

●研究简报●

航天飞机考虑意外损伤时防热系统的健康管理研究^{*}

CONSIDERED ACCIDENT DAMAGE THE HEALTH MANAGEMENT FOR THERMAL PROTECTION SYSTEM OF SPACE SHUTTLE

宣建林^{**} 冯蕴雯 张 茂 宋笔锋

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

XUAN JianLin FENG YunWen ZHANG Mao SONG BiFeng

(School of Aeronautics, Northwest Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

摘要 防热系统健康管理是航天飞行器的关键技术之一。文中提出通过监测防热系统的关键性能指标,分析评估系统状态的航天飞机防热系统健康管理方法,论述航天飞机防热系统健康管理的概念和健康监测的原理,从考虑意外损伤的角度探讨防热系统健康监控的有关问题。利用 ANSYS 软件模拟遭受不同程度损伤的防热瓦在再入过程中的温度分布情况,并进行比较分析与讨论,论证方法的可行性。

关键词 航天飞机 防热系统 健康管理 损伤 传感器

中图分类号 V430 V448.25

Abstract Health management for thermal protection system (TPS) is one of the key technologies for space vehicle. The paper puts forward a method that analyze and valuation the system states by monitoring the key function index sign of TPS. The concept of health management for thermal protection system of space shuttle and the principles of health monitoring are introduced. Combine to inquiry into the relevant problem of the health management from the angle of consider the accident damage. Make use of the ANSYS software to simulate and analyze the temperature distribute of thermal protection tile suffered of reentry space shuttle damaged by different degree, demonstrate the feasibility of the method.

Key words Space shuttle; Thermal protection system; Health management; Damage; Sensor

Corresponding author: XUAN JianLin, E-mail: nnn1115@126.com, Tel: +86-29-88460478

The project supported by the National Natural Science Foundation of China (No. 10577015), the Aviation Foundation (No. 03B53008) and the Yingcai Foundation of Northwest Polytechnical University.

Manuscript received 20051024, in revised form 20060227.

1 引言

2005年8月9日,历经14天太空之旅的美国发现号航天飞机成功返回爱德华兹空军基地。此次“发现”号泡沫绝缘材料在起飞时从外挂燃料箱脱落并撞击机体防热瓦,再一次说明航天飞机必须考虑由意外损伤而引起的防热系统的破坏问题;而要有效地防止由防热系统意外破坏所引起的灾难性事故,就必须加强对航天飞机防热系统的健康管理研究。

文献^[1]表明航天飞机在飞行时,其防热系统所承受的载荷主要是气动热载,另外还必须承受各种非加热载荷,其中包括在轨飞行时防热系统要经受从-150℃到+55℃的温度交变,再入过程要承受气动噪声和减速度过载等等。防热瓦是极易损坏的,如果受

到从外贮箱脱落下来的保温材料或是太空碎片的撞击极易碎裂或脱落。一旦碎裂或脱落很可能发生严重事故,如挑战者号和哥伦比亚号失事,发现号险情迭出。防热系统的意外损伤往往导致重大事故,因此考虑意外损伤时对航天飞机防热系统的健康监控显得尤为重要。

2 航天飞机防热系统的健康管理方法研究

目前国内外航天飞机防热系统的健康管理方法主要有,NASA在所有的航天飞机上装载多个激光成像系统检测相机,在地面安装了各种各样的电子监控设备;在发射过程中,利用侦查卫星进行实时监控;在航天飞机与空间站对接前空间站上的航天员用带有望远镜的摄像机拍摄航天飞机的全貌。我国在“神舟六号”

^{*} 20051024收到初稿,20060227收到修改稿。国家自然科学基金资助项目(10577015)、航空基金资助项目(03B53008)和西北工业大学英才培养基金。

