

充气式再入飞行器柔性热防护系统的发展状况

夏 刚 程文科 秦子增

(国防科技大学航天与材料工程学院,长沙 410073)

文 摘 讨论了充气式再入飞行器对柔性热防护系统的具体要求,归纳了柔性热防护系统设计的一般准则。概述了柔性热防护系统在充气式再入飞行器中的应用现状,并指出在多层隔热毡(MLI)外表敷设耐高温涂层是柔性热防护系统的理想方案。介绍了柔性热防护系统的材料技术,指出轻质、柔性和耐高温是柔性热防护材料的主要特征,并建议在充气式再入飞行器的总体设计过程中采用 Nextel 312 作为主要候选材料来完成相应的热防护设计。

关键词 充气式航天结构,充气式再入飞行器,热防护系统,防热罩,柔性隔热材料

Development of Flexible Thermal Protection for System Inflatable Re-entry Vehicles

Xia Gang Cheng Wenke Qin Zizeng

(College of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073)

Abstract This paper discusses the detail requirements of the flexible TPS and concludes its general design guideline. The recent applications of the flexible TPS are reviewed and its viable design concept is pointed out to be a multi-layer insulation (MLI) covered with high temperature coatings. The material technologies of the flexible TPS are described, and it is concluded that the central features of the flexible heat resistant materials are light-weight, flexible and high-temperature resistance. Nextel 312 fabric is mainly selected to be applied in the preliminary concept feasibility assessment stage of a new inflatable re-entry vehicle prototype.

Key words Inflatable aerospace structure, Inflatable re-entry vehicle, Thermal protection system (TPS), Thermal shield, Flexible heat resistant material

1 前言

热防护系统(TPS)就是使再入飞行器在气动加热环境中免遭烧蚀和过热的结构。尽管通过适当的气动外形设计可使气动加热大为减小,但当再入速度足够大时,这部分热量仍足以使再入飞行器在着陆前烧毁。从早期弹道导弹弹头的防热结构开始,

到后来的航天返回舱,人们一直采用刚性的烧蚀性材料来构成再入飞行器的 TPS。充气式再入飞行器以及柔性 TPS 的研制,开辟了再入飞行器及其 TPS 设计的新纪元。

充气式再入飞行器是一种在再入过程中利用充气形成的气动外形提供了升力或阻力的航天回收系

收稿日期:2003-01-22;修回日期:2003-04-27

夏刚,1976年出生,博士研究生,主要从事充气式再入飞行器设计论证、流场—结构传热耦合数值计算以及柔性热防护系统设计方面的研究工作

宇航材料工艺 2003年 第6期

— 1 —

统,例如俄罗斯和欧洲航天局(ESA)合作的充气式再入与降落技术(IRDT)^[1,2]、美国 ILC Dover 公司的气球伞(Inflatable Ballute)^[3]、美国航天回收系统公司的充气式回收飞行器(IRV)^[4,5],以及国内正在论证中的充气式防热罩(ITS)技术等^[6]。

以 IRDT 技术为例,充气式再入飞行器的工作特点是:IRDT 由耐高温的柔性编织物组成防热结构,折叠后包裹在返回舱外围,形成防热罩,防热罩在进入大气前充气,形成倒锥外形,保护返回舱并有效地进行气动减速。IRDT 在下降过程中根据需要可数次充气以增加迎风阻力面积,最终以安全着陆速度撞击陆地或溅落海中。由此可见,充气式再入飞行器与传统的航天回收系统相比,除了工作程序和外形结构不同之外,其 TPS 是重要的区别。传统返回舱通常包裹着较重的烧蚀防热材料,而充气式再入飞行器是在柔性编织物构成的气囊外表覆盖若干层柔性的防热材料,这些材料具有轻质、柔性、可折叠以及耐高温的特点。过去为了满足再入减速和防热的需要,几乎所有的返回舱都必须设计成大钝头外形。由于柔性 TPS 的使用,充气式再入飞行器可以用来回收任意外形的返回舱,因此返回舱的设计可以抛开回收系统结构的限制,使得载荷结构布局能够更加合理,更适合载人飞行和空间实验的要求。充气式再入飞行器采用的新型的 TPS 在整个飞行器系统中所占的比例要远小于传统返回舱的 TPS,相应地,其有效载荷在总载荷中所占的比例也大大增加。由于柔性 TPS 可折叠的特点,充气式再入飞行器在发射时可折叠在很小的容积内;因此体积小、质量轻成为充气式再入飞行器最显著的优点,可大幅度降低航天发射成本。充气式再入飞行器顺应当前航天界对降低发射成本的要求,有着广阔的应用前景。

