

200N LOX/MMH 推力系统方案论证

张忠利

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 论证了 200N LOX/MMH 动力系统的方案, 提出了该系统方案的结构设计参数, 并对该结构进行了传热及流场分析。通过传热及流场分析得到: 200N LOX/MMH 推力系统在方案上是可行的, 在满足可靠冷却的前提下比冲达到 3170m/s, 比目前应用的小姿控动力系统高。

关键词: LOX/MMH; 推力系统

中图分类号: V434.23

文献标识码: A

文章编号: (2009) 03-0015-06

Investigation on the scheme of 200N LOX/MMH thrust system

Zhang Zhongli

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The scheme of 200N LOX/MMH thrust system was investigated, and configuration parameters were gained. The heat transfer and the flow-field were analyzed. The analysis results showed that the scheme of 200N LOX/MMH thrust system was feasible, the specific impulse can reach 3170m/s, which is higher than that of present used system.

Key words: LOX/MMH; thrust system

0 引言

在姿控发动机研制中, 高性能与可靠工作是一对十分尖锐的矛盾, 在通常的发动机研制中, 常常不得不将高性能放在可靠工作的位置后面,

因此姿控发动机的研制充满了挑战性。根据计算, 200N 姿控动力系统比冲每增加 9.8m/s, 发动机每工作 6,000s 即可节约推进剂 1.22kg 左右, 工作 16,000s 可节约推进剂 3.25kg 左右。这对延长飞行器寿命和增加有效载荷质量, 都具有十分显著的作用。目前提高推力室性能的研究主要集中在

收稿日期: 2008-09-26; 修回日期: 2009-01-10。

作者简介: 张忠利 (1970—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机气动传热。

在两个方向：一是推力室身部结构采用耐高温的新型材料，以适应边区内冷却液膜流量减少后收扩段结构温度的升高；二是改善推力室的结构，如设计高性能的喷注器等。借鉴国内外的研制经验，提出 LOX/MMH 姿控动力系统方案论证，分别论证推力系统参数、推力室的喷注器方案参数、推力室型面参数及推力室的冷却方案，并应用 CFD 软件对推力室的喷管流场进行了数值仿真，依据仿真结果估算了推力室的比冲。

1 200N LOX/MMH 推力方案

选取的姿控动力系统设计目标参数见表 1。采用的推进剂为 LOX 和 MMH，原因是这两种推进剂均可在较低温度下正常使用。

表 1 200N LOX/MMH 推力系统方案参数

r_{mc}	p_c/MPa	F/N	$I_{sp}/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$
1.37	0.8	200.0	3,170

1.1 推进剂热力学参数

对这两种推进剂在不同混合比下进行热力学动力分析，得到其混合比约为 1.37 时比较适合该发动机系统，该混合比值与推进剂的密度比值相当，因此氧化剂和燃料的贮箱容积也可基本相同。混合比为 1.37 时热力学动力计算结果参数见表 2。

表 2 热力学动力计算参数

符号	单位	数值
$K(O/F)$	-	1.37
T_c	K	3,303.4
R_c	$\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$	424.0
k	-	1.2234
μ_t	$\text{Pa}\cdot\text{s}$	9.408×10^5
λ	$\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$	0.3792
c_{pt}	$\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$	2,322.3
$p_{\text{H}_2\text{O}}/p_c$	-	0.3644
p_{CO_2}/p_c	-	0.0481

1.2 推进剂流量

依据热力学参数计算得到的 200N LOX/MMH 动力系统的推进剂流量见表 3。

表 3 推进剂流量

r_{mc}	$q_{\text{LOX}}/(\text{g}\cdot\text{s}^{-1})$	$q_{\text{MMH}}/(\text{g}\cdot\text{s}^{-1})$	$q_{\text{total}}/(\text{g}\cdot\text{s}^{-1})$
1.37	37.28	27.22	64.50

