

## 10kN 双向摇摆再生冷却发动机技术研究

徐 辉, 易 琪, 钟 徐, 金广明  
(上海空间推进研究所, 上海, 200233)

**摘 要:** 介绍了 10kN 双向摇摆发动机的主要技术方案和关键技术, 对涂层和边区余氧系数等影响因素进行了传热计算及分析, 获得了再生冷却身部的气壁温、液壁温和热流密度的轴向分布曲线, 指出了发动机身部可靠冷却的边界工况。针对两种推进剂 ( $N_2O_4/MMH$ 、 $N_2O_4/UDMH$ ), 设计了喷注压降和流量不同的两种喷注器方案, 地面热试车表明, 两种喷注器方案燃烧稳定, 其燃烧效率相当, 可达 95%~96%。发动机多次地面试验研究验证了发动机设计方案的可行性。

**关键词:** 液体火箭发动机; 再生冷却; 摇摆; 热试车

**中图分类号:** V434.14

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2009) 05-0008-05

## Research on 10kN gimbaled regeneratively cooled engine

Xu Hui, Yi Qi, Zhong Xu, Jin Guang Ming  
(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 200233, China)

**Abstract:** Main concept and key technologies for a 10kN gimbaled rocket engine were introduced in this paper. Heat transfer calculation and analysis were performed for main influencing factors such as coating and peripheral excess oxidizer coefficient. Axial distribution curves of gas-side wall temperature, liquid-side wall temperature and heat flux were obtained. Boundary condition for engine combustion chamber cooling was established. Two types of injectors with different pressure drops and flow rates for two kinds of propellants combination ( $N_2O_4/MMH$ ;  $N_2O_4/UDMH$ ) were designed. Ground hot tests indicated that the two injectors operated well with high combustion efficiency of 95%~96%, which proved the reasonability and feasibility of the engine design concept.

**Key words:** liquid rocket engine; regenerative cooling; gimbaled chamber; firing test

收稿日期: 2009-07-26; 修回日期: 2009-08-13。

作者简介: 徐辉 (1979—), 女, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机技术。

## 0 引言

10kN双向摇摆发动机为飞行器在飞行过程中提供机动与控制所需的推力。该发动机具有多次启动、推力矢量可调、结构简单、工作可靠性高等特点。

10kN发动机在研制过程中秉持高可靠与高性能的设计思想,自2003年起至今进行了各类地面热试车8台次,共31次启动,累计工作350s,燃烧效率可达95%以上。

## 1 发动机技术方案

发动机主要技术方案:1)喷注器方案采用直流互击式喷嘴以获得高的燃烧性能,喷注器面轴向声槽抑制燃烧不稳定性;2)再生冷却段和辐射冷却喷管延伸段的组合结构,再生冷却段采用燃料冷却,全部燃料流量经冷却套后由头部喷入燃烧室与氧化剂混合、燃烧;3)再生冷却段具有不锈钢材料和轻质钛合金材料(TC4)两种结构;辐射冷却喷管延伸段为C/SiC复合材料;4)发动机再生冷却身部和喷管延伸段采用可拆卸法兰连接结构;5)推进剂控制阀采用电磁气动阀,安装于发动机头部;6)发动机采用“直流电动伺服机构+摇摆环框”结构实现双向摇摆功能,最大摆角 $\pm 30^\circ$ 。10kN发动机实物照片如图1所示。

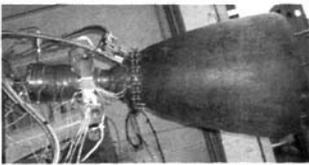


图1 10kN发动机在试车台

Fig.1 10kN gimbaled regeneratively cooled engine

## 2 关键技术

### 2.1 喷注器

根据10kN发动机的性能要求比较高的特点,

选用双股互击式喷嘴较合理,喷注器设计时需要考虑:1)合理设置喷注孔排布及尺寸,保证良好的燃烧性能;2)保证具有良好的燃烧稳定性。

喷注器设计方案:1)主喷嘴按同心圆排列,喷注器周边设置内冷却小孔,对身部室壁实施液膜冷却;2)为保证具有良好的燃烧稳定性,一是在喷注器周边设置轴向声槽;二是沿喷注器径向设置多组直流自击喷嘴,以起到液相隔板作用;三是径向流呈驼峰分布<sup>[1]</sup>;3)为保证撞击精度,喷注器采用整体面板结构;4)氧化剂从头部顶端喷入头部腔道内,燃料从身部冷却槽道出来后汇集通过喷注盘上的径向通道均匀流入各小孔内。

