

低地球轨道中的原子氧、效应及地面模拟

王敬宜 于志战 张景钦

(兰州物理研究所)

主题词: 近地轨道、原子氧、地面模拟试验。

内容提要: 原子氧是低地球轨道飞行器表面材料退化的首要因素, 已越来越被人们所重视。国外已进行过多次飞行实测, 并建立了许多地面模拟设备, 进行地面试验。文章叙述了低地球轨道大气中的原子氧, 及其与飞行器表面的作用, 综述了原子氧对表面材料的破坏作用及其作用系数, 以及对飞行器的影响。分类例举了国外的地面模拟设备, 评论了它们各自的优缺点, 最后以表格形式罗列了国外部分模拟设备的所属单位、技术途径和主要性能等。

在200—700km的高度范围内, 原子氧是残余大气的主要成分。由于飞行器的高速飞行, 增大了原子氧对飞行器表面的撞击速率, 并且使撞击到表面上原子氧的束流密度增加, 加上原子氧是极强的氧化剂, 因而就成为低地球轨道飞行器表面材料退化的首要因素^[1]。其影响远比其它因素(紫外辐照、电子、质子、热真空及冷热交变等)要大。

由于空间站、航天飞机等飞行器的工作高度在200—700km范围内, 又因为空间站等要求寿命长, 一般为数十年, 因此受到原子氧作用的积分通量也大, 受到的危害也就大。

关于原子氧对材料的危害, 国外已进行了大量的工作。美国曾多次用航天飞机携带样品进行飞行实测。仅STS—5就携带了60多种样品, STS—8携带了300多种^[2]。得到了许多有用的结果。并且在地面建立设备, 进行地面模拟试验, 在筛选抗原子氧材料、研究有效的防护措施, 以及分析原子氧与材料作用的机理等方面取得了重要进展。

一、低地球轨道中的原子氧

在200—700km高度范围内, 原子氧是残余大气的主要成分。在稍高于或稍低于这一高度的范围内, 原子氧仍然是大气的重要成分, 见图1^[3], 表1中列出了240km和305km两个高度几种大气成份的数密度和所占比例^[4]。原子氧的浓度不仅与高度有关, 而且与纬度、太阳活动周期有关。原子氧浓度与太阳活动的关系见图2^[5]。图1中的数据是平均值。

由图1和表1可以看出, 原子氧的浓度并不算高, 在200km高度处, 其浓度仅为 $\sim 10^8/\text{cm}^3$, 相当于室温下 $3 \times 10^{-6}\text{Pa}$ 真空室中分子的数密度。但由于飞行器在轨道的飞行速度很高, 约8 km/s, 因而撞击到飞行器压头方向的原子氧的束流密度就增加到 $\sim 10^{16}/\text{cm}^2 \cdot \text{s}$ 。约相当于室温下 10^{-3}Pa 真空室中气体的碰壁数。

1990年3月27日收到

表1 240km和305km高度大气的组份

组份 密度 cm^{-3} / 所占比例 (%)	O	N_2	O_2	He	A	H
240km	$1.7 \times 10^9 / 70.1$	$6.8 \times 10^8 / 28.0$	$3.7 \times 10^7 / 1.5$	$1.0 \times 10^7 / 0.4$	$2.5 \times 10^5 / 0.01$	$1.3 \times 10^5 / 0.005$
305km	$5.0 \times 10^8 / 84.2$	$8.3 \times 10^7 / 13.9$	$3.3 \times 10^6 / 0.6$	$7.4 \times 10^5 / 1.25$	$1.3 \times 10^4 / 0.002$	$1.0 \times 10^5 / 0.02$

