

壁厚对空间小推力发动机喉部壁温的影响

张 锋, 仲伟聪, 张魏静
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 介绍了空间小推力发动机通常采用的冷却方式及降低推力室喉部壁温的常用方法, 分析了通过增加壁厚降低喉部壁温的可能性。通过简化模型, 对不同壁厚下的喉部壁温进行了计算, 计算结果表明, 适当增加壁厚可以起到降低喉部壁温的作用。

关键词: 壁厚; 小推力发动机; 喉部壁温

中图分类号: V430-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2011) 06-0034-04

Effect of wall thickness on throat wall temperature of space small thrust engines

ZHANG Feng, ZHONG Wei-cong, ZHANG Wei-jing
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The frequently-used cooling modes for spaceborne small thrust engines and ways usually-used to reduce the throat wall temperature of the thrust chamber are introduced. The possibility of reducing the throat wall temperature by increasing the wall thickness is discussed. The throat wall temperature under the condition of different wall thickness is calculated by simplifying the model. The results show that the throat wall temperature could be reduced by increasing the wall thickness properly.

Keywords: wall thickness; small thrust engine; throat wall temperature

0 引言

空间小推力发动机主要是指各类空间飞行器上用于执行姿态控制、轨道修正以及对接、分离和制动等任务的推力为几牛到几百牛的液体火箭发动机。

空间小推力发动机一般采用“液膜+辐射”的冷却方式, 推力室身部多采用铌合金或铌钨合金等耐高温材料。随着对发动机性能的要求不断提高, 小推力发动机的推力室室压不断升高, 受此影响, 推力室壁温越来越接近于材料的使用极限。而喉部附近往往是整个推力室壁温最高的位置, 因此防止喉部壁温过高是保证推力室可靠工

收稿日期: 2011-05-07; 修回日期: 2011-07-17

基金项目: 总装备部预研项目(2009AA7020510)

作者简介: 张锋 (1981—), 男, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机传热技术

作的重要前提。通常情况下,降低喉部壁温是通过增加液膜流量来实现的,但这势必会造成一定的比冲损失。因此,从 20 世纪 50-60 年代起,国外研究者^[1-2]就开展了大量液膜冷却的相关研究,总结出系列液膜冷却推力室设计准则及传热计算方法。

本文采用简化模型对不同室压、不同喉部内径条件下壁厚对小推力发动机喉部壁温的影响进行了计算分析,以评估增加壁厚对降低喉部壁温的有效性。

1 物理-数学模型

1.1 问题描述

推力室喉部壁面的传热示意图如图 1 所示。这里忽略了喉部与上下游的轴向导热,也忽略了喉部内壁与上下游内壁之间的相互辐射及通过喷管出口向外部环境的辐射。这样,推力室喉部壁面的传热问题可以简化为一维圆筒壁传热问题。

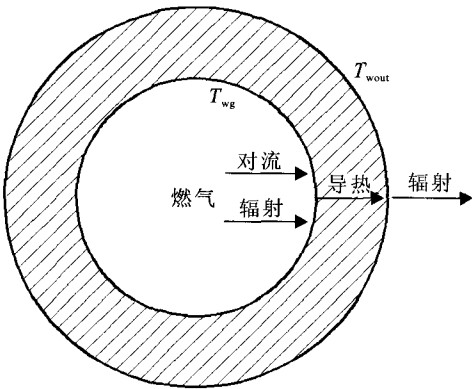


图 1 推力室喉部壁面一维传热示意图
Fig. 1 One-dimensional heat transfer of thruster throat wall

1.2 计算模型

由液体火箭发动机推力室传热理论知道,决定喉部温度高低的主要因素包括喉部位置的绝热壁温(即燃气恢复温度) T_{ad} 、燃气与内壁之间的对流换热系数 h_g 和燃气辐射热流 q_{rad} ^[3]。为研究的方便,将对流热流和辐射热流进行合并考虑,提出等效绝热壁温 T_{ad}^* 的概念

$$h_g(T_{ad}-T_{wg})+q_{rad}=h_g(T_{ad}^*-T_{wg}) \tag{1}$$

式中: T_{wg} 为气壁温。

喉部壁面的热平衡方程可写为

$$h_g(T_{ad}^*-T_{wg})=2\lambda_w\frac{T_{wg}-T_{wout}}{d_{in}\ln(d_{out}/d_{in})}=\varepsilon_w\sigma T_{wout}^4\frac{d_{out}}{d_{in}} \tag{2}$$

式中: λ_w 和 ε_w 分别为推力室壁面材料的导热系数和辐射黑度; T_{wout} 为外壁温; d_{in} 和 d_{out} 分别为喉部的内、外直径; σ 为黑体辐射系数。

