



国外大推力氢氧推力室制造技术现状与趋势

丁兆波 李 怡

(北京航天动力研究所, 北京 100076)



摘要: 大推力氢氧发动机是未来载人登月和深空探测重型运载火箭上面级的首选动力。为探索大推力氢氧发动机推力室组件的材料选用和制造工艺, 针对国外典型大推力氢氧推力室, 详细论述了其喷注器、燃烧室和喷管延伸段等组合件的材料选用及所采取制造工艺的现状和发展趋势。相关结论可为我国未来重型运载火箭大推力氢氧发动机推力室方案的确定提供相应的技术参考。

关键词: 氢氧发动机; 推力室; 材料选用; 制造工艺

Status and Developing Direction of Foreign Large LOX/LH2 Thrust Chamber Manufacturing Technology

Ding Zhaobo Li Yi

(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076)

Abstract: Large LOX/LH2 engine is the first choice of the upper stage power system for heavy launch vehicle. In order to obtain the interrelated material selection and manufacturing technology experience, the main technology scheme of foreign large LOX/LH2 thrust chamber was reviewed. The developing status and directions of material selection and manufacturing technology for injectors, combustion chamber and nozzle extension were included. The research results can provide some guidance for the optimization design of 200t LOX/LH2 thrust chamber for heavy launch vehicle.

Key words: LOX/LH2 rocket engine; thrust chamber; material selection; manufacturing technology

1 引言

氢氧火箭发动机由于其高性能、无污染等特点, 无论在一次性使用运载火箭或未来可重复使用的单级入轨运载器上都占有极其重要的地位。为实现载人登月和深空探测, 发展重型运载火箭, 研制大推力氢氧火箭发动机势在必行。目前已经成功应用或在研的大推力氢氧发动机有欧空局的 Vulcain/2、VulcainX, 美国的 J-2、J-2S、SSME、RS-68/A/B、J-2X, 日本的 LE-7/A、LE-X 以及前苏

联的 RD-0120 等。其中推力室作为大推力氢氧发动机的核心部件, 工作过程中要承受高温差应力和压差应力的耦合作用, 同时又受到冷热冲击载荷和机械振动的作用, 工作环境非常恶劣, 随着推力量级的提高, 结构尺寸大幅增加, 结构可靠性的实现难度随之增大, 对材料的选用和制造工艺提出了更高的要求。本文从材料选用和制造工艺方法等方面对比分析了国外典型大推力氢氧推力室的技术方案。

2 喷注器材料选用及制造工艺

作者简介: 丁兆波 (1980-), 工程师, 航空宇航推进理论与工程专业; 研究方向: 液体火箭发动机燃烧装置的设计和研究。

收稿日期: 2012-02-29

国外大推力氢氧发动机推力室普遍采用同轴直流式喷嘴、同心圆排列的阶梯式头部(图1)。其中燃气发生器循环为三底两腔(氢腔和氧腔)结构,主要包括三底(一底、二底和液氧顶盖)、氢氧喷

