

# 轨控发动机喉部高温问题分析与抑制方法

李剑锐<sup>1,2</sup>, 苏航<sup>1,2</sup>, 刘昌国<sup>1,2</sup>, 陈泓宇<sup>1,2</sup>, 叶奕翔<sup>1,2</sup>

(1. 上海空间推进研究所, 上海 201112; 2. 上海空间发动机工程技术研究中心, 上海 201112)

**摘要:** 针对发动机在稳态试车点火过程中出现的喉部单侧局部高温和焊缝温度阶跃升高的现象, 导致身部涂层寿命衰减及产生了局部应力, 严重危害发动机可靠性的问题, 采用CFD仿真对头部喷注器结构建模, 结合流阻数学模型进行优化分析, 优化流道内的分配结构, 实现降低喷注流阻的同时改善撞击对流量造成的不均匀性问题, 并通过调整撞击参数, 优化燃烧组织和边区液膜冷却方案, 优化边区混合比, 同时降低了喉部温度和周向温差。改进后的发动机经过试验验证, 在性能不变的情况下使高空模拟热试车喉部温度由近1 500 °C下降至1 270 °C, 头身焊缝处温度由520 °C下降至310 °C, 发动机身部周向温度差控制在50 °C以内, 有效地解决了发动机喉部的高温问题, 提升了发动机的使用寿命和工作可靠性。

**关键词:** 液体火箭发动机; 双组元; 身部高温; 可靠性

**中图分类号:** V343

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2096-9287(2024)02-0132-09

**DOI:** 10.15982/j.issn.2096-9287.2024.20230154

**引用格式:** 李剑锐, 苏航, 刘昌国, 等. 轨控发动机喉部高温问题分析与抑制方法[J]. 深空探测学报(中英文), 2024, 11(2): 132-140.

**Reference format:** LI J R, SU H, LIU C G, et al. Analysis and suppression methods of high temperature problems in the throat of orbit controlled engine[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2024, 11(2): 132-140.

## 引言

液体火箭发动机的喷注器作为其最关键部件, 其设计直接决定了发动机设计的优良且影响推进剂的雾化过程, 从而决定了燃烧室内燃烧组织的状态, 对发动机性能和可靠性起到至关重要的影响<sup>[1-2]</sup>。基于不同的发动机形式、推进剂状态、室压、喷嘴类型设计的需求, 喷注器设计过程极为复杂, 需考虑诸多方面的因素和要求<sup>[3-5]</sup>: 既要满足燃烧充分、提升燃烧效率、实现发动机高比冲的要求, 又要求发动机工作稳定可靠, 保证燃烧室温度不超许用范围的同时避免发生不稳定燃烧。在喷注器设计过程中, 如果设计参数存在问题, 亦或是设计余量不足导致零件加工状态与设计不符, 均可能使燃烧组织不当, 造成发动机工作不稳定, 可靠度下降, 甚至直接烧蚀。

由于轻质化和紧凑空间的要求, 姿控发动机一般采用辐射冷却和液膜冷却<sup>[6-7]</sup>的形式, 但同时要兼顾发动机性能和冷却需求, 需要设计良好的喷注器。设计合理的液膜冷却可有效降低燃气对壁面热流的传递, 但过大的冷却流量会造成燃烧不充分导致效率下降、比冲降低<sup>[8]</sup>; 中心区域燃气对液膜的夹带和冲击作用会使液膜的覆盖性减弱, 降低对身部的冷却能力, 这与

燃气温度和撞击对合成动量角相关<sup>[9-10]</sup>。

285 N发动机主要用于深空探测器的轨道控制, 其基本工作模式为稳态点火及脉冲点火。该发动机在研制过程中逐步暴露出流道设计不合理的问题: 局部流量不均匀导致喉部温度周向不均匀的异常现象, 氧化剂阀门与燃料阀门两侧(后续简称氧侧、燃料侧)喉部温度差异在100 °C以上, 造成了氧侧喉部温度约1 500 °C。发动机喉部高温会大大缩短其使用寿命, 增加系统的使用风险, 因此需要查明高温问题的原因, 改进发动机的设计<sup>[11-13]</sup>。

本文通过数值模拟方法分析喷注器真实流动情况, 并结合热试车对发动机冷却性能进行优化改进, 使发动机喉部温度下降至1 270 °C, 提升了285 N发动机的使用寿命和工作可靠性, 同时总结了喷注器参数对发动机温度特性的影响。

## 1 问题分析

### 1.1 发动机简介

285 N发动机是用于深空探测器的轨控发动机, 主要是为探测器起飞、姿态修正、悬停等工作提供轨道、姿态控制力或力矩, 其结果如图1所示。285 N发动机主要由推力室与电磁阀组成, 采用甲基肼

(MonoMethylHydrazine, MMH) 和四氧化二氮 ( $N_2O_4$ ) 作为推进剂, 发动机工作方式为稳态及脉冲工作, 发动机额定混合比1.65, 工作压力1.8 MPa。该型发动机重量小于650 g, 包络尺寸87 mm × 87 mm × 220 mm, 开机响应时间 $\leq 20$  ms, 关机响应时间 $\leq 24$  ms, 比冲达到2 946~2 979 N·s/kg, 具有重量轻、体积小、响应快速的优点。

285 N发动机采用直流撞击对+边区冷却孔形式。发动机喷注器由喷注器法兰、流量分配板和喷注器面板组成, 采用扩散钎焊连接。内部流道分为两层结构: 推进剂从阀门出口流出后先经过头部法兰内的一层均布流道, 经过流量分配板的分配孔进入内外圈流道, 然后流入均布内腔, 从喷注孔流出。

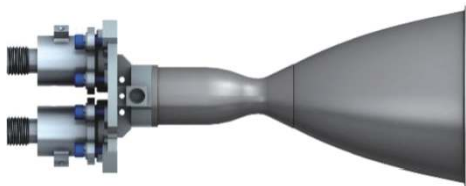


图1 285 N发动机结构简图

Fig. 1 Structure diagram of 285 N engine

## 1.2 喉部高温现象

285 N发动机试车过程均在42 km高空模拟试车台进行, 采用引射法模拟高空的真空环境, 通过流量计、压力传感器、推力架对发动机性能的参数测量, 喷注器法兰处和焊缝温度利用热电偶测量, 喉部温度用真空舱外红外传感器进行测量。发动机安装状态见图2。



