



氢氧发动机喷管制造技术发展

张晗翌¹ 刘润泽²

(1. 中国运载火箭技术研究院空间物理重点实验室, 北京 100076;

2. 北京锐影医疗技术有限公司, 北京 100089)



摘要: 以氢氧发动机喷管为主, 综合分析了国外氢氧发动机喷管制造技术发展现状, 包括美国 SSME 发动机、日本 LE-7 发动机的纵向管束式、欧洲航天局“火神”1/“火神”2 发动机的螺旋管束式、以及俄罗斯 RD-0120 发动机等的铣槽式, 单壁结构的喷管结构简单, 在氢氧发动机上也有应用。最后介绍了正在研究的火箭喷管快速制造技术, 如内衬成形的同轴送粉激光沉积增材制造技术和电弧熔丝增材制造, 加工冷却通道的磨料水射流铣削技术, 以及用于封合冷却通道的激光熔丝技术等。

关键词: 喷管; 钎焊; 激光焊; 增材制造

中图分类号: V434 **文献标识码:** A

Review on Fabrication Techniques of Liquid Rocket Nozzle

Zhang Hanyi¹ Liu Runze²

(1. Science and Technology on Space Physics Laboratory, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing

100076; 2. Beijing Real Imaging Medical Technology Co., Ltd., Beijing 100089)

Abstract: Based on the nozzles of LH₂/LOX engine, this paper comprehensively analyzes the current situation of manufacturing technologies of LH₂/LOX engine nozzles abroad, including the conical tubes of SSME in America, LE-7 engine in Japan, the tubes spiral wounded of Vulcain 1/ Vulcain 2 engine in the European Space Agency, and the sandwich structure of RD-0120 in Russia. The single-wall nozzle is simple in structure and is also used in LH₂/LOX engines. In the end, the rapid fabrication techniques of the nozzles are introduced, such as Direct Metal Deposition (DMD) and Arc-Directed Energy Deposition (Arc-DED) of liner forming, Water Jet Milling (WJT) of channel slotting, and Freeform Deposition of channel closeout.

Key words: nozzle; brazing; laser welding; additive manufacturing

1 引言

喷管是发动机的重要组件, 负责控制热气的方向和膨胀, 这些热气从燃烧室排出, 经过喉衬部分膨胀并加速, 为发动机产生推力。喷管的结构设计、材料选择及加工工艺都会直接影响发动机的整体性能。美国和俄罗斯两个航天强国在最初的火箭发动机研制中, 喷管的设计与制造就走了两条完全不同的道路,

美国航天工业在燃烧室和喷管的制造上选择了锥管钎焊成型的管束式结构, 而俄罗斯采用的是铣槽式结构。从理论上讲, 锥管形成的冷却通道比铣槽结构的质量要少, 但制造工艺复杂。目前氢氧发动机喷管的结构形式主要分为管束式结构、铣槽式结构和单壁结构。其中, 管束式又分为纵向管束式和螺旋管束式。美国早期的上面级发动机 LE-10、航天飞机主发动机 (SSME) 以及日本的 LE-7/LE-7A 发动机均采用纵向

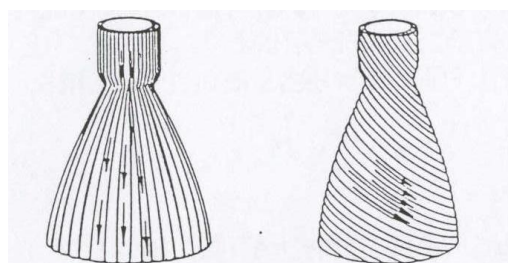
管束式结构；欧洲航天局“火神”1/“火神”2发动机和中国的YF-77发动机采用了螺旋管束式结构；铣槽式结构的喷管以苏俄研制的RD-0120氢氧发动机为代表，苏俄的液氧煤油发动机也同样采用了这种内壁铣槽+扩散钎焊外壁的制造工艺，如RD-120发动机等。美国曾与俄罗斯合作研究过铣槽式结构喷管，意图用于SSME改进型等发动机上。21世纪初，欧洲航天局研究出内壁铣槽+激光焊外壁的铣槽式结构，现用于“火神”2.1型发动机，该发动机将用于阿里安6的芯级，预计2022年第二季度首次发射。目前美国多个机

