

高超声速飞行器控制面动密封技术

王立研 王菁华 杨炳尉

(北京航天长征飞行器研究所,北京 100076)

文 摘 根据高超声速飞行器控制面高温密封件的设计要求,本文介绍了 NASA 格林研究中心高温密封件的先进设计方案,即以耐高温材料的编织物为基础的密封件方案、陶瓷层叠薄片密封件方案和预加载器方案,并总结了鉴定密封件和密封系统性能的试验设备和方法。

关键词 高超声速飞行器,控制面,动密封,鉴定试验

中图分类号:V25

DOI:10.3969/j.issn.1007-2330.2016.03.001

Dynamic Seal Technology for Control Surface of Hypersonic Vehicles

WANG Liyan WANG Jinghua YANG Bingwei

(Beijing Institute of Space Long March Vehicle, Beijing 100076)

Abstract Based on the design requirements of high temperature seals for control surface of hypersonic vehicles, the advanced design approaches to high temperature seals of NASA Glenn Research Center, namely textile-based seals, ceramic wafer seals and preloaders are introduced. And then, it summarizes the test equipment and methods for evaluating seals and seal system performance.

Key words Hypersonic vehicles, Control surface, Dynamic seal, Evaluation test

0 引言

高超声速飞行器的机身襟翼、襟副翼和方向升降舵等部位都处于千度以上高温气流的冲击之下,控制翼又需要不停地动作,在控制翼与机体固定部位之间必须留有活动的间隙,为了防止高温气流对这些间隙部位的损害,就必须采用相应的密封件。这种密封属于动态密封,比起静态密封来,其技术难度要大得多。因此,高温控制面的密封技术被公认为是研发未来航天器的一项十分重要的技术。围绕着高温密封技术,本文将重点介绍控制面密封件的设计要求、美国在密封件设计方案方面的进展以及密封件试验鉴定方法和相应的试验设备。

1 控制面密封件的设计要求

高温密封件必须能经受住高达 1 427~1 649℃ 的高温,并可保护底层温度敏感的结构免受高温气流的侵袭,并且在多重载荷和加热循环的条件下,仍能保持回弹性。根据文献[1-2],控制面密封件的设计要

求可以归纳为:

(1)在极端温度下,具有良好的绝热性能,能够阻隔热气流进入底层低温结构、尽可能地减少传导到结构上的热量;

(2)能有助于保持光滑的外形模线,不出现台阶和缝隙;

(3)能使得泄漏量尽可能小;

(4)具有良好的变形能力,以适应复杂的飞行器几何形状;

(5)在经受多重载荷和加热循环时密封件能保持回弹性,要求产生的永久变形尽量小,条状密封件一般都放在特定的槽内,依靠受压时产生的回弹力紧压在活动面上,从而起到密封作用,故在任何情况下,密封件都必须具有足够的回弹力^[3],耐热温度:密封件对以防热瓦为基础的热防护系统是 1 149℃,对陶瓷基复合材料的控制面是 1 427~1 649℃;

(6)限制施加到密封表面上的载荷,密封件与密

封表面间的压紧力过大,会导致活动面难于滑动,使得气动控制面所需的驱动力矩大大增加;反之,如果压紧力过小,就会影响到密封效果;

(7)具有良好的耐磨损能力,在动态环境和多次循环的工作状况下能保持结构完整性。

2 控制面密封件的先进设计方案

NASA 格林研究中心负责研发可重复使用温度接近 1 649℃ 的各种动态密封件。目前,高温密封件的设计主要分成两个系列:一个系列是以耐高温材料的编织物为基础的条状密封件;另一个系列是以陶瓷层叠薄片压制成的条状的密封件。此外,为了补偿密封件回弹性的不足和确保提供合适的压紧力,研发了一种耐高温的预加载器,它可以放置在上述两种系列的密封件的后面,效果相当好。