图2 真空舱中发动机安装状态

Fig. 2 Installation state of engine in vacuum chamber

对于辐射冷却发动机而言, 点火过程中主要存在两处薄弱点: 头身焊缝对接处和身部喷管喉部位置。

1) 对于头身焊缝对接处, 由于为异种材料连接焊缝(头部为TC4钛合金, 身部为Nb521铌钨合金), 此处的抗拉强度相对身部偏低, 同时该处为燃烧室起始位置, 是钛合金温度的最高点。按照钛合金的许用温度600 °C考虑, 必须严格控制该位置的温度以防止点火引起头部变形, 造成喷注器壳体变形、推力轴线偏

斜、甚至头身连接断裂等后果。

2) 对于身部喷管喉部区域, 根据热力学原理, 该位置的燃气传热热流最为剧烈, 且向外辐射的换热面积最小, 导致喉部为整个喷管温度最高的区域。目前发动机身部采用Nb521铌钨合金和硅化钼工艺体系, 可长时间在1 500 °C下工作, 短时在1 600 °C工作。基于可靠性考虑, 常规发动机设计中一般要求喉部温度不高于1 450 °C。

而在285 N发动机研制初期, 多次试车发现了发动机非个例的喉部温度周向不均匀问题, 结果如表1所示。发动机喉部高温现象主要发生在长稳态点火的过程中, 其温升曲线如图3所示。喉部温度在点火10 s左右达到峰值, 随后一直保持在一定的范围。每次试车中所用喉部红外测温设备一致, 且 $T_{11}$ 和 $T_{12}$ 在不同侧对准喉部, 氧侧喉部温度 $T_{11}$ 达到1 408~1 494 °C, 氧侧 $T_{11}$ 温度比氧侧 $T_{12}$ 高48~163 °C, 部分发动机氧侧收敛段处温度 $T_{b1}$ 也达到了1 380 °C以上。

表1 原方案历次试车温度统计

Table 1 Temperature statistics of previous tests

| 序号    | $P_c$ /MPa | $r_m$ | $T_{11}$ /°C | $T_{12}$ /°C |
|-------|------------|-------|--------------|--------------|
| S002Z | 1.761      | 1.648 | 1 408        | 1 245        |
| S003Z | 1.757      | 1.636 | 1 483        | 1 321        |
| S004Z | 1.771      | 1.646 | 1 494        | 1 446        |
| S005Z | 1.769      | 1.645 | 1 422        | 1 276        |
| S006Z | 1.782      | 1.641 | 1 458        | 1 391        |

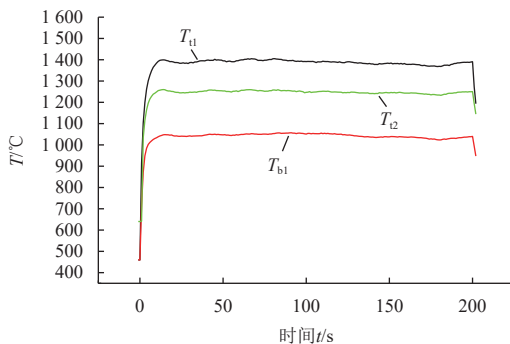


图3 典型试车身部温度曲线 ( $T_{11}$ 为氧侧)

Fig. 3 Body temperature curve ( $T_{11}$  is the oxygen side)

## 1.3 喷注器仿真分析

285 N发动机喉部高温问题在多次地面和高空模拟试车试验中反复出现, 非个例现象, 因此基本断定为设计不合理所导致的。造成喉部单侧高温可能的原因: 存在局部高温点、液膜分布不均匀、流量分配均匀性问题、撞击偏离设计的参数。

喷注器流道设计中, 喷注孔流量的不均匀性对燃烧组织影响极大, 会造成撞击对实际状态偏离设计参数, 285 N发动机的高温问题主要源于设计状态喷注参数与实际流道状态的偏差。因此需要对分配孔设计、

流道层高设计、摩擦流阻分配重新设计并进行验证。

单个喷注孔的总流阻 $\Delta P_{\text{total}}$ 由入口流阻 $\Delta P_{\text{in}}$ 、分配孔流阻 $\Delta P_{\text{f}}$ 、延程流阻 $\Delta P_{\text{inj}}$ 、喷注孔流阻组成,其计算参见式(1)~(4)。需要保证不同喷注孔的分配孔流阻 $\Delta P_{\text{f}}$ 、延程流阻 $\Delta P_{\text{inj}}$ 之和接近才能保证喷注器流量均匀性。

$$\Delta P_{\text{Total}} = \Delta P_{\text{in}} + \Delta P_{\text{ori}} + \Delta P_{\text{f}} + \Delta P_{\text{inj}} \quad (1)$$

$$\Delta P_{\text{ori}} = \frac{1}{K^2} \frac{q_m^2}{\rho} \quad (2)$$

$$\Delta P_{\text{f}} = f \frac{L}{D} \frac{V^2}{2g} \quad (3)$$

$$\Delta P_{\text{inj}} = \frac{1}{A_{\text{inj}}^2} \left( \frac{1}{C_d^2} \frac{\rho}{2} \right) \left( \frac{q_m}{\rho} \right)^2 \quad (4)$$

其中: $K$ 为流阻系数; $q_m$ 为质量流量; $\rho$ 为密度; $f$ 为摩擦因子; $L$ 为路径长度; $D$ 为水力直径; $V$ 为流速; $g$ 为重力加速度; $A_{\text{inj}}$ 为喷注孔面积; $C_d$ 为流量系数。