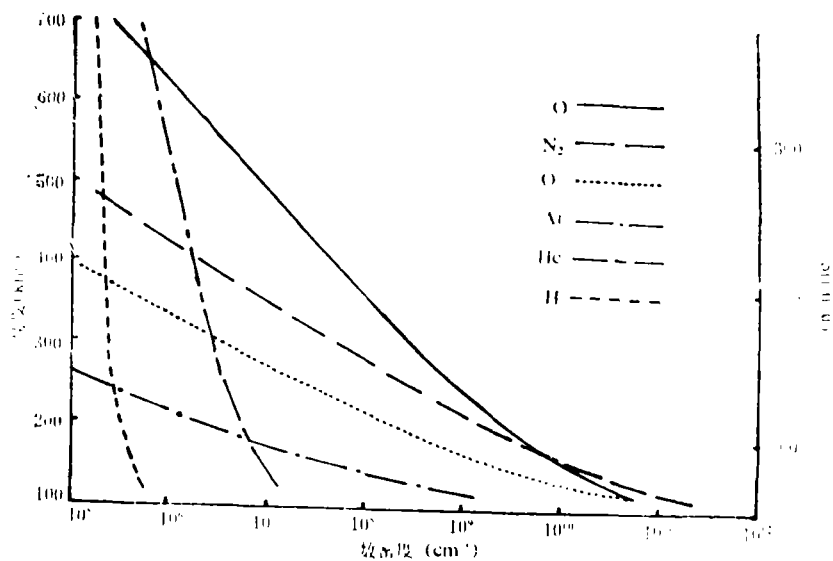


图1 低地球轨道环境大气的组份

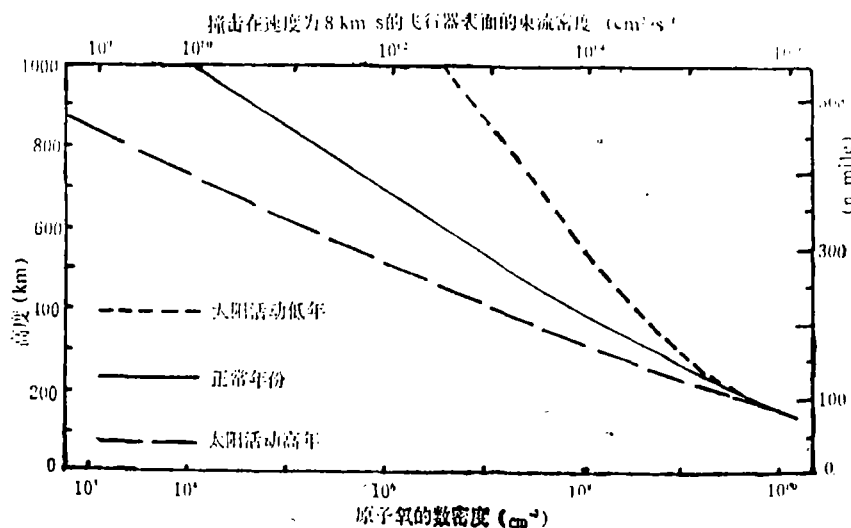


图2 低地球轨道大气中原子氧数密度与太阳活动的关系

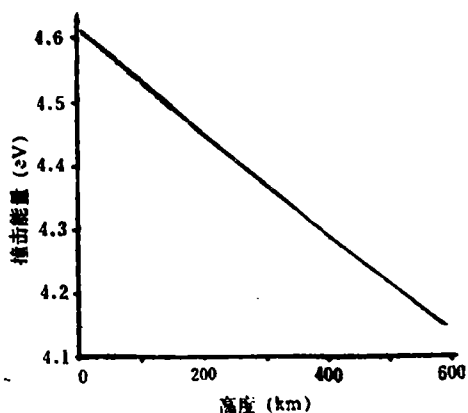


图3 原子氧和飞行器表面撞击速率与高度的关系

虽然原子氧的温度并不高,一般在1000—1500K^[3],但由于它与飞行器之间非常高的相对速度,就相当于具有4—5eV能量的原子氧与表面相撞击,同约 5×10^4 K的原子氧与表面作用等效。由于环境中的原子氧与地球同步,对于和地球转动同向的飞行器,这一相对速度随高度增加略为减少,其变化趋势如图3^[5]。

此外,还由于原子氧是极强的氧化剂,其氧化性仅次于氟,而远大于分子氧。

由于以上各种原因,低地球轨道原子氧对材料的危害比其它因素要大得多。加上热真空、紫外辐照、冷热交替和微流星等的作用,在材料表面形成裂痕或微缺陷,使原子氧可以进入基底材料,在表面下进行氧化反应,加重了原子氧的破坏作用。

