飞行器典型热密封结构

李凡1 王树浩2 陈江涛1 赵光辉2 于焕光1

(1 航天材料及工艺研究所,北京 100076)(2 二炮驻首都航天机械公司军事代表室,北京 100076))

文 摘 对航天飞机、X-38 和 X-51 等飞行器的热密封结构进行了综合评述。分析了机身 TPS、机身开口部位及控制面三个安装部位的热密封结构特点,综述了其热密封组件的研究历程和使用现状。 关键词 可重复使用飞行器,高超声速飞行器,热密封,密封结构

Typical High-Temperature Seal Structur of Reusable and Hypersonic Vehicles

Li Fan¹ Wang Shuhao² Chen Jiangtao¹ Zhao Guanghui² Yu Huanguang¹

(1 Aerospace Research Institute of Materials & Processing Technology, Beijing 100076)

(2 Representative Office of The PLA-Second Artillery in Capital Aerospace Machinery Company, Beijing 100076))

Abstract Reusable and hypersonic vehicles pose an extraordinary challenge for seal structures. Airframes and engines require lightweight, high-temperature seal structural that can withstand the extreme environment of hypersonic flight. This paper reviews relevant seal technology for typical vehicles (e. g. Space Shuttle, X-38 and X-51) and presents several seal technologies for future hypersonic vehicles, fouce on high-temperature seal structural of the space shuttle TPS, vehicle penetrations and control surfaces.

Key words Reusable vehicles, Hypersonic vehicles, High-temperature seal, Seal structural

0 引言

随着航天技术的飞速发展,可重复使用飞行器及 高超声速飞行器成为世界航天领域的重要发展方向。 上述飞行器在飞行或者再入阶段要经历超高声速的 飞行过程,由于气动载荷的作用,飞行器表面出现很 大的温升,必须采用性能优异的热防护系统对飞行器 进行保护,使机体结构温度维持在许可范围内。热防 护技术已成为发展可重复使用飞行器及高超声速飞 行器的关键技术之一。其中各种部段及活动部位的 高温长时间热密封则是热防护系统的薄弱环节,也是 非常重要的环节。

经过几十年的发展,各类高温热密封组件已经广 泛应用在航天飞机、X-37B、HTV-2、X-51 等飞行器 中。高温热密封件在飞行器上主要有三类不同的安 装部位:机身 TPS、机身开口部位及控制面^[1],如图 1 所示。

机身 TPS,包括:(1)机头锥/翼前缘;(2)隔热瓦 缝隙/接缝;(3)引擎/机身接口。机身开口部位,包 括:(1)起落架舱门;(2)货舱门;(3)有效载荷舱门; (4)机组检修门;(5)座舱罩。控制面,包括:(1)舵/ 升降副翼/襟翼;(2)舵轴。 本文主要介绍上述部位热密封结构特点及密封 组件研制进展。



图 1 典型热密封部位示意图^[1] Fig. 1 Typical high-temperature seal structure

1 机身 TPS 热密封结构

为了抵抗气动热带来的超高温,飞行器表面要安装大量的 TPS 部件以保护其内部的承力结构。尤其可重复使用飞行器,如航天飞机和 X-37B,其表面覆盖隔热瓦、隔热毡等防热部件,各部件间交接处形成大量需要密封的接缝,如图 2 所示。

收稿日期:2012-11-05

作者简介:李凡,1977年出生,高级工程师,主要从事液压密封及热密封方面的研究工作。E-mail:life7703228@ hotmail.com



图 2 航天飞机 TPS 系统界面示意图^[2]

Fig. 2 Detailed crossection of the space shuttle TPS

1.1 填隙式密封结构

美国航天飞机中大量使用了填隙式密封结构,用 来阻挡缝隙,防止铝结构过热。其涉及的结构种类包 括:丸状或垫状类型和 Ames 型。图 3 为航天飞机所 用的各种填隙式密封结构和组成。填隙式密封的优 点是安装方便,对中高温(1000℃以下)的隔热密封 有很好的效果^[2]。