2.1 以耐高温材料的编织物为基础的条状密封件

根据文献[1]介绍,美国详细研究过的编织物型条状密封件有 4 种形式。

(1)基准型密封件—这是一种已经在航天飞机轨道飞行器上成功使用的密封件,而且也在 X-38 飞行器上经受过考验。由于是一种比较成熟的密封件,故把它作为供比较的基准型,其他改进后的密封件与之比较。该基准型密封件的具体结构如下:其外层是用 Nextel 312 人造陶瓷纤维编织的护套,内壁是由

Inconel X-750 耐热合金编织的弹簧管作为骨架,管中充填满由 Saffil 陶瓷纤维制成的絮状芯。其主要成分为: Al_2O_3 (96wt% ~ 97wt%), SiO_2 (3wt% ~ 4wt%), 其最高使用温度为 1 600℃^[4]。目前基准型密封件已无法满足未来高温、高压的使用环境要求,存在着两个明显的缺点:一是在 >816℃ 时,由于弹簧管元件的塑性变形和蠕变,密封弹性(回弹力)会显著降低。如图 1 所示,密封件的持久残留变形可能会导致气流通过密封件,对密封件下游的温度敏感部件造成损害;二是已有多次航天飞机飞行的实例报告表明,一部分人工填充的 Saffil 絮状隔热填料会脱落下来,有可能会对密封性造成损害。为此,设计了下面几种改良芯密封件(图 2)。

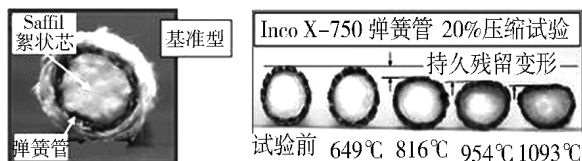
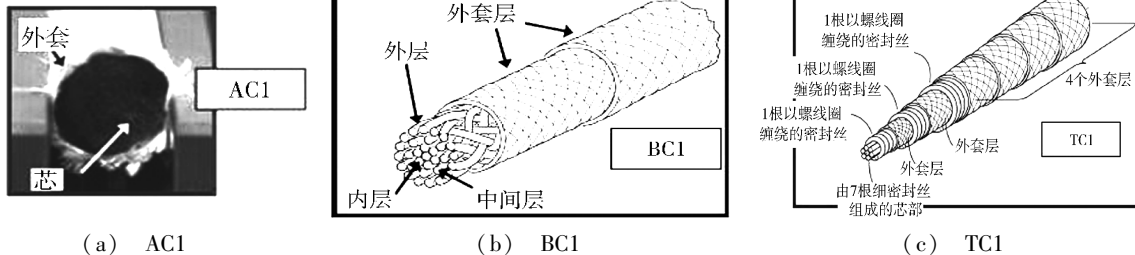


图 1 基准型密封件^[5]

Fig.1 Baseline seal

(2)改良芯密封件 AC1 的结构类似于基准型,其外部是 2 层由 N550 陶瓷纤维组成的外套,内部是由 N312 单轴陶瓷纤维构成的芯。



(a) AC1

(b) BC1

(c) TC1

图 2 改良芯密封件

Fig.2 Engineered core seal

(3)改良芯密封件 BC1 的结构比较复杂。由图 2(b) 可以看到,其外部是 2 层由 N440 陶瓷纤维编织的外套,而内部是采用 N440 陶瓷纤维束编织而成的内、中、外三层组合在一起的芯部,以防止它脱落和散开,保持密封件的完整性和增强回弹性。

(4)改良芯密封件 TC1 的结构十分复杂,从图 2(c) 可以看到,其外部是 4 层由 N440 陶瓷纤维编织的外套,内部是 2 层编织的套层,套层外还用 1 根螺线圈缠绕的密封丝缠住,最内部是一束由 7 根密封丝拼在一起,外面用 1 根密封丝以螺旋形绕住。

在改进密封件结构时,还须选择使用的材料。图 30 为目前使用得最多的三种材料的工作范围和特性。像 Inconel X-750 这类耐热合金,只可以在 816℃ 以下使用,超出这个温度范围,其强度和蠕变性

能会急剧下降。用它制成的基准型密封件内的弹簧管,不能承受新的高超声速飞行器所要求的温度。像 TZM (钛锆钼) 这类耐高温合金(也叫难熔合金),在接近 1 260℃ 时,还具有较好的强度和蠕变性能。

