

网站地图 (<http://www.imech.cas.cn/serv/wzdt/>) |

联系我们 (http://www.imech.cas.cn/serv/lxfs/201212/t20121205_3698646.html) |

所内网 (<http://www.imech.cas.cn/serv/szxx/>) | 所内网 (<https://ioa.imech.ac.cn>) |



<http://english.imech.cas.cn/> | 中国科学院 <http://www.cas.cn/>
Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences

(<http://www.imech.cas.cn/>)



当前位置：首页 (../..../..../) >> 科学传播 (../..../..../) >> 力学园地 (../..../) >> 释疑解惑 (../..../)

【释疑解惑】漫说航天器回地之路

2022-05-27 11:21

[【放大 缩小】](#)

《力学园地》编辑部：

2022年4月16日，是又一个值得我们纪念的日子。这一天，在太空驻留了六个月之久的神舟十三号飞船回到了祖国怀抱。而且，它还首次实施了“快速返回方案”。三位航天员在不到10小时的时间里，就从太空站返回地面。能给我们讲讲航天器回地的科学问题，好吗？

一群高中学生

2022年4月19日

漫说航天器回地之路

胡宗民，汪运鹏

宇宙浩瀚，星海无垠。起源在哪里？又向何处去？人类已经向太空送出各类航天器，去探索那无尽的奥秘。当它们凯旋归来时，身披的不是七彩祥云而是数千度的熊熊烈焰。在学术上，航天器回地过程被称为“再入大气层”。大家知道，航天器能够摆脱地球引力翱翔在太空，速度必须达到第一宇宙速度7.9km/s，这样它便可以在环绕地球的轨道上运行。所以这个速度也常常叫做“轨道速度”。当航天器以近轨道速度再入地球大气之前，需要精细调整飞行角度与速度，因为再入走廊并不宽广，如图1所示。如果再入角度过大或再入速度过快，那么航天器就像一颗流星顷刻消失，只为大气增添些许尘埃，留下瞬间火热的尾迹。如3月31日的天舟二号货运飞船回地那样，在大气层中基本烧毁，小量残骸落入南太平洋无人区的预定落点。但是，4月16日，神舟十三号飞船返回，那就必须绝对要安全地把航天员送回地面。当然，结果的确很完美。这是怎么做到呢？咱们就漫说一下航天器的回地之路吧。

