

高超声速飞行器控制面热防护技术跟踪研究

王立研 王菁华 李军 杨炳尉 陈浩

(北京航天长征飞行器研究所,北京 100076)

文 摘 简要介绍了高超声速飞行器控制面的气动热环境特点,在此基础上,从热管理的角度对各种类型的热防护方案分别进行分析,论证了高超声速飞行器控制面采用热结构方案的合理性;并对高超声速飞行器控制面热结构方案的特点和进展、改进热结构的途径进行了综述和分析。

关键词 控制面,气动热,热管理,热防护,热结构

中图分类号:V57;V46

DOI:10.3969/j.issn.1007-2330.2016.01.002

Research on Thermal Protection Technology for Control Surface of Hypersonic Vehicles

WANG Liyan WANG Jinghua LI Jun YANG Bingwei CHEN Hao

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

Abstract In this paper, the aerothermal environments encountered by control surface of hypersonic vehicles are first described. Based on that, multiple options for thermal protection are analyzed from the view of a new approach to thermal management. And then, it proves that the adoption of hot structure for control surface is reasonable. The features and development of hot structure used for control surface and ways to improve hot structure are summarized and analyzed.

Key words Control surface, Aerothermal, Thermal management, Thermal protection, Hot structure

0 引言

在大气层内进行长距离机动飞行的高超声速飞行器,一般都采用气动控制面来控制飞行的轨迹和飞行器的姿态,如目前被广泛采用的体襟翼、襟副翼、方向升降舵等(统称控制面)。这些控制面的共同特征是翼前缘尖、翼厚度薄、展弦比小。它们需经受高马赫气流下的严酷气动加热环境,同时要承受极大的气动力载荷和操纵机构的机械载荷,还要在极高的温度下保持其外形和刚度。因此,控制面的热防护问题成为影响飞行器设计成败的关键技术之一。本文主要介绍了各种热管理模式和相应的热防护方案,论证了高超声速飞行器控制面采用热结构方案的合理性。并对热结构方案的特点和最新进展进行了综述、分析,介绍了改进热结构方案的多种途径。

1 高超声速飞行器控制面的气动热环境特点^[1]

控制面的前缘和两侧的面板都具有特殊的气动热环境。翼前缘的半径对热流的影响很大,半径增大时,热流减小;半径减小,热流显著增加。为了减小阻力,高超声速飞行器一般都是采用锐前缘,由于翼前缘半径较小,导致热流很大。翼前缘处气动加热比较

严重,由于对控制面有“保形”的特殊要求,所以不允许发生耐热材料热解、烧蚀以及结构材料脱落等现象。因此薄翼锐前缘控制面的耐热方案就只能采用无烧蚀的辐射耐热方案。

翼两侧的面板不仅要承受极大的气动力载荷,还要保持结构完整不变形,因为控制面外部型线的稳定性十分重要,它有可能影响到飞行器的性能。因此薄翼两侧面板的热防护结构问题需特殊对待,必须采用高温下具有高强度的结构。

此外,特殊的飞行轨迹也会导致特有的气动热环境。因此,在分析控制面的气动热环境特点时,除了要考虑到控制面自身的特点外,还应考虑到整个飞行器的飞行轨迹。

2 控制面的热防护^[1]

高超声速飞行过程中的恶劣热环境,会对控制面的热防护系统设计构成严酷的挑战。根据飞行器的耐热温度的高低和飞行持续时间的长短,可选择不同的热管理模式和热防护方案。

2.1 各种热管理模式和热防护方案

热管理,即对系统的输入、输出和内部的热量进

收稿日期:2015-10-30

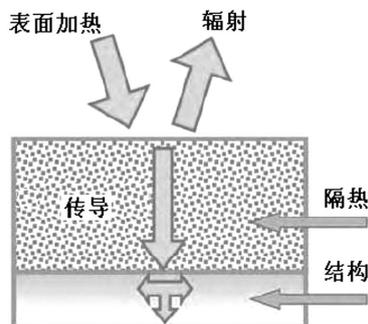
作者简介:王立研,1983年出生,硕士,高级工程师,主要从事科技情报工作。E-mail:liyanwang2009@sina.com