对于较大的缝隙,则采用了柔性热压密封,其结构 示意图如图4所示。柔性热压密封是一种能承受高 温、高压还能够适应相对移动的密封形式。它由三部 分组成,中心是绝热棉胎:棉胎的外层是能给予强度、 柔性、回弹的钢/镍合金金属线:为了进一步增强隔热 效果,金属线外包覆一层陶瓷套筒,套筒外层是隔热玻 璃纤维及硅涂层。这种密封形式能密封压力为34 kN/ m² 的气体,高温面能承受1066℃的高温,而在另一面 的温度则小于177℃,有着良好的密封效果。







1.2 耐高温密封结构

航天飞机头锥及翼前缘是航天飞机再入过程中 温度最高的部位,最高达到1200℃。增强 C/C 材料 是翼前缘及鼻锥防热部件的主要组成材料,在高温下 为飞行器提供了很好的可靠性[3]。为了适应热应 力,航天飞机的头锥及翼前缘都是由若干 RCC 防热 件组合而成,各部件结合处由 RCC 制成的 T 形密封



条进行密封,如图5所示。



图 5 航天飞机头锥密封结构^[3]

Fig. 5 Detail view of the nose cap seal structure

航天飞机的机头锥防热部件包括:RCC 部件、内 部防热件、热防护部件和隔热瓦。整个防热系统最前 方是 RCC 制成的机头锥,安装在机头的隔壁上。头 锥在温度变化时会产生尺寸的变化,头锥与隔板不能 直接刚性连接,所以在隔板上安装了由高温合金制成 的机构,能够动作以适应头锥的变化。

在头锥之后是 RCC 膨胀密封件,其作用是密封 由于头锥与机身膨胀率不匹配带来的缝隙,整圈密封 件分为3段,每段连接处有重叠部分。RCC 膨胀密 封件也通过高温合金支架与机头隔板相连。其与头 锥安装在不同的支架上。

头锥与 RCC 膨胀密封件之间是 RCC-T 形密封件,其与头锥安装在相同的支架上,能够跟随头锥同步变形。靠头锥的位置与头锥的形状匹配能够与头锥紧密连接在一起。T 形密封件的另外一端搭接在膨胀密封件上,但没有扣死,能够产生微小的相对滑移,可以适应各部位不同的热变形。围绕机头锥一圈 共有5件T 形密封件,互相之间应有相互搭接部分。

在头锥和膨胀密封件下面是环绕一圈的热阻部件,其是由高温纤维编织套内部填充高温棉制成。用 来阻挡从 RCC 部件传入的热量向高温合金支架传 递。

在机头锥 RCC 部件与机身防热瓦之间安装封闭 瓦。封闭瓦是各部位防热部件安装后,最后安装到机 身上,作为不同防热部件之间衔接的部件,每件封闭 瓦的形状要适应安装部位的空间,此处使用的是碳化 硅陶瓷。

2 机身开口部位热密封结构

机身开口部位主要包括起落架舱门、有效载荷舱 门、机组检修门、座舱罩等。顾名思义此类部位是穿 透机身承力结构而直达机体内部,所以密封的要求更 加严格。此类部位通常都安装了两道以上的密封组 件,外层是是热障密封(Thermal Barrier)内层的是气 压密封件(Pressure Seal)。热障密封用于减少热空气 的进入,气压密封件用来防止机体内外直接的对流、 减少气体的流入。

2.1 起落架舱门密封结构

航天飞机的起落架舱门位于机身底部迎风面上, 再入过程中最高温度在1000℃以上,其密封由热障 密封及气压密封组成。

起落架舱门密封结构经过了多次改进。最早的 设计包括一个围绕着舱门的热障密封,面对着陶瓷布 制成的限流密封件,在防热瓦间没有填充物。在第一 次飞行时,部分没有粘牢的热障密封在起落架舱门打 开时掉到了跑道上。航天飞机第二次飞行时起落架 舱门密封增加了热障密封件、阻流密封件和片状填隙 密封件。随后在第六次飞行时,加入了更加有效的垫 状填隙密封件和重新设计的热障密封件。随后在 STS-9飞行中热障密封件变成了三件^[4]。