构正在研究铣槽式喷管的快速制造技术，即采用增材制造技术制造喷管的内衬和封合外壳，与传统工艺相比，这种快速制造技术工序少，周期短，对制造大型喷管极具潜力；单壁结构的喷管结构简单，常用于固体火箭发动机，在氢氧发动机上也有应用，如美国RS-68发动机的喷管沿用了和航天飞机固体助推器一样的单壁复合材料喷管。欧洲航天局“火神”2、日本LE-9以及美国J-2X发动机都在喷管下半段大面积比处采用了排放冷却的金属单壁结构。国外典型氢氧发动机喷管所用材料与工艺参见表1^[1~4]。

表1 国外典型氢氧发动机性能及喷管材料与工艺

	发动机	应用型号	真空比冲/s	真空推力/t	燃烧室压力/MPa	循环方式	喷管材料与工艺	首次发射
美国	SSME	航天飞机/SLS	446	213	20.5	补燃循环	A286材料，纵向管束式	1981
	RS-68A/B	德尔它4/战神5	402	338	9.7	发生器循环	烧蚀喷管	2002/-
	J-2X	战神系列	448	133	9.2	发生器循环	前段：纵向管束式；后段：Haynes230，单壁结构	2009
俄罗斯	RD-0120	能源号	447	190	21.8	补燃循环	铣槽钎焊式：前段内壁为青铜；中段与尾段内壁12X18H10T	1985
欧洲航天局	“火神”	阿里安5	431	117	11.7	发生器循环	GH3600；螺旋管束式	1997
	“火神”2	阿里安5改进型	433	137	11.6	发生器循环	前段：GH3600，螺旋管束式；大面积比段：单壁金属结构；	2002
	“火神”2.1	阿里安6	432	137	12.8	发生器循环	激光焊接铣槽结构	计划2022
日本	LE-7A	H-2A/B	440	112	12.3	补燃循环	A286材料，纵向管束式；大	2001/2009
	LE-9	H-3	425	150	10	膨胀循环	面积比段为金属单壁结构	计划2021

2 管束式结构喷管



a 纵向管束式结构 b 螺旋管束式结构

图1 管束式结构示意图

管束式喷管有两种形式，图1a所示的纵向管束式结构采用圆形锥管，冷却剂从上直接向下流动冷却喷管。这种结构的喷管设计简洁、重量轻，但喷管刚度相对较差，而且制造技术比较复杂，管间间隙不易调整，容易影响焊接质量。另一种是图1b所示的螺旋管束式结构，采用方管（或矩形管）按螺旋状依次排放，然后焊接在一起。螺旋管束式结构的喷管冷却效果和刚度都比纵向管束式好，且可以通过改变螺旋升角调

整管间间隙，易于保证焊接质量。

2.1 纵向管束式喷管制造技术

美国SSME发动机喷管长3.05m，主要由管壁结构件、结构外壳、加强箍和集合器组成。喷管两端的锥管直径分别为 $\Phi 1.59\text{mm}$ 和 $\Phi 6.35\text{mm}$ ，壁厚在0.18~0.38mm之间变化。管壁结构件由1080根锥形管竖直装配，并钎焊成一体，形成钟型喷管。锥管材料为A-286不锈钢，累计总长为3292m；管壁结构件焊接成功后，在外表面钎焊因康镍718结构外壳和9个加强箍。薄壁外壳具有热屏障功能，壳壁上加工有错综复杂的冷却剂进出孔。9个环箍作为加强箍，以增加喷管的强度；最后将锥管两端与上下集合器钎焊在一起，再与3个传送管道和6个排放管路连接。喷管冷却时，液氢作为冷却剂分成两股，一股直接流向喷注器，另一股通过三条输送管道，分六个点进入喷管尾部的入口集合器，向上流过1080根锥管后到达喷管顶端的出口集合器，经混合器后再通过旁路流过^[5]。