行有效管理,谋求平衡。其平衡式为:外部输入的热量+内部产生的热量 = 向外输出的热量+内部温度吸收的热量。

热防护方案取决于热管理模式,不同的热管理模式对应着不同的热防护系统设计方法。用于保护高超声速飞行器的热防护方法有三种类型:被动式、半被动式和主动式^[2]。

2.1.1 被动式热防护系统

(1) 隔热结构



(a) 示意图



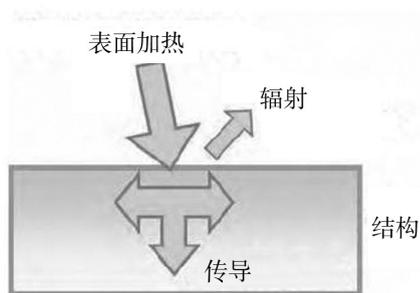
(b) 航天飞机轨道飞行器升降副翼

图1 隔热结构的示意图和照片(航天飞机轨道飞行器升降副翼)

Fig.1 Schematic and photograph (space shuttle orbiter elevons) of an insulated structure

(2) 热沉结构

热沉结构,如图2所示,通常用于中等热流、持续时间很短的情况下。采用这种结构的设计方案很少,这是达到稳定状态前的一种过渡状态,是趋于热平衡状态过程中的瞬态过程,结构的温度随时间不断上升,其热管理模式见公式(2):



(a) 示意图



(b) X-15 飞行器

图2 热沉结构的示意图和照片(X-15 飞行器)

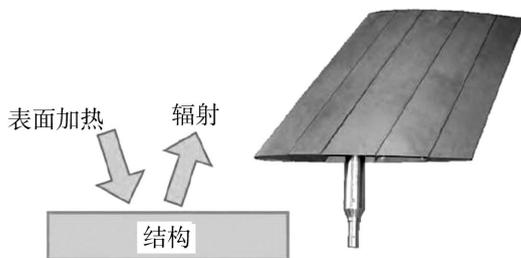
Fig.2 Schematic and photograph (X-15) of a heat sink structure

(3) 热结构

图3所示的热结构通常用于中等热流、持续时间长的情况下。与热沉结构相比,热结构可以承受住更大的热载荷,其持续时间较长,达到稳定的状态。图3(b)是X-37轨道飞行器上所用的热结构方向升降舵的照片。达到稳定状态时,即达到辐射平衡温度 $T_{rad-eqi}$ 见公式(3):

$$Q_{\text{气动加热}}(\text{输入}) = Q_{\text{辐射}}(\text{输出}) = \varepsilon \sigma T_{\text{rad-eqi}}^4 \quad (3)$$

式中, ε 为辐射系数, σ 是斯特藩-玻尔兹曼常数 $[\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)]$ ^[2]。



(a) 示意图 (b) 方向升降舵

图3 热结构的示意图

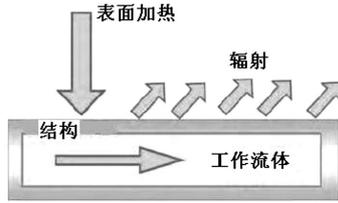
Fig.3 Schematic and photograph of a hot structure

在这样的平衡条件下,可以保持较长时间的稳定

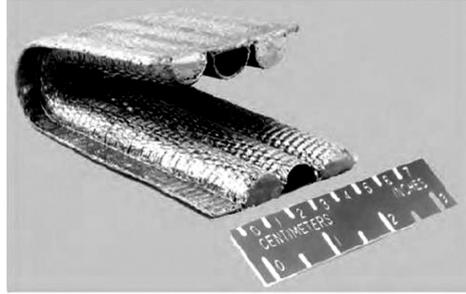
工作。对于热结构而言,其结构本身应当能够在高温下工作。

2.1.2 半被动式热防护系统

(1) 热管结构^[3]