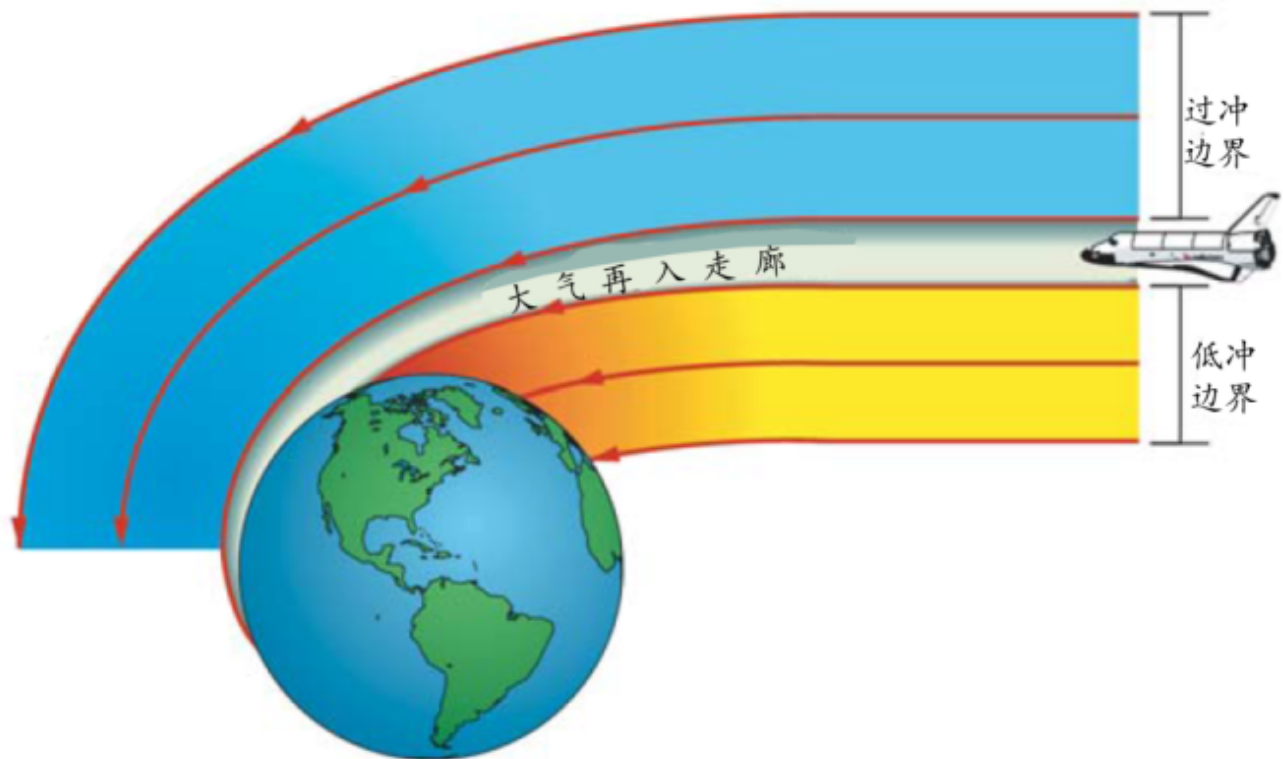


图1 航天飞行器的大气再入走廊（图片来自网络）

这里以美国的航天飞机为例，它的质量约为 10^5 千克（kg），再入高度约为300千米（km），速度约为7.9千米/秒（km/s），不难计算出动能为 $0.5 \cdot 10^5 \cdot 7.9^2 \cdot 10^6 = 3.1 \cdot 10^{12}$ （J） $= 0.86 \cdot 10^6$ （kWh）。以北京市三口之家的平均年耗电量约2000千瓦小时（kWh）来估算，航天飞机回地时的动能足够一个家庭使用430年！航天飞机最终着陆于跑道上，速度为零。换句话说，它在回地过程中失去了所有动能。如此巨大的能量去了哪里？

图2给出了答案：能量传给了航天飞机周围的空气。原来，在高速飞行器的头部会形成一道弓形激波（可以称作“头激波”），气体通过激波后温度和压力大大增加而速度降低。激波层内高温气体，将以传导和辐射的方式把热量传递给航天器。同时，气体和航天器的表面之间有摩擦，不仅会使航天器减速，而且会产生热量并传递给周边的空气。航天器周围的空气由于激波压缩和摩擦生热而接收了大量的能量。其中的一部分以分子内能（包括平动能、转动能和振动能）的形式储存起来，导致气体温度升高；而另外的一部分则用于断开分子内部的化学键（离解）或者使粒子电离。对于这样严酷的气动加热问题，空气动力学家给出由热传导引起的头部加热率 \dot{Q} 正比于航天器速度 V 的立方、空气密度 ρ 的平方根，并与头部半径 R 的平方根成反比，即 $\dot{Q} \propto V^3 \sqrt{\rho/R}$ 。这就是返回式航天器的外形都是大钝头体的原因。正是由于航天器再入速度非常高，所以传入到航天器的热量就很大，从而可能导致机体的烧损甚至毁坏。所以，气动防热就是回地航天器设计的重要内容。

