卷吸质量损失量沿轴向先增大后减小,在液膜刚开始达到蒸发温度时达到最大值,然后随液膜质量的减少而下降.这是由于液膜表面张力随温度与液膜质量的变化而引起的。

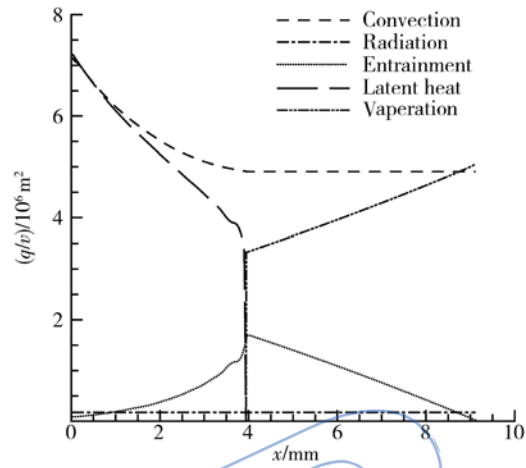


图6 10% RP-1 作膜冷却剂时热流密度

沿轴向分布曲线

Fig. 6 Heat flux distribution when 10% RP-1 as film

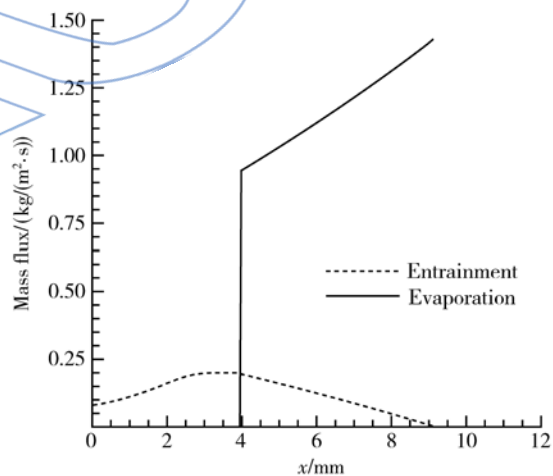


图7 10% RP-1 作膜冷却剂时蒸发和卷吸量

沿轴向分布曲线

Fig. 7 Mass loss of entrainment and evaporation when 10% RP-1 as film

3 结 论

本文建立了液体火箭发动机推力室的液膜再生复合冷却计算模型,主要针对液膜的不同阶段进行了传热分析,并对不同液膜流量下的推力室进行了换热计算.通过对这种算法的研究,得出结论:

1) 对于文献中实验发动机的燃烧室,本文模型的计算结果能够与实验结果较好的吻合。

2) 液膜入口质量流量越大,液膜区长度越长,复合冷却效率越高;而液膜区长度很短,在高温情况下这段距离可忽略不计。

3) 在液膜存在区内壁面温度很低,冷却效率高达0.9以上,在液膜消失后冷却效率依然维持在0.57以上,头部冷却液膜的设计会对室壁起冷却保护作用一直延伸至出口。

4) 液膜吸收的显热及高温燃气对膜的对流,液膜蒸发吸热及气膜区膜与壁面之间的对流起了主要作用,同时卷吸也起到了相当的作用,辐射热流也不可忽略。而液膜对壁面的传导和对流热流密度均很小,在液膜的计算中几乎可忽略不计。

5) 液膜质量损失主要是由于吸收热量蒸发所致,而卷吸所导致的质量损失也不可忽略。

参考文献:

- [1] Ely M J, Jubran B A. A numerical study on improving large angle film cooling performance through the use of sister holes[J]. Numerical Heat Transfer Part A, 2009, 55(7): 634-653.
- [2] Yang X B, Badcocky K J, Richards B E, et al. A numerical study of hypersonic turbulent film cooling[R]. AIAA 2005-386, 2005.
- [3] Ajmani K, Breisacher K J, Ghosn L J, et al. Numerical and experimental studies of a film cooled pulsed detonation tube [R]. AIAA 2005-3509, 2005.
- [4] Yu Y C, Schuff R Z, Anderson W E. Liquid film cooling using swirl in rocket combustors[R]. AIAA 2004-3360, 2004.
- [5] Zhang H W, He Y L, Tao W Q. Numerical study of film and regenerative cooling in a thrust chamber at high pressure[J]. Numerical Heat Transfer, 2007, 52(11): 991-1007.
- [6] Schiffer H P, Biba S. Model for the prediction of heat transfer coefficients in the leading edge region of film cooled turbine blades[R]. AIAA 98-4028, 1998.
- [7] Collie W V, Burgun R, Neizen S. Advanced propulsion system design and integration for a turbojet powered unmanned aerial vehicle[R]. AIAA-2003-0415, 2003.
- [8] Rabe A, Andeson J. A facility for Active flow control research in serpentine inlets[R]. AIAA Paper 2002-0510, 2002.
- [9] Brear M J, Warfield Z, Mangus J F. Flow separation within the engine inlet of an uninhabited combat air vehicle (UCAV)[J]. Journal of Fluids Engineering, 2004, 126(2): 266-272.
- [10] Stechman R C, Oberstone J, Howell J C. Film cooling design criteria for small rocket engines[R]. AIAA 68-617, 1968.
- [11] 狄连顺, 王明坤. 液体火箭发动机辐射冷却推力室的传热计算[J]. 推进技术, 1987, 2(1): 41-50.
- [12] Harper D K, Leitch T A, Ng W F, et al. Boundary layer control and wall-pressure fluctuations in a serpentine inlet [R]. AIAA 2000-3597, 2000.
- [13] Sun S, Guo R-W. The serpentine inlet performance enhancement using vortex generator based flow control[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2006, 27(1): 10-16.
- [14] 杨世铭, 陶文铨. 传热学[M]. 北京: 高等教育出版社, 1998.
- [15] Purohit G P, Donatelli P A, Ellison J R. Transient thermal model of a film-cooled bipropellant thruster[R]. AIAA 2000-1072, 2000.
- [16] Arnold R, Suslov D, Haidn O J. Influence parameters on film cooling effectiveness in a high pressure subscale combustion chamber[R]. AIAA-2009-0453, 2009.
- [17] Kirchberger C, Schlieben G, Hupfer A, et al. Investigation on film cooling in a kerosene/GO_x combustion chamber [R]. AIAA-2009-5406, 2009.