哥伦比亚号的失败促进了美国对各种舱门的密封研究。改进后的起落架舱门密封结构如图 6 所示^[5]。

新型的热障密封件如图 7 所示,由管状弹簧、隔 热棉、套管和陶瓷纤维组成。管状弹簧由高温合金 Inconel 编织而成,然后插入由 Nextel 纤维编织的套 管中,外部覆盖 Nextel 陶瓷纤维织物。热障密封件还 包括一条纤维编织的尾状物,可以粘接或者用压板机 械连接到密封部位^[6]。新型的热障密封件与传统的 相比,内部增加了弹性元件,改善了密封件在高温下 的回弹性,提高了密封性能。



图 6 起落架舱门密封结构图^[1,5]

Fig. 6 $\;$ Detail view of the landing gear door seal structure $\;$



Typical Thermal Barrier Detail

图 7 热障密封件结构示意图^[6]

Fig. 7 Detail view of the typical thermal barrier

气压密封件结构如图 6 中右上角所示,其包括一个中空的管状密封条以及尾状物,均由硅橡胶制成。 表面覆盖 Nomex 纤维织物。管状密封条的侧面开有 贯通的出气孔,长度方向上大致 152.4 mm/个。当飞 行器在轨时,这些小孔可以使密封管的压力向真空中 释放。

2.2 载荷舱门密封结构

航天飞机载荷舱门密封既要能够满足再入过程 中的密封要求,而且其必须能够适应在轨过程中的环 境。

航天飞机上升及再入过程中,最外层的热密封件 承受的最高温度不超过 315℃。考虑到隔热系统的 作用及航天飞机铝制主结构,所以在此过程中舱门气 密件最高温度可能在 200℃左右。航天飞机在轨时 低温环境较为突出,据历次飞行数据显示舱内最低-106.7℃,最高为 126.7℃,而且在同一姿态时,舱内 各部位温差较大,所以对于密封件的温度适应能力要 求十分苛刻^[7]。

航天飞机整个机身分为前、中、后三个部分。载 荷舱门安装在中机身上。载荷舱门分为两扇,左舷舱 门及右舷舱门。每扇舱门由五个部件组成,部件之间 通过膨胀连接件从内部相连。

舱门密封接触面非常多,包括:两舱门对接处密封、 舱门与舱体隔壁之间的密封、舱门与纵梁直接的密封、 舱门部件直接膨胀连接件的密封。据计算,舱门在关闭

-22 -

时受到热密封件及气密封件反作用力达1.8 N/mm。

航天飞机舱门面积较大,经受的外界温度变化跨 度宽,在航天飞机飞行过程中舱门热胀冷缩尺寸变化 幅度大。从图 8 中都可以看出两舱门在室温下并不 是紧密连接的,在中间留下供膨胀时占用的缝隙。舱 门在开启时,右舷舱门首先打开,关闭时则相反,右舷 舱门最后关闭。



图 8 两舱门对接处密封结构图^[8]

Fig. 8 Detail view of the seal structure between payload bay door

对接处密封包括两类密封件:外层的是热障密封 内层的是气压密封件。热障密封由石英纤维紧密排 列组成,外形类似刷状。气压密封推测其可能是硅橡 胶中空的管状密封条,其能够进行大比例的压缩,应 力—应变曲线应该比较平坦。

图 9 为载荷舱门与前后舱体隔壁之间的密封结 构。同样包括热障密封和气压密封件。





Fig. 9 Detail view of the seal structure between payload bay door and forward bulkhead frame

舱门与纵梁之间的密封结构见图 10。在纵梁上 安装有合页,由于合页外部有防热保护,为了不影响 舱门的运动,热障密封在合页处断开^[7]。



宇航材料工艺 http://www.yhclgy.com 2013 年 第1期

Inconel 718 板覆盖的,见图 11。这种结构可以匹配 舱门与机身铝结构之间的热膨胀。在暴露的合页盖 板表面还涂有高反射的防热涂层^[5]。



图 11 合页的密封^[6]

Fig. 11 Detail view of the seal structure of the hinge 每扇舱门由五部分组成,部段间由膨胀连接件连 接(图 12)。资料显示其中管状的气密件由聚全氟乙