2 充气式再入飞行器对柔性 TPS 的特殊需求

再入飞行器的防热结构通常由防热层、隔热层和承力结构三部分组成。为保证这三部分结构在各种可能的温度环境下能可靠地协调工作,必须采取一定的连接形式将它们组合在一起。对于柔性 TPS 而言,承力结构就是充气后形成的气囊,而防热层与隔热层的材料均选用柔性可折叠的轻质材料。

防热结构与飞行器的结构特点密切相关。由于结构的特殊性,充气式再入飞行器本身必须满足如

下基本条件:

- (1) 充气式再入飞行器在再入全过程的气动载荷作用下维持设计的气动外形;
- (2) 防热罩能够折叠包装在较小的容积内;
- (3) 防热罩充气展开后,能长时间经受空间环境的作用;
- (4) 再入大气层时,防热罩具有热防护功能,能经受再入过程中的气动加热而不损坏。

图 1 展示了几种主要的在研或已研制成功的充气式再入飞行器的外形,分别是 parachield^[7]、“Mars 96”充气式登陆器^[8]、AID(attached inflatable decelerator)、人员救生系统^[5]以及 IRV。图 2 是俄罗斯与 ESA 共同研制的改进型 IRDT 试验舱^[9],即 IRDT—2。

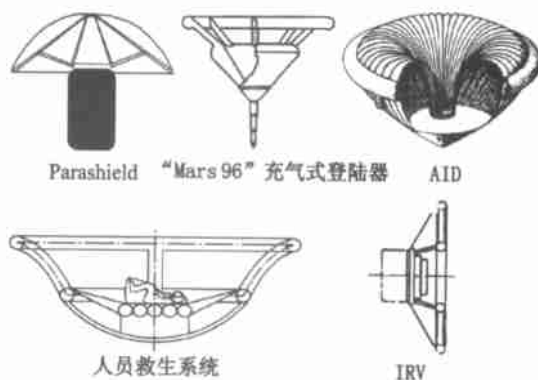


图 1 几种典型的充气式再入飞行器

Fig. 1 A variety of inflatable re-entry vehicles

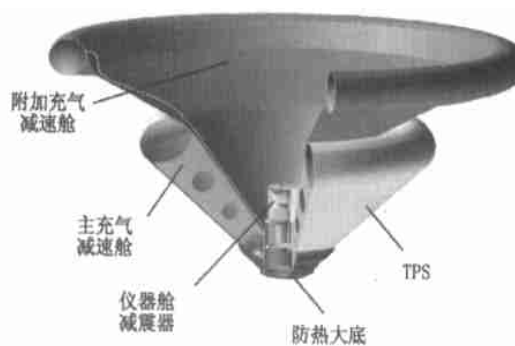


图 2 俄罗斯的 IRDT—2 外形

Fig. 2 The Russian IRDT-2 vehicle

充气式再入飞行器与传统的返回舱相比,再入过程历时较长,但是所受的最大热流要远小于传统返回舱,再入峰值温度也低很多。例如 IRDT—1 演

示舱的再入全程历时 14 min,最大热流为 313 kW/m²,表面最高温度约为 1 000 K~1 400 K^[1,10]。而传统的返回舱例如“阿波罗 4”指令舱再入时的最大热流达到 4 826 kW/m²,最高温度可达 2 950 K^[11]。

充气式再入飞行器的 TPS 应能经受再入期间的气动热和气动载荷的作用,具体应满足以下几点要求:

- (1) 尽可能最小的质量;
- (2) 表面的热防护涂层必须确保飞行器内部结构不至于被加热至临界破坏的温度;
- (3) 热防护材料在折叠包装过程中以及处于折叠状态的空间运输过程中不会断裂和破损;
- (4) 热防护材料的外表面应基本无烧蚀,万一出现热剥落时应保持线性化均匀剥落,且表面无碳化现象发生。

3 柔性 TPS 在充气式再入飞行器中的应用现状

从早期的 AID 到目前最先进的 IRDT,各种充气式飞行器的柔性 TPS 经历了长期的发展和改进,形成一些共有的特征。下面介绍几种主要的充气式再入飞行器的柔性 TPS 应用状况和结构特点。