^{**} 宣建林,男,1981年11月生,浙江诸暨人,汉族。西北工业大学航空学院硕士研究生,研究方向为故障诊断与健康监控。通信地址:西北工业大学526信箱。

飞船火箭外壁上安装摄象头,从四个不同的角度时刻监视火箭外部,一旦发生意外,会立即报警,地面指挥人员可随时采取应急处理。

采取上述电子设备监测措施对地面专家更好地了解隔热瓦的状况,作出故障分析判断有很大的帮助,但是因为照片和图象的清晰程度不够,造成信息的不完全性和不确定性,难以判断故障发生的原因和航天飞机的健康状况;而且故障分析耗时较长,很难达到处理故障的实时性以及故障诊断的高准确度和高可靠性要求,也不能预先确切地评估航天飞机返回过程的安全性。比如 2001 年哥伦比亚号发射升空以后,电视图象显示,有 3 块保温材料从外贮箱上脱落下来,重重地撞击了航天飞机腹部铺隔热瓦的部位。在哥伦比亚号在轨飞行期间,美国航宇局根据传回来的图象显示情况对碎片撞击问题进行评估。专家们得出的结论^[2]是,“可能会影响航天飞机的局部构造,但不会影响到整个航天飞机的安全”,航宇局的领导层当时也对此结论表示认可,但最后灾难还是发生了。

可见,现有的通过摄象技术监控航天飞机隔热系统的监控方法远远不能保证航天飞机的安全,因此本文提出通过监测隔热系统的关键性能指标,即温度,来分析评估系统状态的航天飞机隔热系统健康管理方法。所探讨的考虑意外损伤时航天飞机隔热系统的健康管理问题,是根据隔热系统所面临的环境和受载特点,通过传感器监测其关键性能指标,即通过检测航天飞机隔热系统各关键部位的温度情况检查其是否受到损伤。如果受到损伤,准确查找损伤位置,确定损伤程度,进而判断可否继续使用及确定其剩余寿命等,并且给出相应的健康监控方案。

隔热系统的健康管理是基于健康监测和诊断基础上的,主要包括下列几部分^[3~6]:

(1) 传感器系统,包括传感器的选择和传感器在隔热结构中的布置方案。

(2) 数据采集和处理系统,一般由机载计算机和地面计算机两大系统组成。

(3) 地面监控中心,能够及时通过数据分析确定隔热结构的异常行为。

(4) 实现诊断功能,包括确定隔热结构中是否存在损伤、损伤位置、损伤程度及安全性评估。

传感器监测的实时信号通过信号采集装置输送到监控中心,进行处理和判断,从而对隔热结构的健康状况进行评估。若出现异常,由监控中心发出预警信号,查明异常原因,采取措施尽可能排除异常,以确保航天飞机安全可靠地运行。

通过对航天飞机上升阶段及再入阶段的受热、受力分析,考虑到任务成功和飞行安全因素,并结合历史

故障^[1,7],得出航天飞机隔热系统需重点监测的部位及监测原因是:

①鼻锥,再入温度最高。

②前窗和机头部分,易损坏。

③机翼前缘,再入时经受几乎与鼻锥部分同样的高温,下表面也会达到近 $1\,000^{\circ}\text{C}$ 的温度。

④机翼、机身表面重要承力结构附近,包括承力框架和大梁,需要重点进行温度及应力应变的测量。

⑤机翼、机身各种舱门处,隔热结构复杂,一旦热气流入侵,内部结构往往比较脆弱。

⑥发动机外侧部分,由于承受较大的声压和振动影响,隔热瓦容易脱落。

目前在航天飞机上对隔热系统的健康监控主要依靠监测温度。在已知气动加热环境条件的情况下,隔热系统结构的温度代表其在热载荷作用下的响应,因此温度可以在相当程度上反映隔热系统的实时安全程度,这对于实现隔热结构本身健康状态跟踪是行之有效的。更重要的是,隔热结构下部温度与背壁结构所受到的烧蚀威胁直接相关,通过监测隔热结构的温度,可明确当前状态对于系统完成任务的影响以及对系统安全的影响。由于隔热系统遍布航天飞机全身,所以对于温度的监测应当以全机身的温度场为对象进行。理论上讲,在航天飞机上升和再入过程中,隔热系统的不同程度、不同形式的破坏均可在一定范围内的温度场的分布上有所反映,因此,通过对隔热结构中温度场分布的监测,可分析和评估其结构和功能的完整性。

可用于隔热系统健康监控的监控参量除了温度外还包括距离、湿度、应变、疲劳等。本文认为一方面是这些参量的测量不易进行,特别是对表面涂层的温度、湿度等进行测量难度很大。隔热系统运行环境非常恶劣,在一般工程环境可行的测量方法用于隔热系统监控则未必可行,即使通过特殊措施使其可行也往往要付出极大的成本,并有可能影响隔热系统的功能和环境。另一方面是多种参量检测所带来的信息量、信息种类的增加,导致信息处理负担更大程度的增加,由此带来的是数据传输、存储、处理硬件的成本大幅增加,同时需要成熟的信息处理软件来支持。在相关的信息处理技术完全成熟之前,显然不宜应用于隔热系统。因此,目前更多的参量测量在隔热系统健康监控中的应用受到限制。