本文通过对发动机头部进行流道建模,并利用CFD对混合比1.65额定工况下各个流道的流量进行数值模拟<sup>[14-16]</sup>:物性参数采用点火前25℃的甲基肼和二氧化二氮物性,对物性随温度影响作简化考虑,流体采用不可压缩模型,边界条件设置采用质量入口边界、压力出口边界,湍流模型采用 $k-\epsilon$ 模型。氧路和燃路的流道结构如图4所示,划分边界层最小网格尺寸为0.005 mm,计算网格数目分别达到34 w和44 w,网格独立性如图5所示。计算完成后对结果每一层的延程流阻、分配孔的流量流阻分布、喷注孔的流阻分布进行统计分析,根据数学模型,建立每个喷注孔的流量流阻变化关系。

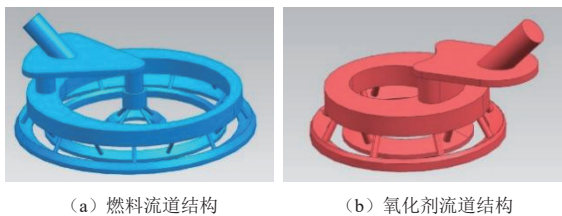


图4 燃料和氧化剂流道结构  
Fig. 4 Injector flow channel structure

根据仿真计算的结果,头部喷注孔流量分布数据见表2,主要存在两方面流量不均匀分布的问题。

1) 氧化剂路流量出现周向分布单侧偏大现象,内圈撞击对燃阀侧的氧化剂路喷注孔流量偏差超过+20%,其平均流量低于额定流量,外圈氧化剂路在周向的偏差相对较小;发动机氧侧流道的压力分布如

图6所示。流量分配板流道在氧侧为单侧1个腰形孔,第二层流道存在周向沿程流阻存在分布不均匀的现象,导致周向流量的偏差。

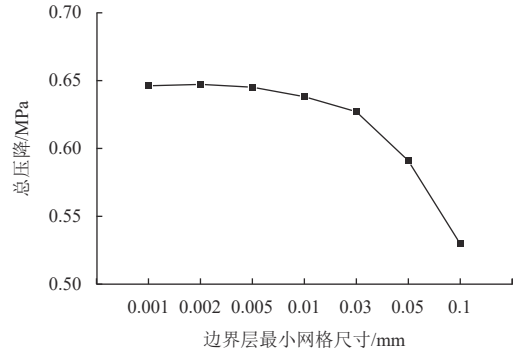


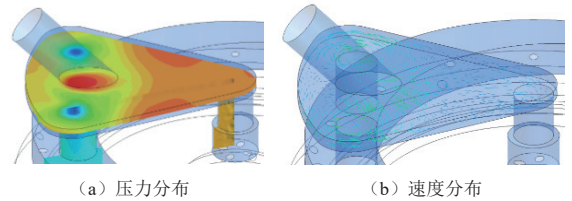
图5 网格无关性验证

Fig. 5 Result of independent grids

表2 发动机实际喷注状态

Table 2 Actual injection parameters of engine

| 圈数<br>流道    | 内圈      |     | 外圈      |     | 边区   |
|-------------|---------|-----|---------|-----|------|
|             | 氧化剂     | 燃料  | 氧化剂     | 燃料  | 燃料   |
| 周向最大偏差      | 19.1    | 3.9 | 5.7     | 7.7 | 4.4  |
| 局部混合比与设计值偏差 | -37~-20 |     | 11~24   |     | 5~12 |
| 合成动量角与设计值偏差 | -371~15 |     | -40~-26 |     | /    |
| 鲁泊数与设计值偏差   | 69~80   |     | -29~-11 |     | /    |



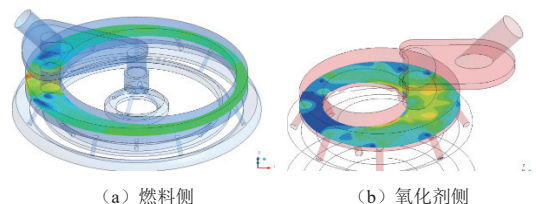
(a) 压力分布

(b) 速度分布

图6 燃料侧第一层流道压力、速度分布情况

Fig. 6 Pressure and velocity diagram of the first layer of the fuel side

2) 燃料路流量在周向分布的均匀性相对较好,相对偏差在8%内,由于内圈和外圈喷注孔分布在不同的环向流道,从第一层分配孔进入内外两个流道的流阻不同,导致燃料路内圈和外圈的喷注孔流量均相对额定值存在较大偏差,内圈流量偏高,外圈流量偏低。发动机燃料侧流道的压力和速度分布云图如图7所示。由于流道内第一层为平铺结构,厚度偏小,进入内圈的流阻高,这是导致燃料侧存在内外圈流量偏差的原因。



(a) 燃料侧

(b) 氧化剂侧

图7 燃料侧、氧化剂侧第二层流道压力分布情况

Fig. 7 Pressure diagram of the second layer of the fuel side

由于流量的不均匀分布, 主撞击造成了设计参数的偏离, 导致氧侧喉部温度偏高, 主要有两方面的原因: 喷注器流道氧化剂路分配孔位置偏向单侧, 造成远离节流分配孔的一侧流量偏低, 同圈内喷注孔流量偏差最高达到了24%, 氧化剂侧合成动量角偏大26%, 对液膜冲击增强, 加快了冷却液膜消耗, 对下游的低混合比的气膜边界层产生扰动, 降低了整体液膜冷却的效果<sup>[17]</sup>; 燃料流路外圈流量设计值较大, 但对对应节流孔和内圈相同, 因此局部节流流阻偏高, 造成燃料内圈喷注孔流量偏高35%, 从而引起外圈氧化剂侧混合比远高于设计值, 造成局部燃气温度偏高, 增加了对应喉部区域热负荷<sup>[18]</sup>。

## 2 改进方案及试验验证

### 2.1 改进方案

针对285 N发动机高温问题, 对喷注器提出以下改进要求: 改进新流道分配结构, 降低局部的延程流阻 $\Delta P_{inj}$ ; 改进节流孔分布位置, 提升流量的均匀性, 减小不同区域分配孔流阻 $\Delta P_i$ 差异; 采用分区设计喷注参数, 内外圈采用不同混合比设计, 降低近壁面的平均混合比, 使燃气温度降低, 改善冷却性能。