3.1 美国早期的 AID

1970 年前后,许多研究工作论证了采用充气式减速器进入行星大气的可行性,火星登陆任务的研究指出必须在高超声速和超声速阶段进行有效的减速。在大气密度较低的行星(如火星)进入飞行任务中,AID 提供的阻力比吊挂式减速器(如降落伞和吊挂式气球伞)更大,质量更轻,因此 AID 被 NASA 认为是最理想的火星大气减速方案。AID 的特点是在返回舱的底部接充气减速器,发射与在轨运行阶段减速器折叠在返回舱底部,不占用额外的空间。再入过程中充气形成巨大的阻力锥用于减速。NASA 曾进行大量的理论和实验研究,此间积累的实验数据和经验为后来的柔性 TPS 设计工作奠定了非常好的基础。

NASA 采用在 Nomex 编织纤维外表包覆 Viton 涂层的热防护方案来保护 AID 的迎风面^[12],并且在 1970 年开展了该方案的实验验证与优化设计工作。NASA 选择了一种代号为 HT-189-47 的耐高温 Nomex 纤维,在当时的条件下,HT-189-47 是质量最轻的 Nomex 纤维。跟减速器常用的其它材料(如 Nylon 和 Dacron)相比,Nomex 有着突出的耐高温特

宇航材料工艺 2003 年 第 6 期

性,在 530 K 仍保留室温时 1/2 的强度。鉴于 Viton 作为减速器的涂层在高温环境下有多次成功的应用经验,AID 的涂层也选择了 Viton。Viton 长期处于 530 K 的环境下仍保持室温下的特性,即使在更高的温度,只要受热时间短仍能够提供有效的热防护。Nomex-Viton 结合的热防护方案经历多次飞行和风洞试验,成功地承受了飞行马赫数 4.2 时(530 K~590 K)的热载荷,当充气时马赫数为 6.7 时,0.034 kg/m² 的 Viton 涂层就能满足所有弹道系数条件下的热防护需要,而 0.204 kg/m² 的涂层则能适应任何弹道系数及充气时刻马赫数条件。

3.2 美国 ILC Dover 公司的充气式气球伞

美国 ILC Dover 是世界上少数几家能够研制充气式航天器的单位之一,该公司在 AID 的基础上为火星登陆计划设计了一种新型的充气式气球伞。该气球伞具有以下优点:气囊表面应力最小;充气系统体积最小;承受载荷的性能最优。ILC Dover 公司为充气式气球伞方案设计了 25 层多层隔热结构(MLI)的柔性 TPS^[3],组成材料包括有陶瓷纤维、碳布、金属箔以及敷金属的聚酰亚胺。表 1 详细列出了各层材料的厚度和叠放顺序,其中最外层是 3M 公司 Nextel 312 陶瓷纤维,而最内层构成气囊的是杜邦公司 Kapton。

表 1 充气式气球伞 TPS 的 25 层 HT-MLI 结构
Tab. 1 25-layer HT-MLI TPS structures of the inflatable ballute

材料名称	厚度/mm	层数
Nextel 312	0.31	2
碳布(C)	0.86	1
钛箔(Ti)	0.05	1
碳布(C)	0.86	1
钛箔(Ti)	0.05	3
铝箔(Al)	0.13	4
敷铝的 Kapton(Al - Kapton)	0.05	1
敷铝的 Kapton	0.008	11
敷铝的 Kapton	0.05	1
Kapton 气囊	0.18	1

25 层 MLI 的总厚度为 4.29 mm,敷设在气动加热最严重的表面,即返回舱与气囊的结合部。结合

部以后的气球伞表面气动加热逐渐降低,相应的MLI厚度可以减小。最大直径以后的区域,MLI的厚度只需1.76 mm,因此MLI的敷设厚度随气球伞表面位置变化。经过计算发现,在 350 kW/cm^2 的再入最大热流作用下,内层气囊各部分的温度差低于 22°C ,且都低于 205°C ,处于气囊材料Kapton的许用温度范围内,然而此时的防热层外表面的温度高达 1150°C 。提高气囊材料的许用温度对于降低MLI的面密度有显著的效果,比如当许用温度从 204°C 上升到 350°C 时,MLI的面密度能降低30%。除此之外,LC Dover认为还可以考虑其它一些耐高温材料,例如黑色Kapton VDA、Upilex-S、PBO纤维以及硅基聚合物。

