

再生冷却燃气对流换热系数计算方法优化研究

吴有亮, 张成印, 潘浩, 李强, 程圣清

(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘要: 目前通常使用 Bartz 方法来计算液体火箭发动机推力室燃气强迫对流传热系数。Bartz 方法没有考虑推力室燃烧区域分布和边界层厚度变化等实际情况对燃气热流的影响, 不能很好的反映燃烧区域的燃气热流密度分布, 其计算结果与试验存在一定的偏差。在 Bartz 方法的基础上, 考虑燃烧区域长度、边界层厚度变化和流动加速性的影响, 建立了修正的 Bartz 方法, 再分别采用 Bartz 方法、修正的 Bartz 方法和 Pavli 方法, 进行了推力室再生冷却传热计算。与液氧/甲烷发动机推力室试验结果对比表明, 在三种方法中, 修正的 Bartz 方法计算结果与试验结果最为接近。最后, 采用修正的 Bartz 方法研究了推力室压力和混合比对再生冷却的影响。

关键词: 液氧/甲烷发动机; 再生冷却; 传热; 巴兹法

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2018)01-0022-05

Optimization for calculation method of gas convective heat transfer coefficient inside regeneratively-cooled chamber

WU Youliang, ZHANG Chengyin, PAN Hao, LI Qiang, CHENG Shengqing

(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: The gas convective heat transfer coefficient inside the liquid rocket engine combustion chamber is usually evaluated by using the Bartz equation. As the Bartz equation does not take account the influence of combustion zone distribution in the thrust chamber, thickness variation of the boundary layer and other actual situations on fuel gas heat flux, it can not well present the gas heat flux density distribution inside combustion chamber, especially in the combustion zone near the injector. It is not fit well with the results of the experiments. In this paper, a modified Bartz equation is introduced. This modified Bartz equation take account the effects of combustion zone distribution, thickness variation of the boundary layer and flow acceleration in nozzle. The modified method of Bartz equation is determined. Pavli equation was used to evaluate the gas heat transfer coefficient. The comparison results show that the result calculated by the modified Bartz equation is fit well with the result of LOX/methane thrust chamber experiment. The modified Bartz equation was used to analyze the effect of the chamber pressure and mixture ratio on regeneratively-cooled chamber performance.

Keywords: LOX/methane engine; regenerative cooling; heat transfer; Bartz equation

0 引言

推力室设计和计算是液氧/甲烷发动机设计过程中的重点内容,由于燃烧室中燃烧温度和燃气压力都很高,燃气的喷射速度也很大,导致燃气与壁面的换热极其复杂^[1-2]。工程上通常采用基于准则关系式进行计算,能够较为简单方便的获得推力室沿轴向的热流密度、冷却剂温升、流阻等关键参数。目前对于燃气侧的对流换热最常用的是巴兹(Bartz)法,Bartz法作为一种一维工程适用的半经验公式,考虑了沿附面层横向气流物性参数的变化,推力室几何形状等因素的影响^[2],可以较为准确的计算喉部处的热流密度,但是由于其没有考虑燃烧区域的喷雾雾化、喷注器附近燃烧时滞、燃烧室圆柱段边界层厚度变化以及推力室收缩扩张段流动加速等实际情况^[3],导致Bartz法无法客观反映出圆柱段燃烧区域内热流密度慢慢增长的变化趋势,使得最终算出的压降和温升误差较大。

为了能够真正预测圆柱段的热流密度变化趋势,从而更准确地计算推力室再生冷却结果,本文将考虑上述因素对燃气侧传热过程的影响,通过添加相关修正系数,形成修正的巴兹(Modified Bartz)法,以及参照NASA路易斯研究中心Pavli^[4]计算再生冷却采用的燃气侧计算公式,分别开展再生冷却计算,并将计算结果与某型号液氧甲烷膨胀循环发动机推力室挤压试验数据对比,验证Bartz法和考虑相关修正系数的两种方法的计算准确性。

1 换热计算模型

再生冷却推力室身部剖面的结构如图1所示。再生冷却介质与燃气的传热可以分为三部分:一是高温高压燃气与推力室内壁的对流换热和辐射换热;二是再生冷却介质与内壁的对流传热;三是内壁的导热传热。推力室外壁温度与环境温度差不多,可以忽略外壁与外界间的对流换热,此外外壁两表面间的温差不大,可以忽略外壁内的导热传热。稳态传热时三者换热的热流相等。

