2022 年中国工程热物理学会燃烧学学术年会科普作品

专题：新型燃烧技术

能源动力系统和空间防火中的微重力燃烧基础性研究-调研报告

编制人：

姚强，刘有晟，张文艺，周恒毅，温禹哲，王高峰，夏一帆，范高峰，王双峰，朱凤，王强，胡隆华，田振玉，游小清，沈畅

注：本科普作品内容来自科技部国家重点研发计划“变革性技术关键科学问题”专项，项目名称：能源动力系统和空间防火中的微重力燃烧基础性研究 （项目编号：2021YFA0716200）

项目参与单位： 清华大学、浙江大学、中国科学院力学研究所、中国科学院工程热物理研究所、中国科学技术大学、西安交通大学

目录

引言.....1
1 国内外微重力研究总体思路和手段.....6
1.1 地基微重力设施.....6
1.1.1 原理和分类.....6
1.1.2 基本实验方法.....9
1.1.3 微重力燃烧研究的适用范围.....10
1.2 抛物线飞机及探空火箭.....11
1.2.1 原理和分类.....11
1.2.2 基本实验方法.....14
1.2.3 微重力燃烧研究的适用范围.....17
1.3 绕轨航天器.....19
1.3.1 原理和分类.....19
1.3.2 基本实验方法.....20
1.3.3 微重力燃烧研究的适用范围.....23
2 近极限层流燃烧特性与液体燃料燃烧研究.....25
2.1 基本理论与假设.....25
2.1.1 球形火焰传播.....25
2.1.2 单液滴燃烧.....27
2.1.3 液滴阵列燃烧.....28
2.1.4 射流火焰.....30
2.1.5 对冲火焰.....32
2.2 实验方法.....33
2.2.1 球形火焰传播的微重力实验方法.....33
2.2.2 单液滴燃烧的微重力实验方法.....35
2.2.3 液滴阵列燃烧的微重力实验方法.....37
2.2.4 射流火焰的微重力实验方法.....39
2.2.5 对冲火焰的微重力实验方法.....40
2.3 重要数据及科学贡献.....41

3 射流火焰湍流转捩及火焰结构特性研究.....51
3.1 基本理论与假设.....51
3.2 实验方法.....54
3.3 重要数据及科学贡献.....57
4 载人航天火灾行为及材料防火安全研究.....65
4.1 基本理论与假设 65
4.1.1 固体材料着火.....65
4.1.2 多因素对火蔓延的影响与火焰熄灭机理.....69
4.1.3 固体材料可燃极限表征与载人航天器材料防火性能评价.....76
4.2 实验方法 78
4.2.1 微重力固体材料燃烧实验研究.....79
4.2.2 微重力固体材料可燃性试验.....82
4.3 重要数据及科学贡献 85
4.3.1 微重力固体材料着火特性.....85
4.3.2 微重力火蔓延和熄灭特性.....87
4.3.3 微重力固体材料可燃性评价.....95
5 国内外微重力环境下碳烟生成机理研究现状.....98
5.1 研究意义 98
5.2 研究方法 98
5.3 重要数据及科学贡献 98
6 结论.....102

引言

在许多燃烧实际应用的场景中，燃烧反应动力学和物质传递等现象形成了复杂多样的燃烧物理。研究或控制不同的燃烧物理现象需要对现象中主要的时间或空间尺度有具象的理解，并能够通过数学解的或者模型方程的形式获得现象的预测能力。随着中国空间站的建成，火灾科学从地面逐渐应用至在轨航天器，而能源动力系统在国家双碳目标的驱动下，对燃料的需求从高碳转向低碳。这些需求对于燃烧理论模型的预测能力提出了严峻的挑战，尤其是在近可燃极限附近的燃烧现象和模型预测能力，在常重力下通常因为浮力的效应无法得到很好的实验验证。基于以上， 本项目“能源动力系统和空间防火中的微重力燃烧基础性研究”从能源动力系统和空间防火的需求出发，通过微重力实验得到解耦浮力对流的基础燃烧实验数据，并通过项目中的共性基础科学问题延伸到创新性的燃烧技术研究。项目目标总体目标是通过地基微重力燃烧实验，获得子领域中关键科学问题的验证实验数据，根据四个子领域设四个课题，并在课题间相互支撑。本项目的四个课题如下：课题 1：近极限层流燃烧特性与液体燃料燃烧研究；课题 2：射流火焰湍流转捩及火焰结构特性研究；课题 3：载人航天火灾行为及材料防火安全研究；课题 4：微重力燃烧的碳烟生成与火焰合成特种材料研究。拟解决的重大科学问题或关键技术问题包括：（1-1）低碳气体燃料在近极限条件下，常重力实验无法准确得到层流火焰速度和拉伸熄灭极限数据的问题；（1-2）航空煤油液体燃料无法得到单液滴和液滴群一维球形火焰的基础实验数据问题；（1-3）离子液体无法得到流体和反应解耦的实验数据问题；（2-1）典型扩散及预混射流燃烧方式中的湍流输运特性和火焰结构特性；（2-2）射流火焰层流向湍流的转捩机制及成因；（2-3）浮升力对射流火焰特征的影响；（3-1）面向载人航天器火灾预防，深入认识材料的着火和火蔓延的全过程特性；（3-2）掌握材料阻燃方式以及主要环境因素对材料着火、火蔓延和火焰熄灭机理的影响规律；（3-3）揭示微重力下材料防火安全性能评价的机理；（3-4）建立材料防火性能评价的理论基础和创新

方法；（4-1）成烟极限预测不准问题；（4-2）利用碳烟生成预测模型支撑火焰材料合成中的基础共性问题。

本项目参与团队来自清华大学、浙江大学、中国科学院力学研究所、中国科学院工程热物理研究所、中国科学技术大学、西安交通大学。团队具有丰富的地基和空间微重力燃烧项目的论证和实验经验，其中清华大学和中科院工程热物理所牵头于 2014 年成功为中国空间站的燃烧科学实验立项，目前承担中国空间站燃烧科学实验系统研制任务。团队具有国际空间站（FLEX 项目）、实践八号、实践十号、国内外地基落塔燃烧科学实验设计经验，并具有层流球形火焰传播实验、液滴碰撞及碰壁沸腾实验、以及湍流射流燃烧实验及大涡模拟计算能力，同时是国内燃烧反应动力学实验和建模较为知名的团队，能为微重力的多相反应流总体现象、火焰碳烟生成和材料合成提供界面动力学和反应动力学方面的分析。

本项目预计将为发展先进能源推进系统的低碳燃料受控燃烧技术提供基础理论支撑，同时服务于火焰合成特种材料工业。提出我国航天器材料防火特性的评价方法，服务于载人航天国家重大工程的防火安全实践。以下针对微重力燃烧研究国内外的现况进行简单回顾。

微重力燃烧研究当前在国际上的主要力量为美国、日本、欧洲和俄罗斯，因为自身经济发展水平、能源结构、科学研究历史、以及航天发展战略的不同，使得这些国家的研究各有其特色。其中，美国的研究工作起步早、持续时间长、支持力度大、有系统的组织和安排，取得研究成果目前远超过其它国家。微重力燃烧学科经过近半个世纪的发展，已经涵盖了预混气体燃烧、气体扩散燃烧、单液滴、液滴阵列、液滴群、颗粒和粉尘燃烧、燃料表面的火焰传播、多孔材料闷烧等各个领域的基础研究[1]，研究加深了对燃烧基本规律的理解，并有一些标志性的研究成果进入燃烧学教科书。在航天器火灾防治方面，一些国家建立了材料着火性能评价标准、选用规范和数据库，并制定了火灾安全设计规范。随着新材料的出现，不断对航天器所使用的材料进行实验测试、规范简历和数据库归档具有相当的必要性。

微重力燃烧研究可以追溯到 1956 年日本东京大学的研究者利用简易自由落体设施进行的液滴燃烧实验，微重力实验时间约 1 s。稍后，美国利用失重飞机

提供的短时微重力条件首先开展了蜡烛火焰和固体材料燃烧等实验，并由于1967 年和 1970 年 Apollo 飞船火灾事故的影响，高度重视与航天器防火安全相关的燃烧问题研究，而 60 年代中期 NASA 两座落塔投入使用也为微重力燃烧的研究创造了更理想的实验条件。1973 年，NASA Lewis 研究中心组织多国科学家对空间微重力条件下燃烧实验的科学问题和研究方向进行了深入讨论，并全面评估了研究工作的科学价值，其结果对美国以及国际上微重力燃烧研究的发展产生了重要影响。1974 年，美国第一次将燃烧实验搬上太空，在 Skylab 中开展了固体材料可燃性和灭火研究。在随后到来的航天飞机时代，燃烧仍由基础科学问题和防火安全相关问题驱动，成为微重力科学中一个活跃的研究领域，空间实验研究的重点主要是火焰传播和熄灭、点燃和自燃过程、阴燃和液滴燃烧等。80 年代中期之后，地表微重力燃烧研究受到重视，实验设施得到欧洲、日本、前苏联等国家的积极发展，进而推进空间实验与地基研究相结合。当前，除了落塔、失重飞机和探空火箭等地基设施，国际上进行微重力燃烧研究的主要国家将国际空间站（ISS）作为开展微重力燃烧实验的重要基础设施，在航天器防火安全和燃烧科学基础问题两个方面计划开展大量的研究工作，其中 2011 年观察到的液滴冷焰燃烧现象已被列为国际空间站微重力科学十大发现之一。

随着中国的微重力和空间基础科学发展迅速，不论是地表的设施和即将建成的空间站，皆给国内和国际上空间科学学科带来更多的实验机会。中国空间站上目前安排了燃烧科学实验柜和相应的燃烧科学实验装置，将于 2022 年 10 月随梦天实验舱发射至空间站，对于我国地面和在轨微重力燃烧实验具有全面的促进作用。

微重力气相火焰实验主要面向除了发动机当中的湍流火焰的基础发展方法，也同时面向了更根本的层流火焰理论问题。这些火焰可由实验室规模的简单设备形成，且多半为稳态火焰。为求不同燃烧器形成的火焰能与国际上不同学者发展的理论模型作比较，燃烧器的种类与规格也在学界的共识下越趋一致。较为通用的气体火焰燃烧器包括：预混及非预混的射流火焰（jet flame）、对冲火焰（opposed flow flame）。这些火焰因为理论发展历史较久，微重力对其的影响也较早受到重视。重力的效应对一些非稳态火焰也逐渐得到重视，例如：用以观察预混球形火

焰传播速度的定容或定压燃烧弹。随着燃烧反应动力学以及多维数值模拟计算的发展，火焰的结构观察已经从以往认知的火焰外观形状，提升至由不同的光学手段探测火焰中不同位置的重要分子浓度、温度、及流速，以便测试不同燃烧模型的适用性。这类实验室气体火焰也因此成为了火焰光学探测领域的第一个测试门槛。预测这类气体火焰的理论模型以被广泛地应用到发动机燃烧中的湍流模型当中。

在湍流燃烧领域中，除了湍流流场脉动的燃烧反应动力学交互作用所形成的不同分区现象需要不同的闭环模型之外，重力的效应作为流场效应的一部分，对湍流燃烧的某些现象仍有重要的作用。当惯性流动的效应远大于浮力流动的效应时（例如：在常重力下运行的高射流流速燃烧系统），实验结果和数值仿真能够在不考虑重力的情况下直接进行对比，进而对模型进行评价；当惯性流动的效应接近于浮力流动的效应的量级时（例如：飞行器尝试进行较大加速度的飞行（超重力），或是某些燃烧区域或工况存在弱湍流和强释热燃烧时），浮力所引起的流动便不能忽视，在实验中存在燃烧释热产生的浮力与流场的交互作用，可改变流体从层流转变为湍流的现象，从而增加燃烧控制的不确定性，尤其是局部熄火和再燃，弱湍流和刘易斯数（氢燃料）参数对火焰传播速度的影响，湍流火焰转捩和稳定性等现象。目前美国和日本已在此方向的微重力实验有一定的研究积累，但我国仍较少团队开展此类研究。

固体材料燃烧及相应的载人航天器防火问题是开展微重力燃烧研究的主要推动力之一，由于材料的可燃特性强烈依赖于重力水平、气流流动、压力和氧气浓度等环境条件，在一定环境条件下获得的某种材料的可燃性结果不能照搬到其它不同的环境中。从上个世纪六十年代开始，美国等航天大国高度重视载人航天器防火安全相关的燃烧问题研究，已获得对微重力下固体材料着火、燃烧、火蔓延以及燃烧产物特性的初步认识，建立了航天器材料防火性能评价方法，并在实践和应用中不断更新材料评价标准。但是，微重力条件下获得的数据表明，人们对火灾燃烧过程和特征的理解远不充分，不足以为航天器材料可燃性评价和火灾模型发展等实际应用提供支撑。近年来，国际上不断推出新的空间探测和开发计划，美国、欧洲和日本等将航天器和地外栖息地的防火安全作为优先考虑方向，

除了地面研究工作，在国际空间站（ISS）安排了系列的材料燃烧和灭火实验，美国 NASA/欧空局 ESA 和日本宇宙开发机构 JAXA 还组织了较大规模的国际合作项目，针对固体材料燃烧开展空间实验和地基研究，主要关注材料尺寸效应对可燃性的影响、微重力与常重力可燃极限的关联等。国内方面，中国科学院力学研究所等持续开展了固体材料燃烧特性的地面实验、落塔微重力实验和数值模拟研究，并先后利用“实践八号”、“实践十号”卫星成功进行了空间微重力实验，在微重力下环境因素对材料燃烧的影响规律、发展地面常重力环境中模拟材料微重力燃烧特性的实验方法和装置等方面取得了显著成果，制订了航天器材料可燃性评价和材料选用的首部国家标准，为我国在该研究领域的深入发展奠定了良好基础。

微重力环境对于研究燃烧过程中的碳烟生成具有重要作用，体现在微重力层流火焰能够提供理想流场，对于碳烟在火焰中生成的过程时间更为可控，而微重力的火焰能在低流速下彰显辐射对火焰温度的影响，可适当地用于研究辐射与颗粒物交互作用对颗粒物生成的影响，包括了火焰中形成的碳烟颗粒物以及火焰合成功能性纳米材料等内在机理等。目前国际上曾利用单液滴火焰能形成球队称碳烟壳（或理想球对称碳烟浓度分布）的形式研究碳烟生成与反应动力学的关系，同时国际空间站上使用层流同轴射流火焰进行了一系列的实验。我国在使用微重力环境研究火焰中颗粒物生成的方向，仍较缺乏积累。

基于以上国内外微重力燃烧研究现状的简要回顾，以下开始分别对微重力实验方法和原理，不同微重力燃烧实验的理论假设，实验方法，和重要实验结果进行回顾。

1 国内外微重力研究总体思路和手段

1.1 地基微重力设施

地基微重力设施指建设在地面上通过实验坐标系的运动（通常为自由落体）为实验创造失重环境的设施。与航空或航天相关的微重力实验设施相比，地基微重力设施可以相对方便和经济地开展不同学科的微重力研究，同时为较为昂贵为航天实验进行预研工作，是美国、日本、德国等国家产出最多微重力实验成果的设施。

1.1.1 原理和分类

地基微重力设施的基本原理大多是在运动的参考系内，设法将作用在待测对象上所有质量加速度的矢量和控制在较小的水平（例如 10^{-3}-10^{-6} g），以达到模拟微重力的状态。（“微”可指微小，或 10^{-6}，如今微重力用于泛指失重环境）常见的主要包括：自由落体设施[1]，回转器，抗磁性悬浮等[2]。其中自由落体设施和后两种不同，自由落体设施通过使观察对象与容纳舱体沿重力方向自由降落，达到在容纳舱体这一非惯性参考系中观察对象失重这一目标。回转器，和抗磁性悬浮等其他方法则是通过施加外缘力对抗重力，使得观察物体在惯性参考系内等同于失重的情况。

自由落体设施能够实现非惯性参考系内“全局失重”，拥有更好的兼容性，但受限于降落高度和减速难度，其持续时间较短，通常在几秒左右，难以观察稳态现象，后面几种方法有较长的持续时间，但需要调整外缘力，只能实现某类观察的“局部失重”。其中流体和燃烧科学由于观察对象复杂多变，无法通过精确调制外缘力防止浮力效应，需要“全局失重”，故而通常采用的是自由落体的方式；“局部失重”方式则常见于生物科学，或航天器测试。

一般来说，自由落体设施需要一个高度足够的空间来建造，以 NASA Glenn Zero-G 落塔（时长 5.18 s，10^{-5} g 微重力水平）为例，见图 1-1，该落塔依托于一栋建筑楼，并深入地下 155 米，以提供足够的自由落体距离。地下的部分有 142 米的真空腔，使用真空泵将其中抽至真空减少落舱高速下落时的风阻。落舱的释

放通过远程控制压裂一个特别设计的螺栓，使得腔体自由下落。在下落的过程中，实验的自动操作、数据采集和控制功能都位于自由下落的装置内。下落 5 秒多后，实验设施迫停在减速装置内，其位于腔体底部。减速装置为直径 3.3 米，深度 6.1 米内部充满了膨胀聚苯乙烯小球。这些小球可以消耗实验装置（2500 磅）的动能，减速过程的最大加速度为 65 g。

