

高超声速飞行器的动态热密封技术研究进展

罗 艺 牛 波 张亚运 龙东辉

(华东理工大学, 上海 200237)

文 摘 高马赫数飞行带来的气动热一直是制约飞行器向更大速域和空域发展的最大因素,特别是针对飞行器发动机尾喷管和机体之间、飞行器尾翼控制舵等有较大动态间隙部位,对其进行动态热密封的技术难度也远高于一般的机身表面防热;因此,动态热密封技术成为各国在新型高超声速空天飞行器发展中需要突破的重要瓶颈。本文以X-38等飞行器为例,对国外动态热密封技术进行了简要介绍,并对其主要技术类型和关键性能测试方法进行综述,最后对动态热密封技术的发展进行了总结和展望。

关键词 动态热密封,弹簧管密封,陶瓷片密封,密封件测试,热防护技术,高超声速飞行器

中图分类号:V25

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2024.03.002

Research Progress of Dynamic Thermal Sealing Technology For Hypersonic Vehicle

LUO Yi NIU Bo ZHANG Yayun LONG Donghui

(East China University of Science and Technology, Shanghai 200237)

Abstract Aerodynamic heating caused by high Mach number flight has always been the major factor that restricts the development of aircrafts to higher speed ranges and airspaces. In particular, parts with large dynamic clearance between the engine nozzle and fuselage, and the control rudder of the tail wing, pose a technical challenge for dynamic thermal sealing more difficult than fuselage surface heat protection. Hence, dynamic thermal sealing technology is a critical bottleneck for developing new hypersonic space vehicles. This paper surveys the foreign dynamic thermal sealing technology with examples of X-38 and other aircrafts, reviews its main technical categories and key performance test methods, and finally offers a summary and future outlook on the development of dynamic thermal sealing technology.

Key words Dynamic thermal sealing, Spring tube sealing, Ceramic sealing, Sealing testing, Thermal protection technology, Hypersonic vehicle

0 引言

随着空天飞行器的快速发展,新型飞行器的飞行空域、速域不断扩大,给结构设计和材料性能带来了巨大的挑战。根据理论公式,热流密度正比于气流速度或马赫数的2.8次方、气流密度的0.8次方^[1],对于低空高马赫数飞行的飞行器将面临极其严苛的气动热环境,飞行器机身表面将超 $1\,000^{\circ}\text{C}$ ^[2-3],这就要求飞行器必须具备一套高效稳定的热防护系统。

针对不同的机身位置其面临气动热环境不同,采用的热防护方案也不同,所以在机身表面避免不了存在大量接缝部位。因此,需要在这些接缝部位

进行热密封处理,以避免高温气流流入而影响到机体内部温度敏感部件的正常工作,一般此类接缝部位的缝隙两端结构基本相对固定,所以只需进行相对容易静态热密封处理。而针对如舱门等机身开口部位、如翼、舵、轴等活动控制部位,对于这些活动结构的开口或缝隙则需要进行难度较高的动态热密封处理,特别是当前智能可变形飞行器研究的兴起,其变形机构如可变后掠翼、襟翼、副翼、控制舵等需要在极端气动热环境下进行有效展开和折叠,以保持飞行器的最佳气动性能^[4],对密封件在高温下的弹性、耐磨性和气密性等都有着相当高的要求。因此,动态热密封技术事关整个飞行器的安全可靠,也

收稿日期:2023-05-11

第一作者简介:罗艺,1993年出生,博士研究生,主要从事高温防隔热材料研究工作。E-mail:sosolyi@163.com

通信作者:龙东辉,教授,博士生导师,主要从事高效防隔热复合材料的制备及其应用研究工作。E-mail:longdh@ecust.edu.cn

是当前新型飞行器研制的关键难点之一^[5]。

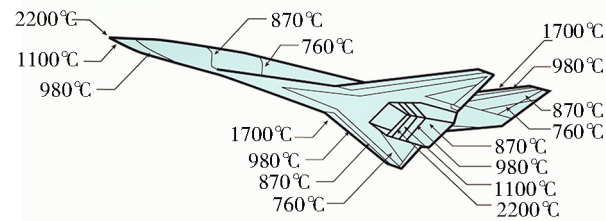


图1 8马赫高超声速巡航机身表面温度分布(26.8 km高度)^[3]
Fig. 1 Airframe surface temperature distribution for hypersonic cruise at Mach 8, hight 26.8 km^[3]

1 动态热密封简介

高超声速飞行器在穿越大气层时会经受严重的气动加热,所以飞行器必须搭载可靠的热防护系统以保证机体及内部元件处于许可温度范围内,其中就包括对机体大量表面缝隙进行热密封。根据美国航天飞机、X-15、X-43 和 X-38 等飞行器的研发经验,飞行器需要进行热密封的部位主要分3类^[6]:机身表面、控制面和机身开口部位,详细分布见表1。

表1 飞行器热密封部位

Tab. 1 Thermal sealed parts of the aircraft

部位	分布
机身表面	头锥/翼前缘
	隔热瓦间缝隙
	引擎与机身间接口
机身开口部位	起落架舱门
	货舱门
	有效载荷舱门
	机组检修门
	座舱罩
控制面	舵/升降副翼/襟翼
	舵轴

根据零件接合面间是否存在相对运动可将密封分为静密封和动密封两大类^[7]。接合面间无相对运动即为静密封,典型的如表1中大部分机身表面位置,静密封主要是采用压缩贴合接触的方式,使密封件受压后回弹与密封面实现紧密贴合,从而达到密封效果,所以静密封要求密封件具备优良回弹性能来保证密封的稳定性;接合面间存在相对运动即为动密封,根据运动件相对机体的运动形式不同又可将动密封分为往复动密封和旋转动密封两个基本类型,如表1中机身开口部位和引擎/机身间接口处就属于往复动密封,而控制面部位则大部分属于旋转动密封。与静密封不同的是由于动密封的接合面间存在相对运动,导致零件接合面和密封件之间存在大量摩擦,所以除回弹性能外还要求密封件具备相

当的耐磨损能力;这就给密封件设计带来了相当的难度,特别是在上千摄氏度的高温环境下既要保证密封件极优的压缩回弹性,还需要拥有优异的耐磨损性能,同时密封件自身必须在动态中保持高的气密性。

典型的动态热密封,以X-38空天飞机为例,在其尾翼部位存在活动的方向舵,方向舵在转动过程中会与尾翼形成大小和角度不同的缝隙(如图2中虚线标注位置),若不对缝隙进行密封,高温热流会迅速侵入缝隙部位对机身其他位置形成热侵蚀,所以必须在其方向舵和尾翼连接位置设置密封层进行填充。针对X-38的飞行环境和密封件所在的位置,密封件必须满足以下要求^[8-9]:(1)耐高温(800~1 700 °C);(2)抗氧化(富氧飞行环境);(3)低渗透率($1\times 10^{-10}\sim 1\times 10^{-11}$ m²);(4)耐磨损(密封面摩擦因数1.09~1.17);(5)适度的安装力度(≤ 0.525 N/mm);(6)适度的压差(峰值加热期间16.8~21.5 kPa);(7)抗震(振动载荷/声学载荷)。