嘴、均流板和点火管等零件,部分型号还带有隔板喷嘴或声腔稳定装置,大部分是焊接结构。而分级燃烧循环则增加了一个燃气腔,相应的一底为两层。

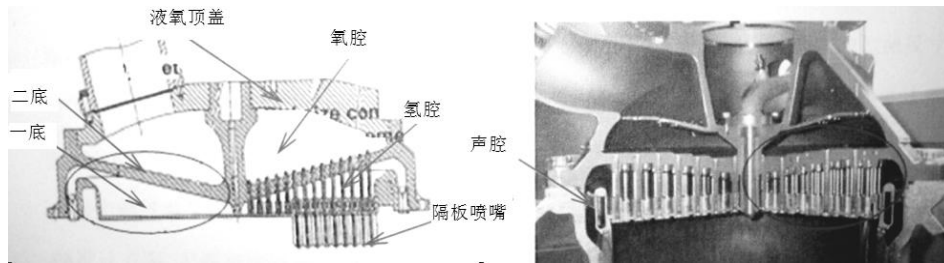


图1 RS-68和Vulcain2的阶梯式喷注器头部

表1 国外大推力氢氧发动机推力室喷注器材料及工艺

型号	燃气发生器循环			分级燃烧循环		
	Vulcain/2	J-2	RS-68/A	SSME	LE-7	RD-0120
喷嘴形式	同轴直流	同轴直流	同轴直流	同轴直流	同轴离心	同轴直流
排列方式	同心圆	同心圆	同心圆	同心圆	同心圆	同心圆
氢喷嘴	CuCrZr 棒材	不详	CRES300 系列	Haynes188/ CRES A-286	不详	12X18H10T
氧喷嘴	In718 棒材	不详	CRES300 系列	CRES316 管	不详	12X18H10T
顶盖	In718 铸件	In718	In718	In718	In718	XH55MБИО
二底	In718 锻件	In718	In718	In718	In718	XH55MБИО
一底	打孔铜面板	CRES347 多孔面板	CRES 304L 多孔面板	多孔面板	多孔面板	打孔铜面板
稳定装置	In718 环锻件	—	Copper MZC/CuCr	Narloy-A	—	—

同轴直流式喷嘴结构尺寸小、简单, 有较好的燃烧稳定性和燃烧效率, 同心圆排列具有易于在圆截面上实现均匀排列和易于加工的优点, 且火焰远离面板与室壁相容性好。从表1可以看出, 氢氧喷嘴材料一般均选用奥氏体不锈钢, 氢喷嘴采用棒材机加工, 而氧喷嘴由于长径比较大, 一般采用厚壁管加工。也有个别如 Vulcain/2, 由于氢喷嘴与面板采用螺纹连接, 采用导热性能较好的 CuCrZr 棒材, 氧喷嘴采用 In718 棒材。氢氧喷嘴间以及氧喷嘴与二底间一般采用高温钎焊或扩散焊连接(Vulcain)。而氢喷嘴与一底则采用翻边铆接或螺纹连接(如 Vulcain 和 SSME)。

液氧腔通常与承力座设计成一体, 断面为三角形环腔, 以增强整体结构刚度。液氧顶盖大多采用具有较高低温强度和延展性的镍基高温合金 In718 (对应国内牌号 GH4169) 熔模精铸或模锻件(如 RS-68)。

二底和液氧顶盖共同组成整个喷注器头部的主要承力结构, 主要采用高强度的 In718 (对应国内牌

号 GH4169) 锻件。在结构形式上, 国外大推力氢氧推力室普遍采用阶梯式二底^[1~6], 主要为了实现氢腔等压梯度设计和氧喷嘴声学错频。而国内现阶段仍采用平顶式头部, 其最大优点是使全部同轴式喷嘴尺寸相同, 并安装在同一平面上, 它与圆柱形燃烧室组合, 易于实现混合比与流强沿燃烧室截面的均匀分布, 同时其结构简单, 制造方便, 易于装配。

一底在工作过程中一侧为高达 3600K 高温燃气, 另一侧为 100K 的低温氢气, 工作环境非常恶劣, 必须采用相应的热防护措施来避免面板因冷热温差应力过大而翘曲变形或过热而烧蚀。目前均采用氢发汗冷却, 渗透氢量为氢总流量的 3%~5%。其中大部分型号采用了丝网烧结轧制而成的多孔面板, 而 Vulcain 和 RD-0120 则采用了高热导率的铜面板, 并辅以打孔发汗冷却起到了同样的热防护目的。

随着推力等级的进一步提高, 燃烧不稳定发生的风险随之加剧, 因此国外的大推力氢氧发动机普遍采用了相关的稳定装置或稳定措施。如 Vulcain/2

发动机均采用了声腔稳定装置；SSME、LE-7 和 RS-68 均采用了 1 周 5 径的隔板和声腔组合稳定装置。其中，声腔和隔板喷嘴由于在工作过程中直接与高温燃气接触，多采用高热导率高延展性的铜合金，从而使温度梯度和热应力较小，并具有适中的高温强度。隔板喷嘴通常加工成具有冷却通道的夹套结构，内外套连接一般采用扩散焊或一体熔模精铸。

随着精密铸造技术的快速发展，在推力室零组件上大量采用铸造工艺已成为一个发展趋势。通过精密铸造，可以实现多个复杂零件的一体化成型，在减少零件和焊缝数量的同时，提高了组件的可靠性。最初 Vulcain 的点火管由 3 个可分零件焊接在一起，而 Vulcain2 则采用 K4169 精密铸造技术将其作

为一个零件铸造而成；而 Vinci 的工艺则更进一步，将点火管、氧喷嘴与二底采用精密铸造技术制成整体结构^[7]。未来激光快速成型技术的发展也将为喷注器一体化整体成型提供一种可供选择的工艺手段。