1.3 喉部直径

在计算喷管的喉部直径时，依据是喉部为音速截面。

1.4 喷管出口直径

考虑到推力室比冲及结构质量因素，在计算喷管出口直径时首先选取喷管的出口膨胀比 $\epsilon_e=40$ ，然后依据喷管的工作高度选取外界背压，结合外界背压计算得到喷管出口的马赫数 Ma_e 及喷管的流量系数 C_d ，应用公式 (1) 可计算得到喷管出口直径

$$d_e = 2\sqrt{C_d/Ma_e} \left(\frac{2}{k+1} \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma_e^2 \right) \right)^{\frac{k+1}{4(k-1)}} \quad (1)$$

当燃烧室的特征长度为 0.8m 时，燃烧室的长度为 65mm，依据最大推力喷管原理，喷管扩张段长度为 134.7mm。设计的推力室内型面结构见图 1 所示。

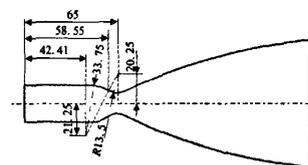


图 1 200N 推力室结构简图

Fig.1 Configuration of the 200N thrust chamber

1.5 喷注方案

1.5.1 喷嘴参数

喷嘴的流量特性变化曲线如图 2 所示，应用阿勃拉莫维奇理论的喷嘴流量公式 (2)，可计算得到喷嘴的出口直径。

$$q_{\text{mh}} = C_d \frac{\pi d_h^2}{4} \sqrt{2\rho\Delta p_h} \quad (2)$$

式中, q_{mh} 为一喷嘴孔的流量, kg/s; C_d 为喷嘴孔的流量系数; d_h 为孔的直径, m; Δp_h 为喷嘴孔的压降, Pa; ρ 为流体的密度, kg/m³。

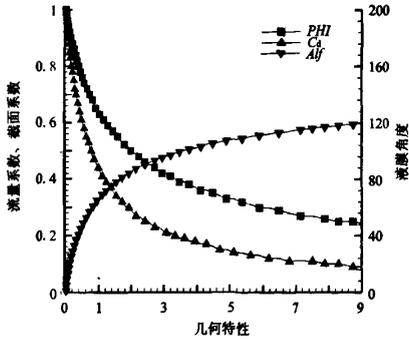


图 2 流量系数、液膜角度、截面系数与几何特性之间的关系

Fig.2 Relationships between flow coefficient, the angle of liquid film and geometric character of injector nozzle

喷嘴压降为喷孔的进口和出口压力之差, 是喷注器设计时需要选取的参数。对于本推力装置所用的挤压式系统, 燃烧室压力低, 喷嘴压降相对较高, 一般取燃烧室压力的 30%~50%。

流量系数是通过喷嘴的实际流量与理论流量之比。影响流量系数的因素有:

(1) 喷嘴孔的轴线长度与孔径之比

l/d_h 又称喷嘴孔的长径比。考虑喷嘴的结构因素, 喷注器上的喷嘴孔一般取 $l/d_h=1.5\sim 3$, 属于短孔流动, 沿程摩擦损失忽略不计。喷嘴的流量系数与喷嘴孔的长径比关系见图 3。

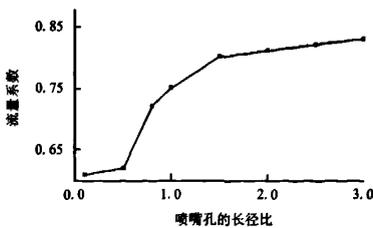


图 3 喷嘴的流量系数与长径比之间关系

Fig.3 Relationship between the flow coefficient and the ratio of long-radius of injector nozzle