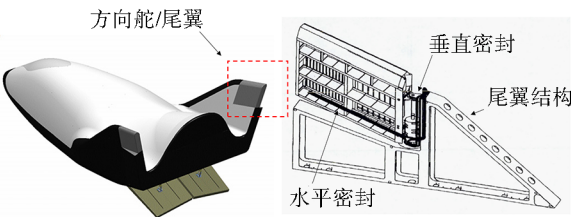


图2 X-38空天飞行器尾翼的动态热密封^[8]
Fig. 2 Dynamic thermal sealing of tail wing of X-38 aerospace vehicle^[8]

此外,如高超声速飞行器X-43,在飞行过程中,可移动发动机尾喷管处和机体之间存在高频微动和热膨胀,由此带来间隙会导致通道内高温高压的氢气和氧气侵入后腔体,引发爆炸危险,所以必须对间隙部位进行动态密封(图3),要求密封件具备优异的变形能力来适应尾喷管的高频微动,同时密封件对密封端面的压力不能太大,且表面光滑,以免对密封端面造成损伤^[10]。

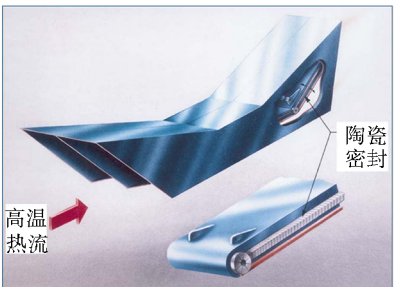


图3 引擎尾喷管和机体间的动态热密封^[10]
Fig. 3 Dynamic thermal sealing between the engine nozzle and fuselage^[10]

为应对如此严苛高温动态密封要求,美国国家航天局的GRC研究中心在上世纪90年代初开始动态热密封结构研究,积累了大量研发经验和成果。

2 动态热密封典型技术方案

2.1 陶瓷纤维绳

在发展早期,航天飞行器的发动机内部存在极其严苛的高温环境,特别是在发动机尾喷管及其相邻侧壁的间隙间,其静态气体温度从650~2760℃不等,压差高达490 kPa,在这些部位有强烈的热密封需求^[11-12]。最初密封主要采用陶瓷材料,由于陶瓷片性质较脆,且线胀系数较小,当高温下合金材料发生热膨胀或收缩时不能起到良好的密封作用,所以后面发展出一种具有柔性的陶瓷纤维绳密封材料。

陶瓷纤维绳采用密集排布耐温陶瓷纤维线为内芯,外层则采用陶瓷织物套管包裹,一般内芯纤维和外层的织物套管可选用碳化硅、氮化硅、氧化铝和硼铝硅酸盐等纤维材料类型,具体可根据服役环境进行材料的选择(图4)。经测试硼铝硅酸盐制备的纤维绳可用于1260℃的高温环境,且仍保持较好强度和柔韧性。此外,通过对其进行浸渍改性处理,可提高密封绳的致密度从而提高支撑强度,或在其端口或表面涂覆涂层使其具有一定的表面功能(如提高发射率或防火防水等)^[14]。

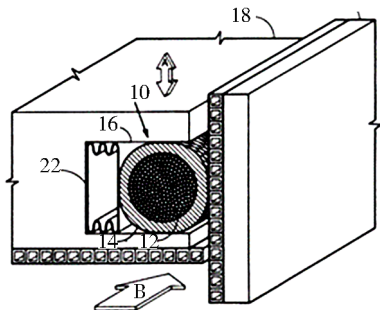


图4 陶瓷纤维密封绳^[12]

Fig. 4 Ceramic fiber sealing rope^[12]

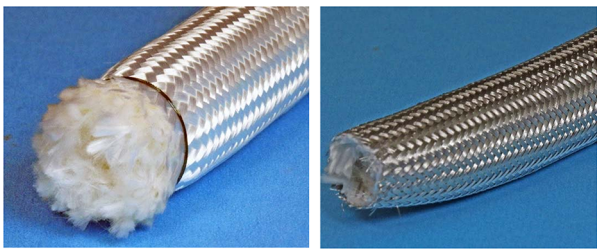


图5 典型的陶瓷纤维密封绳

Fig. 5 Typical ceramic fiber sealing rope

典型的纤维绳密封件如图5所示,左边为采用Nextel纤维织物包裹的纤维绳,具有优良的耐高温性能和密封性,右图为采用金属丝和陶瓷纤维丝混编的织物包裹的Saffil纤维绳,由于有金属丝的加入使

密封绳具备更好耐磨性,但其使用温度也随之降低。所有编织密封绳由于其弹性有限(其弹性主要来自于纤维自身弹性),一般仅适用于往复动密封部位,难以应用于像方向舵这种间隙变化较大且接合面为曲面的旋转动密封部位。

2.2 基线热密封(弹簧管密封)

针对如X-38高超声速飞行器尾翼与方向舵之间的高温动态热密封,NASA设计了一种具有弹性的耐高温动态密封弹簧管组件结构,采用缠绕的方式布置在转动轴的缝隙处。

如图6所示,这种组件由3部分组成,以Inconel X-750高温合金编织弹簧为骨架,内部填充隔热的陶瓷纤维棉芯,外部包裹Nextel 312耐温耐火的多层陶瓷纤维编织套管。高温合金编织弹簧提供弹力,保证密封结构与密封面的良好接触,外部编织套管保护密封件并阻隔热量的传递,而内部纤维棉除了具备气密作用外,还能提供一定弹性。这种弹簧管热密封组件在安装时有一定的预压变形量,其良好的变形回弹能力可以适应活动缝隙的变化,以保证与周围结构的良好接触,从而保证密封效果,同时还能起到结构缓冲作用^[15-18]。

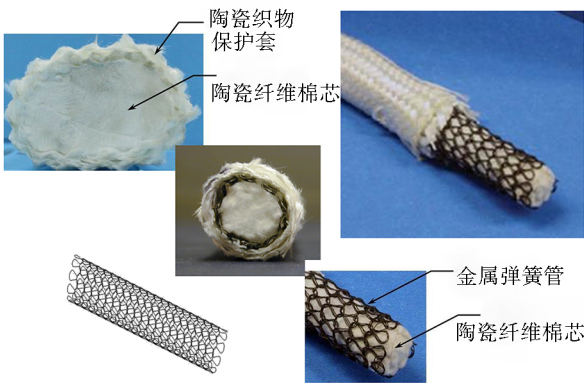


图6 弹簧管密封件^[17]