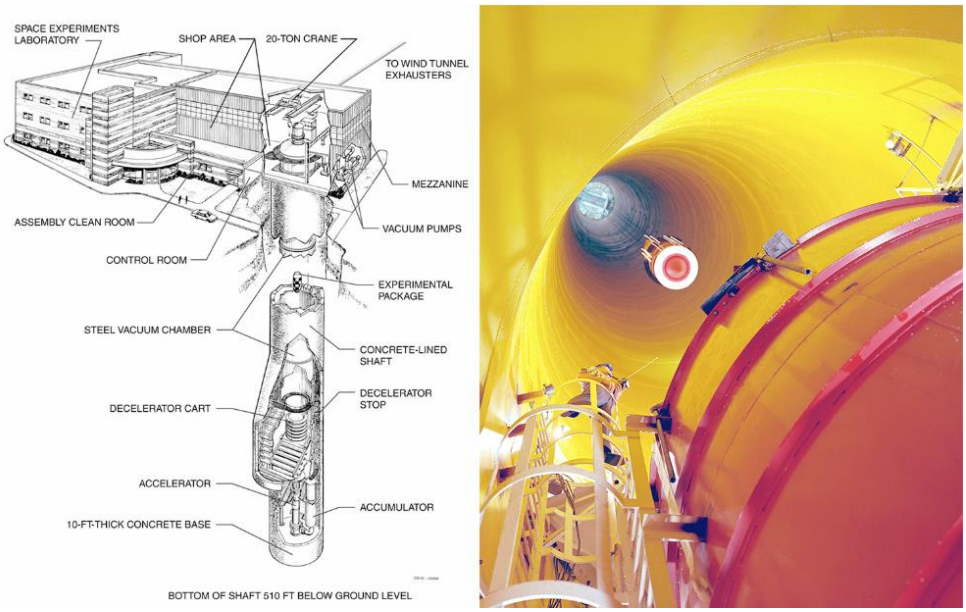


图 1-1 NASA Glenn Zero-G 自由落体设施构造与照片

以 NASA Glenn Zero-G 为例介绍了自由落体设施的结构和操作方式等，其他的现有较为成熟的自由落体设施归纳总结如表 1-1。从表中可以得到，自由落体设施的微重力水平通常在 10^{-3} g-10^{-5} g 之间，时长 2-10 s 内。值得注意的是，实现较优（较小）微重力水平的设施，通常使用不同方式减少实验台架与落舱风阻的关联，除了落塔抽真空之外（如 Bremen 落塔，见图 1-2），还能使用内外双舱气密结构（例：国家微重力实验室），将内外舱之间抽真空，减少风阻对外舱加速度向内舱的传递；近几年的新型落塔则在自由落体沿途中采用直线电机精准控制落舱的运动速度，以直接克服风阻对落舱的影响（例：Einstein-Elevator[4]和国内最近包括中科院空间中心和合肥国家实验室的落塔设计）；清华大学微重力实验设施使用风阻舱，在自由落体过程中内部的实验台架不与风阻舱接触，因此需要在风阻舱内预留一定的落差空间，实验台架能达到 10^{-3}g 的微重力水平。

表 1-1 一些地基微重力设施参数，数据摘自[3]

设施名称	微重力水平 (g)	时长 (s)	减速冲击 (g)	每天实验次数	可供实验尺寸 （mm）
Drop Shaft Facility	10^{-5}	10	8	2-3	870×870×918
Drop Exp. Facility	10^{-5}	4.5	10	1-2	Φ720×885
Bremen Drop Tower	10^{-6}-10^{-7}	4.7/9.3	40-50	3	Φ700×(1718 or 953)
Einstein-Elevator	$<10^{-6}$	2/4	5	100	Φ1660×1790
Micro-gravity Drop Tower	10^{-4}-10^{-6}	2	15-20	15-20	Φ800×900
NASA Glenn 2.2 Second Drop Tower	10^{-3}	2.2	15-30	12	960×400×840
Zero Gravity Facility	10^{-5}	5.18	35-65	2	Φ970×1600
Dryden Drop Tower	$<2\times10^{-4}$	2.1	14	20-100	560×400×810
The 2.5 s Microgravity Drop Tower	$\leq10^{-4}$	2.5	<20	8-10	Φ500×670
Beijing Drop Tower	10^{-3}-10^{-5}	3.5	8-12	2-4	Φ850×1000
Tsinghua University Freefall Facility (TUFF)	10^{-3}	2.2	10-15	15	420×420×1168

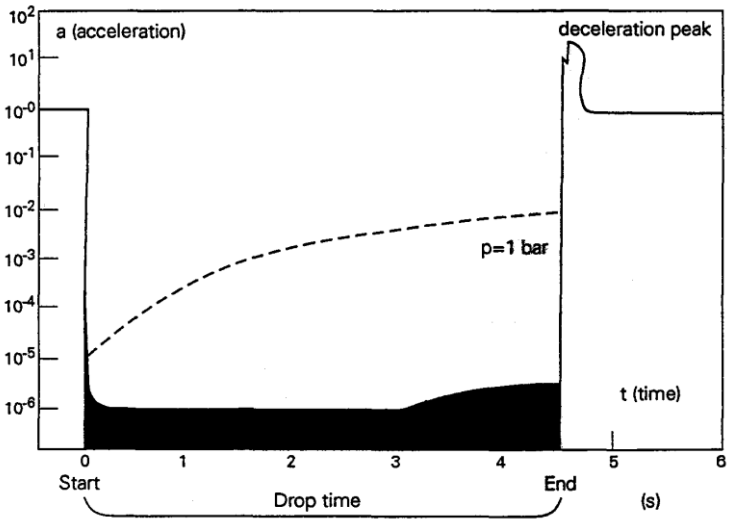


图 1-2 抽真空对微重力水平的影响[5]

表 1-1 中的减速冲击与下落高度和减速方式相关。对于自由落体在 5 秒以上的落塔，通常减速时的冲击难以控制在 20g 以内，对于实验台架内部装置的抗冲击要求较高。常用的减速方式包括使用承载大量聚苯乙烯小球的圆筒或气囊

（NASA Glenn），结合电磁制动机构的弹性网（国家微重力实验室 Beijing Drop Tower），落舱对减速装置内的气体压缩方法（日本北海道大学的 Cosmotorre），使用对称永磁铁对落舱翼板进行涡流制动（清华大学微重力实验设施 TUFF，美国 Dryden 落塔），当然还包括使用直线电机进行制动减速的方法（Einstein-Elevator）。其中，若减速距离够长，能够通过精确设计永磁铁密度和直线电机功率控制减速时的加速度。

1.1.2 基本实验方法

地基的微重力实验通常包括以下几个步骤：1）实验准备；2）落舱释放；3）现象记录；4）落舱减速和回收。在实验准备阶段，通常需要设计和制造与科学实验相关的装置，并在有限的落舱空间内搭建实验平台，满足供电、控制、摄像等要求，使实验平台在自由落体过程中能记录关键实验数据。落舱在释放前的悬吊状态决定了过程的风阻和减速制动时的落舱姿态，一般需要对实验平台进行配重平衡，使落舱整体重心居中。实验准备阶段所使用的空间因设施而异，可在落塔底部完成所有安装再上吊释放（例如 Bremen 落塔和国家微重力实验室），或在释放点附近搭建实验室（例如 NASA Glenn 落塔和清华大学微重力实验设施）。若需要通过高速抛射将微重力时长增加一倍的设施（例如 Bremen 落塔和 Einstein-Elevator），通常实验准备在落塔底部。对于某些设施来说，实验准备时间能大量用于对落塔抽真空，一般可能需要数小时。落舱释放的方式包括主动型和被动型，主动型可使用能精确控制时间的电磁铁或气动夹头，被动型则使用加热装置在一定时间内熔断悬吊落舱的结构，此时则需要使用重力加速度计的信号对实验平台内部的装置进行触发，方能在短短的数秒内准确控制实验开始的时间。

现象记录方面，一般使用非常紧凑的高速相机或小型元器件能搭建的光路系统（例如：阴影摄影法，纹影法，粒子图像测速法，激光诱导荧光法，米氏散射等[6]），对于需要大型脉冲激光的落塔实验，可将激光器放置于实验准备区，将光路引导至落舱经过的路径，在落舱开设相应的窗口方能实现。落舱的减速通常发生在几秒以内，需要考虑减速过程的碰撞造成的额外加速度，或同个减速装置是否能在非预期情况下落舱下落时有效防止意外发生。落舱的回收一般使用吊钩

提升至顶层准备区，或在底层直接回收进入底层准备区。一般需要注意缆绳提升落舱的速度，尤其是接近停止点附近，以及过程中落舱的摆动是否造成落舱内外的损害。图 1-3 所示为 Bremen 落塔的舱体集成情况。在自由落体过程中，需要内部的电路设计实现全自动化的控制，如图 1-4 所示。

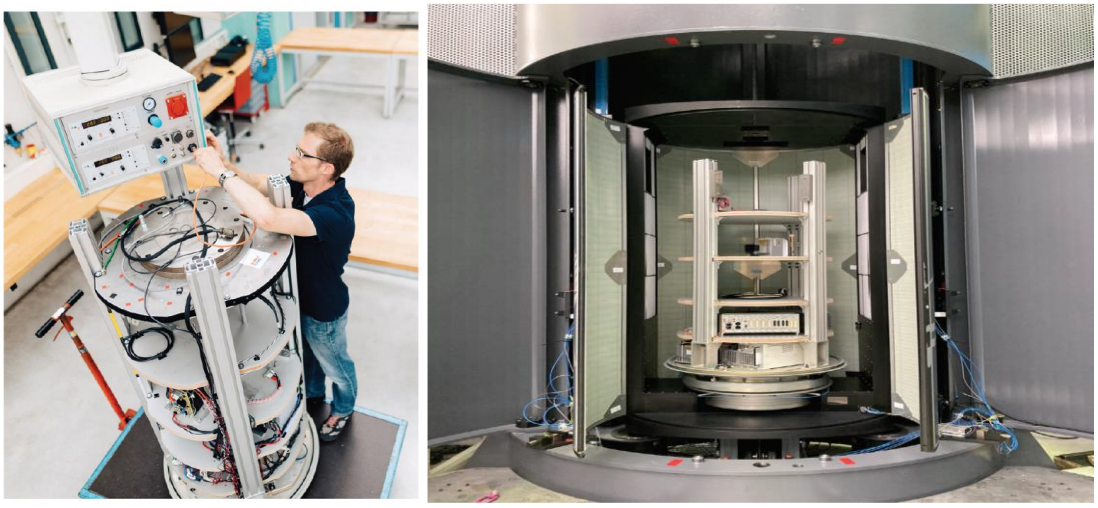


图 1-3 Bremen 落塔舱体集成情况图

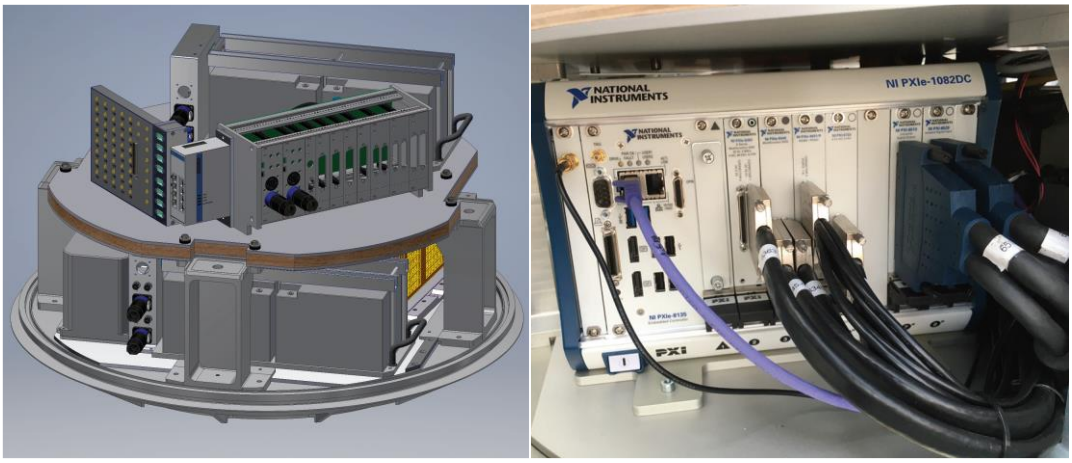


图 1-4 Bremen 落塔内部控制系统

1.1.3 微重力燃烧研究的适用范围

微重力燃烧研究一般适用于重力效应本身比较显著的燃烧过程，通过消除重力影响来做孤立研究。对于本身重力效应较小的燃烧过程，微重力研究则缺乏必要性。通常可以用两个无量纲数做判断，即格拉晓夫数（$Gr = g\alpha\Delta tL^3/v^2$）和弗劳德数（$Fr = v/\sqrt{(gL)}$）。其中 Gr 代表重力与分子输运之间的相对强弱，如果 $Gr > 1$ 表明重力对分子扩散过程有较大影响；Fr 代表对流输运与重力的相对强弱，如果 $Fr < 1$ 表明重力对对流输运过程有较大的影响。

自由落体设施本身对于可供开展的燃烧实验也有一定的限制。它能提供的高

质量微重力时间较短（通常在 1-6 秒钟内，少数设施如 JAMIC 落塔能提供 10 s 的微重力时间），这就使得该方法主要局限于瞬态过程，或弛豫时间较短，能快速进入稳态的物理过程。此外，由于自由落体设施受限于空间大小，难以开展大尺度燃烧或分析设备体积很大的燃烧科学实验。其次，由于释放和减速过程中的震动/冲击的影响，一些精密的光学诊断研究难以在自由落体设施中开展。最后，需要谨慎判断的是，在一些环境压力特别高的燃烧实验（如超临界液滴燃烧）中，自由落体设施所能提供的微重力水平（$10^{-3}g_0$~10^{-6} g_0）不足以被认为恰当地消除了浮力效应。

1.2 抛物线飞机及探空火箭

1.2.1 原理和分类

抛物线飞机和探空火箭的原理皆是使用推进系统将飞行器推送至一定的高度进行自由落体运动，区别在于抛物线飞机的飞行高度较低，仍受大气层的影响，而探空火箭可将实验送到大气较为稀薄的高度，这个区别决定了两者的飞行路径和策略，以及相应的微重力水平和时间。

由改进型商用飞机执行的抛物线飞行，提供了获得短时间自由落体的机会。微重力条件可以达到微重力水平在 10^{-3} ~10^{-1} g，持续 15 到 30 秒的时间，在这段时间内可以进行实验。在每次的飞机航程中可实现 1～40 次的失重区间。抛物线飞行实验的优点还包括实验人员可参与部分的实验准备。目前，美国宇航局（NASA），欧洲航天局（ESA），包括法国宇航中心下属新空间公司（Novespace），德国航天局（GSA）的 DLR（德国联邦共和国航空航天研究中心），加拿大航天局（CSA）经常开展相关的实验。2017 年起，中国与欧洲之间已开展失重抛物线飞机的相关合作，中国科学院空间应用工程与技术中心与法国宇航中心下属新空间公司（Novespace）签订了合作协议。主要的抛物线飞机型号有: KC-135[7]，C-9B[8]，DC-9[9]，Zero-G A300/310[10]，Falcon-20[11]等，如下图所示。

图 1-5 抛物线飞机-空客 310(图片：ESA)

探空火箭自 20 世纪 50 年代末开始用于科学研究，最初用于气象和高层大气研究。美国的 SPAR 和 JOUST 火箭，德国的 TEXUS 火箭，日本的 TT-500A 和 TR-1A 火箭，瑞典的 MASER 火箭，以及瑞典和德国的 MAXUS 火箭（如下图所示）是目前进行探空火箭科学实验的工具。探空火箭由三个主要部分组成，即单级或两级固体燃料推进系统、服务系统(速率控制、遥测模块、回收系统)和科学有效载荷(携带仪器进行实验的部分)。探空火箭的有效载荷一般为 147 ~ 290 公斤。探空火箭是亚轨道载体，这意味着它们不会进入环绕地球的轨道。火箭从发射到着陆遵循抛物线轨道，由于探空火箭进行微重力实验的高度一般处于空气稀薄环境，实验过程的微重力水平可保持在 10^{-6} ~10^{-4} g，持续 6 到 13 分钟。

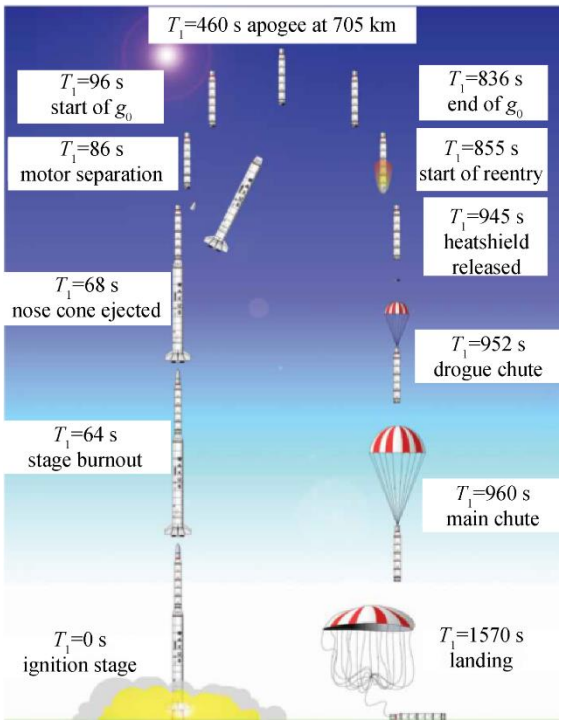


图 1-6 MAXUS 探空火箭飞行示意图[12]