2 算例及分析

2.1 计算条件

发动机推进剂组合为 N_2O_4/MMH , 混合比为 1.65, 推力室身部采用铌钨合金材料,其导热系数随温度变化如表 1 所示。在推进剂组合和混合比已知的情况下,给定推力室室压,即可通过热力学气动计算得到推力室燃气参数,并由巴兹方程^[4]算出推力室喉部位置的燃气对流换热系数 h_g 。等效绝热壁温的影响因素很多,为简单起见,这里统一给定等效绝热壁温 $T_{ad}^*=1\ 800\ K$ (此值约为此类发动机安全工作的温度上限)。本文选取了 1.0 MPa 和 2.0 MPa 等 2 种不同室压以及 5 mm, 10 mm 和 20 mm 等 3 种不同喉部内径进行了计算。

表 1 铌钨合金导热系数

Tab. 1 Coefficient of thermal conductivity of Nb-W alloy

温度/K	1073	1273	1473	1673	1773	1873
导热系数/(W·(m·K) ⁻¹)	56	57.5	58.7	57.5	55.4	52.4

2.2 结果及分析

图 2~图 4 分别给出了喉部内径为 5 mm, 10 mm

和 20 mm 时,喉部内气壁温、外壁温随 d_{out}/d_{in} 的变化曲线。

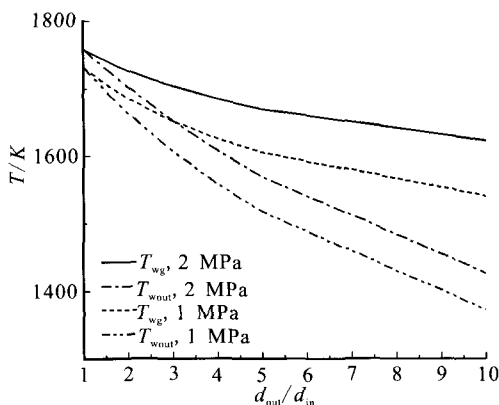
图 2 $d_{in}=5$ mm 时, 喉部温度随 d_{out}/d_{in} 的变化曲线

Fig. 2 Variation of throat temperature
with d_{out}/d_{in} as $d_{in}=5$ mm

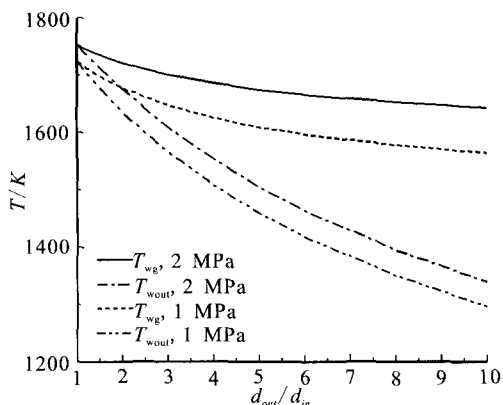
图 3 $d_{in}=10$ mm 时, 喉部温度随 d_{out}/d_{in} 的变化曲线

Fig. 3 Variation of throat temperature
with d_{out}/d_{in} as $d_{in}=10$ mm

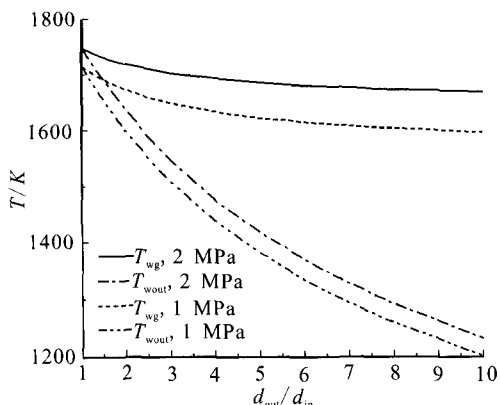
图 4 $d_{in}=20$ mm 时, 喉部温度随 d_{out}/d_{in} 的变化曲线

Fig. 4 Variation of throat temperature
with d_{out}/d_{in} as $d_{in}=20$ mm

在等效绝热壁温、室压以及喉部内径均相同的情况下, 在 $d_{out}/d_{in} \leq 10$ 的范围内, 随着喉部壁厚的增大, 气壁温和外壁温均不断下降, 其中外壁温下降更为明显, 但下降速度均逐渐趋缓。

在其他条件相同的情况下, 随着室压的升高, 通过增加壁厚来降低气壁温的效果逐渐减弱。以喉部内径 5 mm 为例, 在壁厚均由 1 mm 增加至 5 mm 的情况下, 当室压为 1 MPa 时, 气壁温由 1 712 K 降低到 1 653 K, 降温幅度为 59 K; 外壁温由 1 704 K 降低到 1 607 K, 降温幅度为 97 K; 当室压为 2 MPa 时, 气壁温和外壁温的降温幅度则分别下降到 41 K 和 83 K。

在其他条件相同的情况下, 随着喉部内径的增大, 通过增加壁厚来降低气壁温的效果逐渐减弱。以室压为 2 MPa 为例, 在壁厚均由 1 mm 增加至 10 mm 的情况下, 当喉部内径为 10 mm 时, 气壁温由 1 746 K 降低到 1 701 K, 降温幅度为 45 K; 外壁温由 1 738 K 降低到 1 609 K, 降温幅度为 129 K; 当喉部内径为 20 mm 时, 气壁温和外壁温的降温幅度分别下降到 25 K 和 99 K。