3.3 美国航天回收系统公司的IRV

在1986到1989年间,美国的航天回收系统公司获得了一项充气式航天减速/回收系统的专利,称为IRV,即充气式回收飞行器,用于载荷回收及航天员救生。IRV的再入最高温度可以达到 980°C ^[5],因此选用Nextel 312纤维作为IRV表面的防热材料(能够承受 1425°C 的高温)。而IRV的气囊采用类似于高压气球所用的材料,如双轴(bi-axial)尼龙。

3.4 俄罗斯的IRDT

在ESA和德国DASA的协作下,俄罗斯的IRDT技术在2000年首次进行飞行试验,并基本取得成功。IRDT技术的工作原理与美国的IRV类似:起初折叠在返回舱外围,充气后生成巨大的倒锥形防热外壳,并起到气动减速的作用。防热外壳可以压缩至非常小的体积,装配在航天飞行器上随返回舱一起飞行直到再入阶段才脱离。再入大气后不久,防热外壳迅速充气,担当起传统回收系统中防热大底和减速伞的任务,然后一直减速到返回舱安全着陆。

IRDT技术最为突出的优点是防热材料的质量非常轻。IRDT的研制单位是位于莫斯科近郊航天城的Lavochkin联合体,又称拉沃金联合体,是集飞机、导弹、航天器制造于一体的大型航空航天联合体。正是由于Lavochkin公司在轻质防热材料的研制方面取得独创性的进展,IRDT技术才显示出它低成本的优势。但是迄今为止,从公开发表的资料上很难了解到IRDT防热材料的细节。欧洲ESTEC的Marruffa(也是2000年IRDT项目的负责人之一)在IRDT-I的总结报告中提到IRDT的TPS采用一种

在MLI外表覆盖防护涂层的柔性隔热材料。该防护涂层是一种采用烧蚀性材料浸润硅基纤维,当涂层的温度上升时,烧蚀性材料分解带走热量,从而减少向内层TPS传递的热量。MLI的厚度根据计算空气动力学预测的再入最大热流及最高表面温度来设计,并应留有一定的设计余量。

以下是俄罗斯在1996年对用于“Mars 96”探测器上的气球伞热防护技术的概况。文献[8]首先通过数值计算模拟气动加热最严重部位的多层防护材料MLI特性,并考察了三种TPS结构。

(1) 三层镀膜:外层0.1 mm耐热纤维;中层0.5 mm由硅纤维制成的帆布;内层0.3 mm耐热纤维。

(2) 多层镀膜:外层0.5 mm耐热纤维;中层1.5 mm厚共5层耐高温MLI涂层;内层0.1 mm耐热纤维。

(3) 多层镀膜:外层0.5 mm耐热纤维;中层3 mm厚共10层耐高温MLI涂层;内层0.1 mm耐热纤维。

以上3种TPS的气球伞薄膜厚度均为0.1 mm,计算时假设内表面热导率为常数: $K=5.8 \text{ W/(m}\cdot\text{K)}$ 。

计算得出的结论是:气球伞的TPS采用耐热纤维为外层,耐高温的MLI为隔热层的复合结构最为合理;隔热层的厚度差异对TPS外表面的加热温度影响很小,但是气球伞薄膜表面温度受隔热层的厚度影响很大。后续进行的系列实验也验证了上述结论。

透气性是衡量热防护材料性能的重要指标,透气的材料不能为气球伞提供有效的热防护。于是俄罗斯采用浸润的外层材料来降低透气性。耐热纤维测试了多种硅纤维,而浸润材料也测试了多种升华式的硅基聚合物,最后确定TPS外层的最理想浸润材料。俄罗斯根据上述试验结果(即外层为耐高温纤维,用升华式材料浸润,对TPS起密封作用),生产了系列TPS样品,并用于模拟火星大气条件下全尺寸模型试验。试验结果表明隔热层MLI外表面最高温度 260°C ,而内表面为 185°C ,达到了气球伞材料对温度的要求。

从以上介绍可见,从LC Dover的气球伞到俄罗斯的IRDT,其柔性TPS的结构基本一致,都是在MLI隔热层外覆盖耐高温涂层,见图3,区别在于对气囊宇航材料工艺 2003年 第6期

