

轻质防热材料高焓烧蚀试验

高 贺¹ 陈连忠¹ 欧东斌¹ 袁国伍¹ 梁 馨²

(1 中国航天空气动力技术研究院,北京 100074)

(2 航天材料及工艺研究所,北京 100076)

文 摘 为了得到不同轻质防热材料在高焓条件下的烧蚀数据,评估其在高焓条件下的烧蚀性能,以满足未来高超声速飞行器再入的高焓高热流低压力的热环境,采用高焓加热器对多种不同密度的轻质防热材料进行烧蚀考核试验。通过对试验数据和模型内部烧蚀形态的描述,给出轻质防热材料在高焓低压热环境中的烧蚀特性。最后对比中焓条件下试验数据,详细分析焓值对轻质防热材料烧蚀性能的影响。结果显示,高焓加热器可以产生稳定均匀的高焓低压流场,轻质防热材料在高焓条件下的隔热性能和烧蚀性能有所提高。

关键词 轻质防热材料,高焓热环境,高焓加热器,驻点试验

中图分类号:V45

DOI:10.3969/j.issn.1007-2330.2014.02.010

Ablation Test of Light Weight Charring Ablators in High Enthalpy

GAO He¹ CHEN Lianzhong¹ OU Dongbin¹ YUAN Guowu¹ LIANG Xin²

(1 China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074)

(2 Aerospace Research Institute of Materials & Processing Technology, Beijing 100076)

Abstract In future, the characteristic of reentry thermal environment is high enthalpy, high heat flux and low pressure. In order to meet the requirements, the performance of different light weight charring ablaters in high enthalpy ablation test must be known. These kinds of tests have been carried out by using super-enthalpy arc-heater. Subsequently through the description of test data, the characteristics of light weight charring ablaters ablated in high enthalpy and low pressure are given. At last contrasting to the normal test with middle enthalpy, the ablative performances affected by enthalpy of light weight charring ablaters are detailedly analyzed. The results show that super-enthalpy arc-heater can produce a high enthalpy and low pressure flow field stably and uniformly. The performances of light weight charring ablaters are improved in high enthalpy environment.

Key words Light weight charring ablaters, High enthalpy environment, Super-enthalpy arc-heater, Stagnation test

0 引言

飞行器的烧蚀防热是借助防热材料表面层的熔解、气化、热解等消散热能,通过损失部分防热材料,从而达到保护飞行器内部环境的要求^[1]。返回式飞行器大量采用轻质烧蚀防热材料,其借助自身烧蚀所产生的热解气体进入边界层后引起热阻塞效应达到防热目的。未来航天器返回舱的气动加热环境具有高热流密度($>5 \text{ MW/m}^2$)与高气流总焓($>30 \text{ MJ/kg}$)及低驻点压力($<10 \text{ kPa}$)典型特征。

近年在地面模拟烧蚀试验中,热流密度和驻点压力均已达到或超过目标考核指标。但由于国内现有电弧加热器的极限焓值模拟能力约为 24 MJ/kg ,无法实现气流总焓的模拟能力,从而给基于地面试验结果的多因素耦合作用的烧蚀机理研究带来较大困难,造成返回舱防热设计及温度评估的不确定性。因此开展防热材料在高焓条件下的烧蚀性能研究对于返回舱及航天器防热系统的精细化设计具有重要意义。

从 20 世纪 60 年代到 90 年代,美国研制了轻质

修回日期:2014-01-10

作者简介:高贺,1986 年出生,工程师,博士研究生,主要从事气动热试验分析及技术研究工作。E-mail:zxy_gh@qq.com

防热材料 Avcoat 5026-39、SLA-561V、PICA^[2],用于月球和火星探测返回舱。我国轻质防热材料的研发工作主要由航天材料及工艺研究所开展,目前比较成熟的材料是密度在 500~700 kg/m³ 的硅橡胶基蜂窝增强低密度材料^[3],由基体和填料组成,目前已成功应用在各类飞船、返回舱、空间飞行器上。