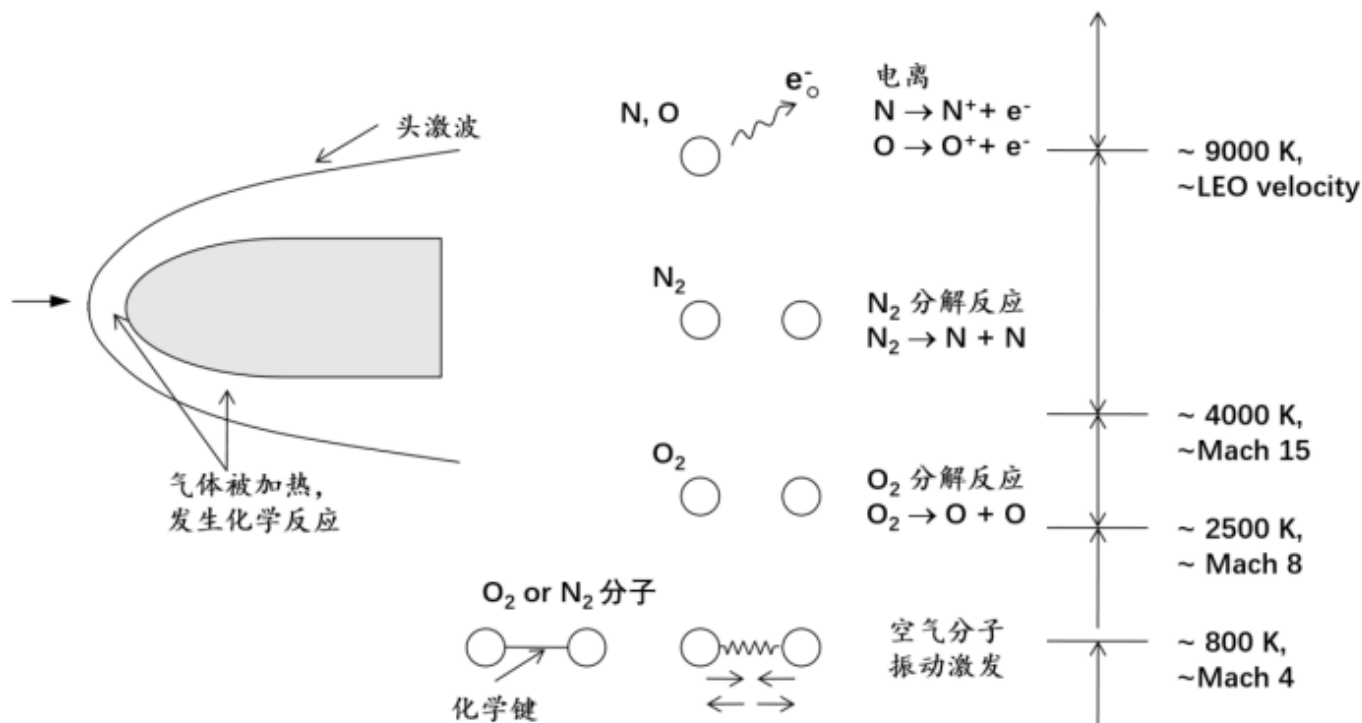


图2 航天器回地期间头部激波内的化学反应

当然，前面提到了激波层是航天器的刹车片，它使航天器的速度降下来，减速是通过气动阻力 **Drag**（包括波阻和摩擦阻力）实现的。阻力值与空气密度 ρ ，航天器速度 V 的平方和迎风截面积 A 成正比，即 $Drag \propto C_D \rho V^2 A$ ，其中阻力系数 C_D 与飞行器的几何外形有关。对这个阻力的研究也十分重要，因为航天器在回地过程中要把自己的速度从每秒8千米左右降低为零值。航天器设计的目的就是优化结构外型，在满足力学与热力学强度以及载荷空间需求的基础上，获得最优的气动力/气动热特性，以满足特定航天任务的要求。

然而，航天器设计出来后如何验证考核呢？未经充分试验验证的航天器直接发射，尤其是载人航天器，其中的风险是无法承受的。美国航天飞机“挑战者号”和“哥伦比亚号”的失事灾难就是实例。地面风洞试验是一个重要的手段。