二、原子氧与空间材料的作用及其对飞行器的影响

总的说来,原子氧与材料的作用,主要是与材料表面成分发生反应,使其氧化,生成氧化物,因而导致放气加快、质量损失率增加,机械强度下降,光学和电学性能改变等。最终导致污染加重,结构材料变形、断裂以至完全消失,能源系统的性能下降,温控失效,影响飞行器的正常工作。

大多数金属及其氧化物在原子氧作用下是稳定的或相对稳定的。这是因为这些金属被氧化生成致密的氧化层,自然形成一层保护膜,例如铝、铬等。易受原子氧作用的金属是银和钼,其次是铜。钼被原子氧氧化后生成蒸汽压较高的 O_3O_4 ,易挥发而损失质量。银被氧化成疏松的氧化层而剥落^[6]。STS—8飞行(193km高度,飞行41.7h,原子氧总通量为 $3.5 \times 10^{20}/cm^2$)结果表明,银与原子氧作用后生成 Ag_2O 和 AgO ,形成灰/黑/褐色的鳞片或薄的干涉膜。由于 AgO 具有较大的晶格空间而发生层离、剥落,并且在鳞片下0.12 μm 深度内的银层中有稀薄的原子氧存在,因而可以继续发生反应。因此,裸露的银在空间使用是不适当的。铜在原子氧作用下生成 CuO ,因而质量增加,失去光泽。STS—8飞行中原子氧对金属材料的影响见表2^[7]。

有机材料最容易受原子氧的影响。有机材料被氧化生成 H_2O 、 CO 、 CO_2 等挥发性气体,因而损失质量。大多数有机材料与原子氧的作用系数为 $2—4 \times 10^{-24} cm^3/氧原子$,见表3^[1]。例如在航天器中使用较多的Kapton,其反应系数为 $3.0 \times 10^{-24} cm^3/氧原子$ 。在与原子氧作用前其表面一般是光滑的,在扫描电镜照片上有一些小点(可能是加工时产生的);但在 $3.5 \times 10^{20}/cm^2$ 原子氧作用后(约相当于3天多200km高度飞行的总通量),变成毛毯状的,失去光泽^[8]。未与原子氧作用的碳纤维—环氧树脂复合材料,可以看到纤维的方向,但碳纤维在环氧下面;与原子氧作用后,表面象灯芯绒、碳纤维本身也变成疏松的条纹。与原子氧作用后的Kevlar也有类似现象^[8]。

空间站中的复合材料管、加强筋及其它结构材料,在原子氧作用下会减薄、变形。例如目前设想的空间站桁架结构中的主要构体——复合材料管,一般壁厚仅1250 μm ^[9],在11年

表2 STS—8飞行试验有关金属的结果

金 属	试 验 结 果
银	明显变化, 所有样品严重氧化, 微量氧进入体内, 折射率增加, 电导率变小
铜	明显失去光泽质量增加 $0.5\text{mg}/\text{cm}^2$ ($1.4 \times 10^{-23}\text{mg}/\text{cm}^2$), 微量氧进入体内CuO 增加
铅	无明显变化, 无质量增加
钼	无明显变化, 无质量增加, 微量氧进入体内, Mo_2O_3 增加
镁	无明显变化, 无质量增加
镍	无明显变化, 无质量增加
铂	无明显变化, 无质量增加
钽	无明显变化, 无质量增加, 折射率减小, 吸收率无变化趋势

表3 复合材料、聚合物、有机膜与原子氧的作用系数

材 料	作用系数 $\times 10^{-24}\text{cm}^3/\text{氧原子}$
聚酰亚胺	3.0
聚酯树脂	3.4
Tedlar	3.2
聚乙烯	3.7
聚甲基丙烯酸甲脂	3.1
聚酰亚胺	3.3
聚砜	2.4
1034C环氧	2.1
5208/T300环氧	2.6
聚四氟乙烯TFE	<0.05
聚四氟乙烯FEP	<0.05

(即一个太阳活动周期)内, 可以使管子的一侧(朝向飞行方向的)减薄 $360\mu\text{m}$, 30年减薄 $1000\mu\text{m}$ 多. 这样, 管子就会变形, 强度大为下降. 再如用聚酰亚胺制作的太阳电池柔性垫, 仅厚 $76\mu\text{m}$, 在11年里就可能早已消失.