1 高焓加热器工作原理

高焓加热器源于对磁等离子体动力推进器的发展与改进^[4-7]。图 1 为高焓加热器的工作原理图。

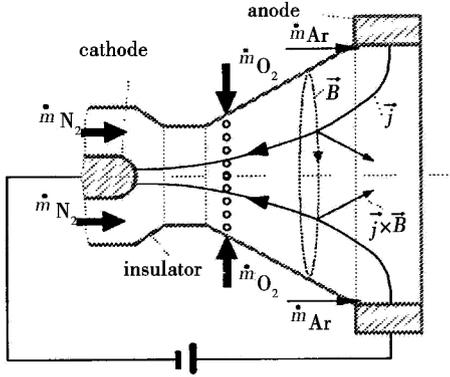


图 1 高焓加热器工作原理简图

Fig. 1 Work mechanism of super-enthalpy arc-heater

高焓加热器以钨棒作为阴极,超声速喷管扩张段的末端作为阳极,环形均布多个阳极塞块。以氮气、氧气作为工作介质模拟空气成分。试验开始时通过旁路击穿效应起弧,试验过程中电弧从阴极顶部穿过超声速喷管延伸到阳极。氮气从加热器的底部顺着阴极注入加热器弧室,氧气从超声速喷管喉道附近注入。在加热器弧室的极端加热下,氮气和氧气被离解和部分电离。同时在阳极塞块上游注入极少量的氩气,起到保护阳极的作用。

为了得到较高的焓值,高焓加热器通常选取大电流运行方式。由电弧电流及自身诱导磁场相互作用而产生洛伦兹力,其流向分力将加速试验气体的带电粒子。同时超声速喷管也对试验气体产生加速作用,最终在喷管出口形成高温超声速流场。

目前中国航空气动力技术研究院自主研发的高焓加热器,其模拟焓值为 25~100 MJ/kg,驻点压力为 1~3 kPa,功率为 100~400 kW,加热效率为 50%~65%。

2 高焓烧蚀试验方法

电弧加热地面烧蚀试验是考核防热材料性能的有效手段,超声速驻点试验技术是其中一种。试验模拟参数主要有气流总焓,驻点冷壁热流密度和驻点压力等。利用该技术研究防热材料烧蚀性能可以给再入防热设计提供极为有用的数据,通过试验可以了解到材料的烧蚀性能和模型烧蚀后的表面及内部状态,得出烧蚀性能与各试验参数之间的关系。

模型一般采用平面或球面圆柱体,试验时在喷管出口附近放置模型,模型固定在支架上,模型的轴线与喷管的中心线共线,模型支架与作动筒相连以变换位置在必要时进行模型送进(图 2)。试验要首先进行状态调试,调试时将驻点热流密度探头安装在模型支架上,以测量气流驻点压力和驻点热流密度,待所有参数达到要求后,正式进行考核试验。在试验过程中,测量模型内部温度和表面温度,并对模型烧蚀过程进行录像。

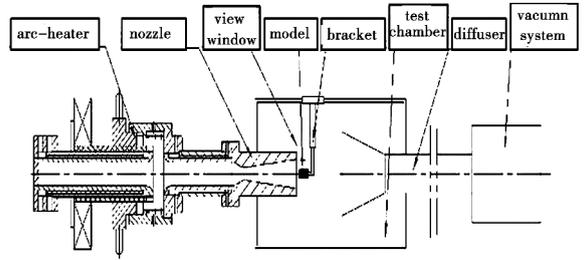


图 2 超声速驻点试验示意图

Fig. 2 Sketch of supersonic stagnation test

轻质防热材料高焓烧蚀试验在 CAAA-FD04C 压力真空式超声速电弧风洞中进行。该设备主要由高焓电弧加热器、试验段、整流罩、扩压段、冷却器、真空系统等部分组成。

3 试验模型

试验模型共 8 个,均为等热流球面烧蚀外形^[8]。模型的外径为 60 mm,总长为 85 mm 左右,烧蚀表面的球面半径为 90 mm。其中两个模型的防热材料有效长度为 27 mm,用于热流较低状态的试验,其余模型防热材料的有效长度为 50 mm。试验模型见表 1。

表 1 高焓模型列表

Tab. 1 Sample list of high enthalpy test

序号	密度/kg·m ⁻³	长度/mm
1	400	27
2	500	50
3	500	50
4	500	50
5	700	50
6	700	50
7	700	27

模型带有保护外套,防止烧蚀材料在试验中散落。其中热流较低状态的模型为玻璃钢外套,热流较高状态的模型为高硅氧外套。模型安装在专门设计的水冷支架上,加工玻璃钢转接件用于将模型后端与支架连接,可以有效减少水冷支架带走模型本身的热量,提高模型温度测量的准确性。

