

空间小推力发动机推力室喷注器的设计与身部冷却问题

郭平* 王慧珠 (航天工业总公司八院801所)

T434.23

A 文摘 介绍了空间小推力双组元液体火箭发动机推力室头部喷注器设计的某些特点和身部冷却的一些问题,具体地讨论了几种喷注器设计方案和简述了身部液膜/辐射冷却的机制,并给出某些情况下估算壁温的方法。

主题词 小推力推进, 液体推进剂火箭发动机, 推力室喷注器设计, 身部冷却

1 前言

本文所指的空间小推力发动机推力室,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、分离和制动等使命的推力为几牛和几十牛的双组元液体火箭发动机推力室。

这类小发动机推力室头部燃烧过程的组织及身部冷却方案和材料的选择都有一些特殊的要求,并受到某些限制。本文只讨论推力室头部喷注器设计的某些特点和身部冷却的一些问题。

2 推力室设计的总体考虑

对小推力发动机推力室的设计要求:

a. 头部喷注器能组织尽量高效率的燃烧。

b. 推力室壳体通过适当的选材和冷却设计能承受尽量高的燃气温度。

c. 头部喷前腔的容积应尽量小。这不仅有利于发动机能给出尽量小而理想的脉冲冲量,而且容积小也利于减少脉冲工况下反复关机中推进剂对发动机邻近设备(如太阳能电池帆板)的累积污染。

d. 发动机的头部温度应控制不超过120~150℃,以避免氧化剂达到饱和温度和不影响阀门组件中的塑料-橡胶件和软磁铁的功能。

e. 当这类小发动机的推力室用于寿命以年计的卫星或其他飞行器的控制发动机上时,以累积时间表征的推力室工作时间则以小时或数十小时计。这就对长程工作可靠性提出了更高的要求,而脉冲工作又要求有更高的启动-关机可靠性和推力室身部材料应具有极好的抗热震功能。

3 喷注器的设计方案及其特点

在受头部结构尺寸限制的条件下,这里最常见的喷注器设计方案是由数对直流式喷注孔构成的直流互击式喷注器或同轴离心式

收稿日期:1996-03-08

*系上海市宇航学会会员。

喷注器。

3.1 直流互击式喷注器

沿一圆周排列有多对互击式喷注孔的喷注器,是一种典型的空双组元发动机推力室喷注器设计方案。它可在头部边区设计冷却小孔,分流出部分燃料对燃烧室壁面进行液膜冷却。但是,在直流互击式方案中,在头部边区开孔组织独立的液膜冷却问题,受极限孔径的限制。该限制也制约着最小喷注孔径的选取。据俄专家称,该极限值定为0.2 mm。因为孔径过小,不但加工难,特别是难于保证加工精度,而且还会出现滞流现象。文献[1]中提到的最小喷注孔径也是该值。显然,推进剂的粘度和小孔的长径比会影响该值的大小。如果组织专门的液膜冷却有困难,而推力室的选材又能承受1900℃以上的高温,那末在推力室头部的设计上可考虑把推进剂控制阀置于一托架上,而阀门与喷注器之间则选用薄壁金属细管作为推进剂的流通通道,以防止阀门过热^[2]。图1为互击式喷注器的示意图。

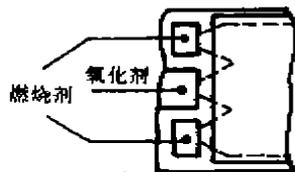


图1 互击式喷注器示意图

3.2 同轴离心式喷注器

由于受推力室头部尺寸的限制,通常只能在喷注器面的中心位置上安放一套同轴离心式喷注器^[3]。根据设计要求,两推进剂组元在燃烧室空间可形成交会或不交会的雾锥。不交会方案可使雾锥在抵达燃烧室壁时,在壁面上形成分段液膜。这样,该方案就由喷注单元本身组织对燃烧室壁面的液膜冷却,从而控制了从身部至头部的热流返浸。显然,这一方案中推进剂组元的燃烧效率较