在计算过程中,推力室沿轴向分成5段,分别是:圆柱段、收敛段、喉部上游圆弧、喉部下游圆弧和扩张段,为了使圆弧段截面的计算更加简单准确,

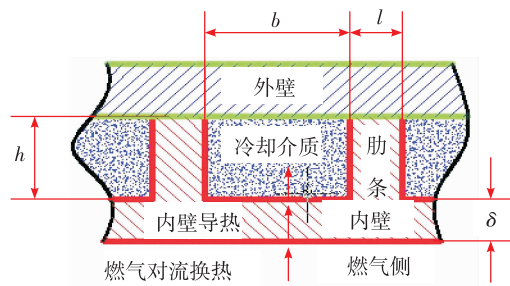


图1 再生冷却通道结构示意图

Fig. 1 Structure diagram of regenerative cooling channel

划分较细,这样在计算时可简化为直线段^[5]。另外喉部附近热流密度和温度梯度最大,因此喉部区域划分也应该较细,最终分别为10,30,5,5和30。计算时,沿冷却剂流动方向逐段进行,取每一段的中间点作为该段的平均参数。

从冷却通道入口开始,对不同单元建立一维能量方程,根据 $q_g + q_{rad} = q_1 = q_w$ 进行循环迭代,得到每一个单元的气壁温度、液壁温度、冷却剂出口温度和冷却剂出口压力,以及热流密度等,在计算中,每个单元的入口冷却剂温度及压力等于上一个单元的冷却剂出口温度和压力。

1.1 燃气侧对流换热

在计算模型中,最关键的是燃气侧的传热,主要问题在于推力室喉部区域几何和燃气参数变化过于激烈,另外推进剂的喷注和燃烧过程还影响燃气的流动状态,在近壁面的边界层具有很高的温度梯度,一个纯粹的理论模型根本无法描述真实的情况,因此工程上常采用经过实验数据验证后的半经验公式^[6]。

传统Bartz法采用的是下式计算对流换热系数:

$$h_{g,Bartz} = \frac{0.026}{D_t^{0.2}} \cdot \frac{\mu_g^{0.2} \cdot C_{pg}}{P_{rg}^{0.6}} \cdot \left(\frac{P_c}{C^*}\right)^{0.8} \cdot \left(\frac{A_t}{A}\right)^{0.9} \cdot \sigma \quad (1)$$

式中 σ 为定性温度变换系数,由下式计算

$$\sigma = \left\{ \left[\frac{1}{2} \frac{T_{wg}}{T_c} \cdot \left(1 + \frac{k-1}{2} M_a^2\right) + \frac{1}{2} \right]^{0.68} \left[1 + \frac{k-1}{2} M_a^2 \right]^{0.12} \right\}^{-1} \quad (2)$$

燃气的动力粘度 μ_g 和普朗特数 P_{rg} 根据燃气的其他热力参数近似计算,在喉部附近换热系数可以采用喉部曲率半径修正。

为了考虑圆柱段和喷管边界层厚度变化带来

的影响,增加了一个修正系数 K_x :

$$K_x = \left(\frac{x}{x_{th}} \right)^a \quad (3)$$

式中 x_{th} 指喉部处横向坐标,圆柱段初始位置为原点。

因此 Modified Bartz 公式为:

$$h_{g, \text{Bartz, mod}} = h_{g, \text{Bartz}} K_x \quad (4)$$

另外一种 Pavli 方程同样考虑了相关修正系数:

$$h_{g, \text{Pavli}} = 0.023 Re^{-0.2} Pr^{-0.6} \rho \cdot u \cdot C_{pg} \cdot K_x \quad (5)$$

为了更加准确的计算燃烧室的热流密度,需要考虑喷注面板附近喷雾现象,在实际过程中,因为这部分区域推进剂的不完全混合和反应,靠近喷注器面板附近的燃烧区域热流密度在减小。对于特定燃烧室而言,燃烧区域长度 x_{\max} 是确定的,可以根据喷注器和燃烧室几何尺寸计算得到,在燃烧区域 $x_0 \leq x \leq x_{\max}$,可以通过下式计算燃气对流传热系数^[3]:

$$\frac{h_g^*(x)}{h_g(x_{\max})} = \frac{1}{4} \arctan[7(\frac{x}{x_{\max}} - 0.63)] + 0.7 \quad (6)$$