模型的内部及背面温度测点分布见图3。 t_1 、 t_2 为距模型背面20 mm处内部温度,取其平均温度为 t_{20} ; t_3 、 t_4 为距模型背面10 mm处内部温度,取其平均温度为 t_{10} ; t_5 、 t_6 为模型背面温度,取其平均温度为 t_{00} 。温度数据由K型热电偶测得,该类型热电偶灵敏度高、复现性较好、高温下抗氧化能力强,测温范围0~1300℃。

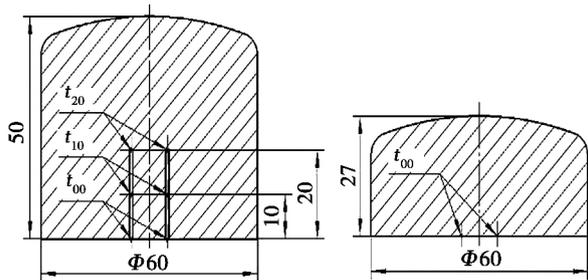


图3 模型温度测点分布

Fig. 3 Measurement distribution of temperature

4 试验调试

试验状态参数的确定采用如下方法:气流总焓通过流量功率法计算得出;驻点压力通过压力探头测量得出;热流密度通过塞式量热计探头测量得出。

图4为高焓加热器热流调试探头。探头为铜制,直径和模型相同为 $\Phi 60$ mm,烧蚀表面为R90 mm球面,球面和侧壁连接处加工R5 mm倒圆角。为测量流场的均匀性,热流探头共布置9个点,测点1为中心点,其余点平均分布在 $\Phi 22$ mm和 $\Phi 43$ mm同心圆上。各测点按中心点对称,其轴线同球面垂直。这样既可以反映距中心点不同距离的热流分布,也可以反映出流场参数上下左右是否对称。

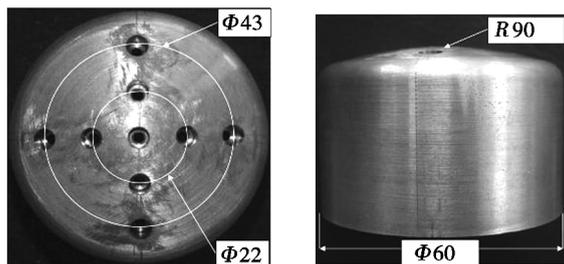


图4 R90 mm球面等热流探头

Fig. 4 Uniform heat flux probe of R90 mm spherical-surface

表2为状态I ($H_0 = 29$ MJ/kg, $q_{s,cw} = 1.65$ MW/ m^2 , $p_s = 1.08$ kPa)热流测试数据,测点6和测点7损坏没有数据。表中数值为其他测点相对中心测点的波动百分比。

从表中可以看出,高焓流场整个探头表面的热流分布较为均匀,相对中心点波动在-1.6%~5.7%,说明高焓加热器可以提供均匀性很好的高品质流场。

表中同样可以看到常规加热器各测点相对中心点的波动在0.5%~3.1%。尽管高焓加热器热流测宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2014年 第2期

量波动较比常规加热器热流测量波动略大,但这并不代表高焓加热器流场没有常规加热器流场均匀。

表2 热流均匀性测量结果

Tab. 2 Test results of heat-flux uniformity

测点	高焓/%	管状/%	测点	高焓/%	管状/%
1	0	0	5	5.7	2.4
2	4.6	2.0	8	5.4	2.5
3	-1.0	0.5	9	-1.6	3.1
4	0.7	0.6			

在实际试验中产生这样的波动是在误差允许的范围。产生误差的原因主要有两方面,首先在基础设备方面,由于两种加热器产生超声速流场的原理略有不同,且风洞的扩压段、真空系统也存在较大区别,故热流测量环境的不同造成测量结果的系统误差;其次在测试设备方面,由于热流探头在测试试验前都需要重新制作安装,而每次安装的精细度不能保证完全一致,所以在测试时必然会存在不确定误差。

5 试验结果

试验在4个状态下对7个不同密度的模型进行烧蚀,具体结果见表3。其中模型序号格式为X-X,前一个数字代表试验次序,后一个数字代表模型密度,单位为 10^{-1} g/ cm^3 。同一状态下的材料有效厚度相同。分别为:

I ($H_0 = 29$ MJ/kg, $q_{s,cw} = 1.65$ MW/ m^2 , $p_s = 1.08$ kPa); II ($H_0 = 45$ MJ/kg, $q_{s,cw} = 3.50$ MW/ m^2 , $p_s = 1.50$ kPa); III ($H_0 = 60$ MJ/kg, $q_{s,cw} = 5.60$ MW/ m^2 , $p_s = 2.30$ kPa); IV ($H_0 = 100$ MJ/kg, $q_{s,cw} = 7.50$ MW/ m^2 , $p_s = 2.53$ kPa)。

表3 模型烧蚀数据

Tab. 3 Test results of sample

状态	序号	t_{20} /℃	t_{10} /℃	t_{00} /℃	ΔL /mm	ΔM /g	时间 /s	炭化 层/mm	热解层 /mm
I	1-7	-	-	131	1.6	33.1	120	9.0	1.1
	2-4	-	-	136	2.3	20.9	120	8.5	2.4
II	3-5	115	-	-	2.4	30.9	80	7.0	0.5
	4-5	118	97	-	2.2	20.5	45	4.5	0.5
III	5-7	99	87	-	0.8	17.5	36	5.5	1.0
	6-7	98	88	-	0.8	18.5	36	5.4	0.9
IV	7-5	95	78	-	0.9	16.6	33	4.4	1.3

从表中数据看(“-”表示没有布置温度测点或测点在试验中损坏),单个模型的 t_{20} 数值最大,明显高于 t_{10} 的数值。在相同状态相同烧蚀时间及相同材料厚度下,密度相同的模型升温基本一致。如在状态III

下,5-7 和 6-7 模型,其 t_{20} 和 t_{10} 基本分别稳定在 99 和 88℃。而同样前提下,密度较低模型的温升要比密度较大模型的温升高。如在状态 I 下,2-4 模型,其 t_{00} 的数值高于 1-7 模型。由于状态 I 的热流和焓值相对其他状态较低,且 t_{00} 对温度的响应没有 t_{20} 和 t_{10} 敏感,所以状态 I 下两个模型的 t_{00} 相差较小,在 5℃ 左右。

从后退量 ΔL 和质量损失 ΔM 的数据看,各模型的烧蚀量都不大, ΔL 为 0.8 ~ 2.4 mm, ΔM 为 16 ~ 34 g。可以看出,在相同条件下,密度大的模型质量损失大而后退量小,密度小的模型质量损失小而后退量大。如状态 I 下的 1-7 模型和 2-4 模型,前者密度大,质量损失和后退量分别为 33.1 g、1.6 mm,而后者密度小,质量损失和后退量分别为 20.9 g、2.3 mm。

这种现象符合烧蚀机理。因为相同试验状态的加热量相当,所以密度大的材料会在试验中融化热解更多质量的材料,带走更多的热量,使得模型的后退量较小。

图 5 为模型烧蚀后的解剖图。可以明显的看出材料从上而下分为炭化层、热解层、原始材料、玻璃钢连接件。从表 3 也可看出,材料在烧蚀后都有较厚的炭化层和相对较薄的热解层。两者区别明显,炭化层质地坚硬,热解层则较为疏松。

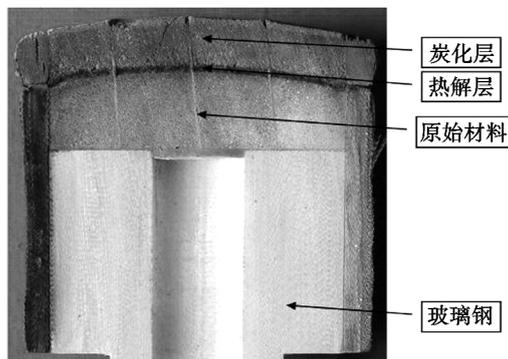


图 5 烧蚀后模型剖面形态

Fig. 5 Section plane of sample after ablation

6 试验分析

高焓加热器在超声速驻点烧蚀试验中的显著特点是可以产生高气流总焓 ($H_0 = 25 \sim 100$ MJ/kg)、高驻点热流 ($q_{s,cw} = 1.5 \sim 7.5$ MW/m²)、低驻点压力 ($p_s = 1.0 \sim 2.5$ kPa) 的流场,与产生相同状态的普通加热器相比,其原理和设备组成有较大不同(表 4)。