(a) 示意图



(b) 热管冷却式翼前缘

图4 热管冷却式翼前缘示意图和照片

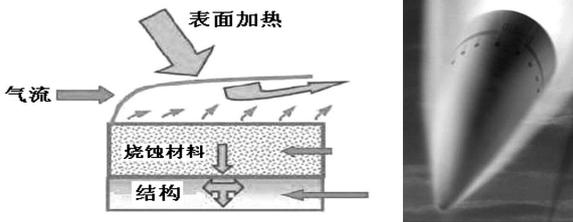
Fig. 4 Schematic and photograph illustrating a heat-pipe-cooled leading edge

热管结构的热管理模式如公式(4):

$$Q_{\text{气动加热}}(\text{输入}) = Q_{\text{辐射}}(\text{输出, 通过热管扩大高温辐射面积}) \quad (4)$$

(2) 烧蚀结构

烧蚀是另一种半被动式热防护方法,旨在使结构冷却。烧蚀材料可用于热流很大的情况下,但只能持续较短的时间,且只能使用一次。烧蚀结构多用于高速再入弹头的热防护系统,见图5。



(a) 示意图 (b) 再入弹头的照片

图5 烧蚀结构示意图和再入弹头的照片

Fig. 5 Schematic and illustration of an ablation re-entry warhead
烧蚀的过程会吸收热量,同时烧蚀使得热传导受

热管可用于热流大、持续时间很长的情况下。通过工作流体,将热传递到热管的另一个区域,在那里热量会被辐射掉。图4所示是热管冷却式翼前缘。

阻。消耗掉的烧蚀材料把热量带走^[4],烧蚀结构的热管理模式见公式(5):

$$Q_{\text{气动加热}}(\text{输入}) = Q_{\text{烧蚀}}(\text{输出, 烧蚀材料带走}) + Q_{\text{传导}}(\text{少量通过烧蚀防护层, 导致结构温升}) \quad (5)$$

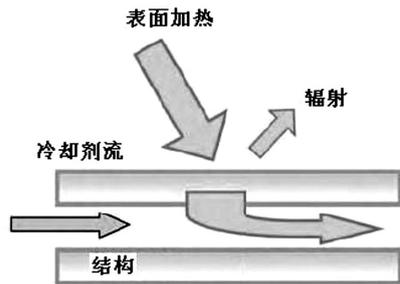
2.1.3 主动式热防护系统

(1) 对流冷却结构

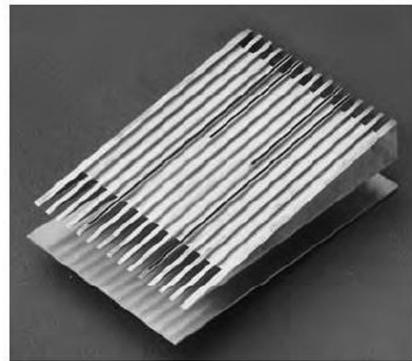
对流冷却结构通常都用于热流大、时间长的情況。对流冷却是把热量传递到冷却剂中,使冷却剂升温,将热量带走。该结构能够在高温状态下持续工作,但需通过主动冷却的方法使温度保持在使用范围内。对流冷却结构的热管理模式见公式(6):

$$Q_{\text{气动加热}}(\text{输入}) = Q_{\text{辐射}}(\text{输出}) + Q_{\text{对流}}(\text{输出, 进入结构的热量通过对流由冷却剂带走}) \quad (6)$$