针对两种推进剂( $N_2O_4/MMH$ 、 $N_2O_4/UDMH$ ),喷注器设计采用两个方案,两个方案中喷注压降、流量不同,喷注孔密度、位置相同,孔径不同,两种方案均已通过地面热试车的考核,两者燃烧效率相当,可达95%~96%。

### 2.2 再生冷却身部

#### 2.2.1 身部设计

身部采用再生冷却方式是保护推力室免受燃气热流烧蚀的最常用、最有效的办法<sup>[2]</sup>。除国内外一些大推力发动机采用再生冷却方式外,一些中小型发动机,例如美国航天飞机轨道机动发动机、“阿里安5”上面级发动机等均采用再生冷却方式<sup>[3,4]</sup>。

因发动机工作时作双向摇摆,考虑到发动机的刚性与强度以及减少对周围部件热辐射的影响,发动机采用再生冷却方式是较合适的选择。再生冷却身部由燃烧室和短扩散喷管段组成,内外壁钎焊或电子束焊连接<sup>[5]</sup>,冷却通道采用槽肋结构,燃料由燃烧室段末端集液环进入冷却夹套,经冷却槽道向前流向喷注器。由于发动机具有燃烧室压力低、冷却面积大的特点,所以在设计过程中主要考虑:1)为防止推进剂温升过高而导致的冷却剂气化问题,在内壁适当喷涂隔热涂层;2)合理控制冷却剂流速,实现身部低流阻设计,这对挤压式供应系统降低贮箱压力有重要意义。

再生冷却身部结构示意图见图2。

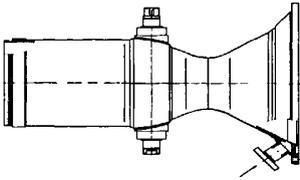


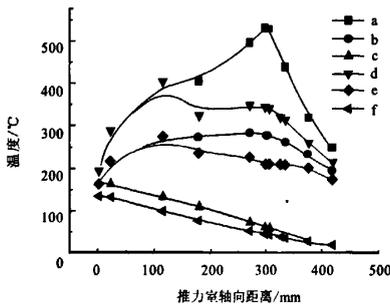
图2 10kN再生冷却身部结构示意图

Fig.2 10kN regeneratively cooled structure

### 2.2.2 传热计算及试验验证

对再生冷却身部在有、无涂层及不同边区余氧系数条件下进行了传热计算及分析,并且通过试验考核验证了其冷却方式合理,不会出现推进剂气化、通道气堵、内壁烧蚀现象,发动机工作安全可靠<sup>[6]</sup>。

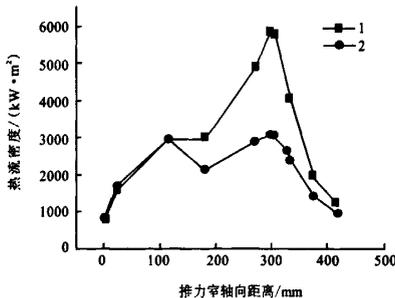
发动机的额定工况:混合比为1.65,余氧系数为0.33,燃烧室压力0.9MPa,此时各温度、热流密度随身部轴向分布曲线见图3、图4(喉部位置在 $x=299.6\text{mm}$ 处)。



a, b, c, d, e, f 分别为无涂层时气壁温、液壁温、冷却剂温度及有涂层时气壁温、液壁温、冷却剂温度

图3 各温度随身部轴向分布曲线

Fig.3 Temperature distribution along nozzle axis



1, 2 分别为无涂层及有涂层情况

图4 热流密度随身部轴线分布曲线

Fig.4 Heat flux distribution along nozzle axis

从传热计算结果来看,额定工况下,推进剂出口温度不会超过相应压力下推进剂沸点(室压0.9MPa压力下MMH沸点 $166^{\circ}\text{C}$ ),不会产生推进剂气化和通道气堵现象。在最恶劣工况下,推力室混合比为2.0,室压1.1MPa,边区余氧系数为0.446并且无隔热涂层,冷却套出口温度 $164.0^{\circ}\text{C}$ ,已接近当地压力下MMH沸点,已不安全,传热分析表明,此时已处于发动机身部冷却可靠工作的边界上。