航天器高速段的模型验证试验可以通过脉冲式高焓激波风洞来实现，图3给出其基本结构：驱动段、被驱动段、喷管、试验段。基本工作原理是非定常波动力学过程：（1）利用预装在驱动段的高温高压驱动气体，在被驱动段内产生右行入射激波，同时在驱动段内产生左行的非定常膨胀波；（2）入射激波在被驱动段末端反射形成左行的反射激波；（3）利用左行膨胀波的非定常膨胀、以及入射激波-反射激波的两个梯次的非定常压缩，将驱动气体的储能瞬间转移到试验气体，产生高温高压的试验气源；（4）通过喷管的定常膨胀加速，将试验气源的内能转化为动能，在试验段形成高速试验气流。简单来说，高焓激波风洞就是利用两次非定常激波压缩、一次非定常膨胀和一次定常膨胀，实现能量“乾坤大挪移”，将驱动气体内能瞬间转换为试验气体动能，整个过程仅需几个毫秒到几十毫秒。



图3 高焓激波风洞运行原理

中科院力学所高温气体动力学国家重点实验室先后建成并运行一系列高焓激波风洞，如JF-10爆轰驱动高焓激波风洞（1997年）、JF-16正向爆轰驱动膨胀风洞（2008年）、JF-12复现风洞（2012年）等，以及处于筹建阶段的JF-22超高速风洞。这些风洞分别具有航天器不同速域条件的模拟能力，并集成覆盖了高超声速宇航飞行器的飞行走廊。

图4给出JF-22超高速风洞全貌，它可是个庞然大物，长度将近180米！建成后，JF22的性能参数将在国际同类风洞中名列前茅，可以模拟40-100千米高空、速度最高达10千米/秒（相当于30倍声速）的飞行条件。

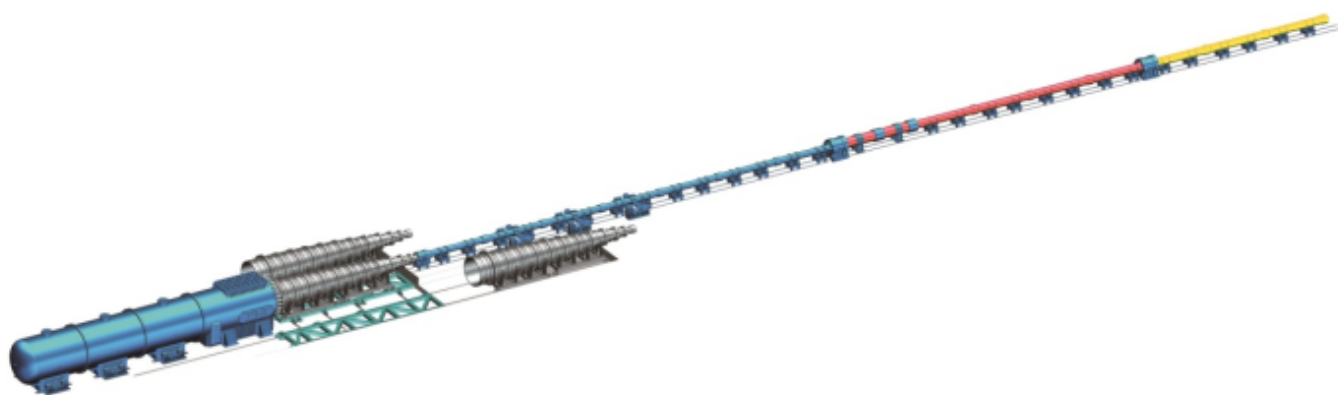


图4 JF-22风洞效果图

力学所建立的系列爆轰驱动高焓风洞群，为我国新型航天器的研发和高温气体动力学前沿问题研究提供了可靠的实验平台。特别是JF-12复现风洞，已经为国家重大项目提供了气动力、气动热、部件分离的验证性试验数据。图5给出了我们完成的一个案例：火星着陆探测器高焓气动试验。试验气流参数为马赫数7.3，总温是1300开氏度（K），实验气体成分是火星大气的CO₂。图6分别给出了马赫数7.3、总温1300K和2000K的头部激波结构。可以看到高总温条件下强烈自发光现象，这反映出激波层内强烈的热化学反应进程。