(2) 喷嘴内射流的气蚀

对于 $l/d_h > 1$ 的锐边进口的直流孔, 随着雷诺数 Re 的增加, 先在孔颈处发生气蚀, 随即出现脱壁流动, 此时流量系数突然下降, 通常把贴壁流动过渡到脱壁流动的现象称为喷嘴的气蚀。直流式喷嘴或直流式喷注器在大气环境下进行液流试验时, 通常会遇到气蚀现象; 当有反压, 且反压达到一定值后, 气蚀便不会发生了, 流量系数保持不变。直流式喷嘴的气蚀系数

$$k = \frac{p_{hi} - p_{be}}{p_{be}} \tag{3}$$

式中, p_{hi} 为喷嘴进口液体压力; p_{be} 为喷嘴出口液体压力。

喷嘴进口开始发生气蚀时的气蚀系数, 称为喷嘴的临界气蚀系数。锐边进口喷嘴的临界气蚀系数与长径比的关系可通过 CFD 方法得到。倒角进口喷嘴的临界气蚀系数由液流试验确定; 圆形进口的喷嘴一般不发生气蚀。

燃烧室工作压力较大气压力高很多, 喷嘴的气蚀系数远小于临界气蚀系数, 因此不会出现气蚀。喷嘴或喷注器的液流试验, 应在有反压的条件下进行, 使喷嘴的气蚀系数小于临界气蚀系数, 这样得到的流量、压力数据较为真实。当喷嘴或喷注器不能在反压下试验时, 应当考虑气蚀对压降或流量的影响, 对实测数据予以修正。

1.5.2 喷注方案

对于 LOX/MMH 推进剂组合, 拟选取双组元离心喷注方案。原因是双组元喷嘴结构简单、混合好, 喷嘴的混合比分布均匀; 结构紧凑, 喷嘴排列密度较大。在设计分析计算时, 使用单组元离心式喷嘴的设计方法即可。设计的双组元切向孔式离心喷嘴结构方案见图 4~图 6。

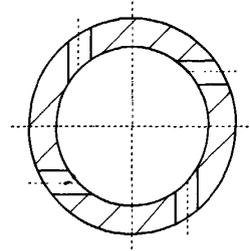


图 4 燃料喷嘴结构简图

Fig.4 Fuel injector nozzle configure

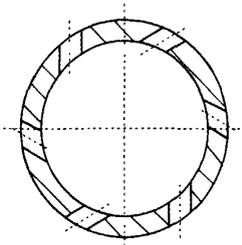


图5 氧化剂喷嘴结构简图

Fig.5 The oxidizer injector nozzle configure

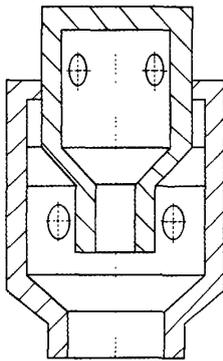


图6 双组元喷嘴结构简图

Fig.6 Bipropellant injector nozzle configure

2 传热分析

传热分析的目的是确定 LOX/MMH 双组元推进系统燃烧室的传热可靠性, 采用的冷却方案是设置边区燃料贴壁喷嘴, 边区液膜流量约为燃料总流量的 30%。分析燃烧室内液膜保护下的壁温变化情况, 热流变化情况。采用的方法是 NASA 公布的液膜冷却算法。在液膜冷却分析前, 首先分析燃烧室内燃气的辐射换热, 然后分析液膜保护下的对流热流变化情况, 最后依据热平衡方程计算燃烧室的壁温变化情况。

燃烧室壁得到的总热流为:

$$q_{\text{tot}} = q_{\text{cv}} + q_{\text{f}} \quad (4)$$

燃烧室壁将此热流以辐射换热的方式向外辐射出去, 那么其热平衡方程为:

$$q_{\text{tot}} = \varepsilon \sigma T_w^4 \quad (5)$$

整理以上各式得到:

$$T_w^4 + \frac{h_c}{\varepsilon \sigma} T_w - \frac{h_c \beta T_c + q_{\text{f}}}{\varepsilon \sigma} = 0 \quad (6)$$