Fig. 6 Spring tube seals^[17]

GRC研究中心在一系列的高温压缩回弹试验中发现:当密封件经过649℃处理后,由于弹簧管元件的屈服和收缩,其回弹性能大幅下降,从而严重影响密封效果(图7)。此外,在飞行器飞行过程中,弹簧管内填充的陶瓷棉芯会有脱落现象,因此密封可靠性将大大降低^[19-20]。基于当前密封方案的失效温度离X-38飞行器密封件的1426℃预设工作温度差距较大,因此在后来的工作中对弹簧管密封件方案进行了改进,其改进主要围绕两个方向进行,一研发耐更高温度的金属弹簧管;二通过采用预压装置来提高密封件的弹性,并且改变棉芯和包裹织物的材料类型及其组合方式提高密封性能,下面将对这两个

研究方向进行具体叙述。

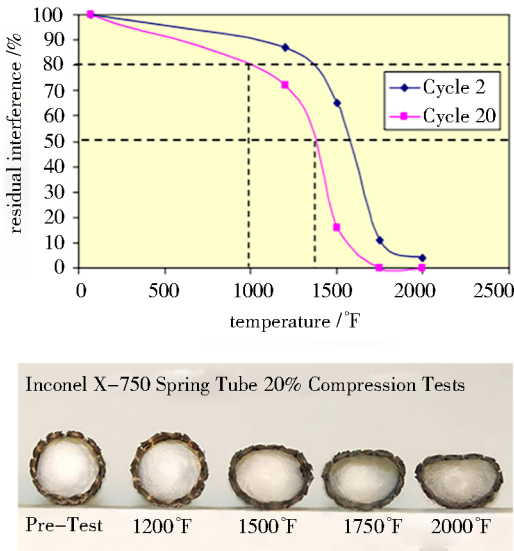


图7 弹簧管密封件的高温压缩回弹试验^[20]

Fig. 7 High-temperature compression rebound test of spring tube seals^[20]

首先,为提高弹簧管在高温环境下的回弹性能,一种耐火合金 TZM ($\text{Mo}-0.5\text{Ti}-0.08\text{Zr}$) 材料被纳入考虑,该合金具有较好的高温强度,但在试验中发现在高温有氧环境下材料容易被氧化,其高温性能因此大打折扣,所以为克服氧化问题必须在其表面涂覆抗氧化涂层使用,但涂层后的弹簧件不利于动密封的高摩擦环境^[21]。此外,具有更好高温强度和蠕变性能的碳化硅陶瓷被用于制备弹簧件,但陶瓷材料弹性有限,很难制造出复杂形状的高弹性弹簧件。最后, GRC 研究中心还比较了 4 种高温合金材料 (IN-X750、IN MA754、PM 2000、Rene 41) 在不同温度下的屈服强度和抗蠕变性能,发现 Rene 41 在 816 °C 下比其他几种合金有更高的断裂强度,在 1 038 °C 下比其他几种合金有更高的屈服强度,可见 Rene 41 是一种较好的密封结构弹簧备选材料。将采用 Rene 41 制备的弹簧管进行了单独的测试,发现其回弹性相比 Inconel X-750 弹簧管有了较大的提升,但对置入 Rene 41 弹簧管的整个密封结构进行测试,发现虽然回弹性有较大提高,但仅通过改变弹簧管材料类型的提升有限,仍难以满足飞行器尾翼与方向舵之间的高温动态热密封设计要求^[22-24]。

2.3 预压装置/陶瓷纤维绳密封结构

在上文中提到,弹簧管密封方案改进主要围绕两个方向进行,一就是研发耐更高温度的金属弹簧管,显然此思路难以达到设计要求。于是 NASA 开始大力发展预压装置和密封绳结合的密封结构,来提高密封件的高温回弹性能。如图 8 所示,预压弹簧安装在高温密封绳的后部,以提供足够的弹性使密封

绳和密封面紧密接触,整个密封结构通常安装在沟槽中,因此采用此密封方案必须提供足够的空间来安装整个密封结构^[25]。

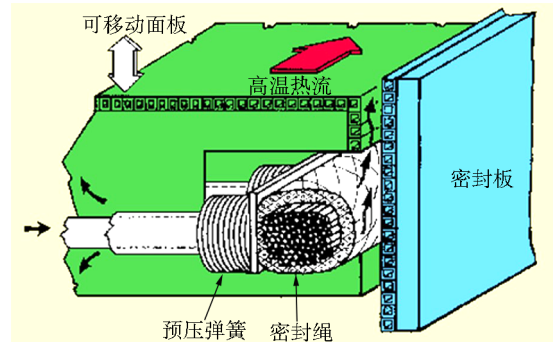


图8 预压装置&陶瓷纤维绳密封结构^[25]

Fig. 8 Preloading device & Ceramic fiber rope sealing Structure^[25]

预压结构/密封绳的方案具有 3 方面优势:(1)将提供弹力和密封的构件分离,使其设计更加灵活可靠;(2)预压装置压力可控,使密封件和密封面的接触压力足以达到密封要求,同时不至于过高而损伤到密封面(特别是安装有陶瓷隔热瓦等脆弱区域);(3)密封绳结构可调,可进一步根据服役环境调节密封绳结构及材料类型,以满足相应的密封要求。

在预紧装置-弹簧材料设计上,一种由 BAL 密封工程公司生产的斜盘弹簧表现出很大的开发潜力(图 9),该斜盘弹簧由 302 不锈钢材料制成,并拥有两个方面的独特优势,一是普通弹簧在被压缩时产生力会随压缩量增加而增大,而斜盘弹簧在被压缩时产生的弹力在很大范围几乎恒定,当被用作预紧装置时它可以为动密封带来很大的行程而不会导致过大压力损伤到密封面;二是斜盘弹簧可以斜铺成长条形,在一些长的沟槽中直接安装而不用像普通弹簧一样单个并排安装,极大的提高了安装便利性和密封结构的一体化^[26]。

此外,另一种由 NHK 弹簧公司生产的氮化硅压缩弹簧被纳入预紧装置的弹簧备选材料,由于弹簧 ($H=17.63\text{ mm}; D=11.05\text{ mm}; \text{Max deflection}=1.09\text{ mm}$) 由 Si_3N_4 陶瓷制备而成,所以其耐温高达 1 093 °C,可用于一些温度极高的密封环境。