在研制过程中进行了两轮方案迭代, 各方案的改进内容如表3所示, 通过对冷却孔角度、冷却孔流量百分比、合成动量角、外圈混合比等参数进行调整, 根据上一阶段方案的试车验证结果对遗留问题改进, 确定方案H状态为发动机最终状态。该状态下保持了发动机的比冲性能, 身部、喉部温度相对初始状态下降低200 °C以上, 两侧温差缩小至50 °C以内, 各项指标均满足要求。

表3 发动机研制

Table 3 Engine development

| 序号   | A | B/C    | D    | E    | F/G   | H |
|------|---|--------|------|------|-------|---|
| 改进目的 | / | 降低喉部温度 | 提升性能 | 提升性能 | 避免膜沸腾 |   |

改进方案主要包括以下两方面的内容: 通过改进流道结构、增加分配孔数量, 调节推进剂进入内圈和外圈的流量, 并调整两侧分配流道形状, 降低流道中同圈周向的沿程摩擦流阻; 增加边区冷却孔数目, 边区孔角度改为两种角度交错分布, 中心区撞击对数目增加, 其流道改进如图8所示。

改进后喷注器CFD仿真验证结果与原状态对比, 氧化剂流量偏差由22.3%下降至6.7%, 合成动量角最大偏差由50.9%降低至2.3%, 同圈内流量偏差至 $\leq 7.0\%$ 。

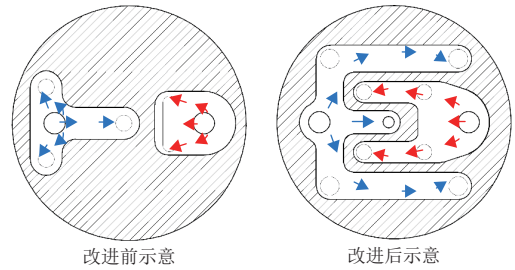


图8 喷注器流道更改示意图

Fig. 8 Diagram of injector flow channel optimization

### 2.2 试验验证

改进后285 N发动机经过高空点火试车, 现场点火照片如图9所示, 额定工况下的工作性能如表4所示。热试车氧侧和燃料侧喉部温度对比如图10所示, 改进后发动机喉部两侧温差由163 °C下降至41 °C, 额定工况下喉部最高温度由1 498 °C下降至1 270 °C, 相对改进前, 温度状态降低了208 °C, 该温度下可使身部涂层失效时间相对原温度延后, 延长了发动机的使用寿命<sup>[18-20]</sup>。头身焊缝处温度低于350 °C, 说明头部流道改进后对降低发动机温度效果显著<sup>[21]</sup>。改进后发动机额定工况下的比冲性能相对改进前几乎不变, 如表4所示, 尽管由于增加边区孔对冷却的强化使性能下降, 但增加了撞击对数目使雾化燃烧过程增强抵消了性能的降低。

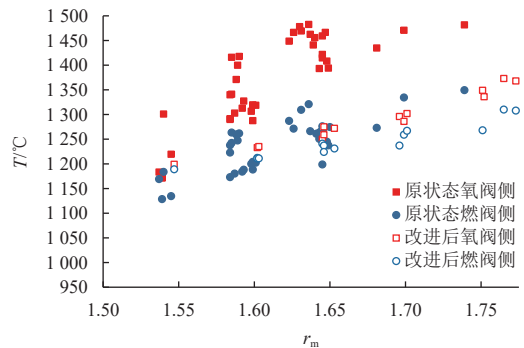


图9 热试车氧侧和燃料侧喉部温度对比

Fig. 9 Comparison of nozzle temperatures on oxygen side and fuel side

表4 改进前后发动机性能对比

Table 4 Engine performance comparison before and after optimization

| 喷注器状态                        | 原状态         | 改进后         |
|------------------------------|-------------|-------------|
| 喉部温度范围/°C                    | 1 365~1 480 | 1 231~1 272 |
| 两侧温度偏差/°C                    | 163         | 41          |
| 焊缝处温度/°C                     | 520         | 350         |
| 比冲性能/(N·s·kg <sup>-1</sup> ) | 2 948       | 2 942       |

285 N发动机可在脉冲宽度10~108 ms范围进行稳态点火, 结果如表5所示, 单脉冲冲量由2.88 N·s增加

至30.3 N·s, 脉冲冲量随脉冲工作时间增大而逐步增大, 呈现较好的线性趋势, 连续点火散差 $3\sigma$ 均小于 $\pm 10\%$ , 相对改进前脉冲冲量有所提升。原因在于改进前流道流量的均匀性较差, 推进剂进入喷注器面板不同位置喷注孔的时间存在差异, 局部位置点火提前, 导致喷注面附近压力不均匀, 影响后续脉冲工况的喷注孔流阻, 导致流量存在波动变化; 流道均匀性提升后, 不同位置的点火时序差异减小, 喷注器面板出口压力均匀, 使每次脉冲工况下, 流量更一致, 因此冲量的一致性有所提升。

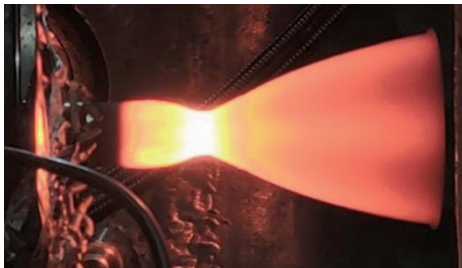


图10 改进后发动机试车照片  
Fig. 10 Optimized engine in ignition test

表5 发动机脉冲点火性能

Table 5 Pulse ignition performance of engine

| 脉冲宽度/ms | 冲量/N·s | $3\sigma/\%$ |
|---------|--------|--------------|
| 10      | 2.88   | 3.6          |
| 14      | 3.74   | 5.9          |
| 18      | 4.68   | 4.9          |
| 20      | 5.23   | 4.6          |
| 22      | 6.12   | 3.0          |
| 26      | 7.15   | 3.6          |
| 30      | 8.41   | 2.0          |
| 40      | 11.58  | 8.3          |
| 50      | 14.68  | 7.6          |
| 60      | 17.61  | 5.7          |
| 70      | 20.21  | 3.2          |
| 80      | 22.64  | 2.2          |
| 90      | 25.19  | 2.1          |
| 108     | 30.30  | 4.0          |