(1) 两套设备产生超声速流场的原理略有不同,常规风洞的超声速流场都是由拉瓦尔喷管产生。气流经过压缩—膨胀的过程在喷管出口达到超声速。

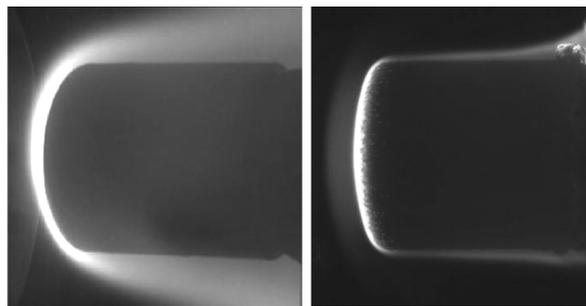
而高焓加热器由于其后部无法连接拉瓦尔喷管,气流只能依靠洛伦兹力和扩张流道内的升温加压而加速,最终在流道出口达到超声速。

表 4 加热器特点对比

Tab. 4 Characteristic contrast of arc-heaters

形式	超声速流场产生原理	气流速度	工作介质	流场特点
管状	拉瓦尔喷管	较高	空气	低焓高压大流量
叠片	拉瓦尔喷管	较高	空气	中焓中压中流量
高焓	扩张流道	较低	氮气	高焓低压小流量

图 6 为热流相近状态下高焓加热器和叠片加热器流场对比,其中高焓加热器的试验状态为 ($H_0 = 60$ MJ/kg, $q_{s,cw} = 5.6$ MW/m², $p_s = 2.3$ kPa), 叠片加热器的状态为 ($H_0 = 20$ MJ/kg, $q_{s,cw} = 6.0$ MW/m², $p_s = 36$ kPa)。可以明显的看出模型在叠片加热器流场内,其头部弓形激波明显,且激波后模型侧壁面的气流附着层很薄,气流扩散角也很小,说明激波后的压力较高。而模型在高焓加热器流场内,其头部同样存在弓形激波,但激波后模型侧壁面的气流附着层较厚,气流扩散角也较大,说明激波后的压力较低。这一点也可以从两者激波后流场的驻点压力值 36 kPa 相对 2.3 kPa 反应出。这说明了叠片加热器超声速流场的马赫数较高,而高焓加热器流场的马赫数较低。



(a) 高焓加热器 (b) 叠片加热器

图 6 热流相近状态下高焓/叠片加热器流场对比

Fig. 6 Contrast of flow-field between super-enthalpy and multi-segment in the similar heat-flux

(2) 在产生相同驻点热流的状态下,高焓加热器的气流总焓高,驻点压力低。且由于使用氮气为工作介质,使得其烧蚀模型的结果与普通加热器略有区别。表 5 为材料密度 400 kg/m³ 的模型在高焓加热器和管状加热器下的具体烧蚀结果。

表 5 不同加热器模型烧蚀结果对比

Tab. 5 Test results of different arc-heaters

加热器	$q_s/10^6$ W·m ⁻²	$H_0/10^6$ J·kg ⁻¹	$p_s/$ kPa	$t_{00}/$ ℃	$\Delta L/$ mm	$\Delta M/$ g	炭化层 /mm	热解 层/mm
高焓	1.65	29	1.08	136	2.3	20.9	8.5	2.4
管状	1.50	20	2.71	134	3.0	21.1	6.9	2.0

从表5可以看出,模型在较高焓试验状态下的后退量比常规状态下的后退量小,质量损失数据也呈现同样的趋势。但两者的背温数据基本一致,并没有因为高焓加热器的热流状态较高而导致其流场中的模型背面温升较高。图7为模型烧蚀后解剖照片。可以看出在高焓加热器的热环境中,模型炭化层厚度和热解层厚度都变大了。