抛物线飞机一般的飞行轨迹如下图所示。自飞机水平飞行的状态，开始控制飞机向上加速飞行，在向上飞行的过程中（例如图中的仰角 45 度时），通过调整飞机的推力，使飞机处于上抛自由落体状态，在飞机抵达抛物线顶点后进入向下自由落体的阶段，直至发动机开始工作，产生 1.5-1.8g 的加速度将飞机带入下一个稳定水平飞行的起点。

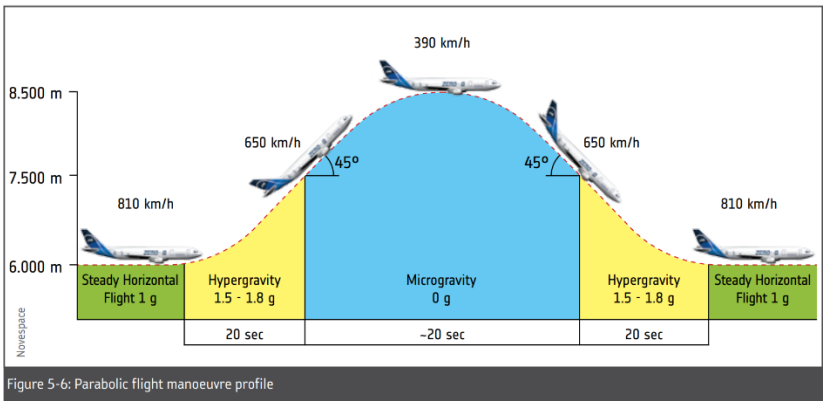


图 1-7 抛物线飞机飞行轨迹[12]

表 1-2 为目前常见的几种抛物线飞机的微重力水平参数。

表 1-2 抛物线飞行飞机的微重力环境参数[13]

飞机型号	微重力时长 (s)	最大微重力水平 (g)
KC-135[7]	25	10^{-2}
C-9B[8]	>20	10^{-3}~10^{-2}
DC-9[9]	25~30	10^{-2}
Zero-G A300[10]	22	10^{-2}
Falcon-20[11]	20~25	10^{-2}

1.2.2 基本实验方法

图 1-8 展示了 Tempus 团队在 DLR（德国联邦共和国航空和空间研究中心）抛物线飞机中的工作图片，在整个实验过程中实验员可以进行操作、观看以及记录。典型的抛物线飞机的大小和尺寸以 ZERO-G 空客 A300 飞机为例，飞机质量约 145 吨，总长度 54 米，翼展 44 米，机身直径 5.64 米，总客舱容积 300 立方米，舱内测试体积尺寸 20×5×2.3 米(长×宽×高)，总测试体积 230 立方米。可以进行的燃烧实验包括固体燃烧[7-11, 13]，液体燃烧[14]和气体燃烧[15]。

图 1-8 Tempus 团队在 DLR 的第 25 次活动中工作(图片:DLR)

图 1-9 是微重力下 Ar/O_2 和铁的气溶胶的蜂窝状火焰结构的实验设备。

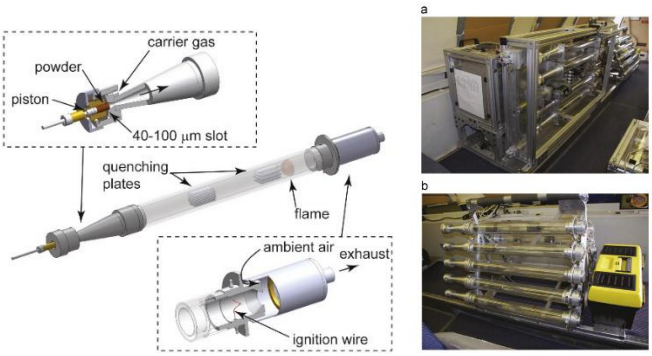


图 1-9 微重力下 Ar/O_2 和铁的气溶胶的蜂窝状火焰结构的实验设备[11]

图 1-10 是微重力下甲醇液滴在纯甲烷临界压力以上的空气中燃烧的实验设

备示意图。观测方式主要为相机拍摄。

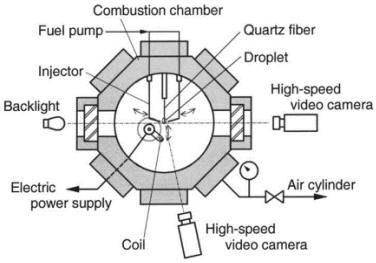


图 1-10 甲醇液滴在纯甲烷临界压力以上的空气中燃烧的实验设备示意图[14]

图 1-11 左图是微重力下同流射流火焰实验测量的振荡频率和发射高度与重力水平关系及实验设备，观测方式主要为相机拍摄。图 1-11 右图是微重力下液滴群燃烧实验装置，观测方式主要为相机拍摄。

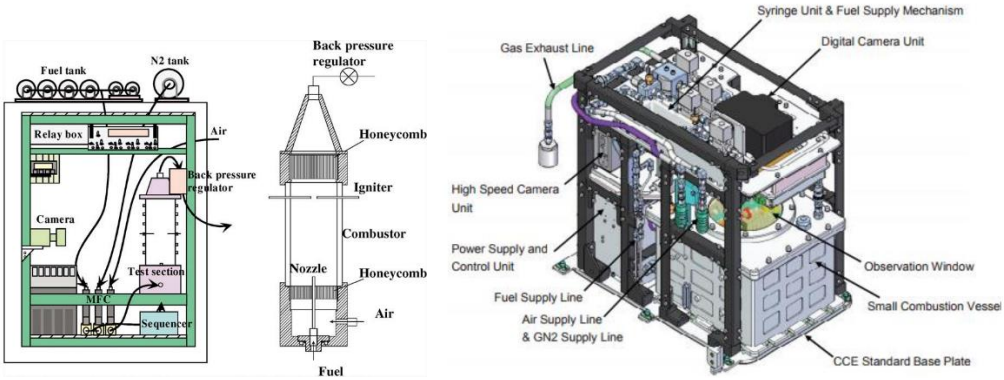


图 1-11 左图为同流射流火焰实验测量的振荡频率和发射高度与重力水平关系及实验设备[15] ，右图为液滴群燃烧实验及实验装置[16]

抛物线飞行提供了微重力时长 20 s 左右，微重力水平 10^{-2} g 左右（因为飞行所带来的重力跳动，g-jitter）的实验，对于某些实验来说，需要更长的微重力时间和更高微重力水平，因此需要进一步使用探空火箭、卫星和空间实验室。与空间实验室相比，探空火箭和卫星有一些优势：1）较低的安全要求（因为非载人航天）；2）较低的实验成本。探空火箭所搭载的实验装置必须在规定的最大科学载荷尺寸内，且无法有人跟随进行实验。图 1-12 展示了探空火箭中的有效科学实验载荷及其安装示意图。在探空火箭中能在垂直方向上搭载多个科学。表 1-3 展示了各型号探空火箭的主要参数。

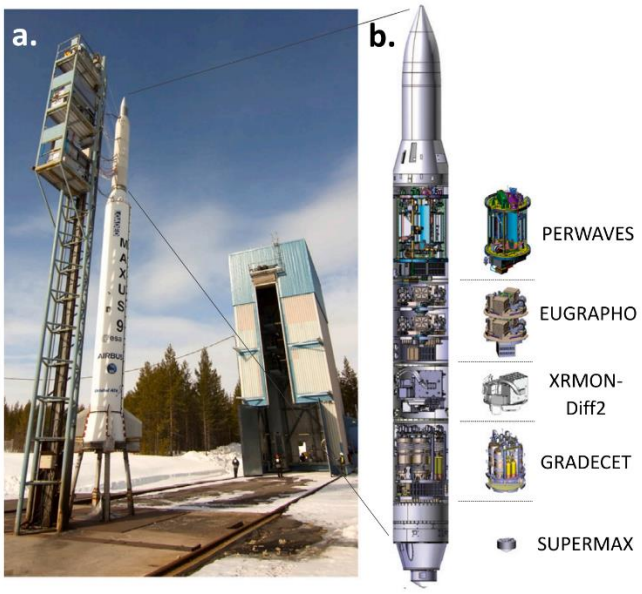


图 1-12 MAXUS-9 探空火箭:(a)火箭在发射场地前面的可伸缩外壳，(b)显示实验模块的有效载荷示意图[17]

表 1-3 各型号探空火箭的主要参数

火箭名称	所属国家	箭头直径(mm)	箭头长度(mm)	箭头质量(kg)	实验舱质量(kg)	弹道顶点高度(km)	微重力时间（min）	微重力水平(g)
SPAR	美国	438	4340	330~350	147~200	170~230	5	10^{-4}
TEXUS	德国	438	4500	340~370	240~250	250	6	10^{-4}
TT-500A	日本	500	2700	300		300	6	10^{-4}
MASER	瑞典	438	4500	374	256	300	7	10^{-4}
CONSERT	美国	438		455	290	300	7	10^{-4}
TR-1A	日本	850	5730	1500		290	6	10^{-4}
JOUST	美国	1016				800	14	10^{-4}
MAXUS	瑞典、德国	640	6660	700		800	14	10^{-4}

探空火箭中的实验装置需要严格限制在火箭的载荷要求内，如图 1-13 和 1-14 所示，其形状类似圆柱形，为了最大限度使用火箭内部空间。实验装置包括整体的能量源，实验控制和拍摄记录系统。

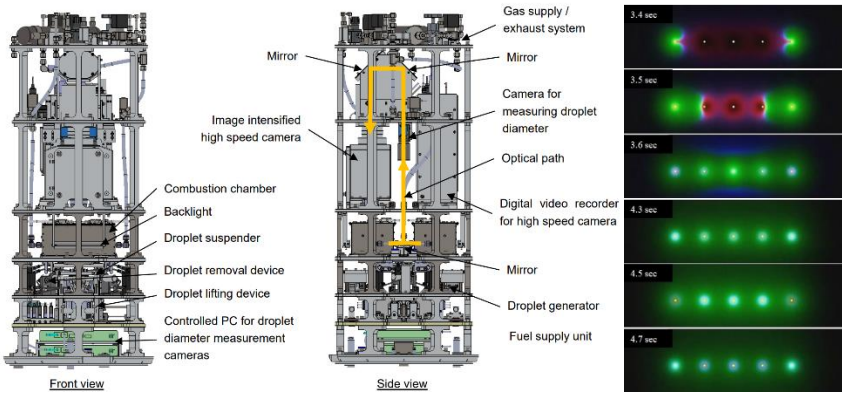


图 1-13 液滴群实验装置[17]及预期实验结果图[18]

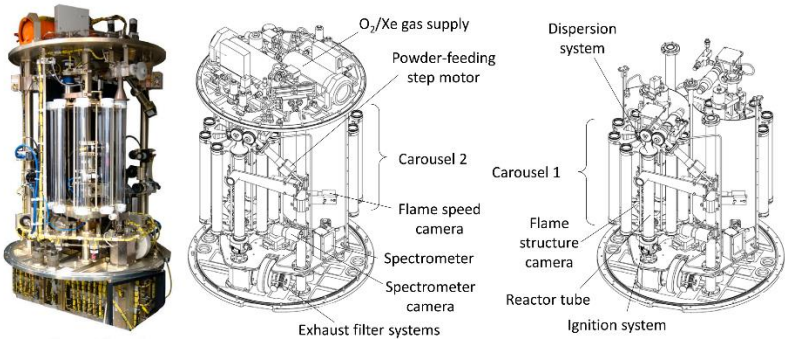


图 1-14 渗透反应扩散波(PERWAVES) Percolating Reaction–Diffusion Waves 反应实验装置[19]

1.2.3 微重力燃烧研究的适用范围

目前在抛物线飞机中和探空火箭已经进行了相当多的燃烧实验，有别于地基微重力燃烧实验，这些实验具有较长的时间，能够观察火焰在 10 秒以上时间量级的发展动态，是空间实验之前的重要预研实验手段。主要研究方向涵盖了固体燃烧[7-11, 13]，液体燃烧[14]和气体燃烧[15]。目前的一些主要研究成果如下所示。

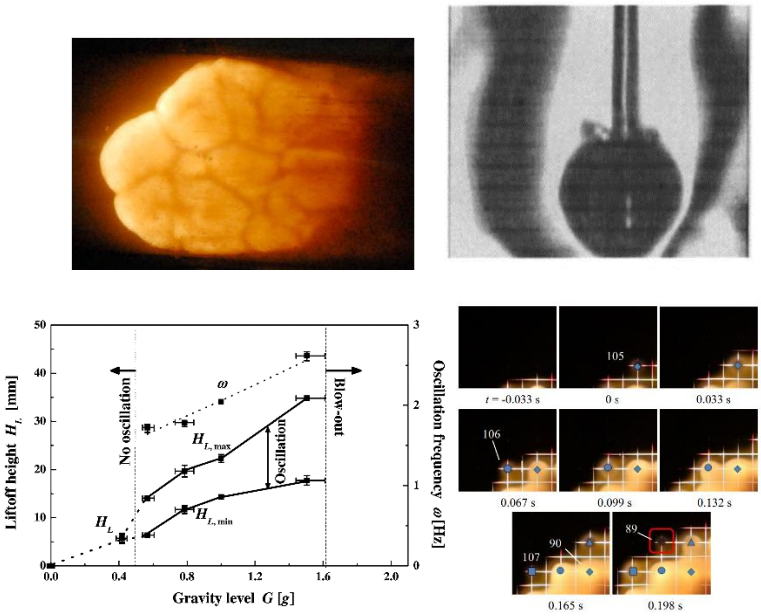


图 1-15 微重力下 Ar/O_2 和铁(D_{10}=9.9 μm,$D_{3,2}$=13.7 μm)的气溶胶的蜂窝状火焰结构[11]，甲醇液滴在纯甲烷临界压力以上的空气中燃烧的背光图像(11.1 MPa) [14]，同流射流火焰实验测量的振荡频率和发射高度与重力水平关系[15]，抛物线飞机中液滴群燃烧实验拍摄结果示例[16]

日德联合研究项目 PHOENIX-2 使用 TEXUS 探空火箭进行液滴冷火焰动力学研究。通过微重力实验，获得了燃料液滴阵列和对在热空气中的自着火和随后的冷火焰燃烧的参考数据。

通过比较 MAXUS-9 和 Falcon-20 的火焰传播实验结果，如下图所示，可以看出在抛物线飞行过程中由于残余加速度的影响[19]，火焰的结构和速度有所不同。以 1 s 为间隔显示了 Falcon-20 的加速度随时间的演变。相比之下，MAXUS-9 的实验结果可以忽略不计此方面影响。

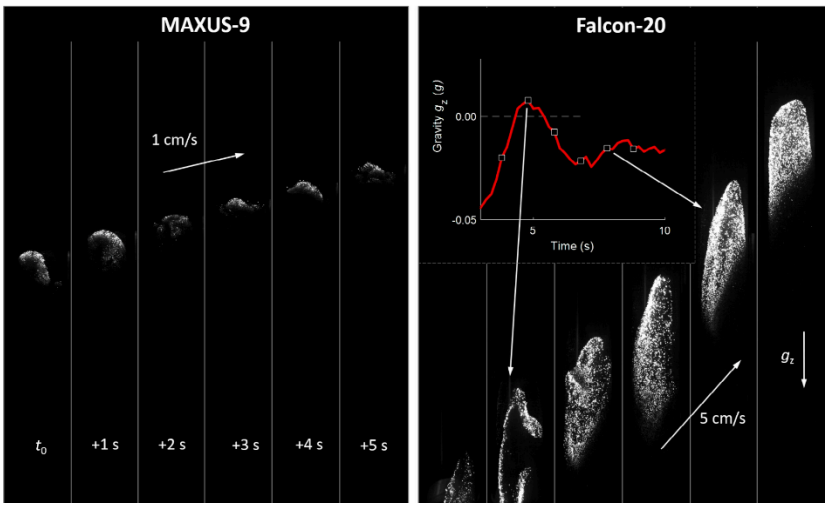


图 1-16 MAXUS-9 和 Falcon-20 的火焰传播[17]

总得来说，抛物线飞机主要适用于 0~20 s 时间尺度内，对微重力水平要求较低的紧凑型燃烧实验研究，一般集中在短时间内可以燃烧完成的材料、液滴、液滴群以及不同重力水平的气体燃烧等。 探空火箭能提供较高的微重力实验水平和数分钟的微重力实验时间，但由于尺寸限制，无人参与，对于试验系统的集成化和自动化要求较高。实验的前期设计投入较大，目前的实验装置样本较少。

1.3 绕轨航天器

1.3.1 原理和分类

绕轨航天器处在近地绕轨轨道，因此可以达到较高水平的微重力环境，但受到潮汐力、自转向心力、或航天器内部部件或航天员活动等的影响。一般而言，近地的绕轨航天器在较低的扰动频率环境下可以达到 10^{-6}g 的重力水平，在接近航天器质心的区域的重力加速度可以达到 10^{-7}g 的水平。高纬度的航天器可以通过消除大气曳力达到 10^{-8}g 的重力水平；在极端实验条件需求下，通过曳力补偿的方式可以达到 10^{-12}g 的重力水平[20]。