目前,对流冷却结构仅用于火箭发动机,在机身和机翼上都未见使用,但已开展尝试性的方案研究。图6所示的是翼前缘多槽式夹层板对流冷却的结构图,目前尚处于试验阶段。



(a) 示意图



(b) 对流冷却前缘内部结构

图6 翼前缘对流冷却结构图

Fig. 6 Schematic and photograph of an actively cooled leading edge

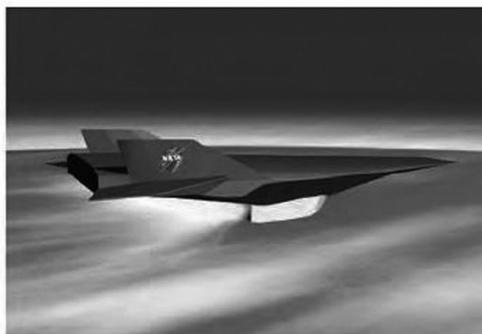
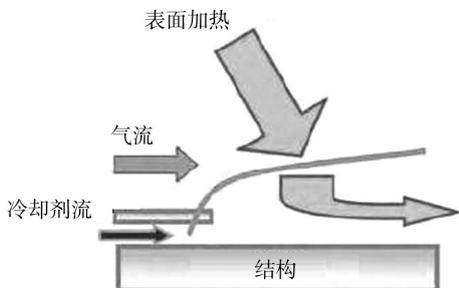
(2) 薄膜冷却结构

薄膜冷却,是另一种适用于热流大、持续时间长的情况的方法。薄膜冷却结构的热管理模式见公式
宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2016年 第1期

$$Q_{\text{气动加热}}(\text{输入}) = Q_{\text{气膜}}(\text{输出, 离散型冷却剂气膜流动带走}) \quad (7)$$

在薄膜冷却法中,将冷却剂喷射到气流中,通常在处于上游位置上的多个单独的离散位置上喷入(图7),形成一层气膜。由此保证结构不会达到高

温,并能够在高温下长时间工作。该方法目前尚处于概念性研发阶段,还未见使用。



(a) 示意图

(b) 高超声速飞行器的图画

图7 薄膜冷却的示意图和高超声速飞行器的图画

Fig.7 Schematic of film cooling and drawing of a hypersonic vehicle

(3) 发汗冷却结构

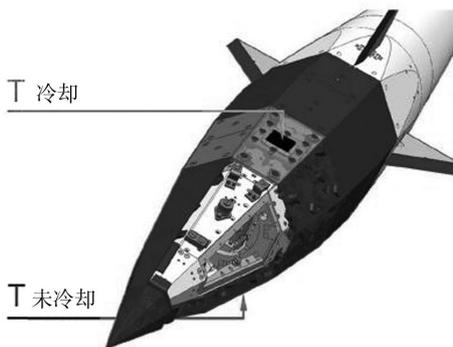
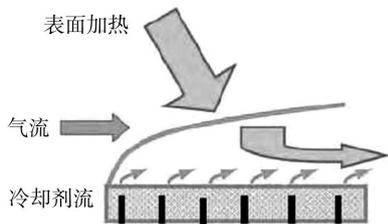
发汗冷却是最后一种主动式冷却方法,适用于热流大、持续时间长的情况。发汗冷却结构的热管理模式见公式(8):

$$Q_{\text{气动加热}}(\text{输入}) = Q_{\text{气膜}}(\text{输出,连续型冷却剂气膜流动带走}) \quad (8)$$

如图8所示,在发汗冷却中,与薄膜冷却中从离

散位置喷入形成对比的是,它通过多孔结构将冷却剂喷射到热气流中,实现大面积连续覆盖^[2]。该方法目前处于试验阶段,如图8(b)是德国航空航天研究院(DLR)的 SHEFEX II 试验飞行器上的试验件^[5]。

主动式热防护3种结构方案共同的缺点是结构复杂,难于制造;需要额外的一个冷却剂泵送系统来维持冷却,增加了系统的复杂性。



(a) 示意图

(b) SHEFEX II 试验飞行器上的试验件

图8 发汗冷却的示意图和 SHEFEX II 试验飞行器上的试验件照片

Fig.8 Schematic of transpiration cooling and photograph of test articles on the SHEFEX II