钎焊操作一般进行2~3个循环，所用钎料为Au-22Ni-8Pd和Au-25Mn-6Pd-6Ni-45Cu。锥形管与外

壳的装配需要使用 7kg 的钎料，锥管与集合器共有 2160 个钎焊接头，焊缝总长度超过 4200m。

2.2 螺旋管束式喷管制造技术

以欧洲航天局“火神”1 发动机为例，喷管由管壁结构件、加强箍和集合器组成。管壁结构件由 456 根因康镍 600 薄壁方管组成，这些薄壁方管呈螺旋形缠绕形成钟形，管壁横截面为 4mm×4mm 的正方形。焊缝总长达 1800m，焊缝间距仅为 4mm。这种结构的喷管没有结构外壳，仅由加强箍辅助支撑。“火神”2 发动机的喷管结构改为：上半部分仍为螺旋管束式结构，由 288 根横截面为 4mm×6mm 的矩形管组成，下半部采用了薄膜冷却的金属单壁结构。

管壁结构件制造工序包括：将圆管拉伸成所需尺寸的方管；将方管切割到合适长度；对方管逐个去毛刺、清洗等；采用专用数控弯管机床将方管弯曲到指定的螺旋形状；将模具做成喷管内尺寸形状；将方管手工依次缠绕到模具上，并用丝带缠绕固定，如图 2 所示。方管之间紧密排放，避免间隙过大使后续焊接出现问题；使用 TIG 焊将螺旋型排列的方管焊接成喷管。焊接系统由焊接机器人、激光跟踪传感器和 TIG 焊枪组成。焊接时，模具旋转，同机器人协调动作，激光跟踪传感器在焊接之前定位焊缝；将焊好的管壁结构件放置在特制的车床上，将零件的两端切割到合适尺寸并清洗。检查焊缝是否满足标准，如有必要，还需手工修补焊缝。



图 2 制造中的“火神”1/“火神”2 螺旋管束式喷管

接下来是集合器和加强箍的焊接。集合器安装在管壁结构件的上下两端，焊接时使用填充材料，接口孔由钻孔和铰孔工艺完成；为确保喷管在高压下不变形，需进行抗压试验。试验包括对整个喷管内腔加压和在管中加压两部分；加强箍共有 14 个，上下边都要焊接，并用荧光渗透检查焊接区域的裂纹，保证焊接后的方管内腔没有变形；用水冲刷清洗管道，检漏后再次进行加压检测；最后精车接合面直径和表面、焊接装配涡轮排气管支架，以及对所有焊接区域和出口端面进行荧光渗透检查和尺寸检测等。

首次使用螺旋管束喷管的是欧洲航天局的 HM-7 发动机，当时采用手工焊接技术。从“火神”1 发动机喷管开始使用自动焊接技术，全自动数控焊接机床上配备了旋转加倾斜的工作台。焊接时焊接机器人会根据焊缝位置变化对焊缝进行精确跟踪，这是喷管焊接的关键。

3 铣槽式结构喷管

铣槽式结构的喷管由内衬和外壳组成，在内衬的外表面加工出冷却通道，再用外壳进行封合。封合技术是铣槽式喷管的制造难点，俄罗斯最早开始使用铣槽式结构喷管，采用钎焊技术封合。21 世纪初，为满足降低成本及向高压发动机方向发展的要求，欧洲航天局开发了激光焊接铣槽式结构喷管。与钎焊相比，这种形式的喷管工艺性好、生产柔性强，机械性能、完整性和重复性都有很大提高，而且没有了真空钎焊炉的限制，对大尺寸喷管的研制潜力很大。由于激光焊接材料范围广，又采用标准加工工艺及设备，因此，喷管的加工时间和成本都得到降低。