按(图12)。页料亚尔英中官认的(密件田柔主氟乙 丙烯制备,热障密封件由石英纤维制成。密封件表面 涂有氟化润滑脂以防止水进入载荷舱内^[5]。



图 12 舱门部段间的密封^[6]



2.3 对接段处密封结构

航天飞行器在不同对接段之间形成了贯通的周 向缝隙,对接段处密封通常也是由热障密封及气压密 封组成。

图 13 是美国 Orion 航天器热防护段(Heat Shield)及后壳体(Back Shell)之间的密封结构,其能 够承受再入过程中高达 1 371℃的高温环境,同时具 有一定的弹性能够适应缝隙的变化^[9]。这种密封结 构应用了三类密封组件,从外层到内层分别是填隙式 密封件、基线式密封件及弹性密封件。填隙式密封件 在最外层防止气流进入,其耐温最高达 1 426℃;基线 式密封件进一步的阻挡了气流并且提供了较好的弹 性,在 593℃之内都显示了良好的弹性;弹性密封件 提供了良好的气密性,气体漏率达到 6. 46×10⁻⁵ ~ 1. 23×10⁻²m³·min/m。

为了简化密封结构及密封件占用的空间,NASA

对上述密封结构及密封件进行了改进,改进后结构见 图 14。



图 13 HS 及 BS 件对接密封结构^[8]





图 14 HS 及 BS 件对接改进密封结构

Fig. 14 $\,$ Detail view of the improved seal structure between HS and BS $\,$

改进后结构采用了混合热障密封(Hybrid Thermal Barrier),将填隙式密封件及基线式密封件结合 到一起,减小了密封件占用的有效空间,并且缩小了 整个密封结构的尺度。弹性密封件用发泡硅橡胶垫 替代,减小了密封件质量,减小温度变化带来的密封 接触压力的变化。

3 控制面热密封结构

控制面包括飞行器的舵、升降副翼及襟翼等,需 密封固定部件与活动部件之间的缝隙。

3.1 基线式密封

可重复使用飞行器的表面高温密封一直是航天技 术发展的关键技术之一^[10],这些密封需要承受1412℃ 的高温,用以保护像作动器、机身等温度敏感机构不被 损坏,同时保证机组人员的安全。由于面板表面具有一 定的粗糙度,密封件除需要保证多次热循环后的良好回 弹性,还应具有很强的抗磨损能力。目前,NASA 应用最 多的是一种基线密封(Baseline Seal)结构,见图15。



图 15 基线密封^[11] Fig. 15 Baseline seals

基线密封主要有三部分组成,它们分别是:高温 合金丝编织弹性元件,用以保证回弹性;内部填充高 温棉,起密封作用;在弹性元件外面包覆着两层陶瓷 纤维编织层作为防热及抗磨屏障。



图 16 基线式密封件的应用[12]

Fig. 16 Typical application of baseline seals
图 16 为基线式密封件在 X-38 中的应用示意
图,位于固定部件及活动部件之间,安装在沟槽内。

3.2 栅板式密封

栅板式密封件最早应用在 X-51 的高冲压发动机 内。为了保证发动机有效、安全的工作,同时尽量避免 携带复杂、笨重的冷却系统,推进器密封结构必须能够 承受气体极高的温度和压力(1 100 ~ 1 371℃,近0.7 MPa)。同时,还应具有很强的抗氧化和防氢脆的能 力。发动机的侧壁在这种热-力联合作用工况条件下, 很容易发生扭曲,因此要求密封件在多次热力循环后, 仍能保持良好的回弹性,以保证与对接面的充分接触。 20 世纪 90 年代初 NASA 开发栅板密封结构,见图 17。



在研制过程中,NASA-GRC 中心分别试验了冷 压烧结氧化铝、烧结α碳化硅、均相稳定热压氮化硅 和冷压烧结氮化硅等材料。在所有的备选材料中,氮 化硅陶瓷的综合性能最为理想。这种密封结构的正

— 24 —

常使用温度可达1357℃,栅板间的相对滑动可依照 侧壁的扭曲变形来调整。研究表明,这种栅板密封结 构可在外界压差的条件下进行自密封,因此与编织管 状密封相比,不仅具有更高温度的热屏障性而且气体 漏率更低,耐久性也更好。