2.2 控制面热防护方案的选择

根据高超声速飞行器控制面气动外形布局的特点和飞行轨迹的特点,选择热结构方案时将更多考虑未来高超声速飞行器控制面的热防护要求。

2.2.1 根据控制面的特点选择热结构方案

(1) 气动外形布局的特点

高超声速飞行器具有纤细的机身,且具有锐前缘、厚度薄、展弦比小的机翼,这样可以降低阻力,进而提高飞行马赫数。

(2) 飞行轨迹的特点

飞行轨迹的不同也会对热防护系统造成影响。高超声速飞行器在上升段、下降段和巡航段,都会经受高热载荷,而且持续时间较长且动压较大。

为了适应这两方面特点的要求,目前美国在研的高超声速飞行器如 X-37B、X-51A、再入式高超声速飞行器(RHV),都趋于采用被动式热防护系统中的热结构方案。

2.2.2 热结构方案面临的挑战

高超声速飞行器上热结构所面临的挑战十分严峻,其中一种主要的热结构挑战是由热梯度大造成的。热防护系统的外表面温度介于 1 093 ~ 1 649℃。操纵面通常是很热的,但它们经常要与飞行器内部相对较冷的驱动装置相连。在一些结构上,多处较薄的横截面(阻力小所需)却要经受很高的机械载荷,而且这些很高的机械载荷通常是在高温下施加的。外部型线的稳定性也很重要,它有可能会影响到飞行器

的性能。

3 控制面热结构研究^[1]

热结构的基本设计理念是依据公式(9)的热管理理模式进行的,即由气动加热输入的热量 Q_1 ,全部依靠由斯特藩-玻尔兹曼辐射定律描述的辐射传热散发。

$$Q_1 = Q_0 = \varepsilon \sigma T_{\text{rad-eqi}}^4 \quad (9)$$

式中, Q_0 为辐射输出的热量, ε 为辐射系数, σ 为斯特藩-玻尔兹曼常数, $\sigma = 5.6704 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$, $T_{\text{rad-eqi}}$ 为辐射平衡温度。

在稳定状态时达到 $T_{\text{rad-eqi}}$,在这样的平衡条件下,就可以保持较长时间的稳定工作。由于 $T_{\text{rad-eqi}}$ 起到4次方的作用,所以如何尽可能提高 $T_{\text{rad-eqi}}$,是需要重点解决的问题,新材料的研制可提升热结构的耐热温度。

3.1 材料革命促使热结构得以实现

材料革命会导致飞行器结构的革命,飞行器要求材料轻、耐高温,而一般材料的强度都是随温度升高而降低的。图9所示为材料的比强度随温度的变化曲线。

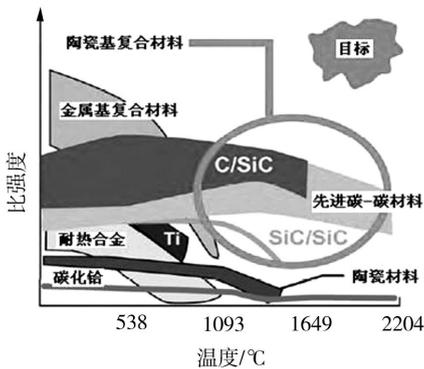


图9 各种材料的比强度—温度变化曲线

Fig.9 Materials specific strength as a function of temperature for several material classes

对材料性能的目标要求是在高温状态下也能保持高比强度。提高比强度需要通过提高强度和降低密度来实现。如图9所示,金属基复合材料、耐热合金以及钛等在常温时都具有良好的比强度,但在接近1093℃时会迅速下降;而C/SiC材料、先进C/C材料以及SiC/SiC材料等,在高温时也具有高比强度,这一点对高超声速飞行器来说至关重要。

陶瓷基复合材料能够满足高超声速飞行器控制翼的性能要求,这种材料的研制成功和制造成型使得控制面热结构得以实现。

3.2 热结构控制面的基本构造

选定陶瓷基复合材料作为热结构的耐热材料后,还需考虑控制面的基本构造。X-37B飞行器不同部位的控制面采用的热结构也不同。体襟翼采用的是C/SiC结构,襟副翼采用C/SiC和C/C结构,方向升宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2016年 第1期