绕轨航天器主要可分为航天飞机、返回式卫星和载人空间站等。航天飞机是重复使用的航天器，由载有人员和有效载荷的轨道舱，外储箱和固体助推器组成，代表性的航天器为 Skylab。航天飞机的轨道距地表约 300 km 以内，航天器内部的资源可支持实验者进行两周左右的微重力实验；返回式卫星指在轨道上完成任务后，有部分结构会返回地面的人造卫星，可搭载多个科学实验装置在绕轨飞行

过程中通过指令控制完成实验，代表性航天器包括我国的实践八号和实验十号返回式科学实验卫星；载人空间站指针对航天员长期停留设计的绕轨航天器，一般由多个不同功能的舱段组成，具有供电、天地通信、热分布、气体供应、水处理等面向航天员生活的基本功能，代表性的航天器包括苏联空间站和平号 MIR，国际空间站 ISS 和中国空间站。

自上世纪 60 年代以来，国际上已发展了多种绕轨航天器，所支持的微重力燃烧实验项目如图 1-17[21]所示，这些研究不但能为基础燃烧科学和空间防火安全提供宝贵的实验数据，另一方面来说，发展航天工业和相应的科学实验装置研发也促进了一系列的产业孵化。

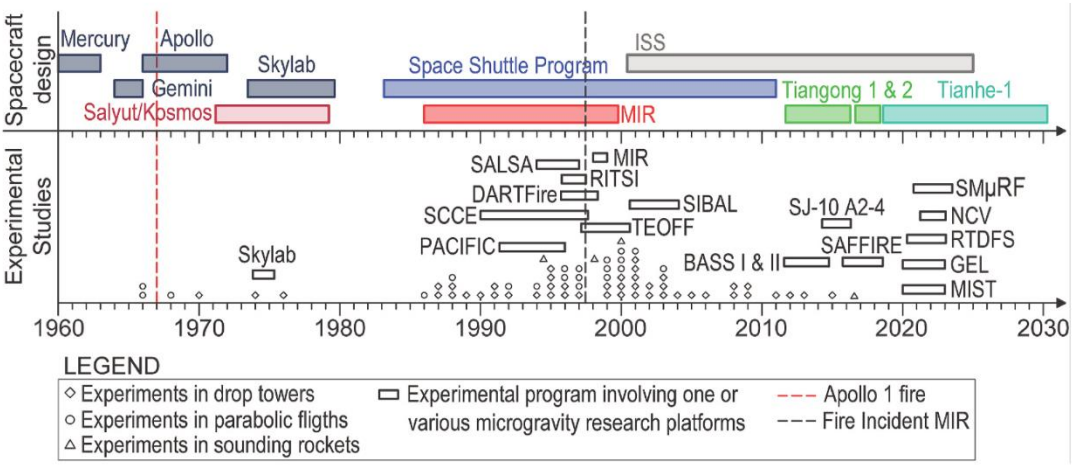


图 1-17 代表性的绕轨航天器及微重力燃烧科学项目[21]

1.3.2 基本实验方法

航天飞机以美国在 1970～2010 年间的空天实验室(Skylab)和航天飞机计划(Space Shuttle Program)发射的一系列近地轨道航天器为代表。在航天飞机上进行了包括预混火焰传播、液池燃烧、多孔燃料烟点测量、单液滴/颗粒燃烧、液滴/颗粒喷雾燃烧等实验，通常在手套箱中完成。手套箱提供 20～50L 的工作和储存容积，并允许实验操作者和仪器之间通过两个手套口进行互动。数据采集手段包括视频拍摄，以及压力、温度和气体成分传感器。对冲火焰传播实验(OFFS)和蜡烛火焰实验(CFM)的试验装置如图 1-18 和 1-19[22]所示。

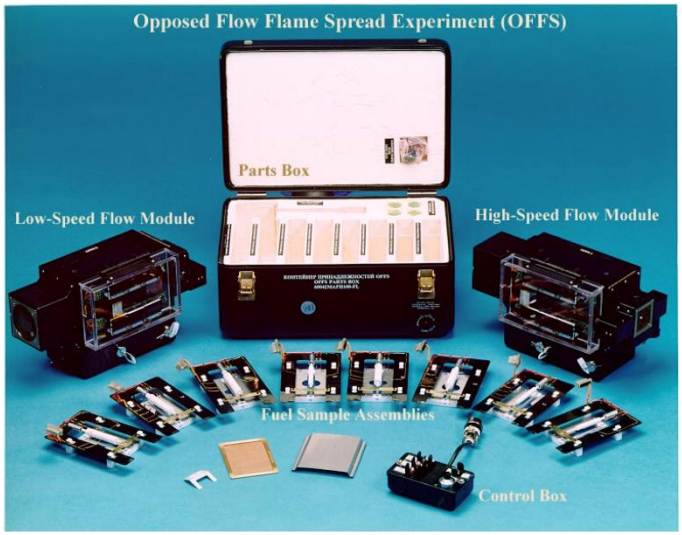


图 1-18 对冲火焰传播实验装置

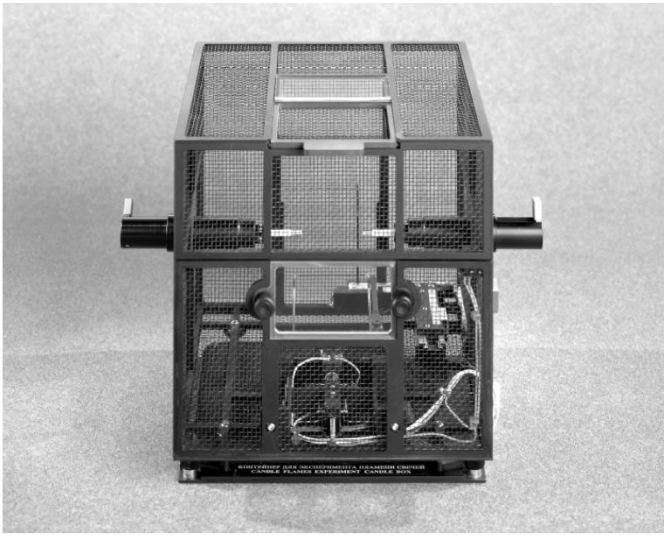


图 1-19 蜡烛火焰实验装置[22]

中国科学院规划的可回收卫星“实践八号”和“实践十号”分别于 2006 年和 2016 年发射，“实践十号”示意图如图 1-20 所示，在高度为 250km 的近圆轨道实现了 21 天的科学实验，完成了材料表面火焰传播、导线着火前期烟的析出和烟气流动规律和煤燃烧等三项实验[23]。通过在长期微重力环境中提供准确可控的氧气浓度和气流速度，观察和记录火焰图像，研究火焰形状和温度场的分布。“实践十号”的实验装置如图 1-21[24]所示，能够通过信号自动控制实验过程，并对多个试样依序进行燃烧实验，获得点燃和火焰传播过程的图像，并具有控制舱内的气体环境，向外排出废气，以及环境参数检测的功能。

图 1-20 “实践十号”卫星

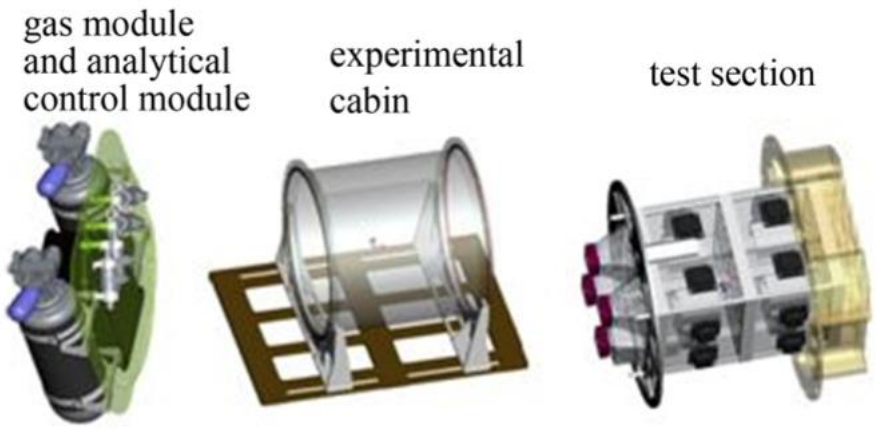


图 1-21 “实践十号”卫星固体材料燃烧装置构成

国际空间站（ISS）依然是当前国际空间科学实验的主要航天器之一，ISS 是继苏联空间站和平号（MIR）退役后的一个由多个国家和组织联合实施的有人长期驻留、操作的大型空间实验室，维持在在距地 400 km 高的轨道。

根据 2015 年 NASA 发布的《国际空间站燃烧科学研究指南》[25]，空间科学的研究集中在基础燃烧科学和防火安全领域。其中基础科学燃烧领域主要包括液滴燃烧、气体燃烧、固体燃烧三个方面[26]。目前，ISS 的燃烧研究的液滴燃烧实验装置为多用户液滴燃烧腔体 MDCA (Multi-user Droplet Combustion Apparatus)；气体燃烧实验装置为微重力高级燃烧实验装置 ACME (Advanced Combustion via Microgravity Experiments)；固体燃料点火与熄灭装置 SoFIE (Solid Fuel Ignition and Extinction)，3 个装置均为燃烧集成架 CIR (Combustion Integrated Rack)上的插件设施，设备参数见表 1-4。CIR 由光学工作台、燃烧室、燃料和氧化剂控制系统、探测分析系统环境管理系统、摄像机等子系统组成，燃烧室的容积为 100 L，工作压力 0.02～3 atm。CIR 可为实验插件设备提供电力、燃料和气体环境支

持。ISS 的微重力手套箱 MSG 也可以进行部分燃烧实验。

表 1-4 ISS 主要实验装置设备参数[25]

项目	MDCA	ACME	SoFIE	MSG
上行质量	250	250	250	40
体积/m^3	0.5	0.5	0.5	0.25
功率/kW	0.74	0.75	0.75	1
数据容量/GB	72	72	72	60
诊断系统组成	彩色相机，辐射计，低光度紫外相机，2 台 HiBMs 相机	2 台彩色照相机，辐射计，低光度紫外相机，2 台 HiBMs 相机，光电倍增管，离子电流测量，气相色谱仪	2 台彩色照相机，辐射计，低光度紫外相机，2 台 HiBMs 相机，光电倍增管，离子电流测量，气相色谱仪	相机、辐射计
远程遥控	是	是	是	是
是否在轨	是	是	是	是

1.3.3 微重力燃烧研究的适用范围

不同微重力装置的微重力水平和时间如图 1-22[21]所示，通过绕轨航天器可以在较高的微重力水平下实现时间长达数周甚至数月的微重力燃烧实验。其中，航天飞机和返回式卫星能提供较高的微重力实验水平和较长微重力实验时间，但由于成本较高，各实验工况固定，测量手段单一等条件限制，无法进行系统性的微重力燃烧实验研究，而空间站则能提供充足的微重力实验时间和更高的微重力水平，有航天员参与，能不断更换样本和更新完善测量诊断技术，适用于开展需要长时间微重力的燃烧实验，例如：熄灭现象、近极限火焰不稳定性发展、材料表面火焰传播等，并能对实验的可重复性进行验证。

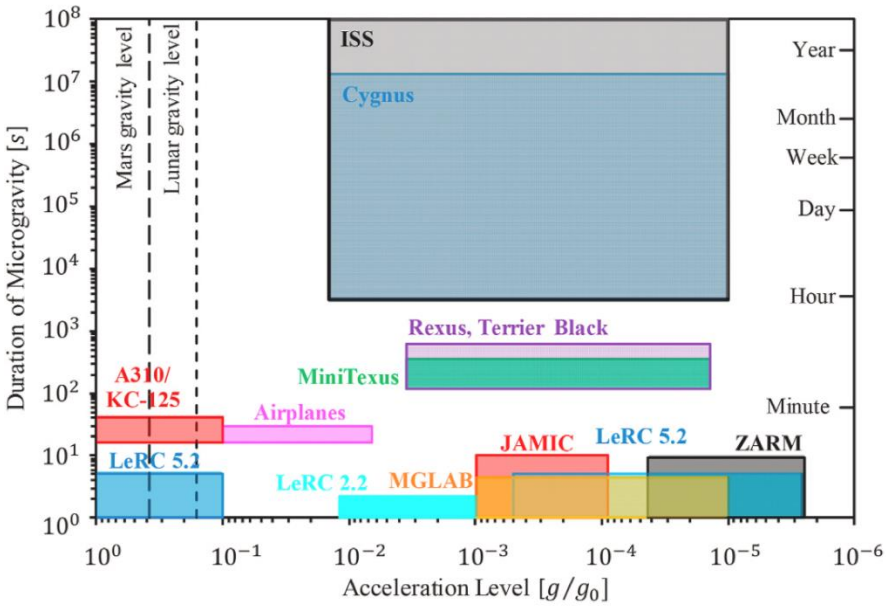


图 1-22　不同微重力装置的微重力水平和时间[21]

绕轨航天器所进行的微重力实验仍然受到很多因素的限制，如载荷质量体积限制、环境限制和时间限制。微重力燃烧实验装置的具体设计也受绕轨航天器发射、回收等严峻的力学环境限制，对于载人空间站来说，除了可靠性之外，需要重点考虑可维修性和安全性。对于数据收集和样品返回来说，绕轨航天器返的数据传输和样品返回仍具有一定的风险。

由于绕轨航天器中空间环境的复杂性和有限的飞行机会，实验成功率和科学前沿往往需要进行一定的妥协。通过设立明确的科学目标，尽可能地简化实验装置的设计，减少操作的次数，保证控制和硬件的可靠性等，能够增加实验成功的概率。

2 近极限层流燃烧特性与液体燃料燃烧研究

2.1 基本理论与假设

2.1.1 球形火焰传播

球形火焰传播现象是探索层流预混火焰特性重要手段之一，目前已有大量的理论和数值仿真研究。球形火焰是获得层流火焰传播速度的重要方式[27]，同时是验证燃烧反应动力学机理的重要手段。火焰传播速度是湍流数值模拟中重要的参数，求解过程可在时间步推进中通过查表法来获得处于特定火焰当量比和拉伸率的情况下的火焰传播速度，用于减少燃烧数值仿真的计算时间。球形火焰是比较简单的一维构型，在传播过程中因为其反应物输运或物性特点，可能有平整的火焰面发展为不稳定燃烧，在极端情况下可能造成火焰加速或形成爆轰，因此也是被广泛关注的基础问题。近极限一般指火焰处在反应性极限附近的工况，可以是反应物浓度、温度、压力、甚至是流体拉伸等情况造成，而控制近极限火焰的策略有助于发展超稀燃（Super-lean）发动机[28]概念，因此对近极限火焰的研究是超稀燃发动机提高效率降低排放的关键。

针对球形预混火焰问题，微重力实验的必要性取决于化学反应与浮力诱发的对流之间的强弱关系。当火焰强度够大（如当量比条件下的火焰传播）的时候，浮力效应并不占主导地位，微重力实验和常重力实验的现象应该非常类似。然而，在近极限工况附近，由于火焰传播速度与浮力诱导速度具有相同量级，常重力条件下的实验数据受浮力流动影响，因此需要微重力实验来研究近极限工况的“弱”火焰传播现象，对于氨气燃烧和稀燃技术应用具有重要的指导意义。

Ronney[29]针对预混火焰的不同时间尺度开展分析，包括：化学时间尺度 $t_{chem} \approx \alpha/S_L^2$（$\alpha$是气体的热扩散系数，$S_L$ 是火焰传播速度）；无粘流动的浮力时间尺度 $t_{inv} \approx (d/g)^{1/2}$（d 是燃烧器尺寸），粘性流动的浮力时间尺度 $t_{vis} \approx (\nu/g^2)^{1/3}$（$\nu$是运动粘度）；扩散时间尺度 $t_{cond} \approx d^2/16\alpha$；辐射时间尺度 $t_{rad} \approx [\gamma/(\gamma-1)][P/4\sigma a_P(T_f^4-T_\infty^4]$（$\gamma$是绝热指数，P 是环境压力，$\sigma$是玻尔兹曼常数，$a_P$ 是普朗克平均吸收系数，T_f 和 T_∞分别为火焰温度和环境温度）。通过对于常见的火焰分析比较发现，对于

当量比条件下的强火焰，t_{chem} 远小于其他时间尺度，即化学反应占据绝对主导；而对近极限的弱火焰，浮力时间尺度小于化学时间尺度，浮力对化学反应有很强的影响，而 t_{rad} 与 t_{chem} 相当，表明辐射在这种弱火焰中也有非常重要的作用，通过微重力研究可以孤立辐射和化学反应之间的相互作用。

球形火焰传播的基本理论的发展脉络为从热理论到热质理论，再到动态理论。其中热理论认为球形火焰的化学反应热释放率等于热传导对应的热损失率，于是有能量守恒式：

$$\frac{1}{r^2}\frac{d}{dr}\left(r^2\frac{dT}{dr}\right)+q_r\omega=0 \qquad (2-1)$$

随后根据球形火焰的几何特点推导可得：

$$q_r\omega\rho\frac{4}{3}\pi R_c^3=-\lambda 4\pi R_c^3\frac{dT}{dr}|_{r=R_c} \qquad (2-2)$$