低。但是,对受空间限制而不能组织独立液膜冷却的小推力发动机推力室而言,这的确是一个可行方案。如果发动机的推力较大,如接近百牛的量级,那末可考虑在头部边区设计单独的冷却孔来组织燃烧室壁面的液膜冷却,而中心区推进组元的喷注则取空间交会方案,以利更好的雾化、混合、燃烧。图2为离心式喷注器的示意图。

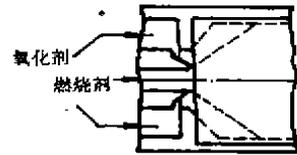


图2 离心式喷注器示意图

3.3 环形导流楔喷注器

环形导流楔喷注器是俄罗斯萨马拉航空学院研制的一种喷注器设计方案。其特点是:氧化剂组元和燃烧剂组元分别由导流楔两侧的喷注孔按给定的角度射向该导流楔的两侧,在楔面上呈膜状展开,并于楔端交会后在空间形成复合液膜。适当地选取两组元的动量比和楔角,就可使复合液膜指向燃烧室壁并对室壁形成液膜冷却。饱和温度低的组元将先蒸发完。膜状交会会使两组元具有更大的接触面,从而增加了液相反应比例,这有利于减少着火延迟时间。在楔端形成的复合液膜厚度还影响着推进剂的燃烧效率。此外,膜状交会还降低了对喷注孔位置精度的要求。图3为环形导流楔喷注器的示意图。

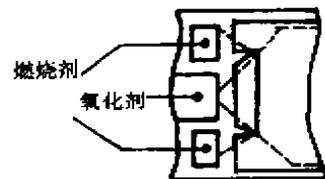


图3 环形导流楔喷注器示意图

3.4 层板喷注器

近20年来,用光刻、化刻技术制作的层板式喷注器,在空间小推力液体火箭发动机推

力室上的应用日益受到重视。光刻或化刻加工的层板用扩散焊组装起来后,可以形成复杂形状的通道和长径比很小的喷注孔,而且又可精确地控制和调整其尺寸(包括层板的层数)。

层板喷注器有如下特点:

- a. 启动和关机特性极高;
- b. 羽流污染效应极低;
- c. 可在很小的头部空间内组织直流/对击/互击/离心/同轴离心/溅板等各种模式的单对或多对混合单元;
- d. 可组织近壁层内的富氧或富油燃烧以及利用喷注组元本身或专门的冷却组元组织室壁的液膜冷却;
- e. 可通过改变层板层数调整喷注压降;
- f. 可设计有预雾化效应的喷注单元,从而可适当降低对推进剂组元撞击精度的要求;
- g. 可在层板喷注器的边缘部位或与小长径比的喷注孔结合起来设计阻尼声腔,以预防/抑止高频不稳定燃烧;
- h. 小长径比喷注孔有利于避免氧化剂中生成的硝酸盐阻塞喷孔。

图4为层板喷注器方案中的一个放大的喷注单元示意图。

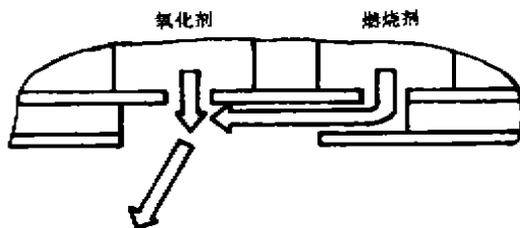


图4 层板喷注器喷注单元示意图

4 推力室的冷却和身部材料的选择

空间双组元小推力发动机的身部冷却设计和材料的选择常取决于头部喷注器的设

计,并由头部设计组织身部冷却。因此,这里常需同头部喷注器的设计方案一并考虑身部的冷却和选材。当然,身部的冷却和选材也会制约头部喷注器的设计。由于受小推力发动机结构本身的限制以及挤压式供应系统只能提供有限压头,因此,对于常采用单壁承载结构的小推力发动机推力室来说,液膜/辐射冷却是小发动机推力室中使用得最普遍的热防护方法。