通过对分法可以计算得到壁温, 计算结果见图 7~图 8。

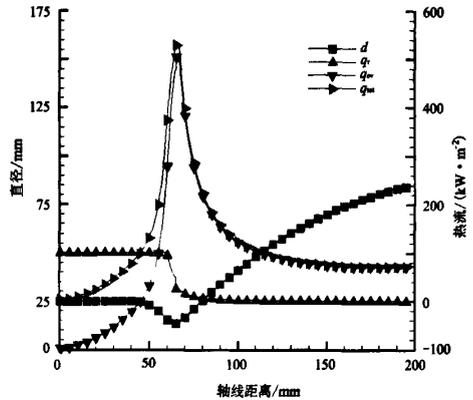


图7 热流沿轴线方向的变化曲线

Fig.7 Heat flux variation along axis

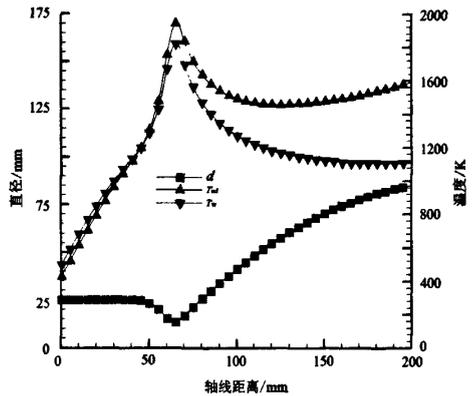


图8 壁温沿轴线方向的变化曲线

Fig.8 Wall temperature variation along axis

从图 7~图 8 可以看出, 该推力室的液膜在圆柱段结束时已经完全蒸发, 在收敛段内进入气膜保护阶段; 推力室喉部附近的壁温约为 1800K、总热流约为 540kW/m²。

3 流场分析

流场分析的目的是确定地面试车时喷管面积比为何值时气流为满流状态。边界条件是设计条

件，未考虑燃烧过程中的雾化、蒸发、混合过程，因为这些过程仅仅在喷管的喉部以前完成，出口边界条件为地面真实参数。分析了地面试车时大喷管内的流场分布、高空工作时大喷管内的流场分布及地面试车时短喷管的内外流场分布。

3.1 地面工况流场分析

在地面工况流场分析时，应用 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型、边界条件为压力进口和出口，进口参数取热力计算的参数，出口参数依据当地的大气条件给定。计算结果见图 9~图 12。