根据对应的条件可以得到火焰厚度，即火球的半径$R_c\sim\delta$。但是该基于热守恒的理论没有考虑火焰球的组分传输和燃料的消耗，Zel’dovich 等人[30]提出了火焰球理论，进一步考虑了传质的影响，如下式

$$\frac{1}{r^2}\frac{d}{dr}\left(r^2\frac{dT}{dr}\right)+q_r\omega=0 \qquad (2-3)$$

$$\frac{Le^{-1}}{r^2}\frac{d}{dr}\left(r^2\frac{dY}{dr}\right)-\omega=0 \qquad (2-4)$$

并提出最小点火能与火焰球半径的立方成正比的关系$E_{min}\sim\frac{4}{3}\pi\delta^3\rho_u C_p(T_b-T_u)$。

Ronney 等人[31]随后通过微重力实验验证了 Zel’dovich 提出的火球理论，如图 2-1。在向外传播的火焰中，一个个成球形的小型火焰近乎静止的燃烧，从而证明了 Zel’dovich 提出的火球的自持性。

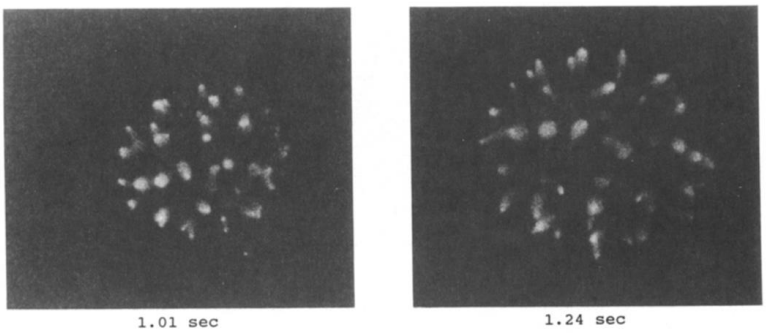


图 2-1 微重力实验中发现的稳定存在的“火球”

随后，陈正等人[32]发展了考虑火焰传播速度的火球理论，通过大活化能渐进分析给出了该问题的理论解，其基础算式如下。

$$-U\frac{dT}{dr}=\frac{1}{r^2}\frac{d}{dr}\left(r^2\frac{dT}{dr}\right)+q_r\omega \qquad (2-5)$$

$$-U\frac{dY}{dr}=\frac{Le^{-1}}{r^2}\frac{d}{dr}\left(r^2\frac{dY}{dr}\right)-\omega \qquad (2-6)$$

2.1.2 单液滴燃烧

自 20 世纪 50 年代初以来，孤立液滴的燃烧一直被认为是喷雾燃烧中的重要现象，相应的子模型涉及到化学反应和两相流与相变化的耦合。最初理论模型于 1953 年由 Godsave[33]和 Spalding[34]提出。该球对称液滴燃烧模型中包含以下假设：1）球对称的孤立液滴在无限大空间内达到准稳态蒸发；2）火焰面厚度无穷小温度为绝热火焰温度；3）恒定的气相传输特性，刘易斯数等于 1；4）不考虑碳烟和辐射；5）液滴内部处于完全混合状态，温度为沸点等；如下图所示。推导出的关系式预测了同种燃料液滴燃烧速率(液滴直径平方的下降速率)为定值（D^2 定律），并能给出火焰液滴直径比 FSR(火焰直径除以液滴直径)，以及纯、单组分、孤立液滴燃烧的绝热火焰温度。在 1982 年，更是由 Law 等人提出的多组分液滴的 D^2 定律[35]。事实上，此定理面临燃料多样性的挑战，在平均输运和热物理性质的正确评估方面仍需要更准确或全面的模型[36, 37]，而真实的液滴燃烧过程中还可能发生违背理论假设的情况，造成液滴燃烧的速率预测的不确定性，例如：许多重要碳氢燃料的燃烧都产生碳烟以及相应的辐射。

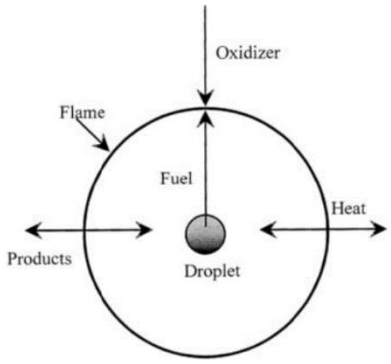


图 2-2 单个孤立液滴在无限氧化介质中燃烧示意图[38]

随着燃烧反应动力学的逐步发展，使研究有限速率化学的燃烧现象成为可能，Law[39]将 Linan[40]的大活化能渐近(AEA)方法用于球对称液滴燃烧。Peters 和 Williams[41]和 Seshadri 和 Peters[42]通过应用中间物种的部分平衡和稳态假设将速率比渐近分析(RRA)用于研究火焰的结构，可以采用更现实的有限速率化学，

从而能够更准确地分析火焰熄灭等瞬态行为。为了更详细地研究瞬态液滴燃烧与 D^2 定律的差异，研究者开始液滴燃烧的全瞬态数值模型。在求解气相质量、能量和物种守恒方程时，考虑了详细的多组分分子输运和复杂的化学反应动力学，并考虑了相变和液相中的气相物种溶解的模型。Cuoci 等人[43, 44]和 Farouk[45, 46]等人已经可以将规模较大的化学反应动力学模型应用至液滴燃烧计算当中，能够从高温和低温反应路径以及燃烧中间产物的生成解释地基和空间站微重力液滴燃烧的新现象，如下图所示。

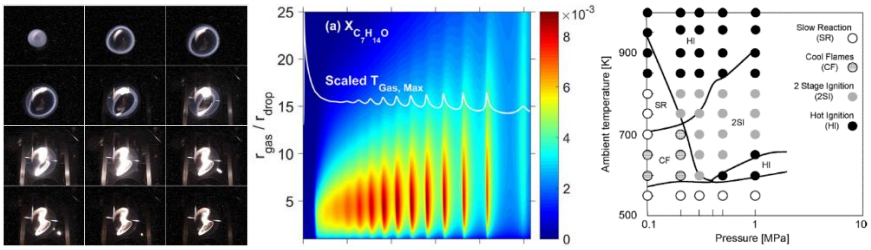


图 2-3 正庚烷液滴实验和模拟结果图[46,47]

随着国际空间站证明了液滴冷火焰的自持性，Nayagam 等人构建了准稳态液滴冷火焰和液滴冷热双火焰的理论模型框架，如下图所示。其中可通过特定温度视为冷火焰温度，氧化剂能由外而内穿过热火焰面，而燃料能由内而外穿过冷火焰面，在冷热火焰面之间形成“部分燃烧”。

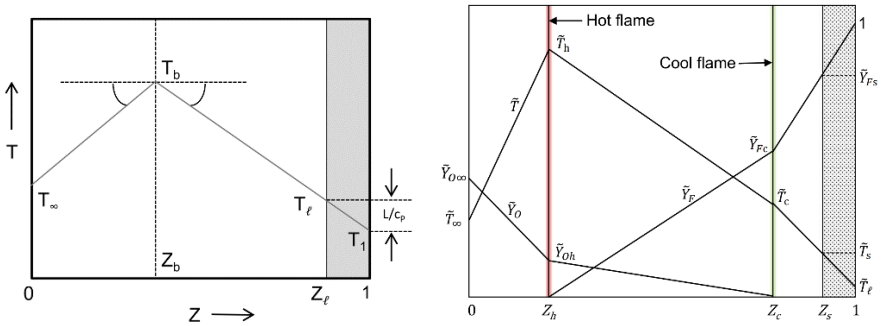


图 2-4 混合分数坐标中的液滴冷火焰结构[48]及双层火焰示意图[49]

2.1.3 液滴阵列燃烧

液滴阵列是被挂丝固定的二维或三维的液滴群，用来研究液滴之间的互相作用；同时，固定位置的液滴三维阵列也被认为是研究液滴群燃烧的一种重要手段[50]。通常来说，如果液滴之间的间隔较近，液滴之间的蒸发存在相互影响，液滴群通常会成一个整体燃烧，即群燃烧。Chiu 等人[51, 52]最早基于准稳态、单步总包化学的假设发展了液滴群燃烧理论，采用理论推导得出了无量纲数 G（如下式）能够预测液滴群所处的燃烧模式，包括单液滴燃烧、液滴内群燃烧、液滴

外群燃烧和外包燃烧，相图如图 2-5 所示。

$$G = 3\left(1 + 0.276Re^{\frac{1}{2}}Sc^{\frac{1}{3}}\right)LeN^{\frac{2}{3}}\left(\frac{r_l}{d}\right) \qquad (2-7)$$

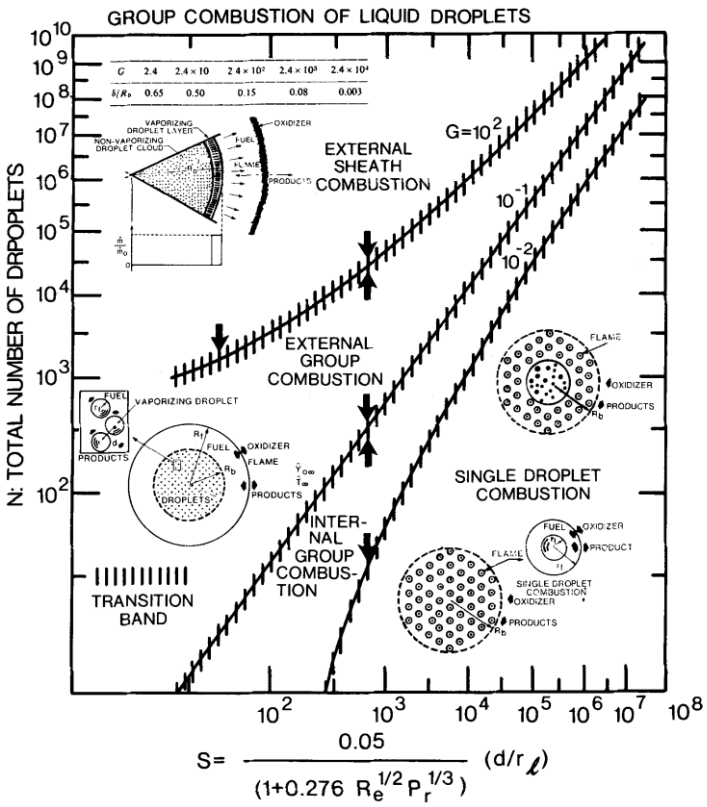


图 2-5 液滴群燃烧模式相图[52]

但随着液滴群的瞬态行为被愈发重视，Chiu 基于准稳态提出的液滴群燃烧理论被发现不能准确预测液滴群的着火行为。Zhou 和 Liu[53]基于液滴群蒸发薄层的物理特征（如下图）提出了新的无量纲数 G_{ig}（$= 4\pi n^{2/3}d^2$），能够准确预测液滴群多段着火行为的分区。

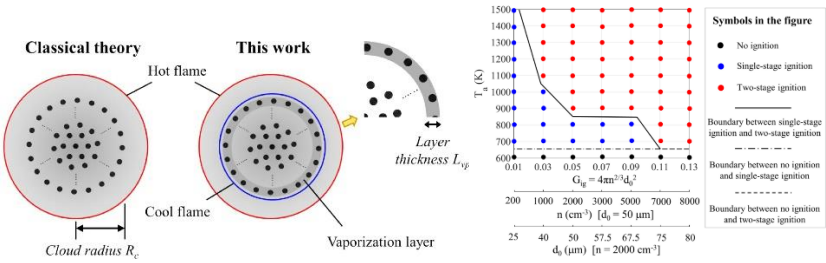


图 2-6 液滴群蒸发薄层控制着火示意图[53]

液滴阵列中蒸发/着火和火焰传播比较经典的为渗流理论[54]。渗流理论关注火焰在液滴群中间传播，认为火焰在液滴群内部传播是由一个或多个燃烧的液滴激发，火焰能够吞噬周围的液滴，或者激发周围液滴的自着火，从而使得火焰成功在液滴群内传播并形成液滴群燃烧，根据液滴之间的间距和周围环境温度可以

形成火焰渗流传播的相图，如图 2-7 所示。

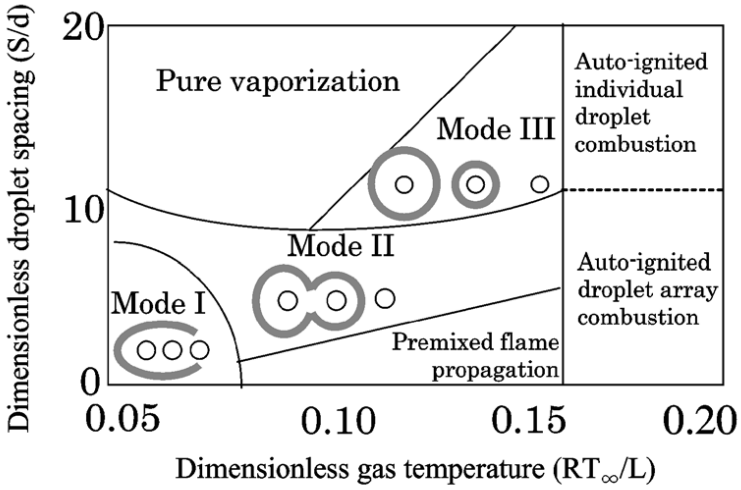


图 2-7 渗流理论概念图[54]

在该渗流理论中，每个液滴被假设为一个点，满足在此点源假设下推导了火焰的形态发展过程，火焰发展过程可以通过求解下式得出，其中 r 为火焰的位置，r_i 是某个液滴的位置。

$$\sum_i \frac{1}{|\vec{r}-\vec{r_i}|} P_i - 1 = 0 \qquad (2-8)$$

其中 P_i 是与液滴有关的量，通过下式求解

$$P_i + \sum_{j \neq i} \frac{\epsilon}{|\vec{r_i}-\vec{r_j}|} P_j = 1 \qquad (2-9)$$

其中ε是 FSR（Flame stand-off ratio）的倒数，如下式

$$\epsilon = \frac{a}{r_f} = \frac{\sigma Y_{Og}}{Y_s + \sigma Y_{Og}} \qquad (2-10)$$

求解上述式子可以获得准稳态火焰发展的过程。

2.1.4 射流火焰

将燃料喷入氧化剂环境形成的射流火焰是最基础的火焰形式之一。Roper[55]通过确定横向扩散时间 d^2/D（其中 d 是射流出口宽度）等于对流时间 $U(y)/y$（其中 $U(y)$是轴向速度）的高度 y 来估计火焰高度 L_f 和从喷口到火焰尖端的停留时间（t_{jet}）。当浮力和粘度效应可以忽略不计时（动量控制的射流），$U(y)$是常数，等于射流出口速度（U_0），而当浮力效应占主导地位时，$U(y) = (gy)^{1/2}$。在这两种情况下，质量守恒要求，对于圆形喷流，$d^2U(y) = d^2_0U_0$ 恒定。由此产生的浮力控

制的时间和高度分别为$L_f = U_0 d_0^2/D, t_{jet} = (U_0 d_0^2/gD)^{1/2}$，动量控制的时间和高度分别为$L_f = U_0 d_0^2/D, t_{jet} = d_0^2/D$。当前者的时间尺度超过后者时，就会发生从浮力控制条件到动量控制条件的过渡，这相当于$U_0 > g d_0^2/D$。动量主导的火焰标度假定 U 不变，这对同流经典扩散火焰，即 Burke-Schumann 火焰是合理的，但对于没有同流的非浮力喷射火焰，喷射会扩散和减速，对于这种情况 Roper 给出了理论解为：

$$L_f = \frac{U_o d_o^2}{D} \frac{1}{2Sc^{\frac{1}{2}}} \sqrt{\ln\left(\frac{1}{1-c_s}\right)} \Rightarrow t_{jet} = \int_o^{L_f} \frac{dy}{U(y)} = \frac{d_o^2}{D} \ln\left(\frac{1}{1-c_s}\right) \qquad (2-11)$$

由于大部分燃料的施密特数 Sc 接近于 1，因此粘度对L_f和t_{jet}的标度影响不大。在低雷诺数情况下，$Re \equiv U_0 d_0/\nu$,，即火焰长度与喷嘴高度的比值将与喷嘴雷诺数成正比，如图 2-8 中的层流部分[29]，但由于特征时间不同，导致了即使是相同的速度情况下，微重力火焰高度也总是高于常重力火焰。

与黄色的常重力火焰相比，微重力射流火焰颜色较红，黑体辐射波长表明其碳烟温度较低，即最高火焰温度较低[56]。这是因为常重力的射流特征时间 t_{jet} 较大，因此辐射损失效应(t_{jet}/t_{rad})也较大。落塔实验和空间实验表明，在不同的燃料、压力、氧气占比和流速下，微重力实验的辐射损失分数（0.45-0.60）无法忽略，而常重力实验的辐射损失仅为 0.07-0.09。因此，常重力和微重力特征时间的不同导致了即使是具有几乎相同的高度的火焰也有很大差异的特性。