最后再增加了一个流动加速相关的修正系数 K_{acc} ,因为实际测量的喷管喉部附近热流密度比采用传统巴兹法计算得到的值要小,这可能与喷管轮廓以及加速导致的边界层厚度增加相关,为了更加简单方便的计算这种因素导致的热流密度变化,定义了 K_{acc} 如下式:

$$K_{acc} = \sqrt{1 - \left| \frac{dr}{dx} \right|} \quad (7)$$

式中: dr 为燃烧室半径的变化; dx 为横向坐标变化量,在圆柱段 $K_{acc} = 1$ 。

1.2 冷却剂侧对流换热

冷却剂对流换热公式采用 NASA 甲烷电热管试验数据得到的经验公式:

$$Nu = 0.023 \cdot Re^{0.8} Pr^{0.4} \left(\frac{T_l}{T_{bl}} \right)^{0.45} \quad (8)$$

再生冷却推力室有铣槽式冷却通道,通道间高热导率的铅铜肋条加强了内壁与冷却剂的换热,因此计算时必须考虑冷却肋的影响^[7]。在程序中,冷却剂侧热流密度需乘上肋条的散热系数。

1.3 内壁导热

根据热传导定律^[8],通过内壁的热流为:

$$q_w = \frac{\lambda_w}{\delta_w} (T_{wg} - T_{wl}) \quad (9)$$

在实际发动机沿轴向和径向内壁温度是变化

的,因此对内壁材料铅铜的导热系数进行随温度的插值处理。

2 再生冷却传热计算结果

该型号液氧/甲烷发动机推力室内壁材料为铅铜,冷却通道为铣槽式,采用分段设计,喉部区域通道数目为 120,圆柱段及扩张段通道数目为 240,这样可以增大冷却剂在喉部区域的流速,增强喉部的冷却效果。圆柱段通道高度 2.8 mm,其他区域高度 1.3 mm,肋条宽度 1 mm,内壁厚度 0.8 mm,喉部直径 75 mm。发动机室压 3.46 MPa,混合比 2.92,甲烷流量为 2.13 kg/s,甲烷入口温度为 143 K,入口压力 7.3 MPa。