对原子氧作用最敏感的是光学材料和温控材料的光学系数. 原子氧可以使涂层的太阳吸收率 α_s 变化, 使一些材料的反射率变化, 特别是使一些材料的镜面反射率减小甚至完全消失. STS—8关于几种涂层的飞行实测结果如表4和表5^[7]. 从表中可以看出: 黑漆的 α_s 略有增加, Z853黄漆的 α_s 减小, A276白漆在误差范围无变化. Z302光亮黑

漆, 在与原子氧作用前具有一定的镜面反射率, 为4.5%; 作用后仅为0.3%, 几乎完全消失, 成为近似的朗伯散射表面, 总的漫散射增加了一倍, 大角度散射增加了2—3倍.

表4 STS—8飞行试验有关几种涂层的结果

样品评价项目及数据	Z306暗黑漆	401-C10暗黑漆	Z-853黄漆	GSFC绿漆
	α_s TDS	α_s TDS	α_s	α_s
所有温度下的样品的平均值	0.987 ± 0.001 0.0132	0.979 0.0283	0.406 ± 0.001	0.538 ± 0.004
对 照 样 品	0.959 0.559	0.974 ± 0.001 0.0357	0.440	0.540
质量损失/ cm^2 ($\frac{\text{mg}}{\text{氧原子}}$)	0.10×10^{-20}	0.086×10^{-20}	0.09×10^{-20}	无变化
注 释	α_s 增加2.8%, 表面变粗糙	α_s 增加0.5%	表面变粗糙	未观察到效应

表5 STS-8飞行试验有关Z302光亮黑漆的结果

样 品 评 价 项 目 及 数 据	Z302光亮黑漆		Z302 光 亮 黑 漆													
			涂OI650							涂RTV670						
	α_s	R_t	R_d	R_s	TDS	α_s	R_t	R_d	R_s	TCS	α_s	R_t	R_d	R_s	TDS	
所有温度下的 样品的平均值	0.993	0.7	0.4	0.3	0.0131	0.962	3.8	1.6	2.2	0.0025	0.963	3.7	1.5	2.2	0.0065	
	$\pm 0.002 \pm 0.2 \pm 0.1 \pm 0.1$															
对 照 样 品	0.950	5.0	0.5	4.5	0.0063	0.963	3.7	1.8	1.9	0.0035	0.967	3.3	1.2	2.1	0.0037	
	$\pm 0.001 \pm 0.1 \pm 0.1 \pm 0.3$															
质量损失/ cm^2 总通量 ($\frac{mg}{氧原子}$)	$0.58 \cdot 10^{-20}$ (作用系数为 $3.9 \cdot 10^{-24} cm^3/氧原子$)					无变化					无变化					
注 释	α_s 增加4.5%，镜面反射几乎 消失，表面明显膨胀呈凸凸状					对 照 样 品 的 α_s 较 未 涂 OI5650的 Z302的 d_s 增大 TDS 无大变化。					对 照 样 品 的 α_s 较 未 涂 RTV 670的 Z302的 α_s 增大， TDS 超过空间望远镜对散射光的 要求					

注： α_s 为太阳吸收率； R_t 为全太阳反射率； R_d 为漫反射率； R_s 为镜面反射率； TDS 为全漫散射

空间动力电站的反射器，其表面光学性能对原子氧的作用非常敏感。而它们的变化，对电站的效率具有重要影响。在地面，反射器涂层一般用铝镀 MgF_2 ，或用银和类似的涂层。这些方法可以用于空间电站的刚性收集器。如果用银，保护涂层必须足够厚，且无缺陷。否则原子氧会从涂层扩散进去而氧化银，因而变色，反射率变小。对于 MgF_2 ，实验证明在 $3.5 \times 10^{20}/cm^2$ 原子氧作用下是稳定的，但在空间站上，每个太阳活动周期要经受 $2.6 \times 10^{21}/cm^2$ 原子氧的作用，其影响需要进一步研究。

原子氧与表面材料的作用，还可以对飞行器产生其它不良影响：由于反应放出大量可挥发物，从而使附近元器件的污染加重；原子氧与表面作用时伴随的发光、发热，可以干扰地面的测控，等等。