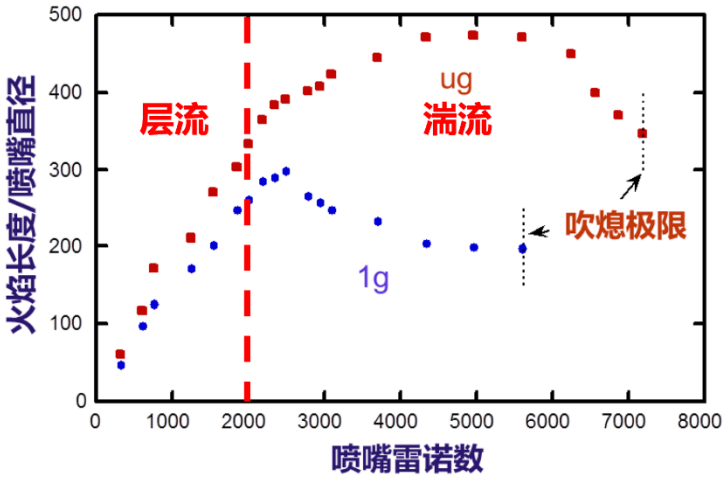


图 2-8 层流和湍流情况下，丙烷射流火焰高度和雷诺数关系图

另一方面，对于湍流火焰，其扩散系数将不再是常数，而是取决于湍流的脉

动速度和积分尺度，即$D \sim u'L_I$，而$u' \sim U_0, L_I \sim d_0$，因此则有,$L_f \sim U_0 d_0^2/u'L_I \sim d_0$，即在高雷诺数情况下，常重力和微重力的射流火焰高度都将保持不变。如图 2-8 所示，这一预测得到了常重力实验和微重力实验的支持[57]。在不同重力水平下，保持火焰存在的最大雷诺数（吹熄极限）是不同的。通常认为，吹熄条件通常由浮力效应不重要的火焰根部附近的流场控制，但不同重力条件下的吹熄极限表明，即使在非常高的出口速度下，火焰吹熄也会受到远在射流出口上方的浮力羽流所引起的对流的部分影响。因此可以直观地得出结论，常重力的火焰应该在较低的出口速度下喷出，因为浮力流会引起较高的等效速度，这与图 2-8 的实验结果一致。这表明，即使在通常认为不受浮力影响的条件下，浮力效应也不应被忽视。

2.1.5 对冲火焰

如图 2-9 所示，对冲火焰通常由一对相反的射流喷嘴构成，两个喷嘴喷出不同当量比的预混气体或非预混气体，并在滞止面处形成火焰。在实际应用中，火焰面不是静止和稳定的，也不会传播到滞止气流中。因此，火焰会受到拉伸的影响，$\Sigma \equiv (1/A)(dA/dt)$ ，并进一步影响层流火焰速度S_L和火焰熄灭。在 1 g 时，浮力施加的火焰拉伸与t_{inv}^{-1}或t_{vis}^{-1}相当。在μg时，1 g 时不明显的微弱的火焰拉伸效应可能占主导地位。由于对冲火焰具有速度随空间位置线形分布的流场特性，火焰拉伸率Σ仅需调整出口速度梯度即可控制，对冲火焰成为研究模拟湍流导致的火焰拉伸效应的主要火焰构型。

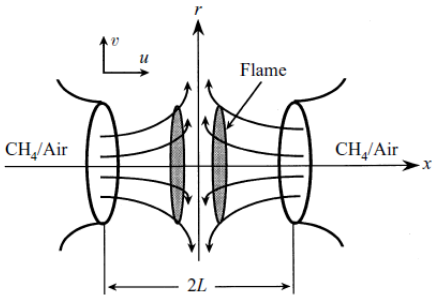


图 2-9 对冲火焰示意图[58]

在稳态情况下，火焰处在轴向速度（U_x）等于S_L的位置，此处的火焰拉伸为$\Sigma = dU_x/dx$，随着Σ的增加，U_x增加，因此火焰将会向对冲火焰的滞止面移动(x变小)，火焰的燃烧体积和辐射热损失也会减小。对于曲率导致的拉伸，对

于Le不等于 1 的情况，流场应变将会改变S_L，甚至导致熄灭火焰。因此在低Le的微重力实验中，较短的流体时间($\sim \Sigma^{-1}$)将会导致火焰主体部分的熄灭($\Sigma^{-1} \approx t_{chem}$)，而火焰的熄灭行为将会和球形火焰较为接近。在低拉伸的工况，流体时间和火焰的辐射体积较大，从而导致火焰的弱分支因辐射热损失熄灭($t_{rad} \approx t_{chem}$)。最理想的火焰拉伸，如图所示，即$\Sigma \approx 13s^{-1}$将会导致流场中最低的可燃燃料浓度($\Sigma^{-1} = 0.08s$)小于t_{inv}或t_{vis}，高于此浓度即为强的拉伸熄灭分支，而低于此浓度则为弱的辐射熄灭分支。而对于Le大于 1 的情况，则仅表现为单一的熄灭极限特征。因此微重力下的对冲火焰实验拓宽了拉伸熄灭极限，出现了"C 形曲线"的双燃烧极限的现象。Ju 等人[58]在理论解和微重力实验的基础上进一步发现了高 Le 下的熄灭极限会呈现“G”形或者“K”形。

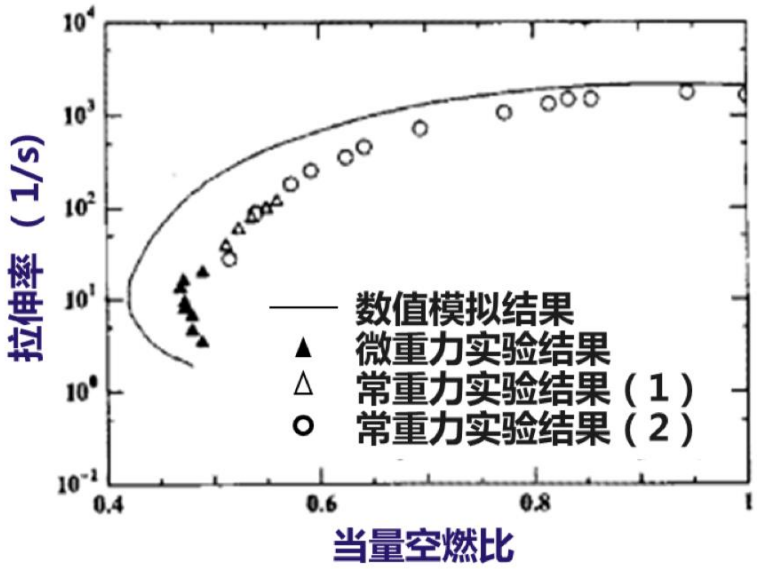


图 2-10 微重力可燃极限下，甲烷的 C 形双极限现象

2.2 实验方法

2.2.1 球形火焰传播的微重力实验方法

对于球形传播火焰，有两种常用的燃烧实验装置形式：定压燃烧器和定容燃烧器。其中定压腔体最为常见，一般为受限空间的燃烧室或带有卸压的双燃烧室两种构型。图 2-11 展示了一种常见的实验系统，其中燃烧发生在中间的定压燃

烧腔体，光学观测方法为高速纹影摄像，通过密度差带来的折射率不同来观察火焰的传播。

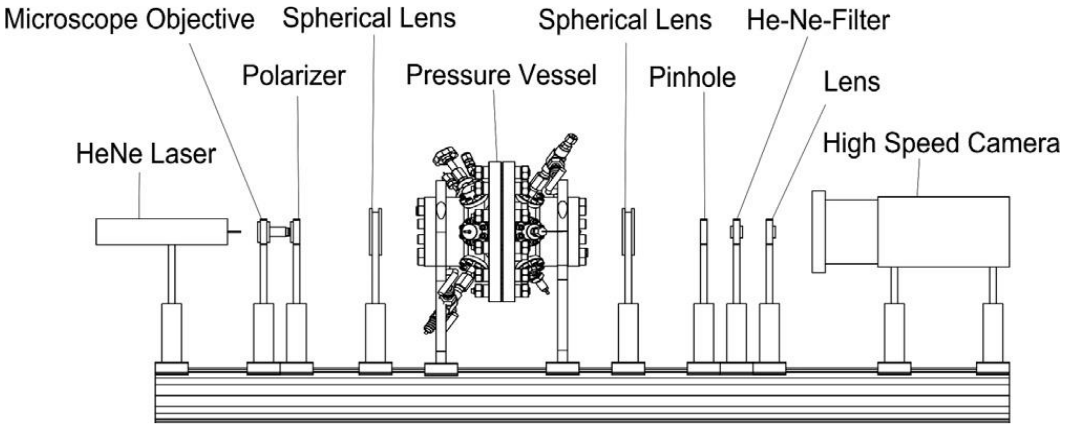


图 2-11 定压燃烧器与纹影系统[59]

为了进一步准确测量火焰传播速度，更优化的燃烧腔体为带卸压的双腔体设计（图 2-12）。这种设计的外腔是缓冲装置，保证在点火前内外腔体的压力平衡，点火同时内外腔体之间的沟通使得内部腔体更接近于定压环境。

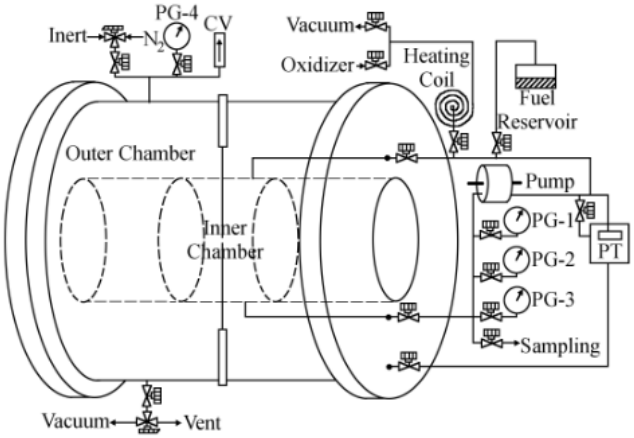


图 2-12 双腔定压装置[60]

Qiao 等人[61]在美国密歇根大学开展了微重力球形火焰传播的实验。该设备包括一个支撑塔，一个自由下落的球形燃烧室，一个减速箱，以及在燃烧室下落时记录火焰传播的纹影光路。自由落体腔体的内径为 360 毫米，可以在从真空到 34 atm 的压力下工作，自由落体前被电磁铁固定在塔顶。当腔体被释放时，霍尔效应传感器检测到运动，并向计时器发送触发脉冲。经过短暂的延迟，计时器脉冲触发高压火花发生器连接电极点燃混合物。第二个脉冲触发了高速数码摄像机，记录了火焰在自由落体室内的传播。通过设置减速箱的垂直位置，自由落体的持续时间可以达到 750 毫秒。

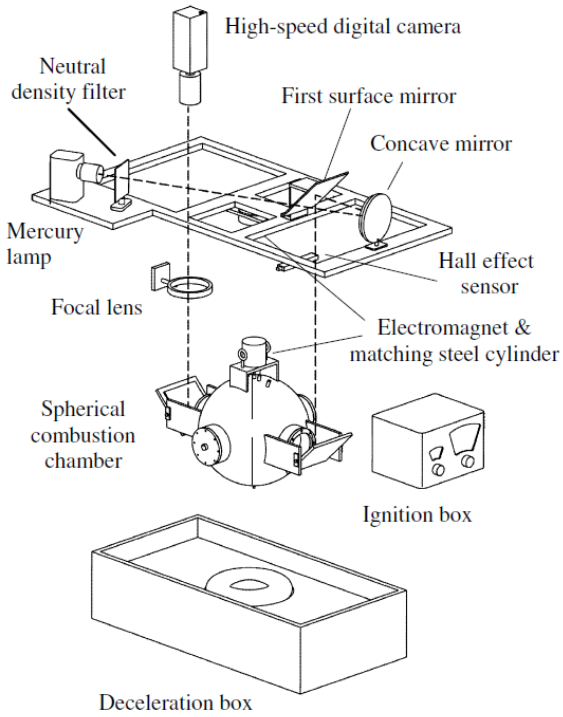


图 2-13 微重力球形火焰传播实验装置示意图[61]

2.2.2 单液滴燃烧的微重力实验方法

最早开始微重力液滴燃烧实验的是日本东京大学的 Kumagai 等人[62, 63]，通过对落箱流线型的逐步改进，最终能从下落实验观察球形液滴火焰的形貌和发展，成为日后微重力液滴燃烧和蒸发实验地面微重力设施的基础[64-67]。

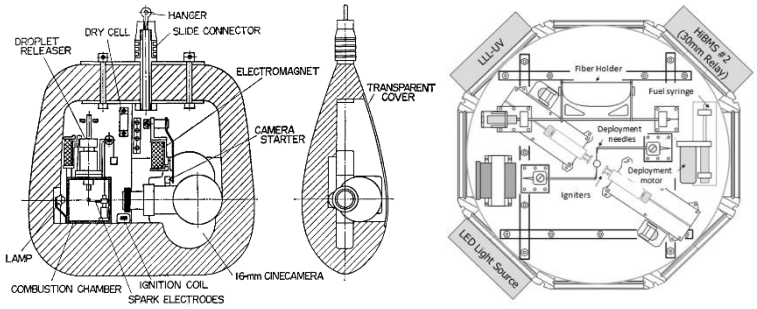


图 2-14 落箱实验装置[63]与空间站 FLEX 实验的 MDCA 多用户燃烧装置[67]

微重力单液滴燃烧实验一般分为外界辅助点火实验[67]和自着火实验[64, 68]。辅助点火实验的点火方式包括电热丝点火和电火花点火，如下图所示。

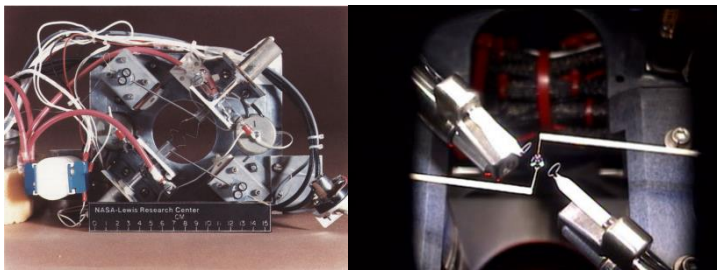


图 2-15 NASA 地基微重力实验中的液滴电火花点火实验装置[69] 空间站中的单液滴电热丝点火实验[70]

单液滴的固定一般使用挂丝或热电偶头，目前挂丝的直径已经相对优化为 14 μm 的 SiC 纤维[71]，较早期的实验一般挂丝的直径约为 100 μm 以上[62, 63]，此时需要考虑悬挂材料对火焰与液滴传热的影响，以及液滴内部可能发生液相运动[72]。单液滴燃烧实验可以得到液滴燃烧过程的燃烧速率和变化趋势，揭示理论模型中的不确定因素。由于流场的完全球对称结构，史蒂芬流、热泳、扩散泳的平衡确定了碳烟聚集的径向位置，形成易于观测的碳烟壳，可作为液滴燃烧现象中碳烟生成的基础特性。如下图所示。在扩散熄灭和热辐射熄灭极限工况附近，能够得到火焰熄灭的液滴直径和熄灭时间[62, 63, 65]，有助于验证蒸发和辐射耦合的模型预测能力。

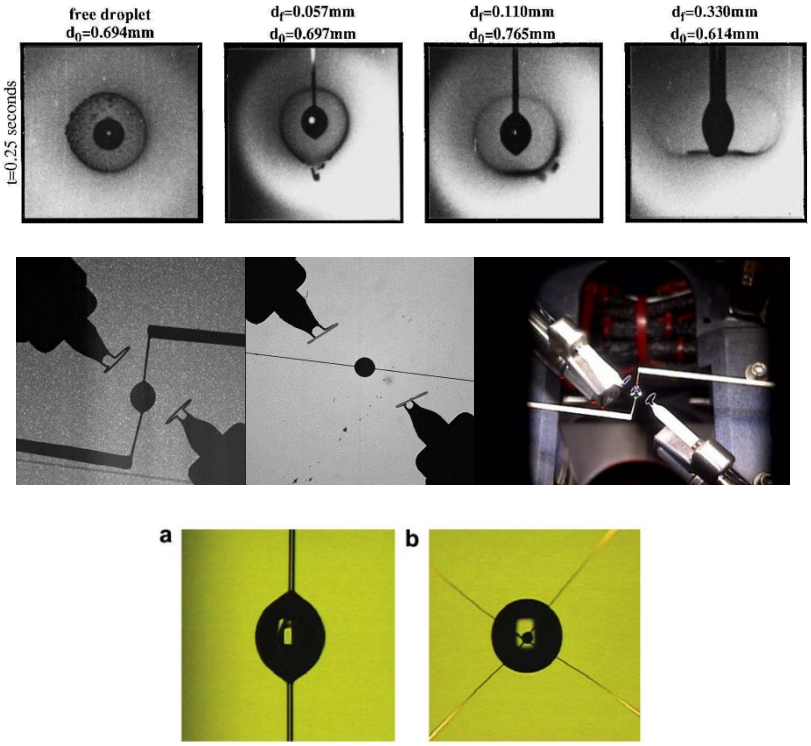


图 2-16 地基实验中的自由的单液滴和悬挂液滴点火实验[66]，空间站中的自由的单液滴实验[70]和液滴附着纤维[72]点火实验，石英玻璃丝与 SiC 纤维悬挂液滴比较[75]。由于地面微重力设施的时长有限(< 11 s)，在地面设施中主要对小直径液滴燃烧进行研究[65]。空间实验中的实验方法也会受到重量和功率的限制，无法进行自着火实验[71]。空间站因为较长的微重力时间一般可以进行大直径(1~5 mm)的液滴火焰熄灭实验(FLEX)。