在不同混合比和室压拉偏工况下, 285 N发动机的性能如图11所示, 其比冲特性受混合比影响较大, 混合比范围1.3~1.75, 发动机真空比冲2 937~2 954 N·s/kg, 说明发动机在较大混合比时燃烧效率较好, 性能裕度充分。在1.45~1.55燃烧效率最高达到0.947, 比冲最高点对应的混合比为1.45, 并未呈现出比冲随混合比增大的趋势, 原因是该混合比为1.45时, 喷注孔互击对的鲁泊数可达到0.94, 使燃料和氧化剂混合更充分, 而高混合比下, 互击对鲁泊数下降至最低0.54, 推进剂混合较差导致了燃烧效率下降; 在室压偏工况试车中, 发动机推力比冲和室压关系如图12所示, 室压范围为

1.44~2.05 Mpa, 发动机真空比冲在2 937~2 940 N·s/kg, 燃烧效率保持在0.918~0.920, 说明发动机在较大压力范围的能保持较好的燃烧性能, 其推力随着室压的增大而增大, 呈现出较好的线性关系。

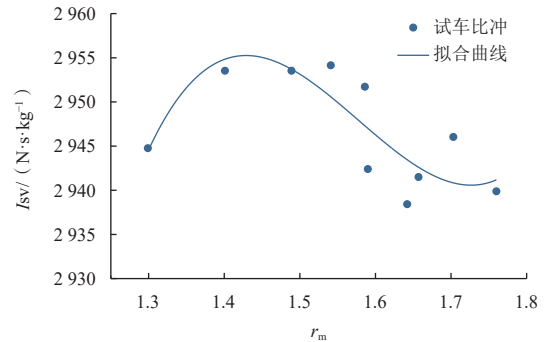


图11 高空试车发动机比冲性能特性

Fig. 11 Impulse performance characteristics of altitude test engine

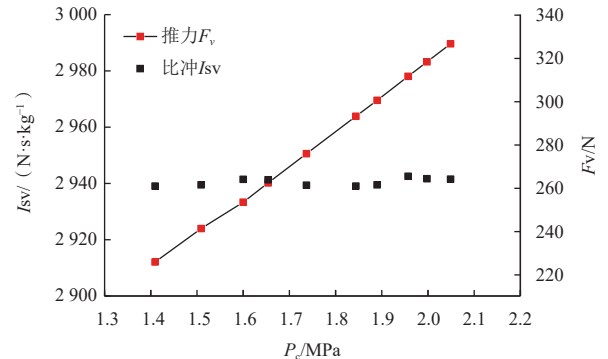


图12 高空试车发动机推力比冲和室压关系

Fig. 12 Relationship between thrust specific impulse and chamber pressure for the altitude test engine

### 3 喷注器参数对发动机温度特性的影响

285 N发动机的改进过程中对各个喷注器参数对温度特性的影响进行了研究, 其中边区平均混合比、冷却孔角度、焊缝处冷却流量, 测压管连通性均对发动机温度性能有重要影响。

#### 3.1 边区平均混合比

为降低喉部温度, 调节边区流量百分比, 降低边区平均混合比, 可使边区形成低温气膜层, 强化对身部的冷却。不同边区混合比下喷注器的喉部温度如图13所示。在边区平均混合比由0.86增大至0.97时, 发动机喉部温度由1 104 °C增大至1 483 °C, 呈线性关系。

由于在改进流道均匀性前, 两侧的边区混合比有差异, 方案B/C中扩大单侧的边区流量后, 另一侧流量有所降低, 因此出现了另一侧边区混合比偏大的情况, 导致了另一侧温度处于较高的水平。而方案D中

对提升了流道均匀性后, 两侧温差相差降低。随着边区流量百分比的增加, 在边区混合比低于0.9时, 发动机的比冲出现了较明显的下降<sup>[22-23]</sup>, 在边区混合比0.86工况时, 比冲下降到2 890 N·s/kg。因此为同时满足比冲和温度特性要求, 最终选定0.91作为边区混合比, 在保证喉部温度的同时满足性能要求。

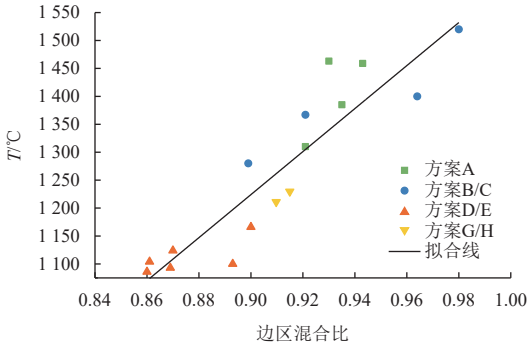


图 13 边区混合比与喉部温度的关系

Fig. 13 The relationship between the F/O ratio in boundary region and nozzle temperature

### 3.2 冷却孔角度

为降低喉部温度的同时保证焊缝温度不过高, 可通过改变部分冷却孔角度实现同时冷却焊缝和喉部的效果<sup>[24-26]</sup>。在研制的过程中对比了冷却孔角度A°、(A-10°、B°)和(A-5°、B°)3种冷却孔的喷注器的冷却能力, 其中较大冷却角度的冷却孔为冷却头身焊缝处, 较小冷却角度的冷却孔为冷却喉部, 不同工况下的焊缝和喉部温度特性如图14所示。