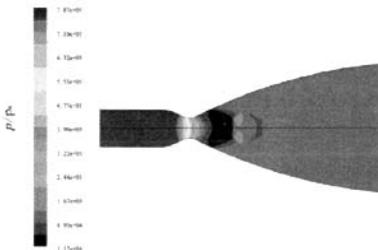


图 9 地面工况时的气流压力分布云图

Fig.9 Contour of the static pressure during sea level operation

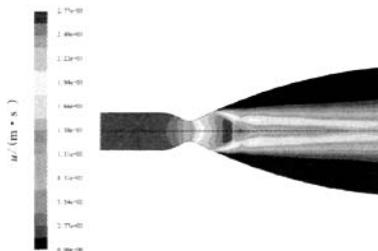


图 10 地面工况时的气流速度分布云图

Fig.10 Contour of the velocity during ground operation

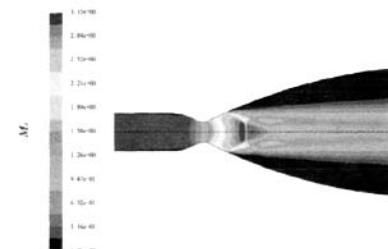


图 11 地面工况时的气流马赫数分布云图

Fig.11 Contour of the Mach number during sea level operation

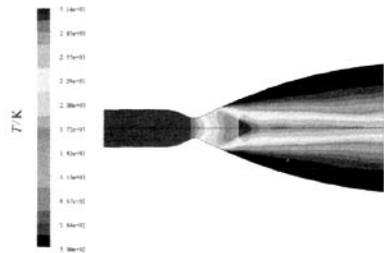


图 12 地面工况时的气流温度分布云图

Fig.12 Contour of the static temperature during sea level operation

从图 9~图 12 可以看出，大喷管内的气流将发生激波分离，气流穿过激波后，速度将降低，压力及温度将升高。轴线方向的压力、静温、马赫数及速度突变点距离喷注面 90mm 左右，壁面方向的气流参数突变点距离喷注面 80mm 左右，因此地面试车时为了使气流不在喷管内发生分离应将喷管长度控制在 80mm 以内。在分离点处气流速度从 2750m/s 突减至 400m/s，激波后气流速度慢慢升高，至喷管出口处速度增加至 1420m/s；在分离点处气流的静温从 1500K 突升至 3100K 左右，激波后慢慢下降，至喷管处静温下降至 2600K；在分离点处气流的马赫数从 3.12 突减至 0.45，激波后气流的马赫数逐渐增加，至喷管出口处约为 1.2；在分离点处气流的压力从 15kPa 突升至 110kPa，激波后气流的压力慢慢下降，至喷管出口处气流的压力接近外界大气压 100kPa。从以上数据来看，气流在喷管内若分离将严重的影响其性能。

3.2 高空工况流场分析

在高空工况流场分析时，同样应用 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型、边界条件取压力出口和压力入口，入口参数取热力计算的参数，出口参数给定 50km 的高空大气参数。计算结果见图 12~图 14。

从图 13~图 14 可以看出，喷管在高空状态工作时，气流在喷管内将不发生分离。从流场分布来看，气流出口处速度较高，压力较低、因此该发动机推力在高空工作时可以达到设计状态。依据比冲的计算公式可知，该推力系统的真空比冲

可高于 3200m/s, 该比冲值超过了预先设计的 3170m/s, 说明该类型推进剂的推力系统比冲较目前所用的单组元无水肼和双组元 MON/MMH 及 MON/MMH 性能高。综上所述, 该类型的推进剂组合的推力系统, 比冲较高, 冷却比较容易解决。

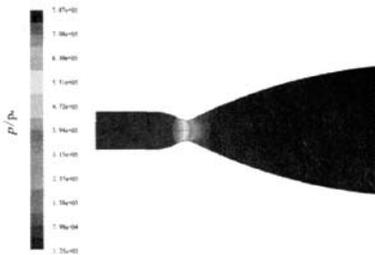


图 13 高空工况时的气流压力分布云图

Fig.13 Contour of the static pressure during space operation

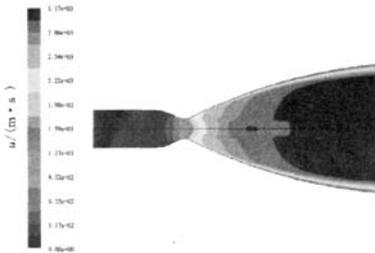


图 14 高空工况时的气流速度分布云图

Fig.14 Contour of the velocity during space operation

4 结论

(1) 论证了 200N LOX/MMH 动力系统的方

案, 提出了该系统方案的结构方案设计参数, 并对该结构进行了传热及流场分析。

(2) 200N LOX/MMH 推力系统在热力学和冷却方案上是可行的, 在满足可靠冷却的前提下比冲达到 3170m/s, 比目前应用的小姿控动力系统高。

参考文献:

- [1] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1993.
- [2] 张贵田. 高压补燃液氧煤油发动机[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
- [3] 朱宁昌, 董锡鉴, 王新龄. 液体火箭发动机设计 [M]. 北京: 宇航工业出版社, 1993.
- [4] Grisson W M. Liquid Film Cooling in Rocket Engines[R]. AD-A2234 288, 1983.
- [5] 王之任. 离心式喷嘴工况理论分析[J]. 推进技术, 1996, 17(5): 1-8.
- [6] 张忠利. 姿控发动机热防护研究[J]. 火箭推进, 2008, 34(3): 17-22.
- [7] 谢显奇. 液氧-液氧火箭发动机的推力测量[J]. 导弹与航天运载技术, 1997, (2): 59-62.
- [8] 陈光. 试验台推力系统测力机可靠性改进[J]. 火箭推进, 2008, 34(6): 45-49.
- [9] 李斌. 液体火箭发动机结构可靠性设计与分析[D]. 国防科学技术大学, 2006.
- [10] 张金容, 靳爱国, 汪亮. 泵压式液体火箭发动机变推力方案选择[J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 921-926.

(编辑: 马 杰)