目前，国外正在研究大型铣槽式结构喷管的快速制造技术，包括内衬成形、冷却通道的加工及封合等，以电弧熔丝沉积和激光送粉沉积增材制造技术为主的快速制造技术，加工出的零件可以达到近净成形，减少了后续加工工序，可大幅缩减喷管的制造周期与成本。

3.1 采用真空钎焊的铣槽式喷管

以俄罗斯 RD-0120 发动机为例，喷管由三部分组成：上段、中段和下段。每段喷管都是由各自的内衬和外壳构成，上段内衬材料为青铜，外壳材料为 BHC-25 镍铬合金，中段和下段的内外壁材料均为 12X18H10T 不锈钢。在内衬上铣出沟槽作为冷却通道，外壳作为喷管结构的外壁在施加了钎焊合金之后，按特定步骤装配，然后采用俄罗斯专有的旋转真空压力钎焊 (RVCB) 工艺封合冷却通道。完成钎焊的喷管段经检查后进行焊接总装，三段之间的连接采用真空电子束焊接，并在下段喷管上安装 5 条加强筋，以保证喷管结构的稳定。最后在喷管的两端焊接集合器。这种铣槽式喷管的连接方式不需要复杂的夹具，所有零件放置在合适的位置在一定的压力下完成钎焊。

RD-0120 发动机是模拟可重复使用发动机 SSME 而制造的一次性发动机，与 SSME 的推力、尺寸和操作条件几乎完全相同。与 SSME 相比，喷管的零件数

量、焊接部位均大幅减少。这种结构类型的喷管不仅具有优异的冷却特性，同时还具有制造工艺简单、结构坚固的优点。美国曾与俄罗斯合作进行过这种真空钎焊铣槽式喷管的研究，试图用于 SSME 改进型等。美国早期的液体火箭发动机燃烧室和喷管常采用管束式结构，20 世纪 70 年代开始在 SSME 的主燃烧室和 X-33 的塞式发动机上使用这种铣槽式结构。20 世纪 90 年代，美国曾考虑过为 SSME 研制铣槽式喷管，此时正值苏联政局改变，俄罗斯开放火箭发动机和运载器的合作，

NASA 和美国的几家航天公司开始研究俄罗斯火箭技术，其中 Aerojet-CADB-洛克达因合作团队同 NASA 一起进行 SSME 升级中铣槽式喷管的研发。但这种钎焊铣槽式结构的喷管对内壁冷却槽精度要求高，加工难度大，且冷却液氢排放量的增加增大了性能损失。后来随着航天飞机的退役，对 SSME 铣槽式喷管的研究也中止了。