三、原子氧的地面模拟

关于原子氧与材料的作用，国外已进行了多次飞行实测，同时也进行了许多地面模拟。飞行实测具有直观、真实等优点，但也存在无法弥补的缺点：除了时间长、耗资巨大外，还有不易随时原位检测样品的变化，更不易分析作用时放出的气体，难于测定反应时伴随的发光等。为了筛选空间表面用材，进行加速实验，为防护材料和工艺提出依据，必须研究材料和原子氧作用的机理。而要研究作用机理，配制许多复杂的测量仪器，随时原位测量表面形貌、组份和结构的变化，测量放出气体的成份，检测反应时的发光等就成为必不可少的手段。另外，反应时发光的测量，不仅有助于作用机理的研究，而且是一些近地卫星表面用材的重要参量。这些测量只能在地面进行。因此，国外（从文献上看有美、英、加拿大、法国、日本和联邦德国等）建立了不少地面模拟设备，进行了大量的实验室研究，已在筛选材料、分析机理、提出和改进防护措施等方面取得进展。

地面模拟设备的核心是原子氧源，主要任务是产生和加速原子氧。其技术途径可分为四大类。

1. 用放电、热解或激光解离等方法产生原子氧, 然后经喷口等熵膨胀加速到 $1-8 \text{ km/s}$ 。典型的是美国宇航协会化学物理实验室的设备, 结构见图 4^[9]。其原理是: 用电弧放电产生高温高速 He 气流, 再注入少量氧气 (约占 2%), 用高温 He 使氧气热解离, 产生氧原子, 然后经喷口等熵膨胀, 形成高速气流, 速度可达 3.5 km/s , 原子氧的束流密度可达 $5 \times 10^{15} / \text{cm}^2 \cdot \text{s}$ 。这一设备的优点是, 与样品作用的主要是氧原子。实验证明, 高速 He 和放电电弧产生的紫外线对样品无明显影响。但这一设备庞大, 真空系统的气载很大, 约为数 $10 \text{ Pa} \cdot \text{l/s}$ 。第一室用 800 l/s 抽速的扩散泵仅能抽到 $7 \times 10^{-2} \text{ Pa}$ 为了抽走大量 He 气, 第四室用涡轮分子泵抽气。此外, 功耗大, 达 16 kW , 为了冷却放电阴极和喷口, 必须用大流量水流。

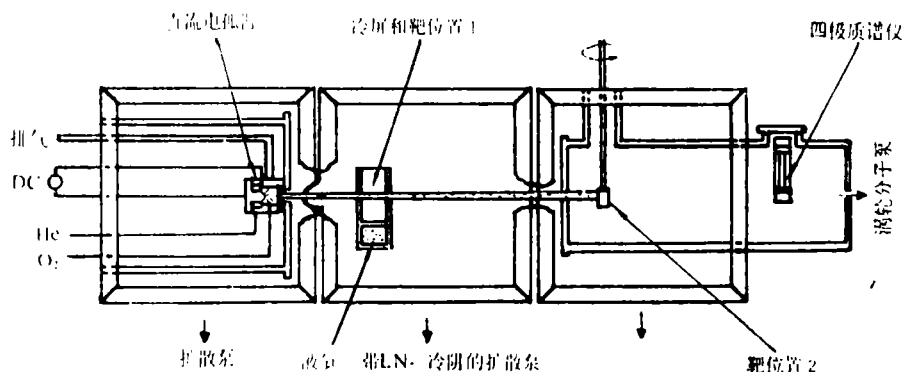


图 4 美国宇航协会化学物理实验室的原子氧设备

2. 用放电等方法产生氧离子, 然后静电加速, 用氧离子直接作用样品。美国刘易斯研究中心的微波放电实验设备如图 5^[10]。该设备用频率 2540 MHz 、功率 100 W 的微波发生器, 在放电腔加 $+800 \text{ V}$ 电压, 使腔内放电, 用 -200 V 的加速栅引出离子。这一设备除微波发生器外, 其余都较简单, 但离子能量太大, 而且未中和, 与空间环境偏离较大。