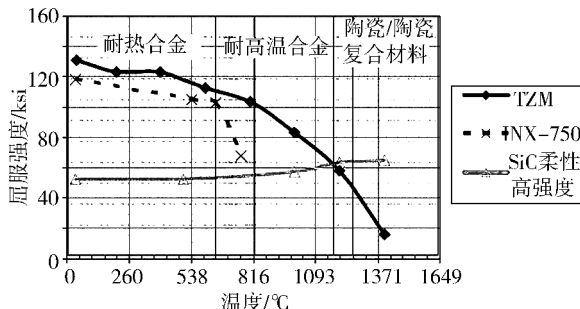


图 3 各种材料的屈服强度—温度变化曲线

Fig.3 Yield strength as a function of temperature for several material classes

因此,用它来制造基准型密封件内的弹簧管,就可以承受新的高超声速飞行器所需求的温度。在超过 1 260℃ 时,只能使用陶瓷材料和 CMC,如 SiC 陶瓷材料。它们在目前提出的 1 649℃ 高温条件下,也具有相当好的强度和蠕变性能。

耐热合金系(如 Inconel X-750)不能承受新一代航天飞行器内部的高温。通过替换氧化扩散强化合金(如 Inconel MA754 和 Plansee PM 2000),密封件的性能会有所改进。为了提高密封件的使用温度,必须考虑不同的材料系,如耐高温合金、陶瓷和陶瓷基复合材料。就更高温度(1 260℃)的使用环境来看,钛锆钼(TZM)合金更实用。尽管这些材料与耐热合金系相比,具有更好的高温强度和蠕变特性,但也具有一些局限性。例如,耐高温合金抗氧化性差,需要有防护涂层。陶瓷和陶瓷基复合材料的弹性有限,这使其很难将密封件制造成复杂的形状。

总的来说,编织物型条状密封件都不理想,很大程度上不如下面所说的陶瓷层叠薄片型条状密封件,似乎有被后者取代的趋势。

2.2 以陶瓷层叠薄片为基础的条状密封件^[6]

陶瓷层叠薄片密封件是由许多个像威化饼干那样层叠在一起的“小薄片”(由 Si_3N_4 或 SiC 制成)组成的,它可提供所需的回弹伸缩性,而且结构简单(图 4)。

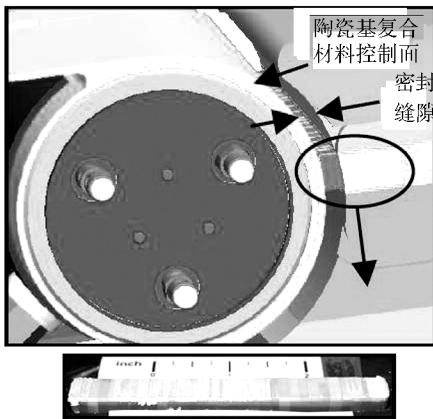
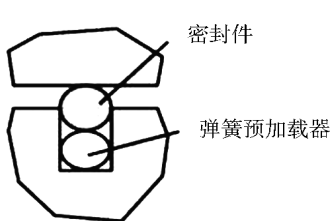


图 4 紧靠控制面的带有层叠薄片密封件^[7]

Fig.4 Wafer seals sealing against control surface



倾斜式缠绕弹簧



Si_3N_4 压缩弹簧

图 5 倾斜式缠绕弹簧和氮化硅压缩弹簧^[8]

Fig.5 Canted coil spring and Si_3N_4 compression springs

NASA 格林研究中心目前研发的预加载器有 3 个类型:倾斜式缠绕弹簧、压缩弹簧和波形弹簧。这

从图 4 中可以看出,这样层叠压制成的条状密封件是安放在机身固定结构上的槽内,后面施加一定的压紧力,沿着翼展方向,以条状密封件的侧面,紧压在由陶瓷复合材料制成的控制面上,由此实现阻挡高温气流的动态密封。