在陶瓷纤维密封绳的设计上,通过改变纤维密封绳的材料类型和结构实现了密封性能的优化及灵活调控。具体方案如图 11 所示,其中 AC1 是由双层 Nextel 550 织物+Nextel 312 单轴纤维组成;BC1 是由双层 Nextel 440 织物+3 层 Nextel 440 纤维辫组成;TC1 是由芯层 Nextel 440 单轴纤维+四层 (Nextel 440 纤维缠绕 & Nextel 440 纤维织物包裹) 组成^[25]。GRC 通过压缩测试和密封测试对比了以上几种密封绳方案的综合性能,同时对密封绳的表面织物层与和不

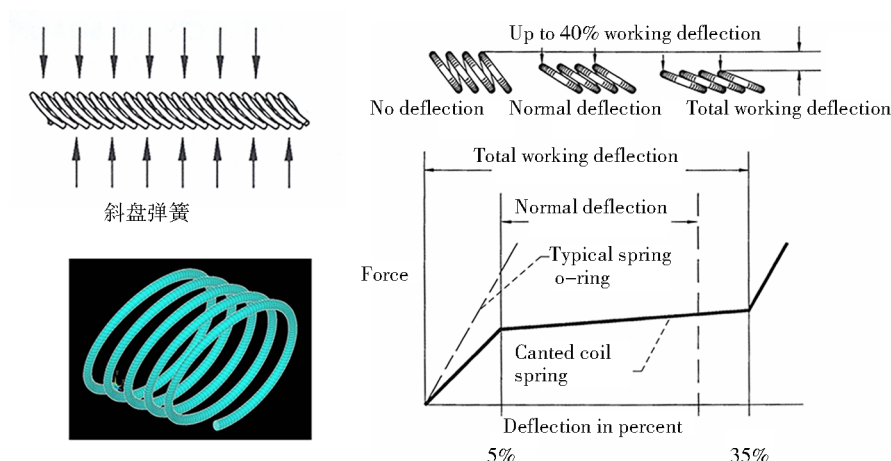


图9 斜盘弹簧^[26]

Fig. 9 Swashplate spring^[26]

同密封面进行兼容性测试和摩擦测试。基于以上测试结果发现,预压装置&陶瓷纤维密封绳的密封方案用于中低温环境有其独特的优势,但用于高温环境时,由于密封绳在高温下的耐磨性欠佳,且存在纤维织物和密封面板的高温粘接等问题。因此,针对超高温的动态密封有待发展更可靠的密封结构。

温和高压(1 100 ~ 1 371 °C,近0.7 MPa)带给密封件极大的考验,此外密封件还需要具有较强的抗氧化和防氢脆的能力^[27]。20世纪90年代初NASA开发陶瓷片密封结构,为保证较好的贴合,在陶瓷结构下方设置增压腔和预压弹簧,此预压结构与前文所提的预压结构&陶瓷纤维绳的结构原理类似,不同的是其密封体由陶瓷纤维绳替换为叠层的陶瓷薄片。



图10 Si₃N₄弹簧

Fig. 10 Si₃N₄ spring

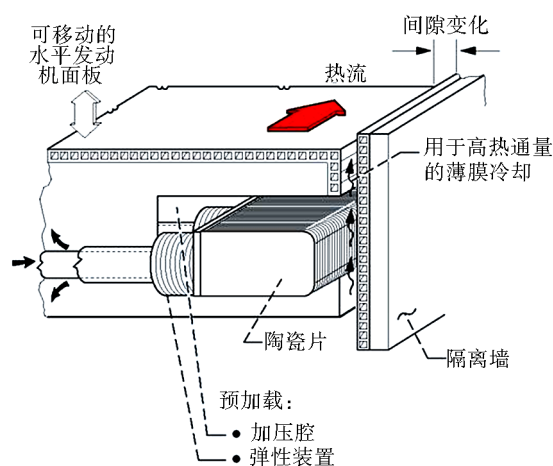


图12 预压装置&陶瓷片密封结构^[27]

Fig. 12 Preloading device & ceramic sheet sealing structure^[27]

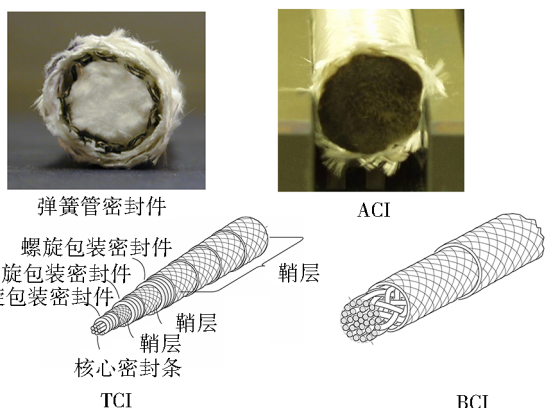


图11 不同方案的陶瓷纤维密封绳^[25]

Fig. 11 Different ceramic fiber sealing ropes^[25]

2.4 预压装置/陶瓷片密封结构

预压装置/陶瓷片密封结构最早应用于X-51的超燃高冲压发动机进气道斜板周边,密封位置的高宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2024年 第3期

陶瓷片由氮化硅、碳化硅或氧化铝等耐高温材料制成,因此拥有比陶瓷纤维绳更好的耐高温和耐磨损性能,密封结构的使用温度可以达到1 300 °C。单个的陶瓷片通过叠层形成具有良好变形能力的密封体,在密封端面动态变化时,密封体在预压弹簧的推动下可通过陶瓷片间的相对滑动来调整与密封端面良好的贴合^[28]。在后来的研究中设计了一种新的陶瓷片,陶瓷片侧面不再是平面,而是加工成浅的凹槽,称之为退化表面,如图13所示,实验采用铝材加工成试验件,常温实验结果表明退化表面陶瓷片相比传统陶瓷片在气密性能上略有提高,其减小了飞

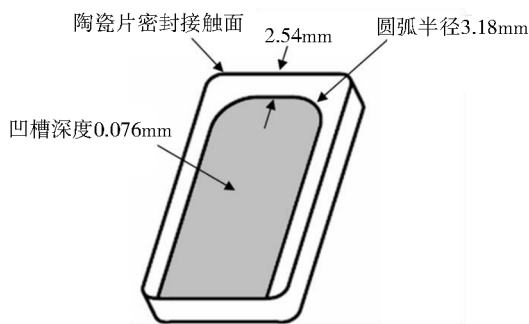


图 13 陶瓷片

Fig. 13 Ceramic sheet

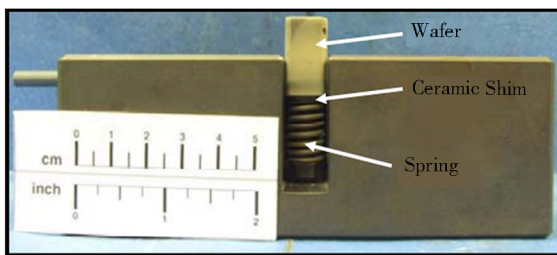
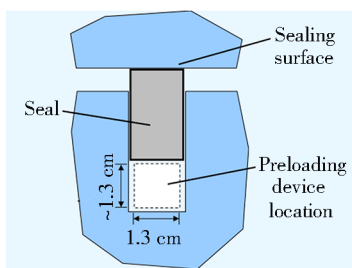