2.1 额定工况下计算结果

采用上述三种方法对该型号发动机开展额定工况下的再生冷却传热计算,分别得到了热流密度、气壁温、冷却剂温度及压力的轴向分布,计算结果如图 2 - 图 5 所示。

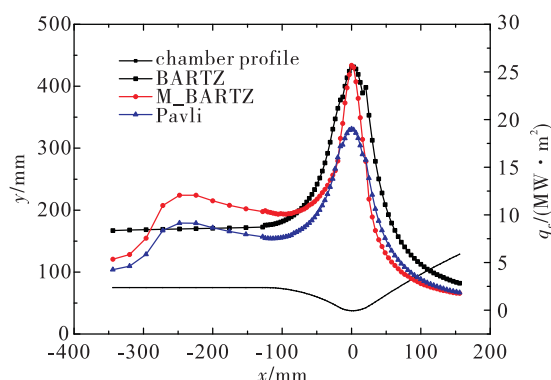


图 2 热流密度轴向分布

Fig. 2 Axial distribution of heat flux density

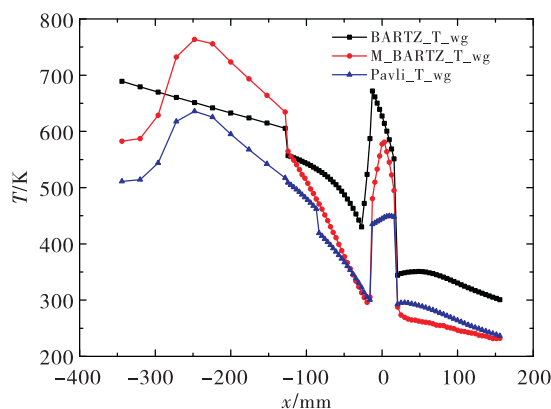


图 3 气壁温

Fig. 3 Temperature of gas wall

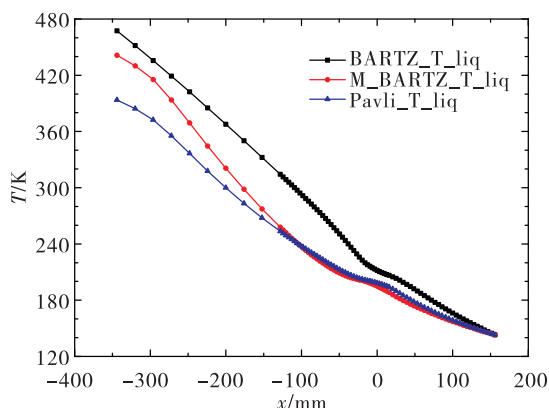


图4 冷却剂温度曲线

Fig. 4 Temperature curves of coolant

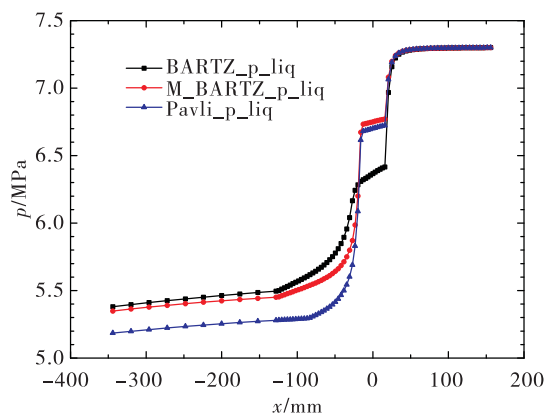


图5 冷却剂压力曲线

Fig. 5 Pressure curves of coolant

从图2可以看出,考虑燃烧区域的影响后,采用 Modified Bartz 法和 Pavli 法得到的热流密度曲线,均能反映出推力室头部附近低热流的状况,在燃烧区域 $x_0 \leq x \leq x_{\max}$ 热流密度不断增长。而 Bartz 法在整个圆柱段热流密度基本保持不变,与实际情况不符合。三种方法算出的最大热流密度均发生在喉部,分别为:25.468, 25.024 和 19.009 MW/m²,其中 Pavli 法算出的最大热流密度与前两种方法计算差异较大,但是整体趋势与修正后的 Bartz 法较为一致。图3结果表明,推力室内壁气壁温度在圆柱段,头部以及喉部较高,尾部较低,这是由于喉部热流密度大,换热效果强,而圆柱段冷却剂温度较高,对内壁的冷却效果减弱。推力室身部内壁最高气壁温不超过 800 K,可以满足身部热防护要求。

图4和图5分别为冷却剂的温度和压力曲线,在工程实践中,对于冷却夹套而言,最重要的参数

就是冷却剂的温升及流阻,只有保证足够大的温升以及足够小的流阻,从夹套出来的气态甲烷才有足够的能量带动涡轮的转动,从而满足发动机工作要求。从图4可以知道,冷却剂温度沿流动方向逐步升高,在出口处达到最大值,三者出口温度分别为 467.5 K, 441.3 K 和 393.7 K。冷却剂压力由于流阻的影响,不断减小,其中在喉部区域减小迅速,因为喉部区域冷却剂流通面积小,流速大,流阻也较大,在出口处压力达到最小值,出口压力分别为 5.381 MPa, 5.349 MPa 和 5.185 MPa。该型号推力室 30 s 挤压点火试验结果显示,冷却夹套入口与出口压力稳态平均值分别为 7.30 和 5.25 MPa,入口与出口温度稳态平均值分别为 143 K 和 428 K。

与试验值相比后,可以计算三种方法得到温升与流阻的误差,从而反映出三种方法在计算再生冷却温升与流阻方面的准确性。结果如表1所示。

表1 温升与流阻误差计算

Tab. 1 Error calculation of temperature rise and pressure loss

项目	出口压力/ MPa	出口温度/ K	温升/ K	流阻/ MPa	温升 误差/%	流阻 误差/%
Bartz	5.381	467.52	324.52	1.919	13.87	-6.39
Modified_ Bartz	5.349	441.3	298.3	1.951	4.67	-4.83
Pavli	5.185	393.7	250.7	2.115	-12.03	3.17
Test	5.25	428	285	2.05	-	-

从表中可以看出,Bartz 法和 Pavli 法得到的温升误差均在 10% 以上,而 Modified Bartz 法误差只有 4.67%,与实验结果非常符合,说明考虑燃烧区域、流动加速性的影响后极大地减小了计算的误差。在流阻方面,误差均较为接近,其中 Pavli 方法算得的误差最小。对比两种重要指标的计算误差后,可以发现 Modified Bartz 法计算值与试验值最为接近,可以较为准确的指导工程实践。

2.2 不同工况下 Modified Bartz 法计算结果

发动机在变工况工作状态下,室压和混合比会偏离额定值,燃烧室温度也会随之改变,Modified Bartz 法能否在不同室压及混合比下良好的工作,直接影响了发动机动态仿真的结果。