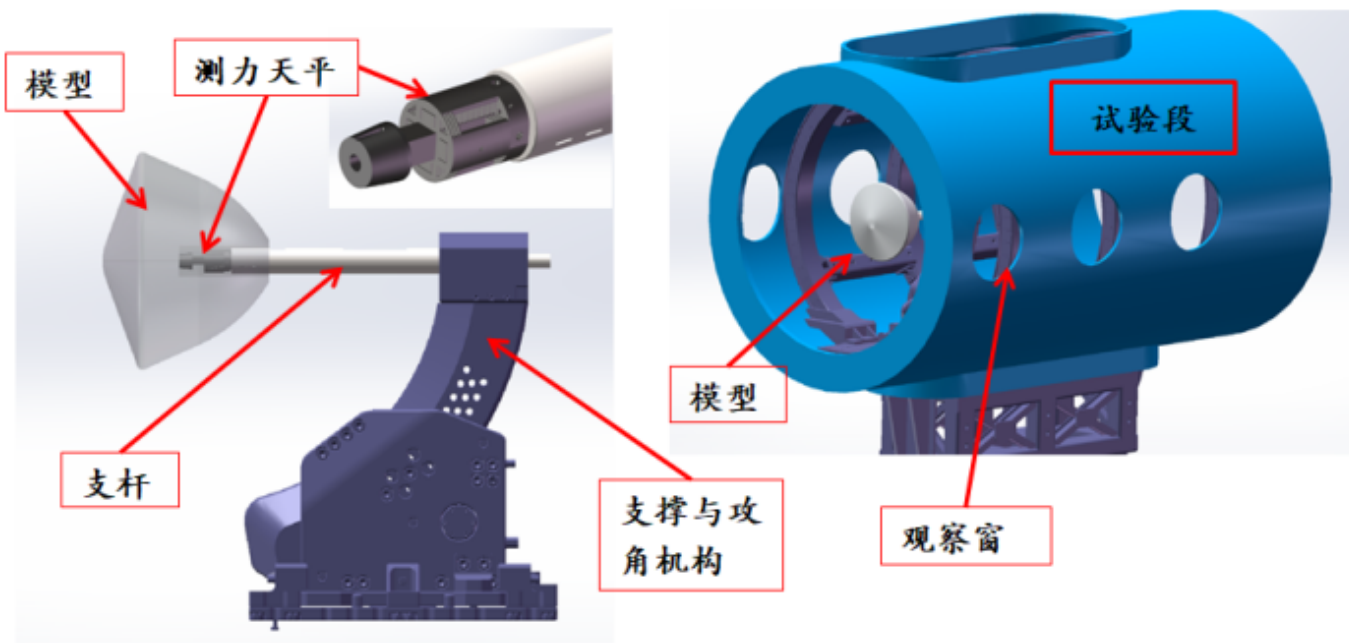
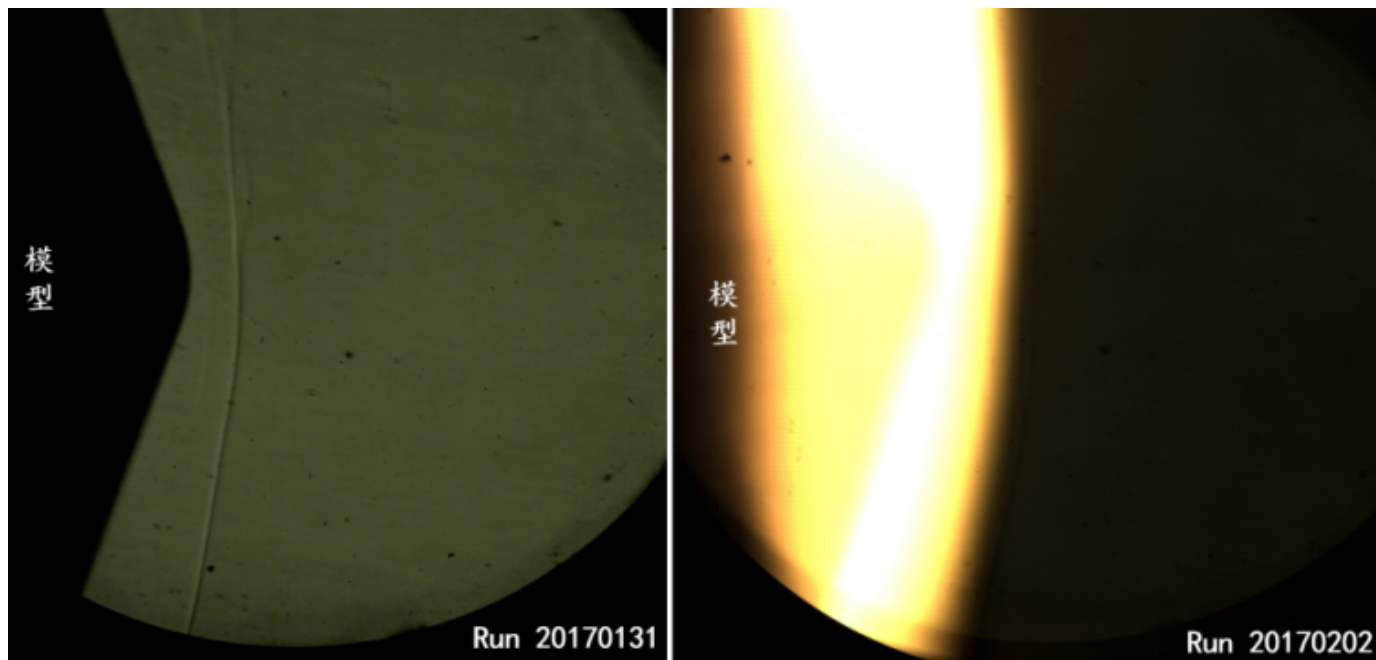