4.1 液膜冷却

液膜冷却是该类小发动机最常采用的一种有效的主动式热防护方法。液膜热防护的作用为:形成液膜隔热带控制喉部至头部的热流返浸,从而控制头部温度;液膜覆盖下的热防护区使壳体温度不超过燃烧室压力下冷却组元的饱和温度,而液膜下端的近壁混气层的温度,因其较中心燃气区低,所以混气层下的受热壁温度将适当地降低。当然,随着液膜蒸汽与中心燃气的逐渐混合,近壁混气层的温度将逐渐升高,直至最后接近中心燃气的温度。适当选取设计参数(如冷却剂流量,燃烧室长度等),可将推力室壁的最高温度点——喉部温度控制在允许的范围。这样,像不锈钢等也可作为推力室的壳体选材考虑,如俄罗斯萨马拉航空学院研制的20N小推力发动机推力室,就采用了不锈钢作壳体材料。为了把推力室喉部温度控制在约800℃的水平上,燃烧室的特征长度只取0.2左右,以使喉部近壁层内的混气温度处于较低的水平。

在液膜冷却方案中,气膜保护段的平衡温度是通过外壁向空间辐射热量达到的,因此,这类液膜冷却机制又称液膜/辐射冷却。液膜隔热带的宽度 L 可按下式计算

$$L = \eta \frac{W_p C_p (T_s - T_c)}{P h_c (T_s - T_c)} + \eta \frac{W_p \lambda}{P h_c (T_s - T_c)}$$

式中 W_p ——冷却剂流量,kg/s;

C_p ——冷却剂比热,kJ/(kg·K);

- λ ——冷却剂导热率, $W/(m \cdot K)$;
 h_g ——燃气放热系数, $W/(m^2 \cdot K)$;
 T_s ——冷却剂饱和温度, K ;
 T_i ——冷却剂初始温度, K ;
 T_r ——燃气温, K ;
 P ——燃烧室周长, m ;
 η ——有效系数。

近壁层内的混气温度可近似地用下述指数形式的关系式估算^[3]

$$\frac{T_s - T_{\sigma}}{T_s - T_i} = \exp\left(-\frac{h_g A}{\varphi c_{p2} V_i}\right)$$

式中 T_{σ} ——有效温度, 相当于近壁混气层的滞止温度, K ;

A ——液膜起点至壁面计算点的侧面积, m^2 ;

φ ——系数, $\varphi = 0.25 \sim 0.65$ 。

液膜冷却的缺点是: 用于液膜冷却的那部分推进剂组元因不能充分参与燃烧而使燃烧效率降低, 因此带来一定的比冲损失。对450N推力发动机的研究表明, 液膜冷却流量每增加10%, 发动机的比冲就约下降2s。

4.2 辐射冷却

辐射冷却的推力室一般不采用任何外加冷却措施, 发动机比冲损失小。推力室壳体温度的平衡是通过壳体外壁向空间辐射散热来实现的。因此, 推力室的壳体材料需考虑采用耐高温的难熔金属材料, 如C103钕合金(纯钕熔点为2468°C, 为抗高温氧化, 需涂覆硅化物涂层)。但是在实际使用中, 为降低涂层的“蒸发”速度, 提高发动机的可靠性和寿命, 以及考虑到头部温度的控制, 仍常考虑组织液膜冷却^[6]。纯辐射冷却的推力室只是在80年代末期, 当推力室采用了铱, 并用化学沉积涂覆工艺涂以铱后^[6,7], 才得到极好的实际应用效果。铱的熔点高达3180°C, 而且低温延展性好, 便于成型; 铱的抗氧化性能和抗氧化扩散性能均佳, 其熔点也达到2454°C的较高水平。铱的膨胀系数与铱接近, 使其抗热震

性能优于涂有涂层的钕合金推力室。这一点在发动机工作于脉冲工况时尤其重要。对于选用NTO/MMH为推进剂的发动机而言, 其推力室壳体辐射冷却的平衡温度为1160~1925°C。