这种陶瓷层叠薄片条状密封件是在上述多种编织型条状密封件之后新研发的新型密封件。它的性能比编织物型的密封件好得多,是很有前途的解决高温动密封难题的方案,美国还在进行深入研究。具体地说,它性能的提高体现在如下几方面。

分别在室温和 871℃ 条件下,进行了层叠薄片与 Inconel 625 摩擦面的磨损试验;在 1 093 和 1 204℃ 条件下,进行了层叠薄片与 SiC 摩擦面的磨损试验。在相对于 SiC 摩擦面的试验中,施加的摩擦载荷较低,但在与上述两种摩擦面中的任何一种摩擦面经历磨损试验长度 50.8 m 之后,这些层叠薄片上均没有任何明显的损伤痕迹。磨损试验前后,对层叠薄片进行的泄漏流量试验表明,磨损后,泄漏流率仅有微小的变化。

与基准型密封设计方案和改良芯密封件设计方案相比,陶瓷层叠薄片密封件的设计方案是最有前途的。陶瓷层叠薄片密封件具有更优的回弹性、刚度和耐用性,且在磨损试验后,其泄漏率比目前最好的以编织物为基底的基准型密封件的泄漏率还要低。

2.3 预加载器:解决回弹性问题的有潜力的方案

条状密封件与其相对的密封面之间压紧力的大小,对动密封功能起到关键作用。压紧力太小,容易泄漏;但压紧力如果太大,则容易“抱死”或“卡死”,阻止控制面的运动。为了给密封件(特别是高温下)提供一个合理的压紧力,设计人员想出了一个相当有效的解决办法,即高温密封预加载器方案,其结构方式就是在放置密封件的槽内,在密封件的背面放置一个能够提供恒定弹力的弹簧件,叫做预加载器(图 5)。

在密封件的背面采用单独的预加载器,具有下列一些潜在的益处。

(1)整个密封系统的回弹性更好,并可提供恒定的压紧力,预加载器通过热障密封件进行隔热,可以防止预加载器的过热;

(2)施加到相对表面的力可以更好地控制,这个力可以按设计要求“输入”设定,使得密封系统的设计更有把握;

(3)当采用“密实”的密封件时,在提高气流/热量的阻挡能力的同时,又不会出现“抱死”、“卡死”的现象,提高了密封系统的可靠性。

NASA 格林研究中心曾对 Si_3N_4 压缩弹簧本身和位于弹簧顶部的一排 Si_3N_4 层叠薄片回弹性和刚度进行了一系列的试验。发现即使是温度高达 1204°C 的试验中,均没有持久残留变形。带有倾斜式缠绕弹簧预加载器的新型密封件与基准型密封件相比,所承载的载荷大致相当,但在室温下回弹性可以提高达 26%;陶瓷压缩弹簧,作为高温密封件的预加载器,也展现出了很好的前景。

除了对 Si_3N_4 压缩弹簧进行了评估之外,他们还在进一步开展对涂有高熔点金属(如 TZM)的倾斜式缠绕弹簧的研发工作,这种弹簧具有非线性的载荷-位移响应特性,因而能够在较大的变形位移范围内,提供近乎恒定的压紧力。

综上所述,高温密封预加载器方案,对有效地解决控制面的动态密封难题,将起到非常重要的作用,这方面的启示,对我们今后的研发工作具有重要的意义。

3 鉴定密封件和密封系统性能的设备和方法

密封件或整个密封系统的性能好坏,必须通过相应的试验来进行鉴定。

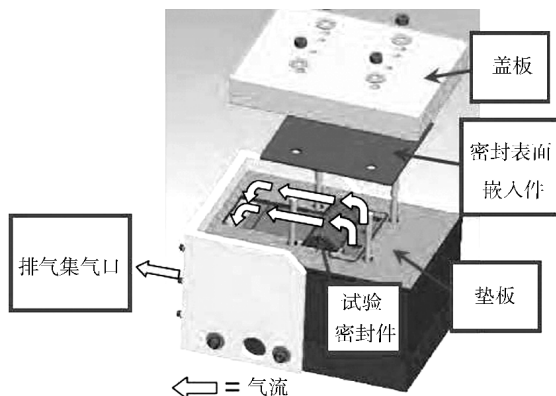


图 7 室温泄漏流量试验设备^[10]