3 燃烧室材料选用及制造工艺

从表 2 可以看出，目前国外大推力氢氧燃烧室一般采用铜合金铕槽内壁、外壁电铸镍或扩散焊或钎焊的再生冷却通道结构，这种结构能耐高温、高热流作用，具有冷却性能好，总体承载能力大，冷却夹套流阻损失小等优点。

表 2 国外大推力氢氧发动机主燃烧室材料及制造工艺

型号	燃气发生器循环				分级燃烧循环		
	Vulcain/2/X	J-2/X	RS-68/A	STME	SSME	LE-7/A/X	RD-0120
内壁材料	银铕铜	In718 管束/ 银铕铜	银铕铜	银铕铜	银铕铜	银铕铜	青铜
通道加工方式	铕槽	管束式/铕槽	铕槽	铕槽	铕槽	铕槽	铕槽
外壁材料	电铸镍	管束加箍	CRES347	电铸镍	电铸镍+In718 外套	电铸镍+In718 外套	12X18H9T
内外壁连接方式	电铸镍	钎焊/HIP	HIP	电铸镍 (或 VPS)	电铸镍	电铸镍/ HIP	扩散钎焊

3.1 内壁材料选用及制造工艺

氢氧燃烧室内壁材料必须具有良好的导热性、高低温强度和延展性，以及冷热低周疲劳性能，同时与氢的相容性好。国外的 SSME、RS-68 系列、J-2X、Vulcain 系列和 LE-7 系列等大推力氢氧发动机推力室内壁普遍采用了银铕铜材料^[1~6]，而国内氢氧推力室内壁则普遍采用铕铜材料，热试车结果表明前者的循环寿命显著高于后者。近期 NASA 格林研究中心又开发出一种粉末冶金新材料 GRCop-84，其化学成分（质量分数）是：8%的铬、4%的铈和余量的铜，是一种弥散强化合金，具有优异的导电、热膨胀、强度和延展性。相比传统铜合金，GRCop-84 材料具有更优异的抗蠕变和低周疲劳等性能^[8]。未来随着燃烧室室压和热流的增大，内壁的使用环境愈加恶劣，国内应尽快开展高疲劳寿命内壁材料的材料性能和应用工艺研究。

现阶段燃烧室内壁加工一般采用传统的旋压+铕槽工艺。即首先通过高纯度电解铜真空熔炼，浇铸，锻造成材料毛坯，之后通过多道次旋压冷变形和热处理达到设计要求的型面尺寸和力学性能。但生产过程中存在着毛坯成材率低，工序复杂，周期

长等一系列问题。针对上述问题，VulcainX 等已相继开展了内壁真空等离子喷涂技术（VPS）和粉末冶金技术的应用研究。大推力燃气发生器循环推力室多采用全部氢冷却，大深宽比冷却通道，沿程采用变肋高和变肋宽的设计方案。大深宽比通道给铕槽加工带来很大困难，对铕槽工艺和刀具提出了更高的要求。如 Vulcain 的通道深宽比接近 9，最窄的通道宽度只有约 1mm，铕削过程中必须保证低振动环境与刀具刚性，以免发生大的加工误差或断刀。

3.2 外壁材料选用及成型工艺

推力室外壁不仅承受燃烧室的高压作用，而且是发动机的一个主要的连接支撑件，其上焊接许多承力元件，所以外壁材料需要具有较高的强度和较好的可焊接性。此外，外壁材料的选用还与冷却通道外壁成形方法密切相关。国外大推力氢氧燃烧室外壁结构方案主要有电铸镍外壁和扩散（钎）焊外壁两种。其中欧美和日本早期的 Vulcain/2、SSME 和 LE-7/A 等发动机普遍采用了电铸镍外壁结构（图 2），俄罗斯的 RD-0120、RD-120 及 RD-170 等发动机推力室均采用了扩散钎焊外壁的结构^[4]。美国的 RS-68、J-2X 发动机及日本下一代大推力氢

氧发动机 LE-X 的燃烧室外壁则采用了热等静压连接技术^[2, 5, 6], 简称 HIP (图 2)。

从工艺角度讲, 电铸镍方法在氢氧发动机上的应用较为成熟, 国内在多个型号上已有成功的使用经验, 但目前电铸镍生产工艺存在着生产周期长和后续加工难度大等弊端。从国外的发展趋势看, 随着热等静压连接技术 HIP (类似于扩散钎焊法) 在 RS-68 推力室上的成功应用, J-2X、LE-X 等新型号也普遍选择了这一快速高效的生产工艺。采用该工艺可以实现推力室内、外壁并行生产, 内壁铣槽同时可加工外壁及冷却通道进出口孔, 之后内外壁的扩散焊仅需较短时间, 周期相对电铸镍工艺可大大