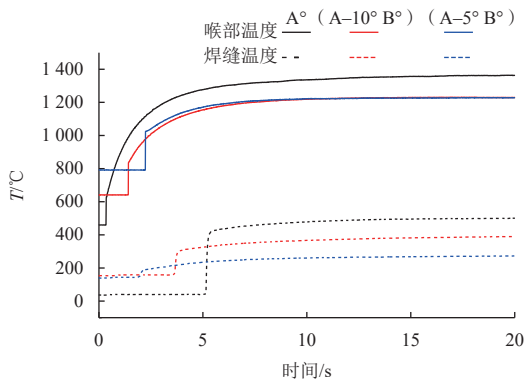


图 14 不同角度冷却孔的发动机温度特性

Fig. 14 Temperature characteristics of cooling holes at different angles

从喉部温度看, 采用A°喉部冷却孔升温起始时间提早0.7 s, 而采用(A-10°)和(A-5°)喉部冷却孔升温时间则相对一致(图中由于两次试车传感器最小量程不同, 因此(A-5°)方案有效数据起始位置偏后), 喉部温度受喷注孔角度影响较小(其中A°喷注器受流道不均匀的影响)。从焊缝温度看, 焊缝处最高温度随焊

缝冷却角度增大而降低, 焊缝冷却角度由A°增大至B°, 焊缝温度由502 °C下降至387 °C, 而随喉部冷却角度(A-10°)增大至(A-5°), 加强对焊缝的冷却能力, 使焊缝温度进一步下降至271 °C。

### 3.3 焊缝处冷却流量

在方案F试车过程中, 出现了冷却液膜进入“膜沸腾”形态, 导致温度异常升高的现象。典型升温工况温度曲线如图15所示, 可知: 17 s焊缝温度缓慢上升, 22 s后迅速升高至接近800 °C; 喉部温度从17 s开始上升至22 s, 从1 290 °C升高至1 369 °C。发动机身部温度前后变化见图16, 在温度上升时, 红色高温区是由燃料阀侧和测压管嘴之间的位置先向头部缓慢延伸, 导致了焊缝温度升高。该现象产生受混合比和推进剂温度的影响, 混合比降低至1.55或用冷冻机装置将推进剂温度由32 °C降低至21 °C后就不发生温升现象。

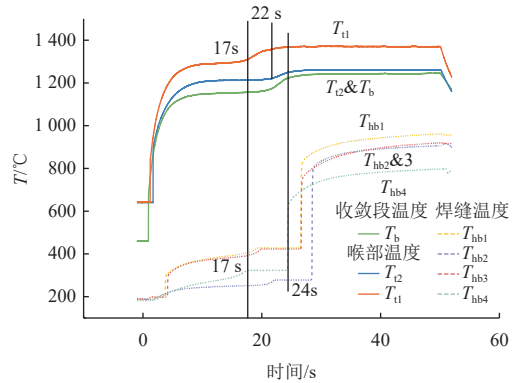


图 15 喉部和焊缝温度温升现象

Fig. 15 The rising of nozzle and weld temperatures



图 16 温升时发动机现场照片

Fig. 16 Engine scene photos when the temperature rises

对发动机身部分解后内表面如图17所示, 在冷却焊缝的B°角冷却孔处出现高温变色点, 表明该处壁面温度过高, 导致液膜在壁面上发生膜态沸腾, 形成Leidenfrost效应, 换热能力下降, 无法对壁面有效冷却<sup>[27-28]</sup>; 相邻液膜痕迹中间存在高温变色区, 说明在采用两种角度边区后, 单孔流量下降且角度减小的(A-10°)边区孔产生的液膜铺展范围较低, 未能与B°边区孔液膜相连。

冷却液膜进入“膜沸腾”的原因可能是液膜抗扰动能力下降。在增加冷却孔数目后,冷却焊缝的冷却孔单孔流量下降,同时由于冷却角下降液膜的铺展面积减小<sup>[26]</sup>,相邻孔间液膜间不连续,减低了液膜稳定性,容易遭到扰动破坏。当壁面局部温度达到Leidenfrost点时,液膜进入膜沸腾状态,局部壁面过热度会大幅度升高<sup>[27-28]</sup>,热量向周向传递,引起其他焊缝测点升温,如图14所示。

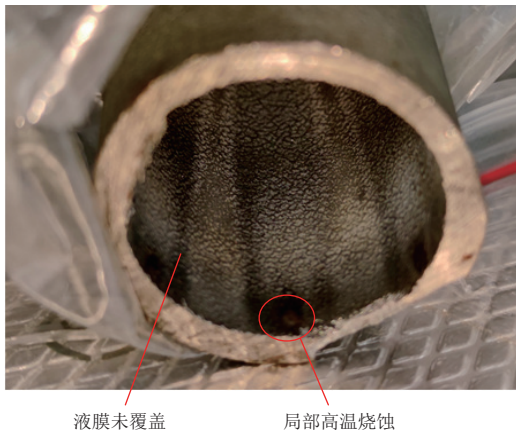


图 17 身部内表面液膜分布图

Fig. 17 Liquid film distribution on chamber inner surface

在增加液膜抗干扰能力的同时强化对焊缝处冷却,后续方案增大焊缝冷却孔单孔流量10.4%,喉部冷却孔的角度增大至 $(A-5)^\circ$ ,强化了液膜在壁面覆盖能力,避免发生液膜不连续的情况。

### 3.4 测压管连通性

在脉冲工况试车过程中,出现了测压管嘴导致温度异常升高的现象,结果如图18所示,在40~108 ms脉冲工况下均超过400 °C,80 ms脉宽工作时高温情况最恶劣,焊缝温度最高可达487 °C。后续试验中封堵测压管后焊缝处温度下降至267 °C,喉部温度则没有明显变化。

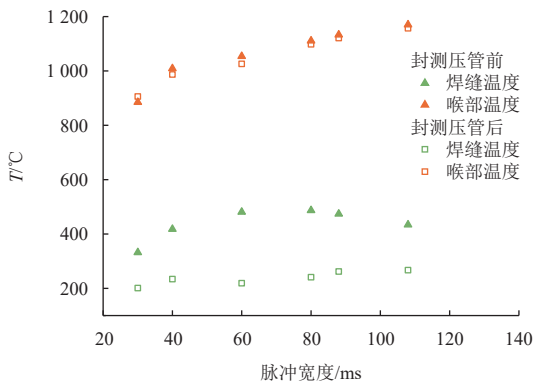


图 18 不同脉宽工况发动机温度特性对比

Fig. 18 Comparison of engine temperature characteristics under different pulse conditions