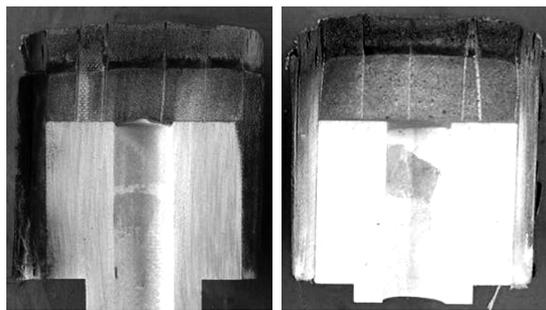


图7 热流相近状态下高焓/叠片加热器模型烧蚀对比
Fig.7 Contrast of ablated sample between super-enthalpy and multi-segment in the similar heat-flux

(3)在碳化层、热解层、烧蚀量方面出现烧蚀差异现象一方面是由于状态热流值略有不同,更重要的是高气流总焓与低驻点压力耦合影响的结果。较高的气流总焓使得模型表面材料的热解炭化速率加快,而较低的驻点压力和较低的流速使得这些烧蚀后的材料更多的保留在烧蚀表面,而不是被高速气流带走,这样就形成了较厚的碳化层和热解层。

材料热解时放出大量气体,吸收一部分热量,当热解气体进过碳化层时,还要带走一部分热量,同时热解气体注入附面层产生热阻塞效应,起到隔热作用。随后材料熔化形成密实的碳化层,阻碍了气体向外逸出,气体留在碳化层内部引起膨胀,形成密度很低的区域,同样起到隔热作用。此外碳化层密度很高,具有较高的辐射系数,可以向外辐射大量的热量。这样模型整体的隔热性能提升,烧蚀量也会降低。

CFD的计算结果显示,由于炭化热解类材料的反应产物均转化为引射气体,焓值增加(气体密度降低)对于质量引射效应更加有利。在相同热流密度及驻点压力条件下,材料表面温度随着焓值的增加而降低;材料的烧蚀后退率随着焓值的增加而减小。尽管由于设备限制而无法测得高焓加热器流场中模型的表面温度,所以不能验证关于表面温度的数值模拟结果。但是通过大量的烧蚀数据对比,可以验证数值模拟关于焓值和后退率关系的结论。

此外由于此次高焓加热器工作介质是氮气,且材料的热解气体同样不含有氧气(主要为氢气、二氧化碳、水蒸汽),所以材料在烧蚀时基本没有碳化层的放热氧化还原反应。这是影响模型烧蚀和温度结果的重要因素,但以目前的试验数据和测试手段无法证明该反应和材料烧蚀的相关性。因为碳化层和氧气的反应要在一定温度一定条件下才能发生,目前在试验中还无法判断是否发生了该反应。

7 结论

轻质防热材料在高焓低压和中焓中压的热环境试验中都表现出较好的抗烧蚀和隔热性能。

轻质防热材料主要通过三种方式抵抗烧蚀:材料的受热分解带走热量,材料炭化形成质密外壳从而向外辐射热量、热解气体在材料内部及边界层内形成的热阻塞效应。

根据本文的高焓烧蚀数据,从定性分析的角度来看,焓值对材料烧蚀性能存在两方面影响:一方面焓值增加意味着更高的来流总温,会加剧材料热解炭化反应;另一方面焓值增加有利于材料的质量引射效应,会降低进入碳化层及原始层的净热流。这两方面都使得材料的隔热性能和烧蚀性能有所提高。

参考文献

- [1] 张志成,等.高超声速气动热和热防护[M].北京:国防工业出版社,2003
- [2] 张友华,陈连忠,张嘉祥.火星科学实验室进入舱防热材料的发展及相关气动热试验[J].宇航材料工艺,2012,42(6):1-11
- [3] 王春明,梁馨,孙宝岗.低密度烧蚀材料在神舟飞船上的应用[J].宇航材料工艺,2011,41(2):5-8
- [4] Smith R K, Wagner D. A survey of current and future plasma arc-heated test facilities for aerospace and commercial applications[R]. AIAA, 98-0146
- [5] Jay H G, David A S, Charles A S. High enthalpy test methodologies for thermal protection systems development at NASA Ames research center[R]. AIAA, 2005-3326
- [6] Ernest F F. NASA-Ames arc jets and range capabilities for planetary entry[R]. NASA-2007001463
- [7] Boyd, Jack. NASA-Ames research center overview[R]. NASA-2007008268
- [8] 高贺,欧东斌,等.驻点烧蚀试验的热流均匀性改进[C]//中国空气动力学学会测控技术专委会六届三次学术交流会,乌鲁木齐,2012

(编辑 吴坚)