Fig.7 Test equipment for room temperature flow test

3.3 高温动态密封试验

对于动密封件,除了静态试验外,还需要进行动态试验来模拟真实的情况。高温动态密封试验的目

3.1 热压试验

热压试验的目的是鉴定密封件的回弹性随温度、压力大小、载荷循环次数和长时间静载荷等因素的变化。所需的试验设备见图 6,它是 NASA 的新式高温热压设备,该设备以低速率循环加载的方式,对 0.1 m 长的密封件试样进行测试。

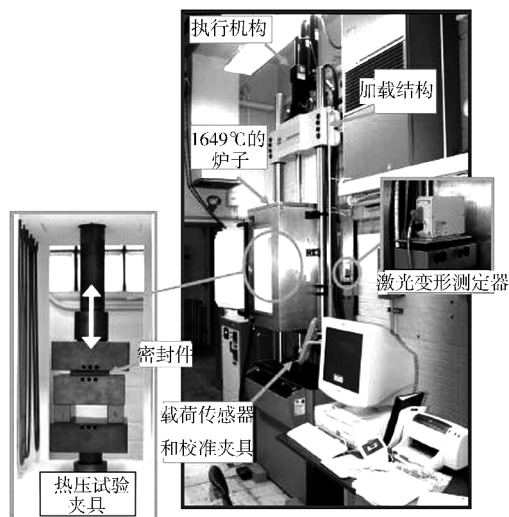
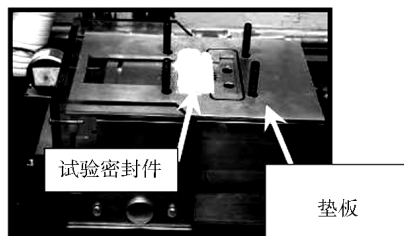


图 6 NASA 新式高温热压设备^[9]

Fig.6 NASA's new high temperature compression rig

3.2 密封件泄漏流量试验

泄漏流量试验的目的是鉴定泄漏流量随压差大小、压紧力大小、缝隙大小、磨损或压缩前、后和摩擦表面状态等因素的变化。密封件室温泄漏流量试验的设备如图 7 所示,可在密封件紧压着真实的密封表面或摩擦表面的条件下,评估其阻挡泄漏流量的能力。该试验设备适用于以下类型的密封件,其中包括隔热型密封件、缝隙填充型密封件、层叠薄片型密封件和高弹材料密封件等。



的是鉴定在相应环境下的耐热持久力、由于控制面的运动而造成的磨损效应、压紧力和缝隙大小的影响以及建立气动热力学分析的数据库。动态试验装置的

结构如图 8 所示,试验夹具装置中包含一个当前最新水平的 C/SiC 控制面,该控制面在试验中是可以活动的。此外,这个试验夹具装置可用来测试不同形状和尺寸的密封件。

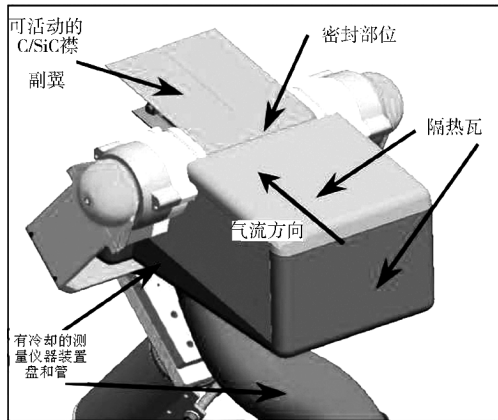


图 8 用于电弧喷气试验的控制面密封试验夹具装置^[11]