图5 在JF-12复现风洞中开展火星着陆探测器高焓气动试验

图6 火星着陆探测器高焓气动试验流场 ($M=7.3$)

高焓风洞、以及针对性研发的气动热与气动力等测量系统共同组成了空天飞行技术验证平台。限于传感器的耐热性及响应特性，在极端高温和极短时间内，开展气动测量是非常困难的，测力系统就是其中一个极具挑战的例子。高焓激波风洞为脉冲型装置，试验时间短，来流冲击所带来的惯性力干扰导致天平测力数据缺乏可靠性。传统风洞天平很难保证信号有足够的处理周期，大大限制测力模型的尺度和重量，一直是一个世界难题。激波和爆轰物理团队提出了脉冲型测力系统一体化设计概念，基于激波风洞的运行特点和测力天平刚度要求，优化设计天平单元结构，解决天平输出和灵敏度之间的矛盾。基于该技术研制了大刚度、低干扰、高灵敏度的系列脉冲型应变天平，满足不同尺度飞行器的测力试验需求。图5中的火星着陆探测器高焓测力试验，就是重要应用实例之一，为我国火星探测提供了高焓高速区段的唯一试验数据。总温高达数千度甚至上万度的高速气流，在实验舱中

的稳定试验时间只有0.01至0.1秒量级，就在这眨眼即逝的一瞬间，获取航天器验证模型气动试验数据，那是决定航天器气动性能、可靠性、甚至航天员性命的宝贵数据。这眨眼即逝一瞬间的光火，在人类深空探测的征途上就如同一片萤火，飞舞于漫漫暗夜。

路阻且长，久行必至。空天飞行技术是连接地球和星空的桥梁，支撑人们去求知与探索。这种工程既需要像钱学森先生和郭永怀先生那样的开疆拓土的巨匠，也需要更多扫雷铺路的战士。“苔花如米小，也学牡丹开”。



中国科学院
CHINESE ACADEMY OF SCIENCES

(<http://www.cas.cn>)

中国科学院力学研究所 版权所有 京ICP备05002803号 京公网安备110402500049

地址：北京市北四环西路15号 邮编：100190

(<http://bszs.conac.cn/siteName?method=show&id=081D2D6355AD574EE053022819ACCBA7>)