可用于隔热系统温度监测的传感器有光纤光栅高温传感器和微型悬臂梁传感器等^[4]。本文将航天飞机鼻锥、机翼前缘等再入温度高于 $1\,260^{\circ}\text{C}$ 的部位称作高温区;将头部、机翼机身下表面再入温度处于 $648^{\circ}\text{C} \sim 1\,260^{\circ}\text{C}$ 之间的区域称作中温区;将机身上表面、机翼上表面、机身两侧等再入温度低于 371°C 的区域称作

低温区。具体地,航天飞机防热系统各温区传感器布置如表 1 所示。

表 1 航天飞机防热系统各温区传感器布置研究

Tab.1 The research on sensor disposal in every temperature region of TPS(thermal protection system)

防热系统部位 Part of TPS	传感器位置 Sensor position	传感器布置的原则 Fundamental of sensor disposal
高温区 High temperature region	紧贴 RCC (reinforced Carbon-Carbon) 热结构的下层,即 RCC 防热板的背面,以及 RCC 防热板与机身结构连接密封处。	以能够避免导致任务失败或重大事故的故障为准,温度检测的空间分辨率应当保证能够依一定概率(例如0.99)及时发现任意位置发生结构损伤,建议密布测点
中温区 Middle temperature region	应变隔离垫下面	以半个防热瓦区域为单位,这样可将故障隔离到单个防热瓦
低温区 Low temperature region	柔性重复使用表面绝热材料下面	以单个防热瓦为单位,即能够及时发现单个防热瓦区域的温度异常,则发现异常时破坏的防热瓦可能包括首先破坏的瓦片及其相邻的一到两个防热瓦

航天飞机在轨运行期间,专家们可以通过传感器网络传输来的温度数据,比较以往的温度数据,通过分析进一步确定撞击损伤程度。确定损伤程度后,地面专家可以利用防热瓦一维连续热辐射与导热复合传热能量守恒控制方程组(1)^[8~10],代入边界条件及初始条件^[10~12],再对防热瓦进行热传导分析,得到防热瓦结构的理论温度值,然后采取相邻测点数据比较、所测温度数据与标准温度数据比较以及同一点前后数据比较等的方法处理温度传感器传递来的信息,结合以往经验,评价防热系统状态信息,评估不同再入飞行方案的安全性。必要时,可采取用航天飞机机械臂修复防热瓦、宇航员到国际空间站上避难、宇航员通过太空行走修补防热瓦和派另一架航天飞机接回宇航员等应急措施,以确保宇航员的生命安全。

$$\begin{cases} \frac{\partial}{\partial x}\left[k(T)\frac{\partial T}{\partial x}\right]=\rho C_p\frac{\partial T}{\partial t},x\in(0,L),t>0 \\ T(x,0)=T_0(x),x\in[0,L] \\ -k(T)\frac{\partial T}{\partial x}\Big|_{x=0}=Q(t),t>0 \\ -k(T)\frac{\partial T}{\partial x}\Big|_{x=L}=0,t>0 \end{cases} \quad (1)$$

方程(1)中 $T(x,t)$ 为各时刻防热瓦内温度分布,

ρ 为材料有效密度, $k=k(T)$ 为材料的总热传导系数, C_p 为材料有效比热容, t 为时间, q'' 为辐射热流密度, x 为厚度方向空间坐标, $T_0(x)$ 为初始时刻防热瓦内温度分布, L 为防热瓦厚度。

3 算例与分析

利用 ANSYS 软件对航天飞机已有意外损伤的单个防热瓦在再入过程中的温度变化进行仿真计算,模型的几何基本数据及再入时的热流密度源于文献[8, 10, 12]。防热瓦被冲击所形成的撞坑形状是不规则的,为了便于建模与计算,根据撞坑的典型几何特征,将其近似为长方体状,并使其边与防热瓦的边平行,同时对无损伤和两种损伤程度进行仿真计算与讨论。采用将模型中对应损伤区域的部分直接去除的方法进行计算,为简化计算将损伤区域一律置于防热瓦中心。