从典型脉冲工况温升曲线(图19)可看出在脉冲点火约10 s左右出现了测压管处温度迅速升高的情况,最靠近测压管处的 $T_{hb3}$ 测点温度随后升高。发动机脉冲工作点火如图20所示,从照片可看出测压管处温度先于壁面温度上升。

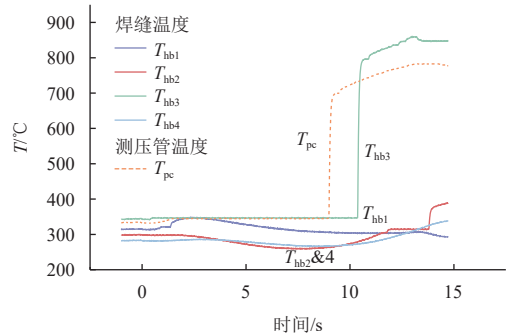


图 19 脉冲工况焊缝温度温升现象

Fig. 19 The rising of weld temperature under impulse condition

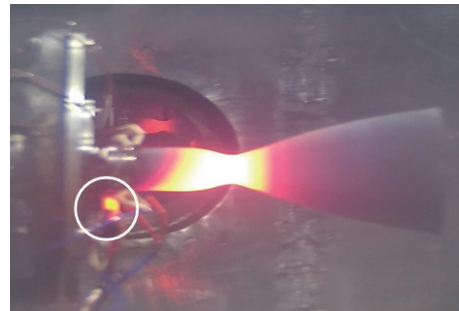


图 20 温升时发动机现场照片

Fig. 20 Engine scene photos when temperature rises

连通测压管时脉冲温度较高的原因可能为测压管和压力传感器间管路有一定容积,在推进剂发生燃烧前有少量燃料在容腔中残留,因此点火初期测压管嘴温度保持不变;在脉冲点火过程中,燃烧室压力在室压和零位间持续波动,部分燃气在测压管通道能来回冲刷,对测压管对流换热而产生热量累积,容腔中的燃料逐渐汽化完全从而温度骤升;同时附近焊缝区域壁面也跟随升温,当局部温度达到Leidenfrost点,冷却孔喷出的燃料由于Leidenfrost效应(液滴撞击热金属表面的球态化现象)在接触壁面时迅速生成气膜,从而降低了对壁面的冷却能力<sup>[27-30]</sup>。

## 4 结论

本文总结了发动机解决喉部高温问题,对以285 N发动机各方案的试车验证结果、问题分析及改进过程进行了详细介绍,可以得出以下结论:

1) 采用CFD方法进行液流分析在头部喷注器参数设计、验证及分析有重要意义,通过CFD仿真的压

力和速度结果分析,发现喷注器流道结构设计导致设计流量偏差现象,并作为优化设计方案的依据,在发现发动机试车中的一些问题的内在设计原因的过程中能起到重要作用。

2) 喷注器流道设计中,流量不均匀对喷注影响极大,会随之造成偏离设计参数,285 N发动机的高温问题是由于产品实际状态与理论设计状态存在偏差产生的。以285 N发动机为例,产生喉部高温的原因主要有两种情况:边区孔局部流量偏小产生局部高温;外圈合成动量角局部偏大冲击液膜,造成冷却失效。因此在设计过程中对流道中分配孔设计、流道层式设计、摩擦流阻分配应考虑并进行验证。

3) 改进方案在降低边区百分比的同时,保持燃烧效率不变,且降低了喉部温度,说明对边区平均混合比及边区液膜冷却孔角度合理的设计可达到高性能和低温度的双赢,而使用温度的降低延长了身部涂层使用寿命。

4) 对于焊缝温度阶跃现象,本文验证了试车状态发动机冷却孔流量不足和测压管嘴处的热量累积是液膜冷却局部失稳、发生膜态沸腾的重要原因,在寿命考核等试验中应考虑将测压管嘴封堵以反映发动机实际交付飞行状态的性能和可靠性。

## 参 考 文 献

[1] Q/Fc0928-2013 高室压二元发动机喷注器设计规范[S]. 上海:上海空间推进研究所,2013

[2] 王治军,常新龙,田干,等. 液体火箭发动机推力室设计[M]. 北京:国防工业出版社,2014.  
WANG Z J, CHANG X L, TIAN G, et al. Design for thrust chamber of liquid propellant rocket engines[J]. Beijing: National Defense Industrial Press, 2014.

[3] 杨立军,富庆飞. 液体火箭发动机推力室设计[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2013.

[4] 蔡国飙,李家文,田爱梅,等. 液体火箭发动机设计[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2011.

[5] 杨成虎,林庆国,刘昌国. 高性能液体远地点发动机技术发展[J]. 火箭推进,2013,39(4):1-7,40.  
YANG C H, LIN Q G, LIU C G. Technology development of high-performance liquid apogee engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39(4): 1-7, 40.

[6] STECHMAN R C. Film cooling of small rocket engines[R]. Northridge: California State University, 1968-264.

[7] 唐亮,王凯,刘计武,等. 液膜冷却对火箭发动机燃烧效率的影响[J]. 火箭推进,2023,49(3):69-75.  
TANG L, WANG K, LIU J W, et al. Influence of liquid film cooling on combustion efficiency of rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2023, 49(3): 69-75.

[8] 王慧君. 液体射流撞壁液膜铺展演变特征研究[D]. 上海:华东理工大学,2023.

WANG H J. Study on spreading and development characteristics of liquid film by liquid jet impingement[D]. Shanghai: East China University of Science and Technology, 2023.

[9] GATER R A, L'ECUYER M R. A fundamental investigation of the phenomena that characterize liquid-film cooling[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1970, 13(12): 1925-1928.

[10] KNUTH E L. The mechanics of film cooling[D]. California: California Institute of Technology, 1954.

[11] HOEHN F W, RUPE J H, SCOTTER J G. Liquid-phase mixing of bipropellant doublets: JPL-TR-32-1546[R]. Pasadena: JPL, 1972.