事实上, 随着喉部壁厚的增加, 喉部高温区将通过导热向壁温相对较低的上下游传递更多热量。由于该计算中并未考虑轴向导热, 因此, 增加壁厚的实际降温效果将比上述计算结果更为显著。另一方面, 随着壁厚的不断增加, 喉部气壁温并不是一直降低的, 当外径大于某值时, 继续增加壁厚非但不能起到降低气壁温的作用, 反而会起到相反的作用。该外径即为传热学中临界热绝缘直径 d_0 的概念^[2]。其物理意义在于, 当喉部外径等于临界热绝缘直径时, 喉部气壁温达到最低值。之所以采用气壁温而不是外壁温作为衡量临界热绝缘直径的标准, 一是因为外壁温不具有先减小后增大的特点, 二是因为在实际应用中, 气壁温的高低决定着推力室内壁的耐高温涂层是否可靠, 进而决定推力室是否安全。

经计算, 在等效绝热壁温为 1 800 K 的情况下, 不同室压和不同喉部内径的临界热绝缘直径 d_0 如表 2 所示。

表 2 临界热绝缘直径的计算结果

Tab. 2 Calculated results of critical insulation diameter

室压/MPa	喉部内径 d_{in} /mm		
	5	10	20
1.0	3 000	1 800	1 000
2.0	1 975	1 350	820

由临界热绝缘直径 d_0 的计算结果可以看出:

1) 在相同等效绝热壁温和室压的情况下, 随着喉部内径的增大, 临界热绝缘直径 d_0 不断减小;

2) 在相同等效绝热壁温和喉部内径的情况下, 随着室压的增大, 临界热绝缘直径 d_0 不断减小。即使在室压为 2 MPa、喉部内径为 20 mm 的情况下, 临界热绝缘直径也高达 820 mm, 所对应的喉部壁厚为 400 mm, 远远大于小推力发动机实际可能采用的壁厚。这就意味着在小推力发动机实际设计中可能采用的壁厚范围内, 增大喉部壁厚均可以起到降低喉部气壁温的作用。

3 结论

1) 通过适当增加壁厚, 可以起到降低小推

力姿控发动机喉部壁温的作用。

2) 室压越低、喉部内径越小, 通过增加壁厚降低喉部壁温的效果越好。

3) 在室压 0~2 MPa、喉部内径 0~20 mm 范围内, 临界热绝缘直径所对应的喉部壁厚远远大于空间小推力发动机实际设计中可能采用的壁厚范围。

4) 增加壁厚可以作为降低喉部壁温的辅助手段。

参考文献:

[1] STECHMAN R C. Film cooling design criteria for small rocket engines, AIAA 68-617 [R]. USA: AIAA, 1968.

[2] GRISSON W M. Liquid film cooling in rocket engines, AD-A234 288 [R]. USA: AD, 1991.

[3] 张锋, 仲伟聪. 膜冷却推力室传热计算研究 [J]. 火箭推进, 2009, 35(4): 34-37.

[4] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 中国宇航出版社. 1993.

[5] 杨世铭, 陶文铨. 传热学 [M]. 北京: 高等教育出版社. 1998.

(编辑: 马 杰)

(上接第 33 页)

4 小结

作为推进分系统关键的压力调节元件, 减压阀的出口压力调节精度、动态稳定特性和可靠性直接影响着姿轨控发动机系统的控制精度、使用寿命和可靠性。这种高精度金属膜片式气体减压阀具备了压力调节精度高、适应流量范围大、静压稳定和可靠性高等优点, 历次飞行试验工作状态良好。

参考文献:

[2] 朱宁昌. 液体火箭发动机设计(下)[M]. 北京: 宇航出版社, 1994.

[3] 朱炳昌. 设计手册[M]. 北京: 中国航天科技集团公司第十一研究所(京), 2003.

[4] 刘新良. 减压阀阀芯密封设计[J]. 火箭推进, 2003, 29(5): 18-22.

[5] 尤裕荣, 曾维亮. 逆向卸荷式气体减压阀的静态特性分析[J]. 火箭推进, 2005, 31(4): 15-20.

[6] 尤裕荣, 曾维亮. 逆向卸荷式气体减压阀的动态特性仿真[J]. 火箭推进, 2006, 32(3): 24-30.

[7] 郑丽, 李清廉. 大流量气体减压器响应特性的仿真研究 [J]. 火箭推进, 2008, 34(2): 18-23.

[8] 陈晓琴. 减压阀充填过程动态特性仿真[J]. 导弹与航天运载技术, 2006, (5): 48-52.

(编辑: 陈红霞)

[1] 刘国球. 液体火箭发动机原理 [M]. 北京: 宇航出版社, 1993.