3. 在第 2 种方法的基础上, 使高速离子束中和, 产生高速原子氧束。美国喷气推进实验室的实验设备是这类中最有代表性的之一。其结构如图 6^[11]。工作原理为: 用电子枪发射电子, 与氧气碰撞后形成氧负离子 O^- , 静电加速后用激光剥离形成原子氧, 然后用静电偏转, 使束中的电子和未剥离的 O^- 分离出去形成单能原子氧束。该设备能产生能量散度较小的原子氧束, 能量连续可调, 是原子氧模拟较为理想的设备。但设备复杂, 而且技术难度也大。

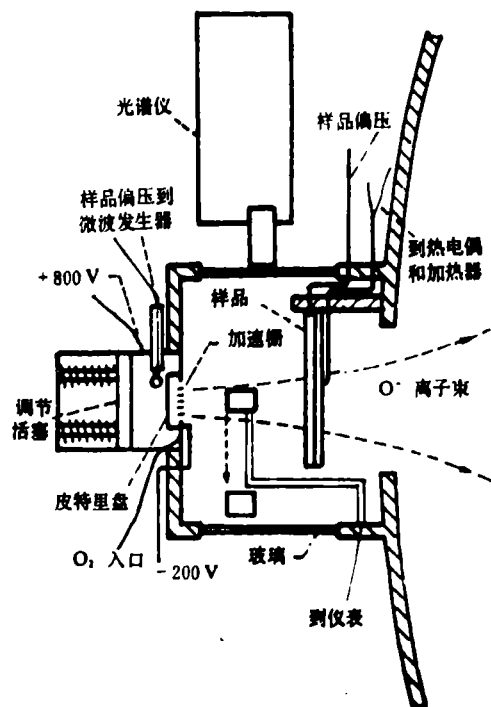


图 5 美国刘易斯研究中心的试验装置

4. 放电产生氧等离子体, 被试样品处于等离子体中, 使等离子体中的分子、原子、离子和电子都与样品作用。美国洛克希德公司的设备如图7^(1,2)。该设备用频率13.56MHz、功率100W的射频源在石英管内放电, 产生氧等离子体, 试样置于等离子体中, 放电前后观

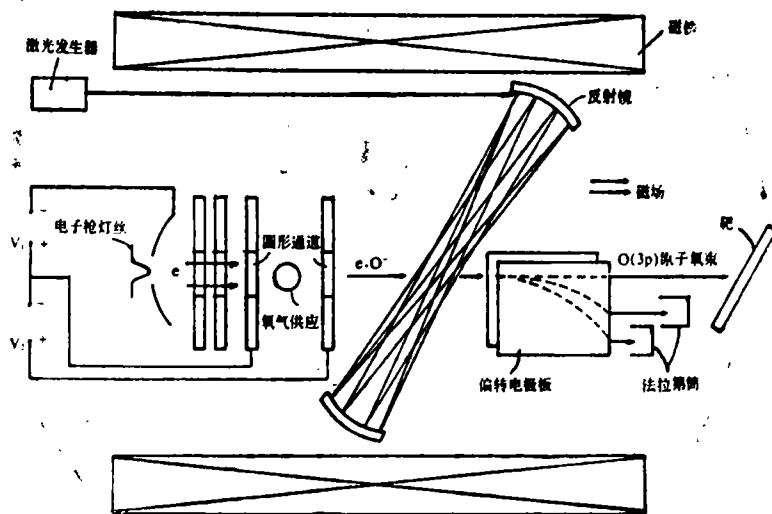


图6 美国喷气推进实验室的原子氧试验设备

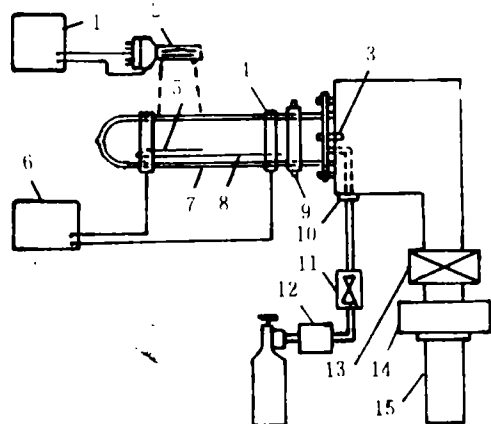


图7 洛克希德公司的氧等离子体发生器

1.紫外灯电源; 2.紫外灯; 3.轴气口; 4.射频耦合环; 5.试样; 6.射频源; 7.放电管; 8.样品支架; 9.液氮冷却环; 10.氧气入口; 11.针阀; 12.氧气节流器; 13.测压计; 14.液氮冷阱; 15.扩散泵