图6所示为 Modified Bartz 法在混合比均为 2.92, 室压分别是 3 MPa, 3.46 MPa 和 4 MPa 下热流密度分布曲线。在三种室压下, 热流密度分布趋势与额定压力下基本一致, 可以满足该型号发动机在变工况情况下的使用。室压越高, 燃气温度越大, 会导致喉部的热流密度急剧增大, 对换热的要求也会更高。图7所示为在室压均为 3.46 MPa, 混合比分别是 2.6, 2.92 和 3.2 下热流密度分布曲线。在上述三种混合比下, 圆柱段以后的热流密度差异很小, 但是依然可以发现混合比越大, 热流密度也越大, 因为混合比越大, 特征速度越小, 在燃烧效率一定下, 导致燃烧室流量增大, 燃烧室温度也变大。因此采用 Modified Bartz 法能够较为准确地计算不同工况下推力室再生冷却结果。

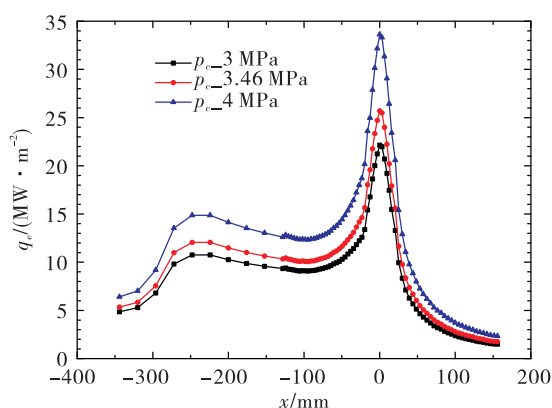


图6 不同室压下热流密度

Fig. 6 Heat flux density at different chamber pressures

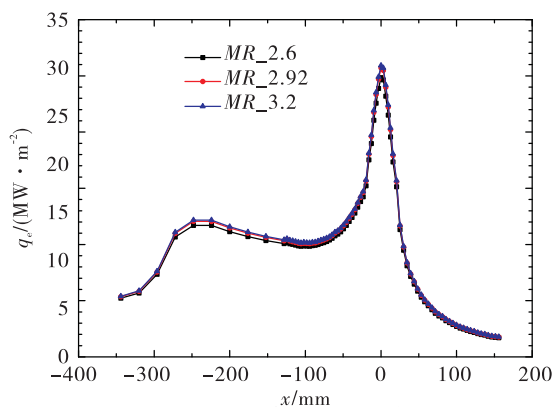


图7 不同混合比下热流密度

Fig. 7 Heat flux density at different mixing ratios

3 结论

本文针对 Bartz 法在传热计算上的不足, 通过添加相关修正系数, 形成了 Modified Bartz 法和 Pavli 法, 采用三种方法分别开展了液氧甲烷膨胀循环发动机再生冷却推力室传热计算, 并将三者计算结果与点火试验获得的温升和压降进行对比, 发现 Modified Bartz 法误差明显减小, 与试验结果吻合较好, 具有很好的准确性。此外, Modified Bartz 法在不同室压及混合比下, 均能取得与理论分析一致的变化趋势, 可以适应发动机在变工况条件下的传热计算, 能够为发动机推力室的设计提供帮助。

参考文献:

- [1] 孙宏明. 液氧/甲烷发动机评述[J]. 火箭推进, 2012, 32(2): 23-31.
SUN Hongming. Review of liquid oxygen/methane rocket engine [J]. Journal of rocket propulsion, 2012, 32(2): 23-31.
- [2] 王治军. 液体火箭发动机推力室设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014.
- [3] 李军伟, 刘宇. 一种计算再生冷却推力室温度场的方法[J]. 航空动力学报, 2004, 8(4): 550-556.
- [4] MATTEO F D. Modelling and simulation of liquid rocket engine ignition transients [D]. Rome: Sapienza University of Roma, 2011.
- [5] PAVLICA J, CURLEY J K, MASTERS P A, SCHWARTZ R M. Design and cooling performance of a dump cooled rocket engine: TND-3532 [R]. USA: NASA, 1966.
- [6] 孙鑫, 杨成虎. 5kN 再生冷却推力室传热研究[J]. 火箭推进, 2012, 38(2): 32-37.
SUN Xin, YANG Chenghu. Heat transfer investigation for 5kN regeneratively-cooled engine thrust chamber [J]. Journal of rocket propulsion, 2012, 38(2): 32-37.
- [7] 汪小卫, 金平, 孙冰. 全流量补燃循环发动机推力室再生冷却技术研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 909-915.
- [8] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 宇航出版社, 1993.
- [9] 杨世铭, 陶文铨. 传热学. 3 版. 北京: 高等教育出版社, 2002.

(编辑: 陈红霞)