图 14 典型的预压装置&陶瓷片密封结构

Fig. 14 Typical preloading device & ceramic sheet sealing structure

带预压装置的陶瓷片密封和密封绳密封有相似的结构原理,但选用陶瓷片密封其使用温度可大幅提高,同时也可能带来由于陶瓷面过硬对密封面磨损更严重等问题^[30];预压装置/密封绳密封结构服役温度稍低,但对于动态较大或者一些曲面区域有着优良的适应性,且对密封面磨损程度较低。因此带预压装置的密封结构在实际服役环境其应用前景更大,但由于附带的预压结构同时也会给有限的安装空间带来挑战。

3 动态密封件关键性能测试方法

为验证高温动态密封件在高达 1 650 ℃环境下的可靠性,NASA GRC 开发了一套先进且完善的测试

行器上密封玻璃胶在相邻陶瓷片之间的聚集,进而减小陶瓷片粘接在一起的趋势,并且允许空气进入陶瓷片之间的凹槽处,充当气垫作用,以减小陶瓷片之间的摩擦。

由于此类密封件用于达 1 300 ℃的高温区域,为此陶瓷片后的预紧弹簧需要有同样的高温耐受能力, Si_3N_4 弹簧由于其优良的耐高温性能被用于密封件的预紧结构,同时提供 0.25 cm 的压缩行程。预紧弹簧被安装在边长 1.27 cm 的空间内(图 14),并且提供合适的压力来保证前端密封件与密封面紧密贴合,同时又不会产生过大负荷损伤到密封端面^[29]。

方法及仪器,对密封件的耐高温性能、压缩回弹性能、耐磨损性能、气密性能等进行了综合测试。此外,为模拟最真实服役环境,对密封件进行了 0.3 马赫火焰喷射(中温)考核、QARE(高温)考核和 ARC-JET(再入环境)考核,最后将性能优异的试验件进行飞行器试验飞行验证,以保证密封件在实际服役环境中的可靠性。

3.1 机械性能测试

3.1.1 压缩-回弹测试

GRC 研究中心通过图 15 所示高温压缩试验平台对密封件进行不同温度的压缩回弹试验。试验平台主要由一台 MTS 伺服液压负载架、ATS 高温风炉、非

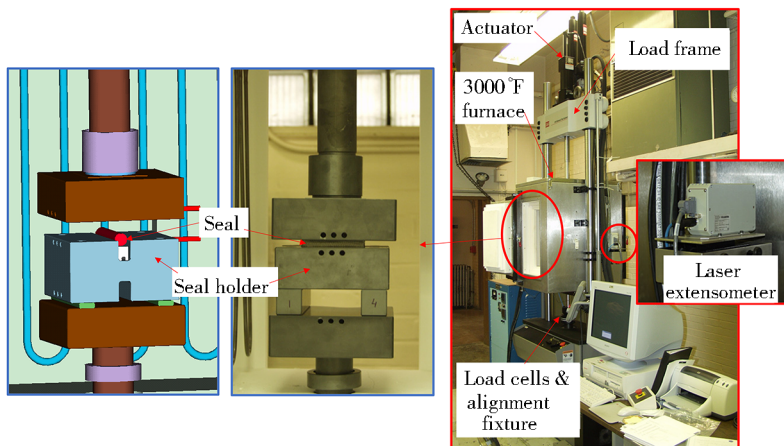


图 15 高温压缩-回弹测试平台^[31]

Fig. 15 High temperature compression-rebound test platform^[31]

接触式激光引伸仪和专门的支架构成,其高温风炉箱体体积为22.9 cm×35.6 cm×45.7 cm,箱体内部为压缩试验部件,其试样夹具为碳化硅材料,所以试验平台最高测试温度可达1 650 ℃。压缩试验时,将试验件置于夹具平台上固定,夹具平台同时也被固定在下部支架上,试验件上方为压缩平板,在压缩平板和夹具平台有激光测距仪监控试验件的压缩位移,压缩平板的压缩速度在0.002 5~15.2 cm/s间可调,且可根据试验要求有两种负载可选择,2 222 N负载下传感器精度为±0.67 N,而最大负载可达14 667 N,此时传感器精度为±11.73 N^[31-32]。高温压缩回弹试验平台不仅提供室温到1 650 ℃测试环境,而且进行不同温度下热密封件的压缩率、回弹率测试,获得不同类型弹性元件的压缩回弹等性能,此外还可以获得不同高温环境中密封件的压缩率-回弹率的关系曲线、疲劳破坏时间等对实际工程应用有重要意义的

数据。
用于航天飞行器的密封件不只要经受高温环境,在深空环境中同样会面临低温侵袭,因此GRC同样开发了多温度压缩回弹试验机,以满足试验件在不同温度环境的压缩回弹测试要求。测试仪器如图16所示,试验件置于仪器下部的仓体(38.1 cm×38.1 cm×30.5 cm)中进行压缩回弹试验,仓体温度环境在-150~593 ℃可调,以此测试试验件在低温环境下的压缩和回弹过程中的载荷-位移曲线^[33]。

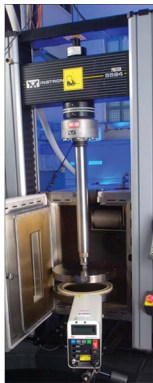


图 16 低温压缩-回弹测试平台^[33]
Fig. 16 Low temperature compression-rebound test platform^[33]

3.1.2 耐磨损性能测试(往复式摩擦)

耐磨损测试所采用的平台与压缩回弹测试平台相同,测试夹具如图17所示。试验件被固定在两夹具之间的凹槽中,在试验件两边有Inconel 625的摩擦面(摩擦面可根据测试要求进行不同粗糙度摩擦面的更换),摩擦面被固定在和传动轴连接的支架上,试验件和摩擦面之间的间隙由试验件和支架之间的垫片控制,在测试过程中,试验件受摩擦面上下往复式摩擦,在夹具底座设置有载荷传感器,可检测

样件在摩擦实验中的载荷变化,摩擦试验后的试验件的磨损情况可根据其形貌变化和质量变化来判断,同时借助气密性测试以确定摩擦对试验件的损伤程度^[34-35]。

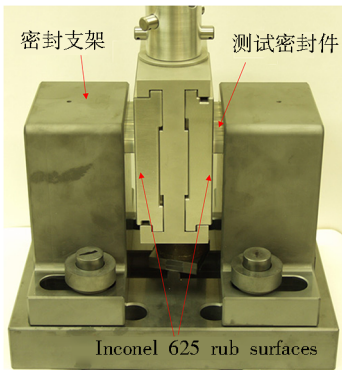


图 17 往复式摩擦测试平台^[35]
Fig. 17 Reciprocating friction test platform^[35]