材料、MLI 隔热层以及表面涂层材料的选取。

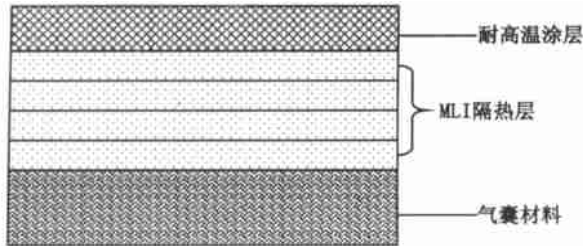


图 3 柔性 TPS 的一般结构

Fig. 3 Structure of the flexible thermal protection system

4 柔性热防护材料技术

材料与 TPS 是再入飞行器总体设计中最重要的一环之一。TPS 的作用就是尽可能降低内层结构材料的最高温度,使其满足内部结构的工作温度,保护飞行器免受外部的高温损坏。而充气式再入飞行器的 TPS 除了上面提到的要求以外,还必须满足柔性特点,因此极大地增加了选择热防护材料的难度。轻质、柔性、可折叠、耐高温是各种充气式再入飞行器对热防护材料的要求。近年来充气式飞行器的发展速度加快,在很大程度上受益于柔性热防护材料技术的进步。这些材料首推 3M 公司的 Nextel 航天用耐热纤维系列以及俄罗斯至今尚未公开的柔性隔热材料。

4.1 Nextel 柔性耐高温纤维

3M 公司的 Nextel 陶瓷氧化物连续纤维系列包括 312、440、550、610、650、720 等型号,它们代表了目前国际上耐高温纤维发展的最新成果。这类金属氧化物纤维根据高温操作环境的需要,很容易制成各种形状的陶瓷编织物。Nextel 纤维具有低透气性、低热导率、耐化学腐蚀、不易收缩延展以及良好的绝缘特性等特点,因此由 Nextel 纤维制成的陶瓷编织物广泛用于航天飞行、外太空环境以及工业领域的某些特殊应用。航天应用中主要涉及 Nextel 312 和 Nextel 440 两种型号,尤其是 Nextel 312。Nextel 312 是一种特殊的轻质纤维,它通过了 1 093 火焰 15 min 喷焰灼烧试验。用连续的高强度 Nextel 312 纤维编织的 Nextel 312 航天用编织物在高达 1 100 的持续高温下依然保持其强度和柔韧性,而且基本不发生收缩变形。

从前面的充气式飞行器介绍中不难发现,大多数充气式飞行器都选择了 Nextel 312 作为主要的隔

热材料,例如美国航天回收系统公司的 IRV 以及 LC Dover 公司的气球伞。此外 NASA 正在准备中的充气式空间舱 Transhab(transit habitation)也准备采用该材料作为抵御空间碎片外层防护结构。

4.2 俄罗斯的柔性隔热材料

俄罗斯对 IRDT 中采用的柔性隔热材料技术一直保密,只能从部分资料中获得粗浅的认识。综合看,该材料是一种在 MLI 外表覆盖防护涂层的柔性隔热材料,防护涂层是一种用烧蚀性材料浸润的硅基纤维。

4.3 其它柔性隔热材料

近年来新材料及其工艺处理的进展,比以往任何时候能提供更可靠、轻质量和价格上更能承受的高性能材料。陶瓷柔性防热材料主要包括柔性重复使用表面隔热毡(FRSI)、先进柔性重复使用表面隔热毡(AFRSI)、可裁剪先进柔性隔热毡(TABI)以及复合柔性隔热毡(CFBI)材料等^[13]。近年来陶瓷柔性隔热结构的使用温度不断提高,已由原来的仅能在 500 以下使用的 FRSI 发展到 AFRSI、TABI、CFBI 等,最高使用温度可达到 700 以上(最高达 1 300 ~ 2 000),突破了过去只能在低温区使用的限制,提高了防热系统使用性能。

柔性表面隔热结构一般均为陶瓷柔性隔热毡,组成材料包括氧化硅(SiO_2)、氧化铝(Al_2O_3)、硼硅酸铝(ABS)等。目前,美国最先进的新型陶瓷柔性隔热毡材料当数可裁剪先进柔性隔热毡(TABI)和复合柔性隔热毡(CFBI)材料。TABI 是一种由 SiC 织物整体编织、采用 SO_2 、 Al_2O_3 和硼硅酸铝作为隔热材料的新型可剪裁柔性毡,其密度及热导率与 AFRSI 相近,而抗声振性优于 AFRSI,在 1 480 下仍有良好热稳定性,因而使用温度大幅度提高。