在传热计算的基础上对该发动机进行了多次地面热试车的考核,采用 $\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$ 为推进剂,额定混合比1.65,室压0.9MPa,燃烧室内壁涂有涂层。从试车现场来看,试车过程无异常、燃烧稳定、火焰明亮,参数平稳,燃烧室内壁无烧蚀、涂层无剥落,冷却剂出口温度 $107^{\circ}\text{C}$ ,冷却剂温升为 $75^{\circ}\text{C}$ ,验证了身部冷却方案的合理性。

### 2.3 推进剂控制阀

由于发动机流量较大故采用电磁气动阀门。第一阶段方案采用了波纹管式电磁气动阀门:阀门由电磁阀部分和气动阀部分组成,电磁阀没通电之前,气路和液路均处于关闭状态;通电后,电磁衔铁脱离阀座刃口,气路被沟通,气源经刃口进入气动阀的气腔,推动活塞运动,从而沟通液路。但在配合发动机地面试车时,易出现:1)当系统有较大的水击时,阀门易产生非正常关闭现象;2)单阀偏重,约为2kg。

针对第一阶段问题对阀门进行了改进:1)气动阀组件由波纹管形式更换为O形圈密封形式;减轻重量,增强抗水击能力;2)气动阀组件壳体材料由铝合金更换为钛合金,使阀体更为轻巧,产品重量约为1.25kg。改进后的阀门已通过地面试车的考核。

### 2.4 摇摆机构

10kN发动机的摇摆机构由伺服电机和摇摆环框组成。摇摆环框的转轴可绕发动机安装支架(固定在分导级井字梁上)作某一方向摆动,摇摆环框的转动由一台伺服电机输出转轴带动;发动机燃烧室的转轴可绕摇摆环框作另一方向摆动,发动机的转动由另一台伺服电机输出转轴带动。

目前国内运载火箭和导弹武器上常用的伺服机构为电液伺服机构, 主要用于对大功率执行机构的控制。在中小功率的执行机构上, 逐步采用高精度、快响应、长寿命的电动伺服机构。它与电液伺服机构相比, 主要优点: 1) 消除了电液伺服机构长期存在的“漏油”、“卡死”等隐患; 2) 周期短, 成本低, 使用、调试和维护方便; 3) 易于实现高精度、快速响应调节和控制。

摇摆环框整体上呈“方形”对称结构, 其中一个方向对称分布两个相同的轴, 通过发动机安装支架上的轴承座支撑; 另一个方向对称分布两个相同的轴承座, 用于支撑对应的发动机转轴。摇摆环框初步考虑采用轻质、高强度 TC4 钛合金铸造成型, 然后组合加工方式保证高精度要求。摇摆机构示意图见图 5。