对于辐射冷却的发动机推力室, 文献[8]详尽地给出了用于42N推力发动机上的这类推力室的具体方案和结构。

辐射冷却推力室的平衡温度, 可按下述方法粗略地计算:

燃气传至推力室内壁的热流为

$$q_r = h_g(T_r - T_{w1})$$

推力室外壁辐射至空间的热流为

$$q_{w2} = \varepsilon_w \sigma T_{w2}^4$$

热平衡条件下

$$q_r = q_{w2}$$

式中 T_{w1}, T_{w2} ——推力室的内外壁温度, K 。

对于金属壳体, 其沿壁厚的温度梯度很小, 于是可取 $T_{w1} = T_{w2} = T_m$, 因此有

$$h_g(T_r - T_m) = \varepsilon_w \sigma T_m^4$$

式中 T_m ——推力室内外壁的平均温度, K ;

ε_w ——推力室外壁的辐射率;

σ ——波尔兹曼常数, $W/(m^2 \cdot K^4)$ 。

考虑到 T_m 难于用显式给出, 可用试凑法或逼近法等求出。

4.3 其他冷却

作为一种不常见的例子, “交响乐”通讯卫星的10N姿控发动机采用了一种综合热防护方法(图5)。除在燃烧室内采用液膜冷却外, 在收敛段入口处采用了再生冷却(燃烧先通过冷却螺管后再进入头部)。在推力室的喉部借助于对接法兰本身的巨大热容和良好的导热率实现了脉冲条件下的热沉冷却。该综合冷却方案的优点是避免了采用C103一类贵重的难融金属。

5 结束语

从80年代开始, 国外在某些空间小推力

参考文献

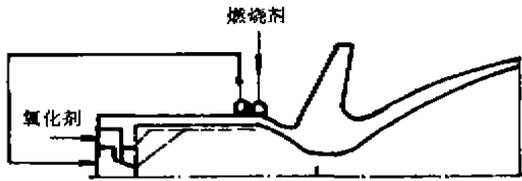


图5 综合冷却方案示意图

双组元液体火箭发动机推力室的研制上开始采用层板式喷注器和用镀有铱层的铼作推力室等先进技术。但是,常规的这类小发动机推力室设计方案仍在实际设计中得到广泛的应用。这里只要把传统的头部喷注器设计方案和身部壳体的选材与发动机的具体要求结合起来,仍会得到满足设计要求的空间小推力双组元液体火箭发动机推力室。

- 1 Five-pound bipropellant engine. AD-A000449
- 2 Development of five pound thrust bipropellant engine. AIAA-74-1179
- 3 Development of bipropellant orbit injection and attitude control. AIAA 78-1092
- 4 休泽尔D K.著,赵元修等译.液体推进剂火箭发动机设计.北京:国防工业出版社,1973
- 5 Development experience with 22 N bipropellant thrusts using columbium and rhenium thrust chamber. AIAA 92-3801
- 6 Iridium-coated rhenium thrusts by CVD. NASA-TM 101309
- 7 Diffusion mechanisms in iridium-coated rhenium for hightemperature, radiation cooled rocket thrusters. AIAA 91-2215
- 8 Advanced small rocket chambers option 1-14L bf Ir-Re rocket. NASA-CR-191014

THE DESIGN OF INJECTORS OF THRUST CHAMBERS OF SPACEBORNE SMALL THRUST ENGINES AND ENGINE BODY'S COOLING

Guo Ping Wang Huizhu

(No. 801 Institute of 8th Academy, Aerospace Industrial Corp.)

Abstract The paper introduces the design properties of head injectors of thrust chambers of a spaceborne small thrust bipropellant liquid rocket motor and motor body's cooling, specifically discusses the design plans of several injectors, and simply describes the mechanisms about body's liquid film/radiation cooling. Finally providing the methods to estimate wall temperature in some conditions.

Keywords Small thrust, Liquid rocket engine, Design of injector of thrust chamber, Body cooling