3.2 采用激光焊接的铣槽式喷管

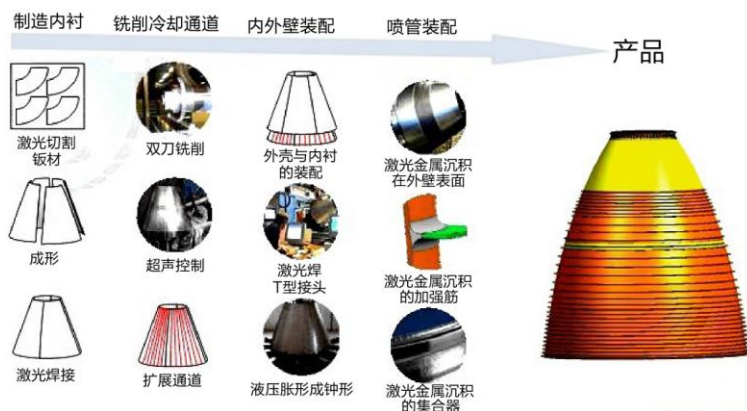


图3 激光焊接铣槽式喷管工艺流程

以欧洲航天局制造的喷管示范件为例，激光焊接铣槽式喷管加工流程如图3所示^[6]。a.内衬和外壁的制作：根据喷管尺寸大小，用激光从平板上切下2~3块板材；将板材滚压成形，并沿轴线对焊在一起形成筒形，然后放置在可扩张夹具上撑开，满足圆度和直度的要求。b.冷却通道的加工：采用双铣刀平行放置，两刀之间的间隙是一个筋的厚度。在内衬的外表面上铣出720条冷却槽，槽宽在2~4.2mm之间，壁厚剩余0.75mm。c.内外壁的焊接：采用激光焊从锥型外壁的外表面“盲”焊在内衬的筋上，技术的关键就是定位筋的位置，保证焊接的精度和可重复性等。如图4a所示，焊接系统由两部分组成，即装夹喷管并可进行6轴运动的激光焊接装置和焊缝跟踪系统。焊缝跟踪系统采用X光实时对内壁的冷却槽壁扫描，计算机根据扫描信号确定冷却槽壁的位置，指导激光焊枪跟踪焊接。激光焊接的热量输入相对较少，可以保持材料的性能，避免零件变形。采用激光焊接的铣槽式喷管已用于“火神”2.1发动机，并将作为阿里安6的芯级发动机于2022年发射。

为了增强喷管的强度，喷管的加强筋和法兰等采用激光金属沉积工艺(Laser Metal Deposition, LMD)制造。LMD技术是利用激光熔化传统焊丝在工件表面

形成沉积，沉积出几毫米厚的加强筋。该工艺可集成在焊接设备中，将可旋转和倾斜的标准工业机器人安装在超精密轨道上，在机器人上装有跟踪器，从喷管的顶边开始沉积。沉积层厚度可达0.25~0.5mm，10mm的加强筋需要连续多层沉积才能完成。经X射线检测验证，激光金属沉积可达到无夹杂物、无气孔和其它潜在缺陷。图4b为激光沉积产品。

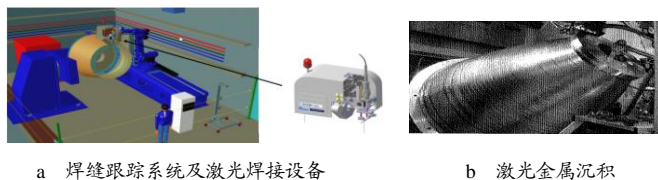


图4 激光金属沉积

3.3 采用增材制造技术的铣槽式喷管

以美国宇航局马歇尔太空飞行中心制造的喷管示范件为例，采用同轴送粉激光沉积技术制造的喷管内衬为 $\Phi 610\text{mm}$ ，由因康镍625粉末制成。对内衬表面加工后，内衬壁厚不到1.5mm。内衬外表面的冷却通道采用磨料水射流铣削(WJM)，公差保持在 $\pm 0.05\text{mm}$ 的范围内。冷却通道的封合技术采用了激光熔丝沉积增材制造^[7]。

激光熔丝沉积技术在民用工业中已使用多年，也曾用于宇航零件的修补，欧洲航天局用于喷管外壁加强筋的沉积技术也属于同类。如图5所示，作为喷管冷却通道的封合技术，封合时不需填充冷却通道，而是通过激光熔丝在每个冷却通道上搭接成“桥”，形成局部焊接。加工时，焊丝和激光沿着喷管周向行进，