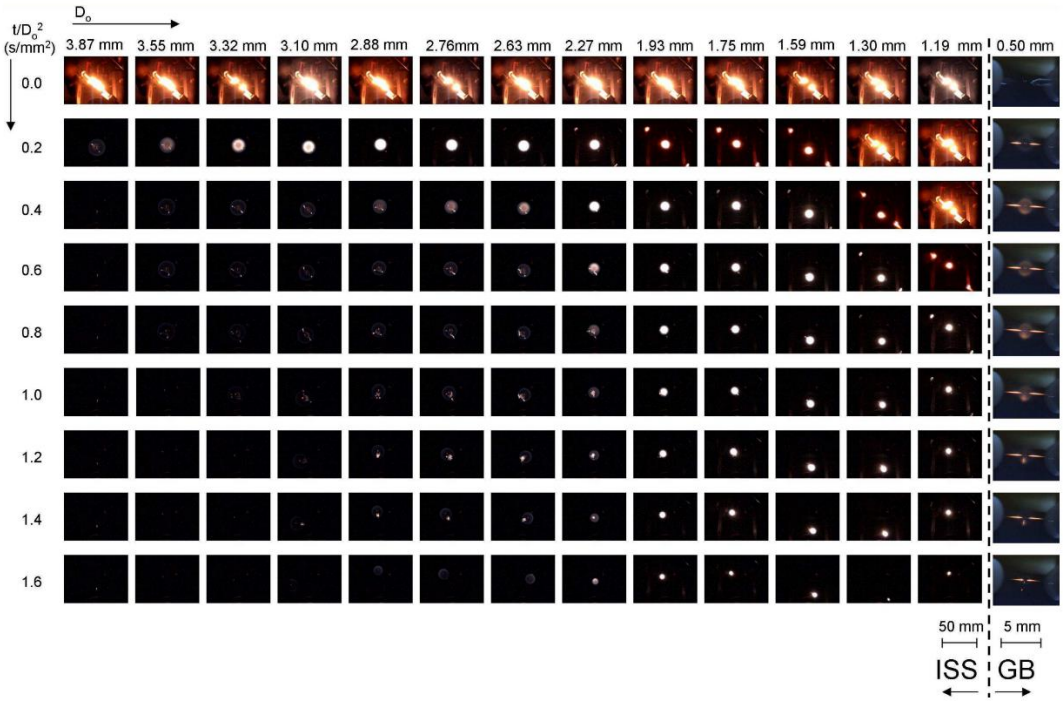


图 2-17 FLEX 实验插件系统以及空间站实验结果[70]

液滴自着火实验通常使用一个高温腔体，将液滴使用针管或发生装置固定到位后推送进腔体内部，通过摄像机或干涉法观测液滴火焰出现的时间，以得到着火延迟时间和不同的火焰类型及其发生和转变的时间[73, 74]。微重力单液滴自着火实验一般在地面微重力设施中开展。在 Tanabe 等人的研究中已经使用干涉法判断液滴周围的温度场，以此确定冷热火焰类型。近些年的研究中，已经利用 LIF[73]的方法来观测液滴附近的甲醛生成和消耗情况来区分冷热火焰。

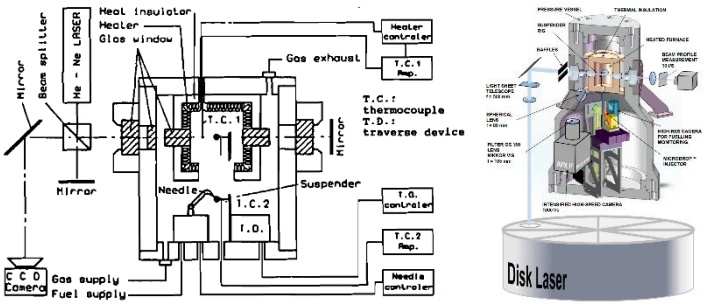


图 2-18 Michelson 干涉法液滴实验装置图[74]，激光观测液滴自着火实验装置图[73]

2.2.3 液滴阵列燃烧的微重力实验方法

液滴阵列实验需要挂丝网用来悬挂液滴，同时也需要电热丝点火头来激发液滴的燃烧，从而研究液滴阵列中火焰的传播行为。以 Mikami 等人[76]的实验系统为例，挂丝系统包括两类，一种是上端的 30×30 的 14 μm SiC 纤维，用来研究

固定液滴群的火焰传播；另一种为 78 μm 的 SiC 纤维，用来研究可移动液滴的火焰传播。通常挂丝纤维不宜太粗，否则会加大液滴的热损失，从而影响其燃烧。此类研究一般需要快速悬挂液滴，并送到观测区域，避免液滴在正式着火前过多的预蒸发。燃料事先被存储在注射器内，通过步进电机推注，在约 70 μm 的玻璃管头形成液滴悬挂在 SiC 纤维上，通过三维的机械手臂移动重复快速悬挂液滴。

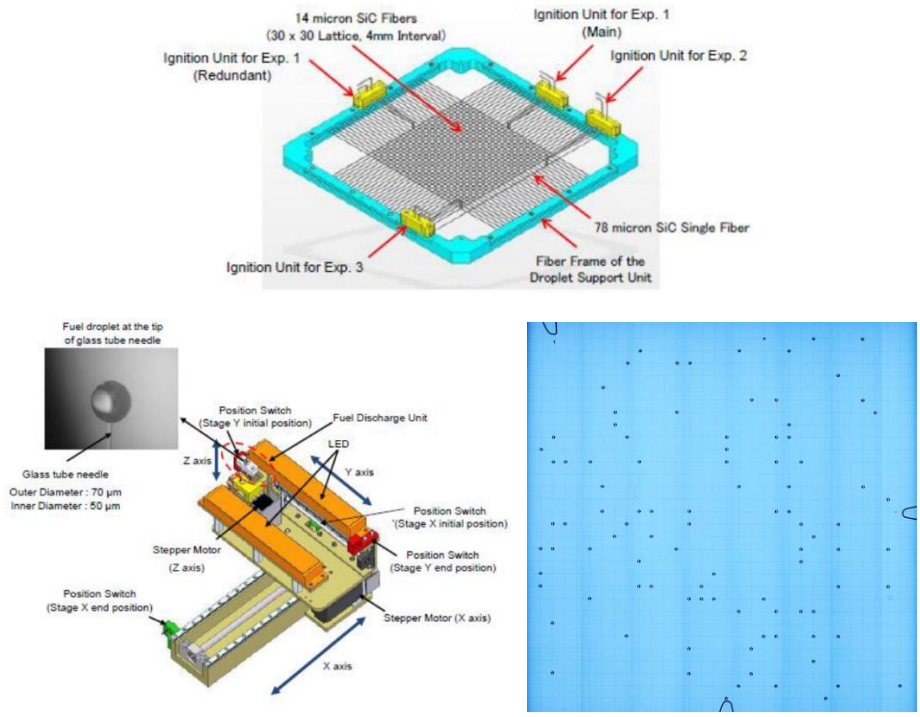
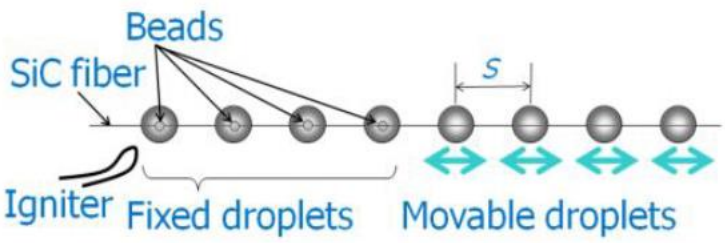


图 2-19 挂丝系统、悬挂装置[76]与悬挂好后的液滴阵列[50]示意图

悬挂好液滴之后开始进行液滴阵列的点火，通常采用电热丝点燃某一个液滴，然后让液滴的火焰在阵列中自由传播，其中可以是固定的液滴阵列，或移动的液滴阵列，如图 2-20 所示。



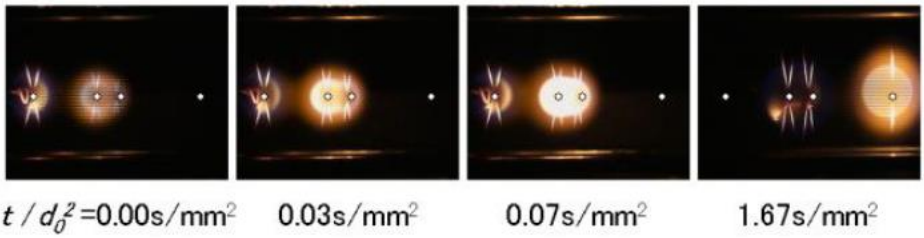


图 2-20 液滴点火与传播过程示意图[76]

液滴阵列的研究一般采用的观测方式都是相机直接拍摄，如图 2-21，当液滴阵列在下方产生之后随即送往上方的燃烧室内，整个燃烧过程由相机直接拍摄记录；少数的研究采用了更精密的诊断技术，如 CH_2O-LIF[73]。

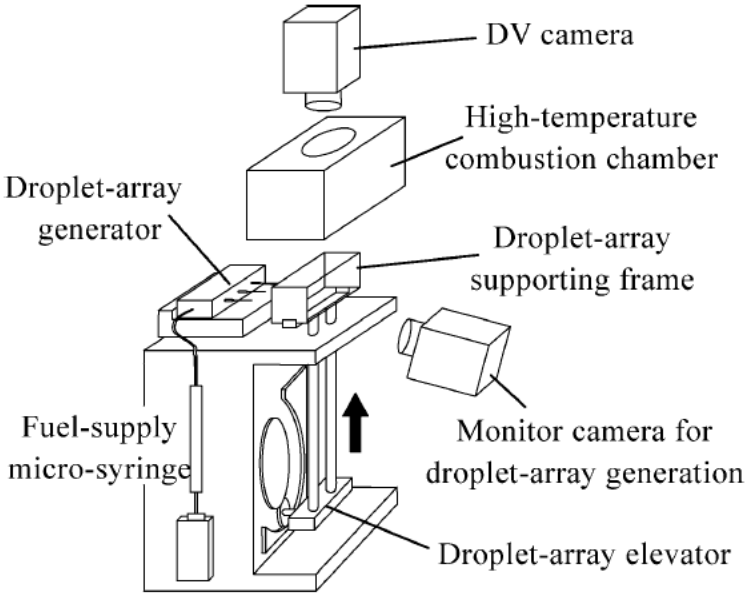


图 2-21 普通直接拍照式液滴阵列实验系统[77]

2.2.4 射流火焰的微重力实验方法

射流火焰实验一般利用单燃料管具有内外管的同流燃烧器，中心内管喷射燃料，外管喷出氮氧混合伴流形成升举的同轴射流层流扩散火焰[78]。实验通过对空气伴流下不同火焰的结构进行测量，一般采用稳定的甲烷/丙烷作为燃料，用来形成稳定的射流火焰。部分实验采取升举火焰工况，以避免火焰对燃烧器的热损失。火焰将通过相机直接记录形态、通过滤光片来针对组分进行观测，通过 PIV 记录速度场、纹影法记录密度梯度、米氏/拉曼散射来记录温度场分布等；实验的结果直接适用于各种实际燃烧问题，如碳烟生成、点火和火焰稳定性等[56, 79-81]。

绕轨航天器中对射流火焰的研究前期通过 STS-87 的 ELF (Enclosed Laminar Flames)以及国际空间站上手套箱装置的 SLICE (Structure & Liftoff in Combustion Experiments)项目预研，后期通过 ACME(微重力实验的前沿燃烧研究，Advanced Combustion via Microgravity Experiments)完成，ACME 项目于 2016 至 2019 年在国际空间站燃烧集成实验柜中运行的一系列实验。其设计的目标是使用一组插件达到 11 位科学家团队，七个大学以及 NASA Glenn 提出的前沿燃烧实验。其中燃烧速率模仿（Burning Rate Emulator, BRE）、同流层流扩散火焰（Coflow Laminar Diffusion Flame, CLD Flame）、电场对层流扩散火焰的效应（Electric-Field Effects on Laminar Diffusion Flames, E-FIELD Flames）三个项目中均使用了射流火焰燃烧器，如图 2-22[25]所示。

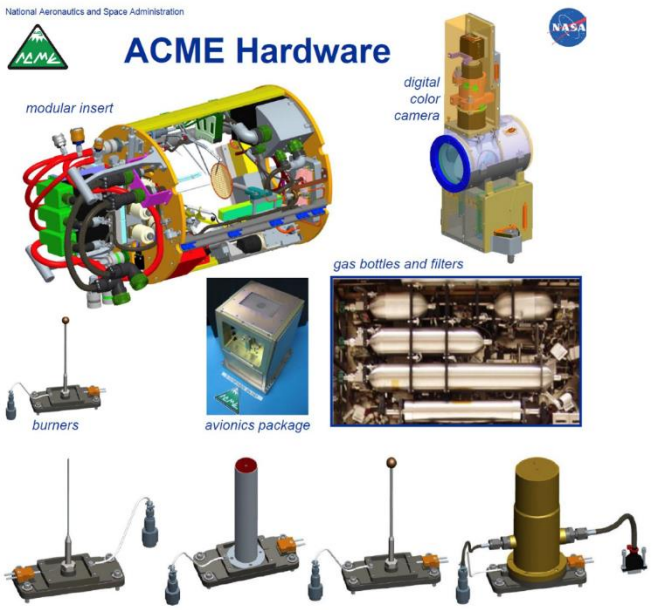


图 2-22 国际空间站 ACME 项目设备图[25, 78]

燃烧集成实验柜上的科学仪器设备包括了彩色摄像机（30 fps）、黑白摄像机（30 fps）、宽带和窄带热辐射计、Low-Light-Level UV (LLLUV)相机等。ACME 插件上具有控制气体流量的质量流量计、可撤离悬臂点火器、测温用的细丝阵列、高电压发生器、热辐射计、光电倍增管、双色法专用相机、热电偶等设备，以满足 ACME 项目中五种不同实验对气体输送、点火、特殊场、火焰测量的需求。

2.2.5 对冲火焰的微重力实验方法

对冲火焰采用一对喷口相对的射流火焰燃烧器实现，如下图所示，并通过质

量流量计、点火头等装置实现供气、点火等功能。由于对冲火焰一般用来被研究火焰拉伸的对熄灭极限的影响，而对冲火焰的拉伸率受到出口速度的影响，因此喷口的速度需要准确控制。实验中可以通过增加惰性气体，减少燃料气的方式，在不改变拉伸的情况下实现火焰的熄灭极限。火焰形态变化一般通过相机直接记录，并通过温度、压力、光电传感器进行辅助测量。在一定流量下火焰形成后，将通过 0.5～10s 的调节达到熄灭极限。

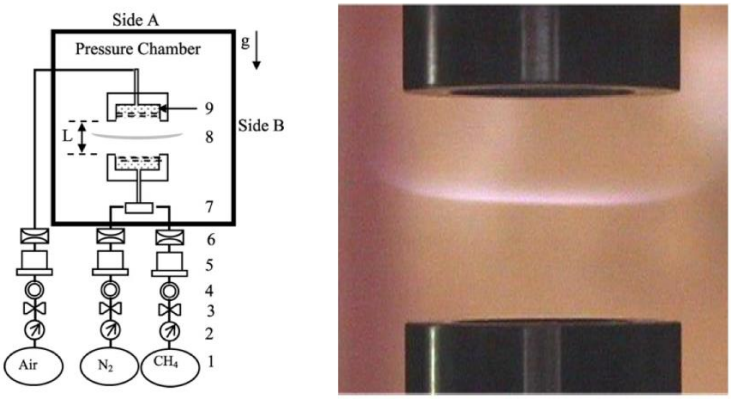


图 2-23 NASA Glenn 2.2 秒落塔中的对冲火焰实验[83]

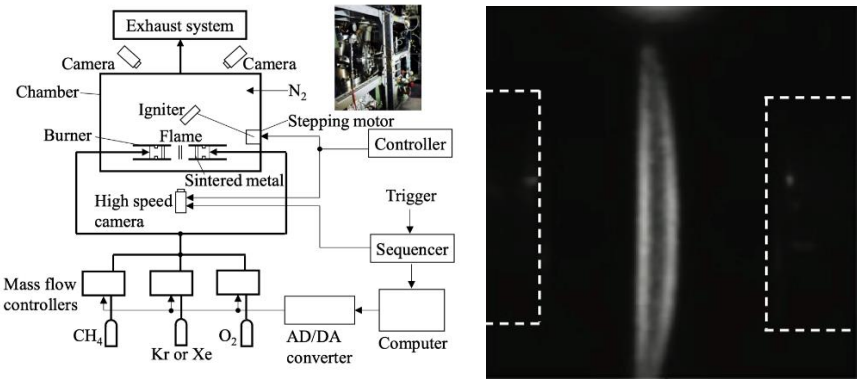


图 2-24 抛物线飞机中的对冲火焰实验[84]

2.3 重要数据及科学贡献

在常重力下，常见的重要气体燃料如中短链碳氢化合物[85]，氢气，合成气[86]等均已有较为准确的火焰传播速度的测量，但主要为较强的化学反应，火焰传播速度均较快。在近极限方面的火焰传播数据则大多靠计算或插值延伸，少数研究者利用微重力实验研究了近极限火焰的传播速度，提供了宝贵数据。