对于大缝隙结构,栅板密封结构的回弹性略显不 足,因此开发了辅助密封回弹性的预载荷装置。密封 结构预载荷装置的使用是促进密封接触面贴合充分, 保证密封效果,其研发受到 NASA 的极度重视^[13]。 研制了两种预紧力弹簧分别是 NHK Spring 公司研制 的氮化硅压缩弹簧和 Bal Seal 工程公司研制的倾斜 盘绕弹簧。两种弹簧均能在高温下(1100℃)工作, 第二种倾斜弹簧还具有一种独特的性能,它的回弹力 并不随着压缩量的增大而不断增大,而是在很大的挠 度范围内,弹簧的回弹力都可以保持常值不变。这一 点很适合用于密封结构的预紧力,因为它可以保证在 很大的冲程内,弹簧不会给密封面施加额外的力。另 一个好处在于倾斜弹簧被制成长条状,可以直接安装 在密封凹槽内,甚至拐角的地方。



Fig. 18 Preload devices of wafer seals structure 栅板式密封件应用于控制面密封结构中^[14],见

图 19。



图 19 栅板式密封在控制面密封中的应用

Fig. 19 Typical application of wafer seals in control surface sealing 4 结语

作为高超声速飞行器的关键技术之一,热密封技 术水平制约着可重复使用飞行器及高超声速飞行器 的发展。与传统的以有机材料为主体的密封技术比 较,热密封技术使用的材料及结构都有很大的不同。 目前国内的热密封技术研究刚起步,需要进行大量的 研究工作,要逐步建立适用于高温热密封的材料新体 系及材料选用标准,建立指导热密封结构、密封组件 设计的基础理论、基础模型解释热密封机理,建立热 密封性能测试评价方法及标准。

参考文献

[1] Bruce Dr, Steinetz M. Seal technology for hypersonic vehicles and propulsion systems: an overview [C]. http://scitech.calt.casc

 $[\ 2\]$ John Celand, Francesco Iannetti. Thermal protection system of the space shuttle $[\ R\].$ NASA Contractor Report 4227, 1989

[3] Curry D M, Latchem J W, Whisenhunt G B. Space shuttle orbitor leading edges structural subsystem development [R]. AIAA -83-0483. Reno., 1983

 $[\,4\,]$ McBride D U. Subsurface flow considerations in thermal protection design[C]. AIAA-86-1261, AIAA/ASME 4th Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, 1986

 $[\,5\,]$ Finkbeiner Joshua, Dunlap Pat, Steinetz Bruce. nvestigations of shuttle main landing gear door environmental seals [R] , NASA/TM-2005-0213860 ,2005

[6] Cooper Griffin Snapp. Ecaluation of space shuttle tile subnominal bonds[D]. B. S. University of Kansas ,2000

[7] Fu J H, Graves G R. Thermal environments for space Shuttle payloads[R]. AIAA-85-6058,1985

[8] McAnally Bill M. Space Shuttle orbiter payload bay door mechanisms[R]. NASA/TM-2001-210338

[9] Jeffrey De Mange, Shawn Taylor. Overview of CEV thermal protection system seal development[R].NASA/CP-2009 -215677,2009

[10] Jeffrey De Mange. Advanced control surface seal development for future space vehicles [R]. NASA/CP - 2004 - 212963, 2004

[11] Dunlap Patrick H, Steinetz Bruce M, Investigations of a control surface seal for reentry vehicles [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2003, 40:570-583

 $[\,12\,]$ Dunlap Patrick H , Steinetz Bruce M. Rudder/Fin seal investigations for the X-38 Re-Entry vehicle [R] . NASA/TM-2000-210338

[13] Taylor Shawn C, Demange Jeffrey J. Evaluation of high temperature knitted spring tubes for structural seal applications[R]. NASA/TM-2004-213183,2004

[14] Glass David E, Ray Dirling, Harold Croop, et al. Materials development for hypersonic flight vehicles [R]. AIAA – 2006-8122

(编辑 李洪泉)