Fig.8 Control surface seal test fixture for arc-jet testing

这样的动态密封试验,一般都需在电弧风洞或高温燃气喷射设备等大型地面试验设施内进行,由这些设施提供模拟的高温、高速气流。

3.4 密封件与控制面材料之间的兼容性试验

在动态密封过程中,密封件与其相对的控制翼密封面之间紧密接触,而且存在一定的压紧力。相互接触的不同材料之间会产生粘连,从而导致密封件大量磨损或整个结构的破坏。因此,密封件与控制面材料之间的兼容性试验,也是一个相当重要的试验项目。

据文献[1]介绍,在高温下,比照一些新型热防护系统的陶瓷基复合材料,进行了该项试验,以便评估密封件外套材料的兼容性(即材料相互间的粘结能力)。这些热防护系统预计将应用于多种未来的可重复使用航天飞行器。试验在 1 427℃ 的加热炉中进行,通过垂直方向上下叠置不同的材料,并在该试验材料堆上施加 2.27 kg 的载荷。得出的结果大致如下:值得指出的是,不同的密封设计方案将会使用不同的材料,控制面的材料也会不同。这里的一些试验结果仅仅是举例,真实的研究结果还需结合自己的实际情况来得出。

(1) C/SiC 陶瓷基复合材料测试板兼容性试验结果

所有 Nextel 织物的试样,在空气中经受 1 427℃ 时,都会在一定程度上粘结到通用公司生产的 C/SiC 测试板上(图 9)。在 Hexoloy SiC 固定装置和通用公司的 C/SiC 之间只有很少量的粘结(图 10)。

(2) C/C 陶瓷基复合材料测试板兼容性试验结果

C/C 陶瓷基复合材料与 Nextel 440 和 Nextel 720 织物都会有很明显的粘结。

C/C 陶瓷基复合材料与 Hexoloy SiC 固定装置有很明显的粘结。

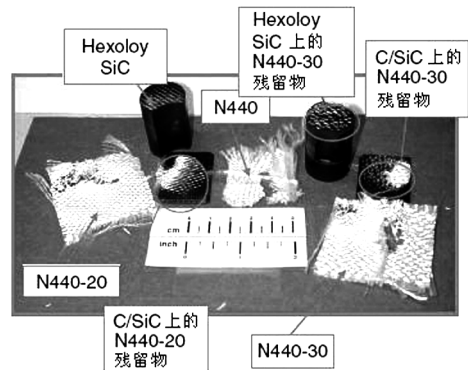


图 9 C/SiC 陶瓷基复合材料测试板兼容性试验
Fig.9 Compatibility test for C/SiC CMC test panel

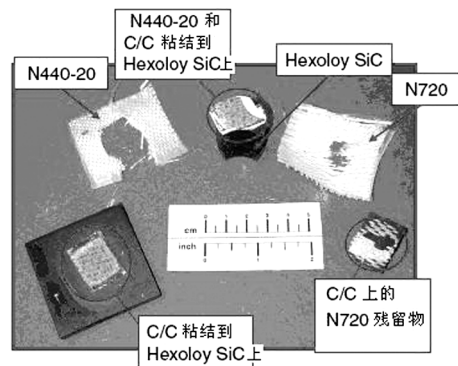


图 10 C/C 陶瓷基复合材料测试板兼容性试验
Fig.10 Compatibility test for C/C CMC test panel

两种陶瓷基复合材料的试验结果展示了在所有情况下发生粘结的程度变化。在最坏的情况下,部分 Nextel 织物会随着试验材料堆的卸载而裂开。在实际飞行过程中,此类损害将会导致密封件和/或控制面的破损。

3.5 热磨损试验

热磨损试验的目的是鉴定磨损率和摩擦载荷随温度、压力大小、磨损行程长度和循环次数、摩擦表面状态和摩擦方向等因素的变化。热磨损试验设备,如图 11 所示,与密封件热压试验设备一样,它们都是放在高温加热炉中进行试验的。