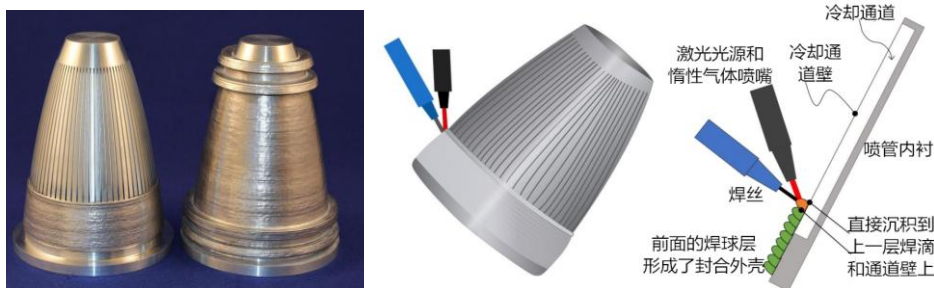


图5 激光熔丝沉积技术制造喷管外壳

4 单壁结构喷管

液体火箭发动机喷管除采用再生冷却结构之外，也可采用烧蚀冷却、薄膜冷却和辐射冷却等单壁结构。烧蚀冷却常用于固体火箭发动机的喷管，美国航天飞机固体助推器喷管就是采用烧蚀冷却的单壁结构，不过在氢氧发动机上也有应用，如RS-68发动机、上面级发动机RL10B-2和J-2X等。欧洲航天局的“火神”2和日本的LE-9发动机的喷管都是在上半段采用再生冷却方式，在下半段采用薄膜冷却技术的金属单壁结构。辐射冷却是利用炽热物体的热辐射向外散热，一般用于热流密度较小的喷管，“火神”2喷管的下半段也采用了辐射冷却。

4.1 应用于RS-68发动机的碳/酚醛烧蚀喷管

RS-68氢氧发动机采用的烧蚀喷管是碳/酚醛复合材料，这种材料可以暴露在超过3316℃的高温气体下，具有成本低、制造周期短以及制造技术成熟等优点，但这种喷管最大的缺点是质量大，因此，常用于大型运载火箭的第一级发动机和大型助推器。

碳/酚醛烧蚀喷管是现代固体火箭最早使用的一种喷管，从20世纪60年代到80年代初，无论大型发动机还是小型发动机，喷管大多采用这种材料。目前也仍在一些固体发动机上使用，如美国民兵导弹、MX导弹等的第一级发动机、航天飞机固体助推器发动机、美国重型运载火箭“战神1”的第一级、法国阿里安3~5的助推器，以及日本H-2火箭的助推器等。

4.2 应用于J-2X发动机的碳/碳烧蚀喷管

以形成初始层，然后制造支撑外壳。使用该技术封合的冷却通道，其流道面积会有所减少，但可控制在5%之内，属于工艺设计认可的范围。采用增材技术制造的喷管，充分展示了这些技术的快速成形能力，比传统工艺制造的喷管工序少、周期短，对制造大型喷管具有很大的潜力。

J-2X喷管的上半段采用再生冷却的纵向管束结构，下半段沿用了德尔它4上面级发动机RL-10B-2的碳/碳喷管技术。这种喷管技术由美国普惠航天推进公司(P&W SP)与法国欧洲推进器公司(SEP)合作研制，所选材料为法国SEP公司研制的三向加固(3D)碳/碳材料。这种材料由聚丙烯腈(PAN)基碳预成型通过化学蒸汽渗透(CVI)工艺添加碳基材制成，预成型采用SEP的专利NOVOLTEX方法构成，通过自动针刺工艺定位三向加固。NOVOLTEX工艺自然地形成3D，在所有方向产生了极佳的机械性能，比用于碳/碳出口锥和NOVOLTEX工艺的2D渐开工艺更可靠，更易于制造。

锥段预成型需要三个工艺步骤：先碳化到900℃；再进一步碳化到1600℃；通过一个相对短暂的碳化学蒸汽渗透(CVI)工艺进行硬化处理，然后从石墨夹具上移除刚性预成型件，并嵌套在CVI炉中的两个架子顶部进行第一个长周期的致密化处理。可将两套喷管同时致密化处理以提高效率。首次致密化循环后，锥段要进行粗加工后再放置在CVI炉中进行二次致密化循环，然后把锥段加工到最终形状并检测，最后将加工好的喷管用指型锁和螺钉连接到相应的位置。

4.3 “火神”2发动机的薄膜冷却喷管

“火神”2发动机的喷管由沃尔沃宇航公司设计制造，将“火神”发动机排放冷却喷管改为两部分组成的大喷管替代，如图6所示。喷管的上半部4.5~32面积比段为排放冷却段，喷管下半部32~60面积比段采用钟形裙体，由钣金件焊接而成，裙体外焊有加强肋，以防径向弯曲。金属喷管使用单排薄膜冷却，上