降舵采用C/C结构。这些基体结构的材料可以承受1371℃的高温^[6],在其外表面还要覆盖抗氧化的耐高温陶瓷层,特别是在翼前缘部分,如采用耐热温度达1697℃的韧化单片纤维加强型抗氧化复合材料(TUFROC^[7-8]),这是一种由耐高温抗氧化的陶瓷碳隔热层(ROCCI)组成的碳化罩,具有良好的高温性能,能够维持外表面尺寸的稳定性。

3.3 提高热结构性能的途径

3.3.1 重点解决好翼前缘的热防护问题

由于翼前缘是热环境最严酷的部位,因此主要应解决好翼前缘的热防护问题。翼前缘处的热流特点如下。

(1)翼前缘半径对热流影响很大,热流与半径平方根的倒数成正比。图10所示的是面积热流量随翼前缘半径变化的函数曲线。翼前缘半径越来越小,是大多数高超声速飞行器的发展需求,所以对应的热流也越来越大。

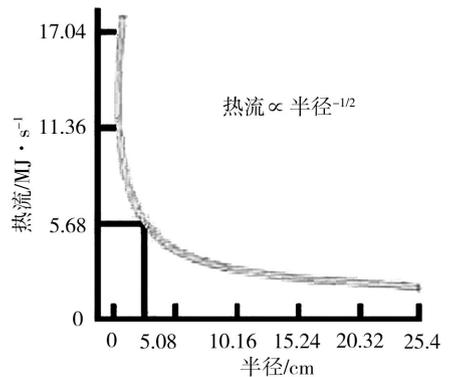


图10 半径对热流的影响

Fig.10 Effect of radius on heat flux

(2)锐前缘的热流分布是指在翼前缘处窄范围内集中的局部高热流。图11中的深色区域就是高超声速飞行器的锐前缘热流分布情况。箭头所指的是攻角为0°时的驻点线。由此可见,前缘驻点线部位耐热材料的选择需特别关注。

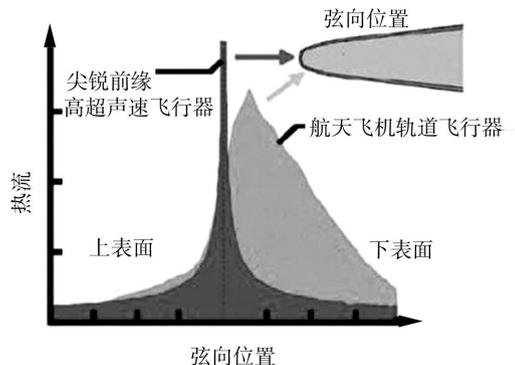


图11 锐前缘热流随弦向位置的变化

Fig.11 Effect of chordwise position on heat flux for a sharp leading edge

为应对这种剧烈的局部加热,热结构的控制面通常都采用如图12所示的基本形式。翼前缘附近的较

小部分,采用耐热性能特别优越的陶瓷基复合材料,如前面提到的“韧化单片纤维加强型抗氧化复合材料”;而其后面较大的机翼部分,采用耐高温能力稍低的可抗1371℃、强度较好的陶瓷基复合材料,如C/C和C/SiC复合材料。

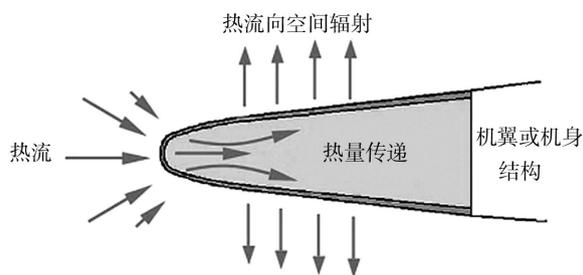


图12 作用在被动式防热前缘的能量流
Fig.12 Energy flow on passive leading edges

3.3.2 提高热结构热防护性能的关键途径

根据上述控制面热结构的特点,可以从其散热原理和所采用的陶瓷基复合材料的特性这两方面来考虑,进一步提高其热防护性能:

- (1)采用高温涂层^[9];
- (2)采用不同热导率的纤维进行多维编织;
- (3)提高材料的辐射率;
- (4)降低材料表面的催化效率;
- (5)降低材料的热胀率以解决热应力问题;
- (6)提高材料的抗氧化能力,增长使用寿命。

3.4 热结构控制面的优缺点及存在的挑战

3.4.1 热结构控制面的优缺点

根据现有资料的汇总,采用陶瓷基复合材料热结构控制面的优点,可归纳为:

- (1)可以使得质量最轻、横截面最薄、热膨胀不匹配问题最小;
- (2)适用于较高的温度;
- (3)具有足够的强度和刚度,无需进行外部隔热。

当然,此方案也存在着一些缺点:

- (1)箱形结构和大结构所需的制造和加工成本较高,对于大型结构不建议采用此方案;
- (2)若产品出现故障或损坏,其维修能力有限,制造风险也很大。

3.4.2 热结构控制面存在的挑战^[10]

对于大部分陶瓷基复合材料结构而言,面临着材料和结构方面的两大技术挑战:生产制造和环境耐久性。在生产制造过程中,要考虑到材料制造工艺的可重复性和稳定性,制造小样容易,而制造真实的结构件难。一种材料可以制造出来,并不代表可以成功地

制造出能达到所需飞行寿命的结构。满足飞行要求是另一项挑战,包括热载荷、热梯度、机械载荷、声音和振动载荷以及重复使用的循环次数等。主要的环境耐久性挑战是材料和结构的抗氧化性,其对飞行寿命影响很大。

4 结语

先对高超声速飞行器控制面的气动热环境特点进行了分析,在此基础上,从热管理的角度对各种类型的热防护方案分别进行介绍和分析,论证了高超声速飞行器控制面采用热结构方案的合理性。在控制面热结构技术发展方面,具有优良性能的陶瓷基复合材料,能够满足高超声速飞行器控制面的高要求;提高热结构热防护性能的核心是解决翼前缘问题;而对于大部分陶瓷基复合材料结构而言,都面临着生产制造和环境耐久性两大技术挑战。

参考文献

- [1] GLASS D E. Ceramic matrix composite thermal protection system and hot structures for hypersonic vehicles [C]. AIAA-2008-2682, 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2008.
- [2] 刘双,张博明. 发汗式主动冷却金属热防护系统主动冷却效率研究[J]. 宇航学报,2011,32(2):433-434.
- [3] 谢宗燕,孙俊峰. 高超声速飞行器翼面前缘半主动金属热防护系统设计与分析[J]. 航天器环境工程,2013,30(1):1-3.
- [4] 郭朝邦,李文杰. 高超声速飞行器结构材料与热防护系统[J]. 飞航导弹,2010(4):93.
- [5] WEIHS H. Shefex II 2nd flight within DLR's re-entry technology and flight test program [C]. 18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Tours, France, Sept. 24-28, 2012.
- [6] STEPHENS C A, HUDSON L D, PIAZZA A. Overview of an advanced hypersonic structural concept test program [R]. NASA-20080000561, FAP Annual Meeting-Hypersonics Project, Oct. 30-Nov. 1, 2007.
- [7] STEWART D, LEISER D. Lightweight thermal protection system for atmospheric entry [R]. NASA-20100011117, NASA Tech Briefs, 2007.
- [8] STEWART D, LEISER D. Lightweight TUFROC TPS for hypersonic vehicles [C]. AIAA-2006-7945, 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Canberra, Australia, 2006.
- [9] 李贺军,薛晖,付前刚,等. C/C复合材料高温抗氧化涂层的研究现状与展望[J]. 无机材料学报,2010,25(4):337-342.
- [10] 鲁芹,姜贵庆. X-37B轨道飞行器热防护系统概况[J]. 飞航导弹,2011(3):93-94.