3.1.3 耐磨损性能测试(旋转式摩擦)

在动密封件的使用环境中既存在往复式摩擦(滑槽区域),也存在旋转式摩擦(如轴等区域),因此需要开发试验设备以模拟评估旋转摩擦对密封件的损伤情况。图18所示装置为高温旋转摩擦试验机,主要用于测试密封样件在室温到815 ℃温度范围内的旋转摩擦损伤,由于摩擦面固定在转动轴上,故摩擦测试为旋转式摩擦,转动轴旋转角度为±30°,转速在0.1~370 dge/s可调。旋转式摩擦方式可更真实的模拟在一些旋转轴位置的密封件摩擦(如X38尾翼与方向舵的垂直密封区域)。

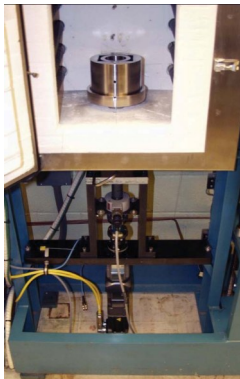


图 18 旋转式摩擦测试平台^[31]
Fig. 18 Rotary friction test platform^[31]

3.2 气密性测试

3.2.1 室温气密性测试

气密性是密封件的关键性能参数,测试密封件气密性主要采用两种设备,一种设备测试密封件在线性低压气流下的气密性,另一种测试非线性高压气流下的密封效果。

图19为密封件在线性低压气流下的气密性测试设备,装置为铝合金的腔体、在气流窗口开有直径

3.8 cm、长 30.5 cm 的槽,用于安装密封试验件。在气体流出端用量程 0~34.5 kPa 的压力计和 0~5 097 m³/h 流量计检测透过密封件的气流。在试验中采用空气进行测试,流率在 0~150 m³/h、压力 0~689.5 kPa 内可调(但一般用于线性低压测试),理论上试验件

长度需达到 30.5 cm 长,但对设备改造后只需要取 10.2 cm 长实际密封材料进行相关测试,而不会影响试验结果,同时也可有效地降低试验成本,对试验件的压缩量可根据测试要求在 0~55% 可调^[32]。

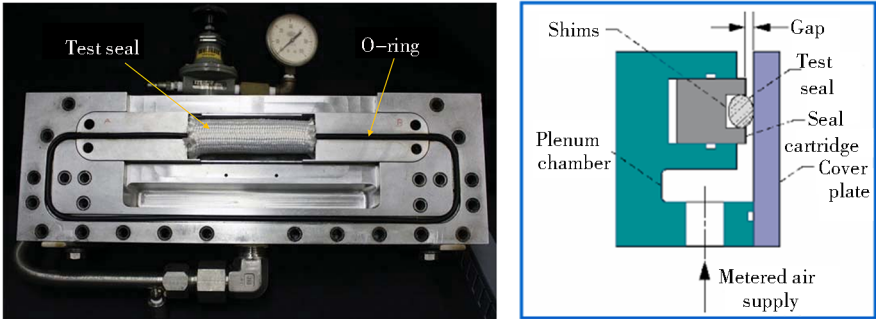


图 19 线性低压气密性测试平台^[32]

Fig. 19 Linear low-pressure air tightness test platform^[32]

图 20 为密封件在非线性高压气流下的气密性测试设备,设备基座同样采用铝合金材质,在基座上方为样品测试平台,平台上留有直径 6.4 cm、长 12.7 cm 的样品槽,用于安装测试密封件,样品槽右侧为进气通道,并留有冲压空间,左侧为气流流出通道,气流轨迹如图中黄线标示。上方采用铝合金盖板密封,铝合金盖板内侧嵌套安装有陶瓷基复合材料板,以模拟密封件在真实使用场景的受压面。测试过程中同样采用空气,气流流率在 0~150 m³/h、压力 0~689.5 kPa 内可调(一般用于非线性高压测试),试验件压缩量可控制在 0~70% 之间。设备左侧壁处为气体流出端口(图示标出),此处安装有 Setra 239 压力传感器(34.5 kPa, 0.14%FS 精度)监测压力,和 Hastings HFM 201 流量计(5.9 m³/h, 1%FS 精度)测量流速,由于测试高压大气流,不排除密封件会有掉落的纤维丝被带入到气体检测端口,所以在流出端需要安装一个高效空气过滤装置进行纤维阻拦^[36-38]。

3.2.2 高温气密性测试

由于密封件通常工作在高温环境下,因此对于其良好高温气密性有重要意义。图 21 所示的设备为密封件高温气密性测试装置,装置主要由一个直径 24.1 cm、高 27.9 cm 的高温仓体和气密性测试部件构成,仓体升温可提供最高 649 °C 的高温环境。由于仓体高温且空间有限,所以仓体内部的气密性测试部件只能测试流率为 0~5.9 m³/h,压力 0~172.4 kPa 的气流,测试过程中使用气体为空气或者氮气(一般高温采用氮气)。

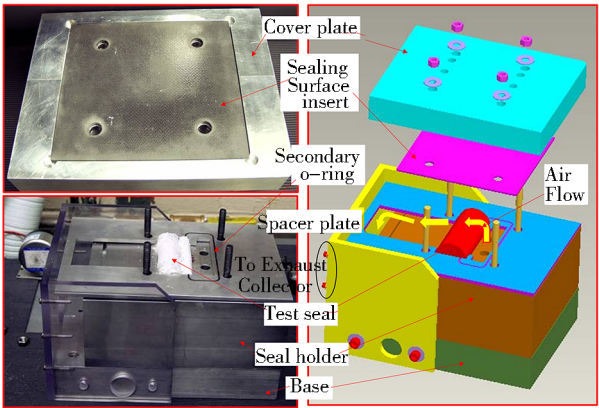


图 20 非线性高压气密性测试平台^[37]

Fig. 20 Nonlinear high-pressure air tightness test platform^[37]



图 21 高温气密性测试平台

Fig. 21 high-temperature air tightness test platform

3.3 兼容性测试

为达到理想的密封效果,密封件通常会在受压条件下与密封端面长时间接触,特别是处于高温环境时,这种长时间接触会导致密封件和密封端面存在一定的粘连,当两者出现相对滑动时密封件表面必然受损,所以有必要事先对密封件和密封端面材料进行兼容性测试。试验在 1 426 °C 的高温风炉中