AFRSI 作为 FRSI 的改进型,在航天飞机轨道器上已经部分取代了 FRSI 和低温重复使用表面隔热毡(LRSI)。AFRSI 更易于维护和装配,最高工作温度可达 1 200 。AFRSI 是柔性隔热毡,但是在表面覆盖 C-9 涂层以及暴露在高温环境使其外层纤维变得脆弱易碎。在美国 X-33 计划中,飞行器的上表面就使用 FRSI 和 AFRSI 进行防护。

CFBI 则由外层 SiC 织物、内部 Al_2O_3 反射屏蔽和 Al_2O_3 隔热材料组成,其密度与 AFRSI 和 TABI 相近,而高温热导率低于这两种材料。据称 SiC 纤维

耐热性优于 SiO_2 ,且易于缝制成毡。CFBI 可经受飞行器 2 000 的反复暴露。1994 年美国单级入轨重复使用运载器的先进运载技术 (ALT) 计划中的先进防热系统中列出了 CFBI,并将进行辐射屏蔽材料和结构的研制以及结构工艺的研究与飞行试验的验证。

5 结语

由于充气式返回舱再入过程中经受的热流密度与传统的返回舱相比低得多,返回舱表面的温度也低得多,因此无需设计烧蚀性防热层。3M 公司的 Nextel 编织布可以作为良好的散热体,虽然还需敷设一层较厚的绝热材料,但是比起传统的烧蚀性材料其质量得以大大减轻。ESA 一直热衷于研制一种类似于俄罗斯在 IRDT 中采用的新型 TPS 材料,但是至今未能研制成功。这种新型的 TPS 材料是柔性的,可用于制造充气结构,据分析很可能是在 Nextel 材料的基础上浸润硅树脂而获得。

俄罗斯和美国在柔性隔热材料研制方面遥遥领先,而且在美国已经商品化、系列化。中国航天经历几十年的发展之后在高温隔热材料方面取得了众多成果,但是柔性隔热材料技术,尤其是应用在较高温区的柔性纤维和编织物还有待发展。而且充气式再入飞行器在国内尚处在概念论证阶段,柔性隔热材料作为关键技术之一,必须充分借鉴国外多年来的设计经验。

参考文献

- 1 Marraffa L, Kassing D, Baglioni P et al. Inflatable Re-entry technologies: flight demonstration and future prospects. ESA Bulletin, 2000; 103: 78 ~ 85
- 2 Xia Gang, Qin Zizeng, Zhang Xiajin. Development status of inflatable thermal shield technology. Missiles and Space Vehicles,

2002; (1) : 19 ~ 24

- 3 Kustas F M, Rawal S P, Willcockson W H et al. Inflatable decelerator ballute for planetary exploration spacecraft [R]. AIAA 2000-1795, 2000

- 4 Kendall R T, Kendall R T. Development and use of inflatable payload recovery vehicles [R]. AIAA 91-0888-CP, 1991

- 5 Kendall R T, Kendall R T. Advanced unmanned/ manned space payload inflatable decelerator/ delivery system [R]. AIAA 95-3798, 1995

- 6 Xia Gang, Cheng Wenke, Qin Zizeng. Re-entry trajectory design of inflatable thermal shield. Journal of National University of Defense Technology, 2002; 24(3) : 4 ~ 8

- 7 Magazu H K, Lewis M J, Akin D L. Aerothermodynamics of a parashield re-entry vehicle. Journal of Spacecraft and Rockets, 1998; 35(4) : 434 ~ 441

- 8 Rodimov V B R, Pichkhadze K et al. Inflatable ballutes to provide aerodynamic shape to the payload bus enabling its atmospheric entry [R]. IAF-97-1.5.03, 1997

- 9 Detlef Wilde, Stephan Walther. Inflatable reentry and descent technology (IRDT)-further developments [A]. In: 2nd International Symposium of Atmospheric Reentry Vehicles and Systems, 2001

- 10 Graflin M, Schottle U. Flight performance evaluation of the re-entry mission IRDT 1 [R]. IAF-01-V.3.05, 2001

- 11 Zhao Mengxiang. Manned spacecraft aerodynamics [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2000: 58 ~ 82

- 12 Faurote GL, Burgess J L. Thermal and stress analysis of an attached inflatable decelerator (AID) deployed in the mars earth atmospheres [R]. NASA-CR-111920, 1971

- 13 Han Hongshuo. Analysis on thermal protection systems, structures and materials for space transportation systems abroad. Aerospace Materials and Technology, 1997; (4) : 1 ~ 4

(编辑 任涛)