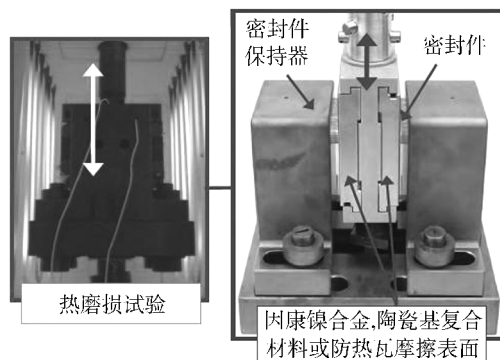


图 11 热磨损试验设备

Fig.11 Hot scrub test equipment

3.6 热声振试验

热声振试验的目的是在高温高强声载荷环境下鉴定密封件的结构完整性。由于高超声速飞行器的控制面,包括体襟翼、襟副翼和方向升降舵,它们都是在周围存在着强烈声振环境的条件下在高温、高动压下活动的,因此,为了鉴定插入控制面与机身缝隙中的密封件在高温高强声载荷的环境下,能否保持其完整性,通常需要进行密封件的热声振试验。

4 结语

根据对现有资料的分析,陶瓷层叠薄片密封件的设计方案是最有前途的。在密封件的背面采用单独的预加载器,具有诸多益处,它是解决回弹性问题的最有潜力的方案。

飞行时间长达 2 h 的环球飞行器是高超声速飞行器今后的努力方向,这就需要能够满足更高要求的耐高温动密封件和预加载器。为实现长时间持续高超声速飞行,控制面的密封件需要满足如下要求:(1)能够适应结构变形的新型动密封件设计;(2)高温密封件材料能在 1 093℃ 以上的高温下持续工作 2 h 以上;(3)高温密封件的这种要求激励研制合适的预加载器,以确保足够的预压力紧压在相对的密封面上,格林研究中心正在研制和鉴定陶瓷弹簧管式的预加载器;(4)密封件要具有可重复使用能力。NASA 格林研究中心目前正在针对这些要求进行一系列的试验和研究。与此有关的研究进展和动向都是值得我们不断跟踪的。

参考文献

- [1] DEMANGE J J. Advanced control surface seal development for future space vehicles [C]. NASA 20040182408, 2003 NASA Seal/Secondary Air System Workshop, Nov. 5-6, 2003.
- [2] STEINETZ B M. Seal technology for hypersonic vehicles and propulsion; an overview [R]. NASA 20080047343, Short Course on Hypersonics Structures and Materials, Hampton, VA, Feb.26-28, 2008.

[3] 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):570-582.

[4] 张宇玮,姜艳青,石刚,等.高温基线密封研究进展 [J].宇航材料工艺,2011,41(2):21-25.

[5] 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]. AIAA-2005-4154, 41st Joint Propulsion Conference and Exhibit, Tucson, Arizona, July 10-13, 2005.

[6] GLASS D E, DIRLING R, CROOP H, et al. Materials development for hypersonic flight vehicles [R]. AIAA-2006-8122, 2006 Langley Research Center.

[7] DUNLAP P H, STEINETZ B M. Application of ceramic seals for future hypersonic vehicles [C]. 29th Annual Conference on Composites, Materials, and Structures, Cape Canaveral/Cocoa Beach, FL, Jan. 24-27, 2005.

[8] OSWALD J J, MULLEN R L, DUNLAP P H, et al. Modeling and evaluation of canted coil springs as high temperature seal preloading devices [C]. AIAA-2004-3889, 40th Joint Propulsion Conference and Exhibit, Fort Lauderdale, Florida, July 11-14, 2004.

[9] TAYLOR S C, DEMANGE J J, DUNLAP P H, et al. Evaluation of high temperature knitted spring tubes for structural seal applications [C]. AIAA-2004-3890, 40th Joint Propulsion Conference and Exhibit, Fort Lauderdale, Florida, July 11-14, 2004.

[10] DEMANGE J J, DUNLAP P H, STEINETZ B M, et al. An evaluation of high temperature airframe seals for advanced hypersonic vehicles [C]. AIAA-2007-5743, 43rd Joint Propulsion Conference and Exhibit, Cincinnati, Ohio, July 8-11, 2007.

[11] 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]. AIAA-2004-3891, 40th Joint Propulsion Conference and Exhibit, Fort Lauderdale, Florida, July 11-14, 2004.