在模样研制阶段对电液伺服机构、电动伺服

机构均进行了地面试车的考核。

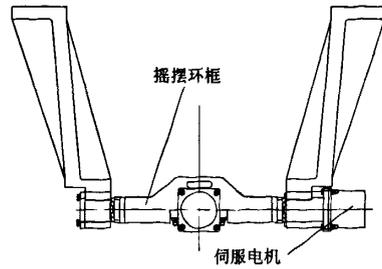


图 5 摇摆机构示意图

Fig.5 Gimbale structure sketch

### 3 研制试验概况

在发动机模样研制阶段进行了多次地面热试车的考核, 通过这些试车验证了发动机的模样方案的可行性, 各次试车及性能参数见表 1、表 2。

表 1 10kN 发动机模样阶段试车情况

Tab.1 Test status of the 10kN engine at prototype stage

试验类型	试验产品状态	试验工况及试验情况
不锈钢喷注器方案试车	热沉身部+不锈钢头部+电磁气动阀门, 头身法兰连接, 身部内壁喷涂隔热涂层	推进剂: MMH/N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> ; 燃烧室压力: 0.9MPa; 混合比: 1.65; 点火次数: 3 次; 点火累计时间: 15s。喷注器点火正常, 燃烧稳定
* 不锈钢再生冷却身部方案试车	不锈钢再生冷却短身部推力室+电磁气动阀门, 头身焊接连接, 内壁喷涂隔热涂层	推进剂: MMH/N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> ; 燃烧室压力: 0.9MPa; 混合比: 1.65; 点火次数: 2 次; 点火累计时间: 35s; 冷却剂出口温度 107℃。在安全工作范围内, 未出现室壁烧穿、涂层剥落情况
** 电液伺服摇摆机构方案试车	发动机状态同*, 摇摆机构为电液伺服机构, 试车 1 台次	推进剂: MMH/N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> ; 燃烧室压力: 0.9MPa; 混合比: 1.65; 点火累计时间: 45s; 摇摆工作时间: 20s; 摇摆角度: ±40°。分别在水平和垂直方向做单向摇摆试车, 电液伺服机构工作正常
** 更换推进剂试车	发动机状态同*, 试车 1 台次	推进剂: UDMH/N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> ; 燃烧室压力: 0.9MPa; 混合比: 2.0; 点火累计时间: 36.5s。发动机仍能正常工作, 冷却剂出口温度 121℃, 总温升 102.2℃
新摇摆机构试车	不锈钢再生冷却短身部(有、无喷管延伸段)+新电磁气动阀(改进结构)+新摇摆机构(伺服电机+摇摆环框)	推进剂: MMH/N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> ; 燃烧室压力: 0.9MPa; 混合比: 1.65; 点火累计时间: 57s; 双向摇摆角度: ±22.5°。伺服电机控制信号与反馈信号一致, 发动机摇摆工作过程中可靠, 复合材料喷管延伸段结构完好
钛合金喷注器方案试车	不锈钢热沉身部+钛合金头部+电磁气动阀门	推进剂: UDMH/N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> ; 燃烧室压力: 0.7~1.1MPa; 混合比: 1.8~2.4; 点火累计时间: 57s。在偏离工况下, 产品仍能正常工作, 燃烧性能达到 95%以上

注: \*\*发动机状态同\*

表 2 10kN 发动机主要性能参数及结构参数

Tab.2 Main performance and structural parameters of the10kN engine

名称	数值		名称	数值
推进剂	MMH/N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	UDMH/N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	燃烧室压力/MPa	0.9
工作方式	稳态,多次启动		双向摇摆角度/°	±30°
摇摆方式	俯仰、偏航可独立摇摆,也可以两个方向同时摇摆		真空比冲(估算)/s	≥305
氧化剂额定流量/(kg/s)	2.106	2.255	发动机总高/mm	1290
燃料额定流量/(kg/s)	1.277	1.128	出口尺寸/mm	625
氧化剂入口压力/MPa	1.8~2.0		发动机质量/kg	16.0
燃料入口压力/MPa	1.8~2.0		阀门功耗/W	20×2
混合比	1.65	2.0	阀门工作电压/V	28±3
燃烧室效率	0.95~0.96		摇摆机构重量/kg	7

## 4 结论

10kN 双向摇摆发动机通过理论计算及试验研究验证了发动机各组件方案设计合理、可行:

(1) 喷注器具有良好的燃烧性能及稳定性。

(2) 再生冷却身部结构合理, 发动机工作安全可靠。

(3) 推进剂控制阀实现了结构小型化, 工作可靠。

(4) 双向摇摆机构设计合理, 实现了 10kN 发动机摇摆工作。

## 参考文献:

- [1] 哈杰 D T, 里尔登 F H. 液体推进剂火箭发动机不稳定燃烧[M]. 北京: 国防工业出版社, 1980.
- [2] 刘国球. 液体火箭发动机原理. 北京: 宇航出版社, 1993.
- [3] 加洪 Г Г. 液体火箭发动机机构设计[M]. 任汉芬, 颜子初译. 北京: 宇航出版社, 1991.
- [4] Carl R. Historical Evolution of the Space Shuttle Primary and Vernier Reaction Control Rocket Engine Designs[R]. AIAA 2006-4892.
- [5] Michael Hallberg, Torgny Stenholm. Laser Welded Sandwich Manufacturing Technology for Nozzle Extensions[R]. AIAA 2001-3255.
- [6] 徐辉, 林庆国, 汪允武. 挤压式低室压推力室再生冷却问题[J]. 火箭推进, 2006, 32(6)12-15.

(编辑: 马 杰)