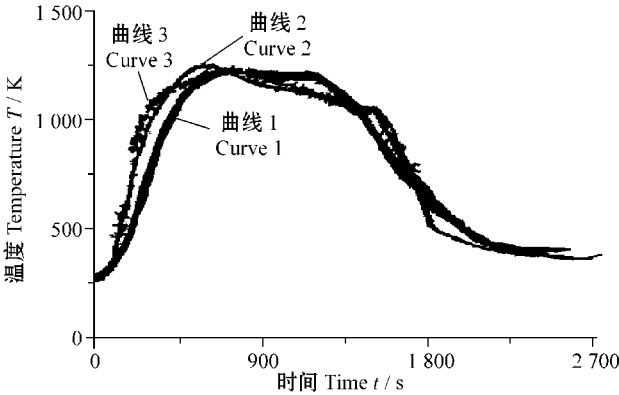


图 1 无损伤防热瓦在再入过程表面温度变化情况比较
Fig.1 Compare the re-entry temperature transformation of the lossless thermal protection tile

在相同的热流密度和初始条件下,对无损伤防热瓦进行有限元仿真计算,并与美国乔治亚理工学院研究者 K.Cowart 和 J.Olds 通过试验^[12]以及钱炜祺、蔡金狮利用有限控制体积法计算^[8]得到的防热瓦表面的温度随时间变化的曲线进行比较(见图 1),其中曲线 1 为文献[12]通过试验得到的防热瓦表面温度随时间变化的曲线,曲线 2 为文献[8]给出的在相同情况下防热瓦表面温度变化曲线,曲线 3 为本文通过仿真得到的

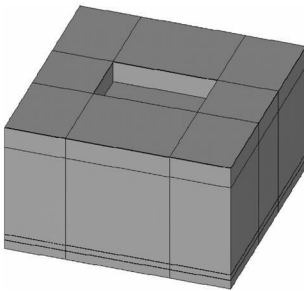


图 2 带有冲击损伤的防热瓦模型(case1)
Fig.2 Schematic view of the damage thermal protection tile (case1)

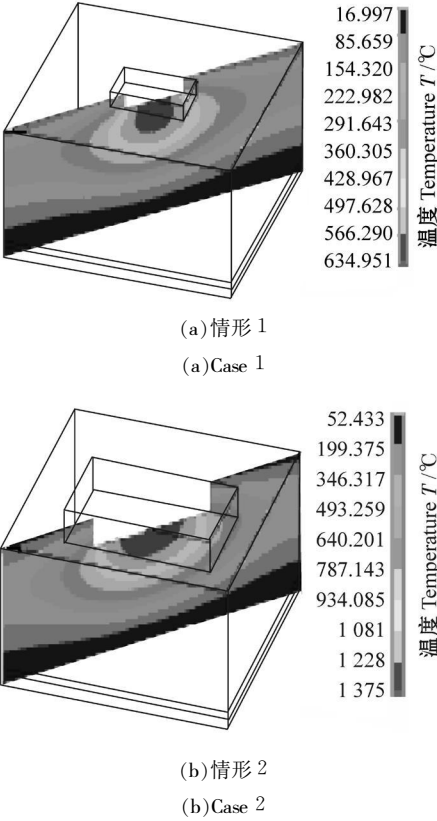


图 3 不同程度冲击损伤情况下防热瓦的纵切面温度分布
Fig. 3 The lengthways temperature distribute of thermal protection tile damaged by different degree

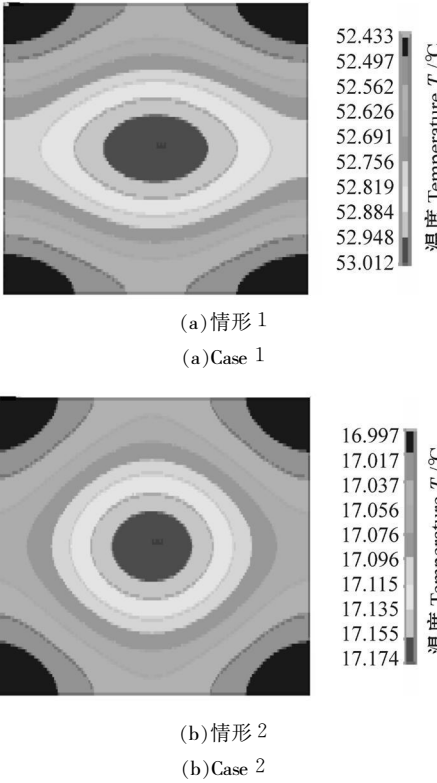


图 4 不同程度冲击损伤情况下的防热瓦底层温度分布
Fig. 4 The bottom temperature distribute of thermal protection tile damaged by different degree