[12] 朱宁昌,刘国球. 液体火箭发动机设计[J]. 北京:宇航出版社,1994

[13] SUTTON P G, BIBLARZ O. 火箭发动机基础[M]. 第七版,北京:科学出版社,2003.

[14] 孙宏明. 直流式喷注器设计[J]. 火箭推进,2004,30(5):1-9.  
SUN H M. Design of orifice injector[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2004, 30(5): 1-9.

[15] 李子阳,李家春,刘忠. 直流互击式喷注器的实验与数值研究[J]. 导弹与航天运载技术. 2018 (3):36-40,41.  
LI Z Y, LI J C, LIU Z. Experimental investigation and numerical simulation of DC interaction injection[J]. Missiles and Space Vehicles, 2018 (3): 36-40, 41.

[16] 李子阳. 火箭喷注器的流体特性研究及结构优化[D]. 贵阳:贵州大学,2018.

[17] 孙冰,张建伟. 火箭发动机热防护技术[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2016.

[18] 李平,王衍方. 双组元姿控发动机液膜冷却对性能的影响分析[J]. 火箭推进,1995:1-8.

[19] 刘昌国,施浙杭,陈泓宇,等. 星用490 N发动机偏工况工作特性试验[J]. 航空动力学报,2022,37(12):2771-2781.  
LIU C G, SHI Z H, CHEN H Y, et al. Test on working characteristic of 490N engine for satellites under off-rated condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(12): 2771-2781.

[20] 潘兆义,赵青芮,王国强,等. 铍铝合金表面硅化物涂层的高温失效行为分析[J]. 火箭推进,2019,45(2):66-73.  
PAN Z Y, ZHAO Q R, WANG G Q, et al. Failure behaviour analysis of silicide coating on Nb-Hf alloy[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2019, 45(2): 66-73.

[21] COULBERT C D. Selecting cooling techniques for liquid rockets for spacecraft[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1964, 1: 11.

[22] ROSENBERG S D, SCHOENMAN L. High performance bipropellant engines for orbit transfer and attitude control propulsion: IAF-91-249[R]. USA: NASA, 1991.

[23] 张国栋,罗宇翔,李龙飞,等. 热态壁面条件下的液膜冷却实验与仿真[J]. 西安交通大学学报,2024,58(1):108-118.  
ZHANG G D, LUO Y X, LI L F, et al. Experiment and numerical study on liquid film based on heated wall condition[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2024, 58(1): 108-118.

[24] 张宏伟,陶文铨,何雅玲,等. 液体火箭发动机燃烧室液膜冷却数值研究[J]. 西安交通大学学报,2006,40(7):748-752.  
ZHANG H W, TAO W Q, HE Y L, et al. Numerical study of liquid film cooling in combustion chamber of liquid rocket engine[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2006, 40(7): 748-752.

[25] 林庆国. 空间轨控发动机高效燃烧室仿真与试验研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2015.  
LIN Q G. Simulation and experiment research on the high efficient

- combustion chamber for space orbit maneuvering rocket engine[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2015.
- [26] 周红玲, 杨成虎, 刘犇. 液体火箭发动机液膜冷却研究综述[J]. 载人航天, 2012, 18(4): 8-13.  
ZHOU H L, YANG C H, LIU B. Review of research on liquid film cooling for liquid-propellant rocket engine[J]. Manned Spaceflight, 2012, 18(4): 8-13.
- [27] TOLUBINSKII V I, ANTONENKO V A, OSTROVSKII Y N. Effect of state of heat-transfer surface on rupture of thin films of boiling liquid[J]. Journal of Engineering Physics and Thermophysics, 1977, 32: 628-630.
- [28] 俞肇铭. R-4D 双组元姿控发动机的研制(一)喷注器设计[J]. 现代防御技术, 1982, 53: 22-53.
- 作者简介:  
**李剑锐**(1990-), 男, 高级工程师, 主要研究方向: 空间液体火箭发动机研究。  
通信地址: 上海市闵行区万芳路801号(201112)  
电话: (021)64852789-3831  
**刘昌国**(1976-), 男, 研究员, 主要研究方向: 空间液体火箭发动机研究。**本文通信作者**。  
通信地址: 上海市闵行区万芳路801号(201112)  
E-mail: [liuchanguo@astropulsion.com](mailto:liuchanguo@astropulsion.com)

## Analysis and Suppression Methods of High Temperature Problems in the Throat of Orbit Controlled Engine

LI Jianrui<sup>1,2</sup>, SU Hang<sup>1,2</sup>, LIU Changguo<sup>1,2</sup>, CHEN Hongyu<sup>1,2</sup>, YE Yixiang<sup>1,2</sup>

(1. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China;

2. Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China)

**Abstract:** Based on the phenomenon of single-side local high temperature of throat and high jump of weld temperature during steady-state test ignition of the engine, which seriously endangers the reliability of the engine, CFD simulation was used to model the structure of the head injector and optimize the distribution structure in the flow channel combined with the flow resistance mathematical model. To achieve the reduction of jet flow resistance and improve the non-uniformity of flow caused by impact, and optimize the combustion structure and liquid film cooling scheme in the side zone by adjusting the impact parameters, optimize the mixing ratio in the side zone, and reduce the throat temperature and circumferential temperature difference. The improved engine has been verified by experiments. Under the condition of unchanged performance, the temperature of the high-altitude simulated thermal test throat was reduced from nearly 1 500 °C to 1 270 °C, the temperature at the headbody weld was reduced from 520 °C to 310 °C, and the temperature difference of the engine body was controlled within 50 °C, which effectively solved the problem of high temperature in the engine throat. The service life and reliability of the engine were improved.

**Keywords:** liquid rocket engine; bipropellant engine; high body temperature; reliability

### Highlights:

- The optimized methods for the distribution structure in the injector were proposed.
- The reliability of high-temperature rocket engine was improved.
- The influencing factors on the high body temperature were analyzed.

[责任编辑: 杨晓燕, 英文审校: 宋利辉]