测样品变化。还可以用紫外光与氧等离子体同时作用, 研究紫外光的影响。从实验的结果看, 一些样品与飞行实测的相一致, 如Kapton等, 另一些显示出影响比飞行实测的严重, 有不同程度的夸大, 如Teflon等。这可能是由于空间中原子氧的能量为5eV, 而氧等离子体中可能存在能量大于此值的离子引起的。这种设备简单, 投资少、见效快, 工作寿命长, 操作费用低, 不同材料乘以不同的作用系数后与空间效应类似, 因而被较多地采用。

以上四类设备中, 第1、3类与试样作用的是原子氧, 与空间条件比较接近。同试样作用的原子氧的通量也较易估算, 因而结果与飞行实测的比较接近。

虽然地面模拟设备的技术途径不同, 也都不能完全重复空间条件, 但都取得了一些有用的结果。对于工程设计、新材料的研制、机理研究和防护措施都有不同程度的参考价值。

参 考 文 献

- (1) Leger L, et al, SAMPE Quarterly, Jan. (1987)
- (2) Leger L, et al, Aerospace America, July (1986)

对《斯特林制冷机的制冷系数与制冷率间的关系》一文的讨论

严子浚

(厦门大学物理系)

主题词：现代热力学、制冷循环、最优设计。

内容提要：从斯特林制冷机与卡诺制冷机的主要区别，所设的斯特林制冷机的特性，以及有限时间热力学分析的方法等三个方面讨论了《斯特林制冷机的制冷系数与制冷率间的关系》一文中所存在的主要问题。它将有助于对有限时间热力学的正确认识和进一步了解。

《真空与低温》1989年第3期发表了《斯特林制冷机的制冷系数与制冷率间的关系》一文^[1]。文中对斯特林制冷机的运转情况作了分析，并考虑了热量交换和循环运行需要时间，以求将有限时间热力学理论进一步应用于实际，这是有益的。但文中有些问题，特别有关有限时间热力学的一些问题，有必要进一步提出讨论。

一、斯特林制冷机与卡诺制冷机的主要区别

从理论上说，斯特林制冷机与卡诺制冷机的主要区别就在于斯特林循环中的两个非等温过程不是绝热的，而有热交换。即使是完全回热的情况也是如此。所以要应用有限时间热力学理论来分析热交换对斯特林制冷机性能的影响，除了考虑其中两个等温过程的热交换外，一般说来两个非等温过程的热交换也应该同时考虑。特别，自有限时间热力学提出以来，对卡诺制冷机中热交换的影响已有广泛讨论的情况下，更应该如此。否则，所得到的结论将与卡诺制冷机的没有什么实质上的差别。当然，这并不是说突出斯特林制冷机中两个等温过程的热交换影响是没有意义的，只不过在卡诺制冷机的热交换影响的理论已建立的基础上，要进一步分析斯特林制冷机，就应该阐明两者间的差异不然就没有使理论向前推进一步。

文献^[1]的作者并没有对此差异进行分析，他所导出的斯特林制冷机的制冷率 R 和制冷系

[3] Daniel R. et al, 13th Space Simulation Conf. (1984)

[4] David B. et al, J. of Spacecraft and Rockets, 9—10 (1985)

[5] Banks B. A. et al, A87—19874

[6] Ieger L. J. of Spacecraft and Rockets, 9—10 (1986)

[7] Whitaker A. F. et al, AIAA—85—0416

[8] Zimick D. G. Canada Aeronautics and Space Journal 9 (1985)

[9] Arnold G. S., 13th Simulation Conf. (1984)

[10] Fergusun D. C., 13th Space Simulation Conf. (1984)

[11] 美国专利 4649273 (1987)

[12] Knoop P. W. et al, ALAA—85—1066