文的计算结果与文献的结果吻合得相当好,说明所用计算方法可行,可作为航天飞机单个防热瓦健康监测的依据。

图 2 是已经去除损伤部分的防热瓦几何模型。用两种不同损伤尺寸分别模拟航天飞机遭受轻微撞击和严重撞击后防热瓦的损伤情况。表 2 是两种损伤程度对应的近似长方体的几何尺寸。以下给出对防热瓦进行仿真计算得到的结果并进行讨论。

表 2 防热瓦损伤区域简化模型尺寸

Tab. 2 Model size of thermal protection tile damage region			
编号	长度	宽度	深度
Number	Length L/mm	Breadth B/mm	Depth D/mm
情形 1 Case1	50	30	10
情形 2 Case2	100	60	20

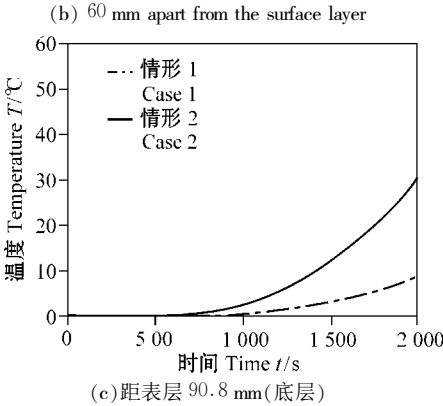
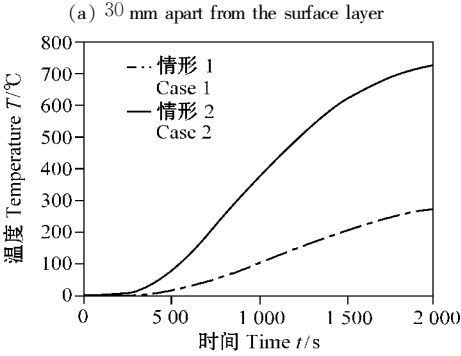
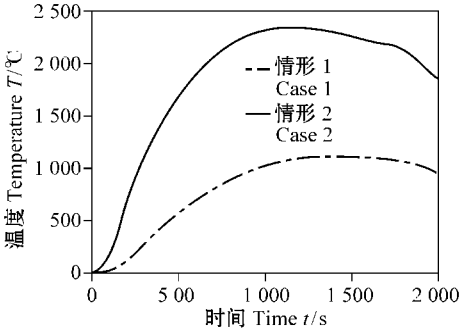


图 5 发生冲击损伤后中心线上纵向不同位置处的温度变化
Fig. 5 The centric temperature of different lengthways parts of thermal protection tile

对不同程度冲击损伤情况下的防热瓦纵切面温度分布和防热瓦底层温度分布进行仿真计算,结果见图 3 和图 4。由图 3 和图 4 可得沿防热瓦纵向有很明显的温度梯度,而相同纵向位置的层面上温度的分布在表层以下逐渐趋于一致,说明沿纵向不同层面的温度以及温度变化过程都有着很大的差异,因此判断损伤应同时需要不同纵向位置的温度信息。随着损伤程度的增大,防热瓦整体的温度都有非常显著地升高。纵向温度梯度远远大于横向温度梯度的特征依然很明显,底层温度几乎是均匀分布的,其整体温度的高低直接反映损伤的程度;损伤程度越大,纵切面上相应位置的温度越高,底层温度也越高,也就使防热瓦下的机体结构温度越来越高,容易导致灾难性事故发生。