进行,将密封件和密封端面在负载压力为48~55 kPa下紧密贴合,在经过不同测试时间后将两侧分离,并查看两者的粘连情况。典型的如分别对Nextel 440和Nextel 720两种纤维织物与陶瓷基复合材料(CMC)材料(C/C、C/SiC和Hexoloy SiC)在高温下的

相容性测试^[28],结果显示(图22),几乎所有纤维织物和接触面板都存在不同程度粘连,有的甚至是整块粘连在接触的面板上,在实际飞行中这种情况会直接导致密封件失效,所以缓解密封绳表面织物和与之接触密封面板之间的高温粘连问题极为重要。

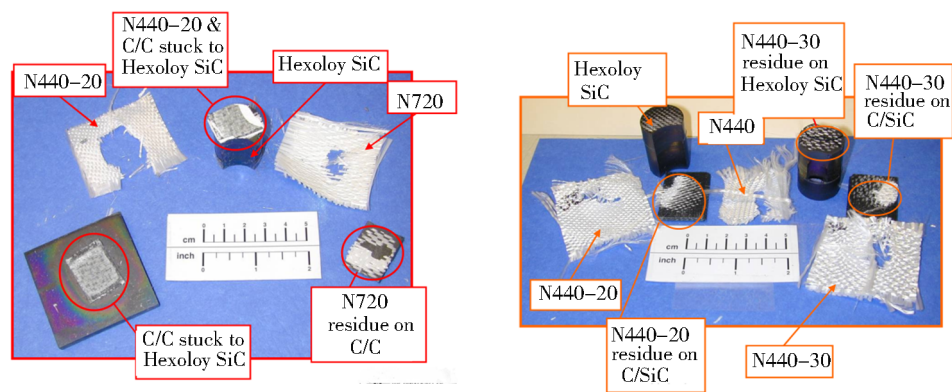


图22 密封件相容性测试^[28]
Fig. 22 Compatibility test of seals^[28]

3.4 耐高温性能测试

对密封样件进行耐高温性能考核主要分3个层次,通过0.3马赫火焰喷射试验进行中温考核、通过

QARE 试验进行高温考核及 Arc-Jet 再入环境考核(图23)^[9,33],表2为具体考核参数。

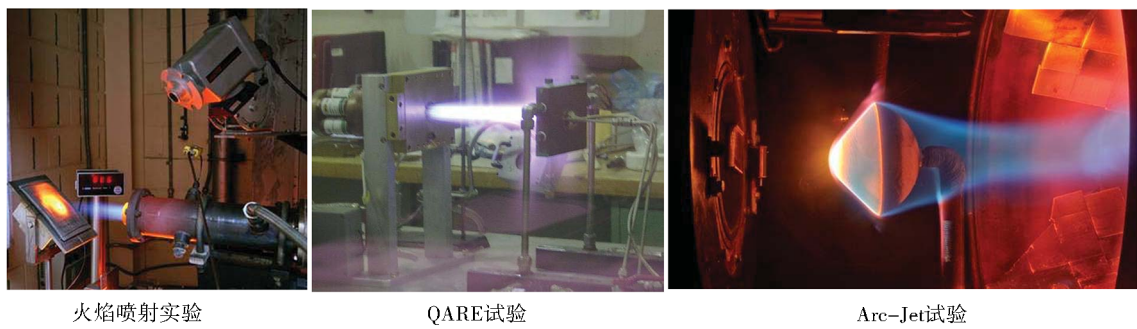


图23 密封件的耐高温性能测试方式^[33]
Fig. 23 High temperature resistance test method of seals^[33]

表2 密封件的耐高温性能测试^[33]
Tab. 2 High temperature resistance test of seals^[33]

考核方式	考核目的	测试机构	温度/℃	热流/W·cm ⁻²	马赫数	燃料
火焰喷射试验	样件在中等热流环境的循环能力	GRC	370~1370	10 ~ 20	0.3	Jet+Air
QARE 试验	样件在高热流环境的耐久度	GRC	> 1370	400	—	H ₂ +O ₂
Arc-Jet 试验	样件在再入环境下的使用效果	ARC	> 1370	750	5.5~7.5	—

3.5 样件搭载飞行测试

通过上诉的各种基本性能测试后,将具备优异性能密封样件在试验飞行器中进行部分区域安装测试,通过各种不同飞行条件的飞行测试以验证材料在不同服役环境中的可靠性^[39]。

4 结语

动态热密封作为高超声速飞行器热防护系统中的关键技术,同时也是短板环节,不管是早期陶瓷纤维密封还是后来的弹簧管密封,都因其在高温下回弹性能下降太快而不能满足密封件设计要求。而带预压装置的陶瓷纤维绳或陶瓷片密封结构为动态密封设计带来了新思路,将密封结构中的弹性体和密封体进行分离设计,为密封结构的弹性和密封性设计带来极大灵活性,并且增加可靠性,但分体式设计为安装空间受限区域带来新的挑战。因此,在基于前期弹簧管密封件的设计思路基础上,可以通过

维绳密封还是后来的弹簧管密封,都因其在高温下回弹性能下降太快而不能满足密封件设计要求。而带预压装置的陶瓷纤维绳或陶瓷片密封结构为动态密封设计带来了新思路,将密封结构中的弹性体和密封体进行分离设计,为密封结构的弹性和密封性设计带来极大灵活性,并且增加可靠性,但分体式设计为安装空间受限区域带来新的挑战。因此,在基于前期弹簧管密封件的设计思路基础上,可以通过

新材料的研发而制备出耐温性能更好弹性元件,从而发挥出弹簧管密封件方便易用的优势。

随着未来高超声速飞行器的不断发展,对密封件的耐高温、抗氧化性能提出新的要求。要求密封件在高温富氧环境中稳定高效、安装便捷,且尽可能轻量化,不管是弹簧管密封结构还是带预压装置的密封结构都迫切需要在弹性元件上作出革新。由于高温合金拥有陶瓷材料不具备优良回弹,因此,一些新型高温合金材料成为未来动态热密封技术发展重要突破口,通过新型高温合金材料的使用来提升弹性元件在极端环境下的回弹性能,从而发展出综合性能更优的动态热密封结构。