缩短。此外, 国内外近年来开展了快速电铸成形工艺的研究, 在达到相近的电铸质量的情况下能够大幅缩短电铸周期。

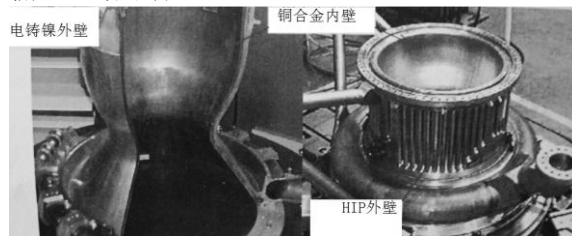


图 2 Vulcain2 和 RS-68 的主燃烧室

4 喷管延伸段材料选用及制造工艺

表 3 国外大推力氢氧发动机推力室喷管延伸段材料及工艺

型号	燃气发生器循环				分级燃烧循环		
	Vulcain	Vulcain2/X	J-2X	RS-68	SSME	LE-7/A/X	RD-0120
结构特点	GH3600 螺旋管束式	前段: GH3600 螺旋管束式; 大面积比段: 单壁金属结构; VulcainX: 夹层激光焊	前段: 纵向管束式; 后段: Haynes230 单壁结构	烧蚀喷管	A286 纵向管束式	A286 纵向管束式; 大面积比段为单壁金属结构	铣槽钎焊式。 前段内壁为青铜; 中段与尾段内壁 12X18H10T

从表 3 可以看出, 目前国外大推力氢氧发动机喷管延伸段的结构形式一般有管束式结构、铣槽扩散焊结构和单壁结构。其中, 管束式结构在国外大推力氢氧发动机中应用最广泛, 管束式有螺旋管束式和纵向管束式两种。纵向管束式刚度差, 管间间隙不易调整, 影响焊接质量; 螺旋管束式刚度好且可以通过螺旋升角的改变来调整管间间隙, 容易保证焊接质量。其中, 法国的 Vulcain 系列和中国的 YF-XX 系列氢氧发动机的喷管延伸段均为螺旋管束式结构, 而美国的 J-2 系列、SSME 和日本的 LE-7X 系列则为纵向管束式结构。管束式喷管延伸段质量轻, 但也存在着所用薄壁管生产难度大, 相应变截面管成型困难, 管间焊接周期长, 薄壁管与其它零件焊接难度大等问题。铣槽内壁+扩散钎焊外壁的喷管延伸段结构则是俄罗斯的特色, 其研制的 RD-0120 氢氧发动机沿袭了这一在 RD-120 等一系列液氧煤油发动机上得到广泛成功应用的工艺。但铣槽钎焊式结构大喷管对内壁铣槽精度要求高, 加工难度大, 结构重量大, 为保证钎接头强度, 使用温度不可太高, 必须要增加排放冷却氢量, 增大了性能损失。

随着推力等级的进一步提高, 特别是对于大推力上面级发动机, 由于高比冲性能的需求, 必须采

用大尺寸大面积比喷管延伸段, 在现阶段的原材料制备能力和生产设备无法满足要求的情况下, 在大面积比段可以考虑使用单壁高温合金辐射冷却喷管或烧蚀喷管。如 Vulcain2、LE-7/A 和 J-2X 等大推力氢氧发动机的喷管后段均采用了单壁高温合金辐射冷却喷管, 引入上游冷却氢或涡轮排气进行气膜冷却, 同时在内壁喷涂隔热涂层。RS-68 作为地面芯级发动机, 基于低成本、高可靠性和性能适中的设计思想, 喷管面积比较小, 全长度采用了烧蚀喷管。近年来 Volvo 公司为降低成本, 提高竞争能力, 开发了有望用于 VulcainX 发动机和可重复使用发动机喷管延伸段的激光焊接夹层结构喷管新技术 (图 3), 目前该方案喷管已通过了 VulcainX 发动机的地面热试车考核^[7, 9]。



图 3 Vulcain 系列发动机的喷管延伸段

5 结束语

(下转第 41 页)