对发生冲击损伤后防热瓦中心线上纵向不同位置处温度变化情况的仿真计算结果见图 5。由图 5 可看出,在再入 1 500 s 时,距离防热瓦表层 30 mm 处情形 2 较情形 1 温度升高 1 250℃,距表层 60 mm 处温度升高 413℃,距表层 90 mm 处温度升高 9℃,可见冲击损伤对位于表层的测点温度影响较大,位于中下层的测点对损伤冲击的敏感性较低,但是根据温度变化率越向下越大,可以看出防热瓦沿纵向越向下其温度特征越能反映出表层破坏的程度。不同程度的损伤在三个测点所引起的温度变化有很大差别,冲击损伤引起的底层温度升高的速率越来越快,可见随着冲击损伤深度的增大和面积的扩大,其对于底部结构的烧蚀威胁显著增大。因此对损伤的评估,应综合靠近表层处测点的温度信息和底层测点温度信息两部分进行判断比较合适。根据靠近表层测点的温度是可以快速发现损伤的部位(即使损伤区域并不位于或靠近中心)。

4 结论

1) 提出考虑意外损伤时对航天飞机防热系统健康监控的思路,即通过监测防热系统的关键性能指标——温度来监测系统状态。论述航天飞机防热系统健康管理的概念和健康监测的基本原理,确定航天飞机防热系统需要重点监控的部位,研究传感器在不同区域的布置原则和布置位置。

2) 通过对无损伤和长宽深分别为 50 mm × 30 mm × 10 mm 与 100 mm × 60 mm × 20 mm 两种不同损伤程度的防热瓦的有限元模拟分析,可看出防热瓦温

度能准确明显地反映出防热瓦的损伤情况,该算例说明本文提出的方法是可行的。

参考文献(References)

- 1 胡昌寿. 航天可靠性设计手册. 北京:机械工业出版社, 1999.
HU ChangShou. The design handbook of spaceflight reliability. Beijing: China Machine Press, 1999(In Chinese).
- 2 纪实. 哥伦比亚号失事调查日记. 国际太空, 2003, 3: 4~11.
JI Shi. Diary on investigating the loss of space shuttle Columbia. Space international, 2003, 3: 4~11(In Chinese).
- 3 胡峰, 孙国基. 过程监控技术及其应用. 北京:国防工业出版社, 2001.
HU Feng, WEN GuoJi. Process monitoring technique and applications. Beijing: National Defence Industry Press, 2001(In Chinese).
- 4 戴焯. 传感与检测技术. 武汉:武汉理工大学出版社, 2003.
DAI Chao. Transducing and measuring technique. Wuhan: Wuhan University of Technology Press, 2003(In Chinese).
- 5 张启伟. 大型桥梁健康监测概念与监测系统设计. 同济大学学报, 2001, 29(1): 65~69.
ZHANG QiWei. Conception of long-span bridge health monitoring and monitoring system design. Journal of Tongji University, 2001, 29(1): 65~69 (In Chinese).
- 6 杨叔子, 胡以怀, 史铁林. 机械设备状态的计算机集成监控. 机械强度, 1995, 17(2): 31~37.
YANG ShuZi, HU YiHui, SHI TieLin. Computer integrated monitoring and controlling system for mechanical equipment condition. Journal of Mechanical Strength, 1995, 17(2): 31~37(In Chinese).
- 7 丁彩红, 黄文虎, 姜兴渭, 等. 载人航天故障诊断技术的发展及其关键技术分析. 强度与环境, 1999, (2): 20~24.
DING CaiHong, HUANG WenHu, JIANG XingWei, et al. The development of spaceflight fault diagnostic techniques and the analysis towards its key skills. Structure & Environment Engineering, 1999, 2: 20~24 (In Chinese).
- 8 钱炜祺, 蔡金狮. 再入航天飞机表面热流密度辨识. 宇航学报, 2000, 21(4): 1~6.
QIAN WeiQi, CAI JinShi. Surface heat flux identification of reentry space shuttle. Journal of Astronautics, 2000, 21(4): 1~6(In Chinese).
- 9 Eric P Fahrenthold, Young-Keun Park. Simulation of foam impact effects on components of the space shuttle thermal protection system. AIAA 2004-940.
- 10 Wei H Ng, Peretz P Friedmann, Anthony M Waas. Thermomechanical analysis of a damaged thermal protection system. AIAA 2005-2301.
- 11 Amarshi A. Bhungalia, Li Carrie Clewett, Harold Croop, et al. Thermal protection system (TPS) optimization. AIAA 2004-5826.
- 12 Cowart K, Olds J. Integrating aero heating and TPS into conceptual RLV design. AIAA 99-4806.