参考文献

- [1] HEISER W H, PRATT D T. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. AIAA Education Series, 1994.
- [2] 王希季. 航天器进入与返回技术[M]. 北京: 宇航出版社, 1991.
- WANG J X. Spacecraft entry and return technology[M]. Beijing: Astronautical Press, 1991.
- [3] DUNLAP P H, DEMANGE J J, TAYLOR S C. Seal technology for hypersonic vehicle and propulsion: an overview[R]. NASA Technical Reports: E-16776, 2008.
- [4] 董二宝. 智能变形飞行器结构实现机制与若干关键技术研究[D]. 安徽: 中国科学技术大学, 2010.
- DONG R B. Research on realization mechanism and some key technologies of smart morphing aircraft structures [D]. Anhui: University of Science and Technology of China, 2010.
- [5] DUNLAP P H, STEINETZ B M, DEMANGE J J, et al. Toward an improved hypersonic engine seal [C]. 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Alabama: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003, AIAA: 4834.
- [6] 李凡, 王树浩, 陈江涛, 等. 飞行器典型热密封结构[J]. 宇航材料工艺, 2013, 43(01): 20-25.
- LI F, WANG S H, CHEN J T, et al. Typical high-temperature seal structure of reusable and hypersonic vehicle[J]. Aerospace Materials & Technology, 2013, 43(01): 20-25.
- [7] 魏龙. 密封技术(第三版)[M]. 北京: 化学工业出版社, 2019.
- WEI L. Sealing technology (3rd)[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2019.
- [8] DUNLAP P H, STEINETZ B M, CURRY D M, et al. Investigations of a control surface seal for reentry vehicles[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2003, 40(4): 570-583.
- [9] FINKBEINER J R, DUNLAP P H, STEINETZ B M, et al. On the development of a unique arc jet test apparatus for control surface seal evaluations [C]. 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Florida: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004, AIAA: 3891.
- [10] STEINETZ B M, DUNLAP P H. Development of thermal barriers for solid rocket motor nozzle joints[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(5): 1023-1023.
- [11] BRUCE M S, ADAMS M L, PAUL A B, et al. High-temperature braided rope seals for static sealing applications[J]. Journal of Propulsion and Power, 1997, 13(5): 675-682.
- [12] MUTHARASAN R, STEINETZ B M, Tao X M, et al. Development of braided rope seals for hypersonic engine applications-flow modeling [J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(3): 456-461.
- [13] SIROCKY P J. High-temperature, flexible, thermal barrier seal[P]. 5014917, 1991-05-14.
- [14] STEINETZ B M, ADAMS M L. Effects of compression, staging, and braid angle on braided rope seal performance [J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(6): 934-939.
- [15] TAYLOR S C, DEMANGE J J, DUNLAP P H, et al. Evaluation of high temperature knitted spring tubes for structural seal applications [C]. 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Florida: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004, AIAA: 3890.
- [16] TAYLOR S C. Evaluation of material substitution in knitted spring tubes for advanced structural seals [C]. 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Nevada: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006, AIAA: 354.
- [17] DELLACORTE C, STEINETZ B. Tribological evaluation of an Al₂O₃-SiO₂ ceramic fiber candidate for high temperature sliding seals[J]. Tribology Transactions, 1994, 37(2): 369-377.
- [18] DERBY J, ENGLAND R. Tribopair evaluation of brush seal applications [C]. 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit, Tennessee: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992, AIAA: 3715.
- [19] DUNLAP P H, STEINETZ B M, CURRY D M. Rudder/fin seal investigations for the X-38 re-entry vehicle [C]. 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Nevada: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000, AIAA: 3508.
- [20] TAYLOR S C, DEMANGE J J, DUNLAP P H, et al. Further investigations of high temperature knitted spring tubes for advanced control surface seal applications [C]. 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Arizona: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005, AIAA: 4154.
- [21] DUNLAP P H, STEINETZ B M, DEMANGE J J. High temperature propulsion system structural seals for future

space launch vehicles[R]. NASA Technical Reports:212907, 2004.

[22] JECKINS L R, FORREST R D. ASM handbook volume 01 properties and selection: alloys, steels, and high-performance alloys[M]. Michigan:ASM International,1993.

[23] STOLOFF N S, SIMMS C T, HAGEL W C. Superalloys II[M]. Manhattan:John Wiley and Sons, Inc,1987:575-596.

[24] KLOPP W D. Aerospace structural metals handbook: volume 41 [M]. West Lafayette: Purdue Research Foundation, 1994.

[25] STEINETZ B M, DELLACORTE C, MACHINCHICK M, et al. High temperature dynamic engine seal technology development[R]. NASA Technical Reports:105641,1992.

[26] OSWALD J J, MULLEN R L, DUNLAP P H, et al. Modeling and evaluation of canted coil springs as high temperature seal preloading devices [R]. NASA Technical Reports:213189,2004.

[27] HANK J M, MURPHY J S, MUTZMAN R C. The X-51A scramjet engine flight demonstration program [C]. 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Ohio: American Institute of Aeronautics and Astronautics,2008,AIAA:2540.

[28] DEMANGE J J, DUNLAP P H, STEINETZ B M. Advanced control surface seal development for future space vehicles[R]. NASA Technical Reports:212898,2004.

[29] STEINETZ B M. Evaluation of an innovative high temperature ceramic wafer seal for hypersonic engine applications [R]. NASA Technical Reports:105556,1992.

[30] STEINETZ B M. High temperature performance evaluation of a hypersonic engine ceramic wafer seal[R]. NASA Technical Reports:103737,1991.

[31] STEINETZ B M, PROCTOR M P, DUNLAP P H, et al. Overview of NASA Glenn seal program [C]. 2002 NASA Seal/Secondary Air System Workshop, Ohio: NASA Glenn

Research Center,2002.

[32] DEMANGE J J, DUNLAP P H, STEINETZ B M, et al. An evaluation of high temperature airframe seals for advanced hypersonic vehicles [C]. 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Ohio: NASA Glenn Research Center,2007,AIAA:5743.

[33] DUNLAP P H. An overview of advanced elastomeric seal development and testing capabilities at NASA Glenn research center [C]. 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Ohio: American Institute of Aeronautics and Astronautics,2014.

[34] DELLACORTE C, STEINETZ B M. Relative sliding durability of two candidate high temperature oxide fiber seal materials[J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(2): 307-315.

[35] DELLACORTE C, STEINETZ B M. Sliding durability of candidate seal fiber materials in hydrogen from 25 to 900 °C[R]. NASA Technical Reports:105939,1992.

[36] TURNQUIST N A, MCNICKLE A D, TSENG T W, et al. Full scale testing of an aspirating face seal with angular misalignment [C]. 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit, California: American Institute of Aeronautics and Astronautics,1999,AIAA:2682.

[37] DEMANGE J J, BOTT R H, DRUESEDOW A S. The effect of core configuration on thermal barrier thermal performance [C]. Materials Science and Technology (MS&T), Ohio: American Institute of Aeronautics and Astronautics,2015.

[38] DEMANGE J J, TAYLOR S, DUNLAP P H, et al. Overview of CEV thermal protection system seal development [R]. NASA Contractor Reports:215677,2009.

[39] Hogenson P A, WEEKS D P. Task 4 supporting technology detailed test plan for thermal seals [R]. NASA Contractor Report:198628,1995.