图 2-25 展示了浮力对于近极限球形传播火焰的影响，可以看出在常重力的

情况下（图上半部分）火焰由于浮力的作用漂浮上去，从而使火焰速度的测量变得不准确，此时微重力研究成为必要。

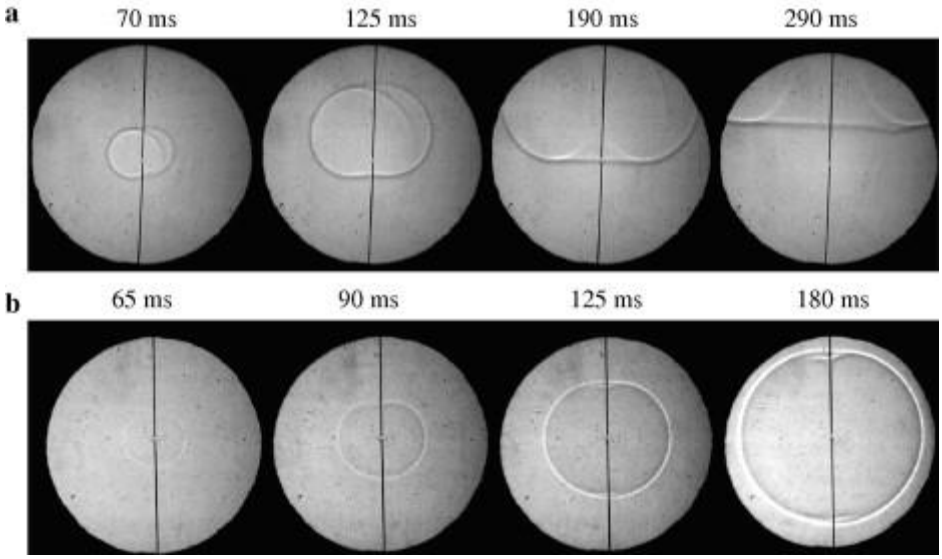


图 2-25 重力对球形火焰传播的影响[61]

Ronney 等人[87]是较先通过微重力研究近极限火焰传播速度的，他们的研究发现在快速燃烧的工况中（火焰传播速度>15 cm/s），常重力和微重力测得的火焰传播速度相差不大；然而在更小的火焰传播速度范围，两种环境下测得的数据存在偏差。随后 Chen[27]指出 $S_u^0 > 15$ cm/s 对于甲烷预混火焰来说对应当量比范围为 $0.7 \le \phi \le 1.4$，如图 2-26 所示。

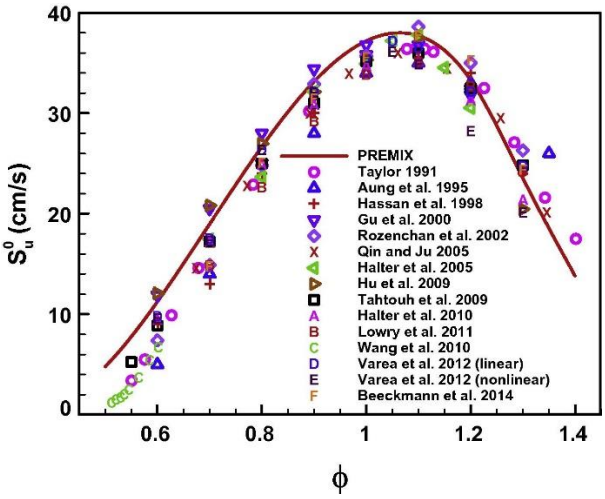


图 2-26 甲烷火焰传播速度[27]

对于超出该当量比范围内，Wang 等人[88]在微重力实验中发现在稀燃情况下，甲烷/空气的实际火焰传播速度比常重力下获得的火焰传播速度要小，如图 2-27 所示。而在富燃情况下，Jerzembeck 等人[89]发现在非常富燃的条件($\phi > 3$)下，

微重力环境测量得到的火焰传播速度与理论预测（常重力）相当。

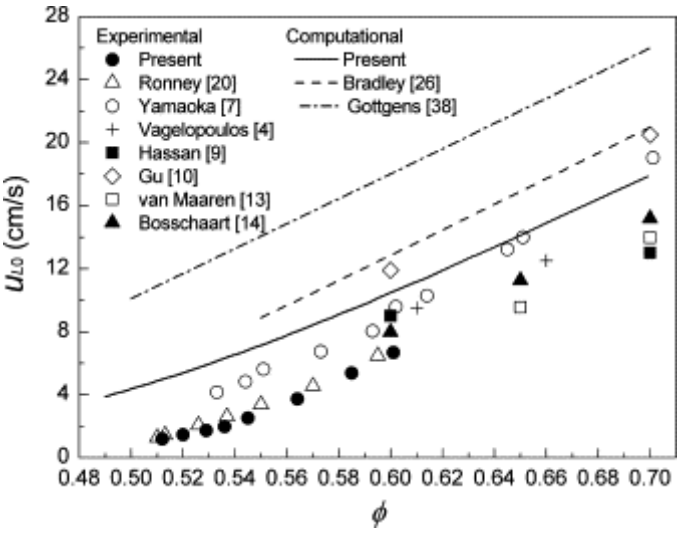


图 2-27 稀燃条件下微重力与常重力火焰传播速度对比[88]

上述研究补充了大家对近极限火焰传播速度的认识，但仍有不少问题需要进一步解决，如近极限的火焰不稳定性等。下文讲述微重力单液滴研究的历史和进展。

微重力液滴燃烧中的重要研究对象包括燃烧速率，火焰面直径和碳烟壳直径，以及熄灭时间等。燃烧速率与初始直径的关系以及在不同燃烧状态下的关系在实验中被证明主要分为三个阶段：火焰稳定发生且碳烟未产生，碳烟阶段，无发光火焰辐射阶段。燃烧速率不仅仅与燃料种类有关，而且与外界气氛有关，

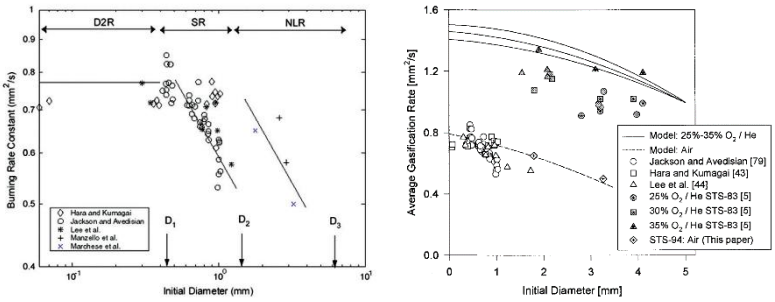


图 2-28 正庚烷液滴在大气压力下燃烧时，液滴燃烧速率常数 K 随液滴初始直径 D0 的变化[90] ，不同气相成分时的液滴燃烧速率[91]

国际空间站的 FLEX 项目实验中观测到在明亮热火焰熄灭后产生可见光范围外的冷火焰现象[92]，对于碳氢燃料在中低温的氧化反应研究起到验证性的作用，同时对于突破长久以来以热火焰为主的液滴燃烧理论有着促进作用。Nayagam 等

人也将实验结果的变化与 D^2 定律相比较，得到了在不同燃烧阶段的燃烧速率以及与初始直径的关系，归纳了大液滴火焰辐射热损失是热火焰熄灭进入冷火焰的主要原因。挂丝纤维直径大于 0.1 mm 对于毫米量级直径的液滴有显著影响。国际空间站液滴燃烧实验的挂丝对于液滴的燃烧速率在液滴直径较小时有一定的影响，特别是液滴直径燃烧到接近挂丝直径的时候，影响更加显著。

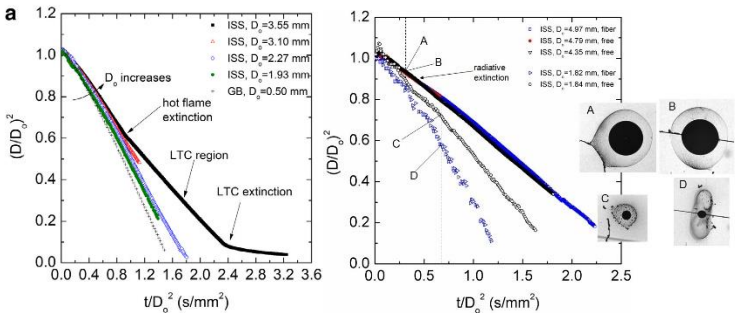


图 2-29 不同燃烧状态下的燃烧速率[71]，挂丝纤维对于液滴燃烧速率的影响[93]

自着火实验中的冷火焰现象也非常重要，因为其无法被肉眼观测到。研究者们使用过干涉法[94]以及 PLIF[73]等光学方法来进行观测。Tanabe 等人也绘出了不同压力温度情况下的液滴自着火状态图[64]。围绕着火状态图，Cuoci 等人也结合详细化学反应机理对单液滴自着火现象进行了数值模拟[43]，并且得到了液滴不同燃烧状态时的主要化学物质分布情况。Zhang 等人也证明不同燃料所对应的温度压力图中的自着火状态不仅仅与化学反应有关，还与液滴的蒸发和热力学物性有关。

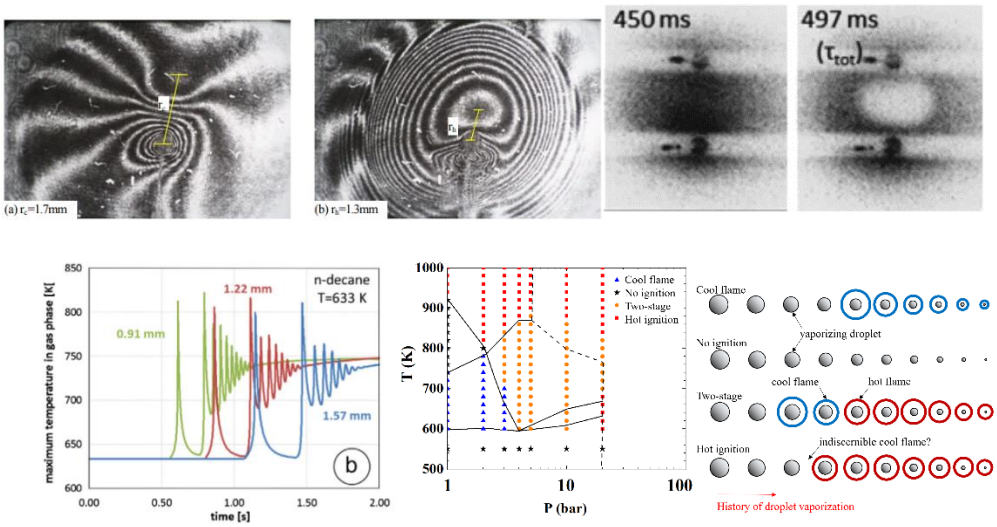


图 2-30 干涉法下的液滴冷热火焰[94]，PLIF 下的液滴冷热火焰[73]，激光观测液滴自着火

实验装置以及冷热火焰结果图[73]，正庚烷液滴实验和模拟结果图

目前的微重力单液滴燃烧实验体现了几个方面的价值：1）以新现象挑战对液滴燃烧理论中不足之处；2）揭示不同液体燃料的自着火、准稳态燃烧和熄灭特性；3）基于多段反应的火焰结构提出液滴燃烧的新理论框架。

孤立单液滴是忽略了周围液滴影响而简化出来的规范问题，而实际喷雾中液滴间存在相互影响，这一类的研究一般是液滴阵列/液滴群的研究，下面将着重讲述微重力下该类研究的进展。

研究者们利用微重力研究了液滴阵列的火焰传播和自着火，详细的分析了传热传质与化学反应之间的竞争关系，为喷雾燃烧提供了重要的基础数据和理解。其中 Kato 等人和 Mikami 等人[77]利用多液滴的液滴阵列分别测量了火焰传播极限和对应的液滴距离，如图 2-31 所示。这增进了对喷雾稀疏或非稀疏的理解，为喷雾内的火焰传播提供了新的认识。

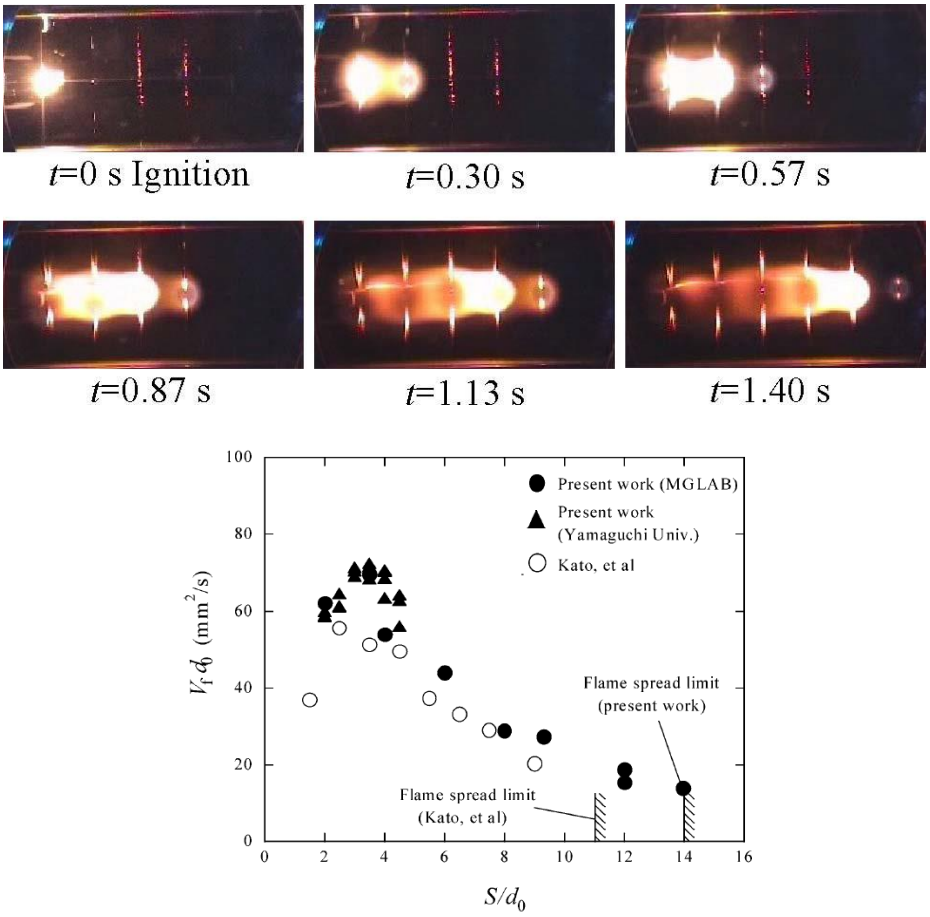


图 2-31 正十烷的火焰传播图像与火焰传播极限图[77]

Mikami 等人[95]又进一步利用微重力液滴阵列火焰传播系列实验（图 2-32），复现了 Umemura[54]提出的液滴阵列渗流理论，将他的概念图补充完整，如图 2-33 所示。

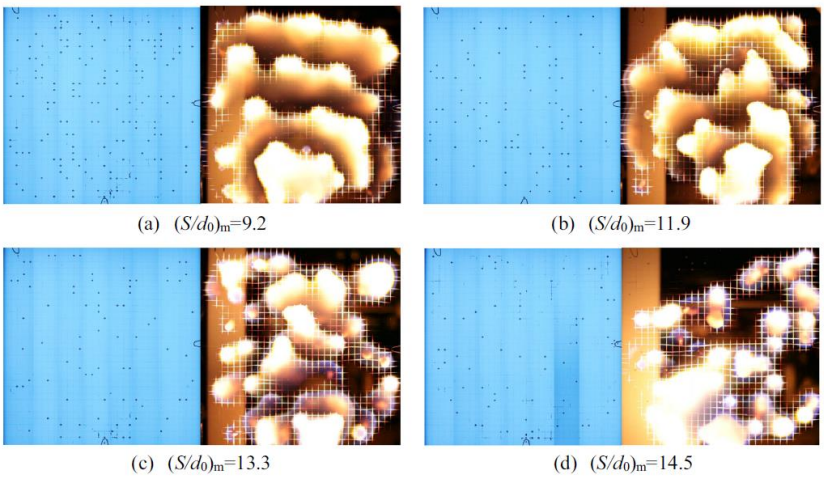


图 2-32 液滴阵列火焰传播图[50]

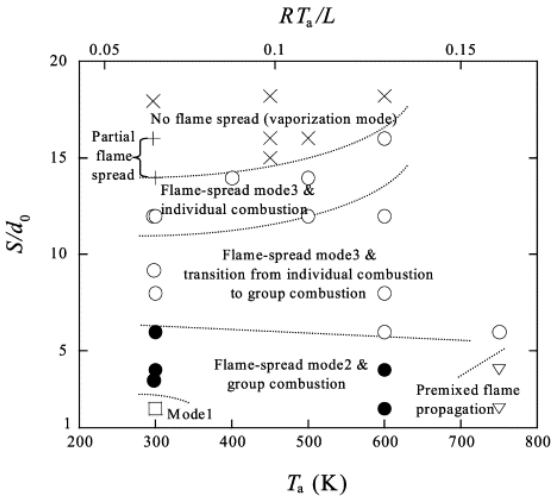


图 2-33 渗流理论相图[54]

在自着火方面，Segewa 等人[96]利用固体燃料正二十烷来避免悬挂液滴时的预蒸发，在微重力下研究了液滴群在高温环境中的自着火情况，研究发现液滴群的着火模式与液滴的初始直径和液滴之间的间距均有关系。就此发现总结出液滴群自着火的相图，如图 2-34 所示。

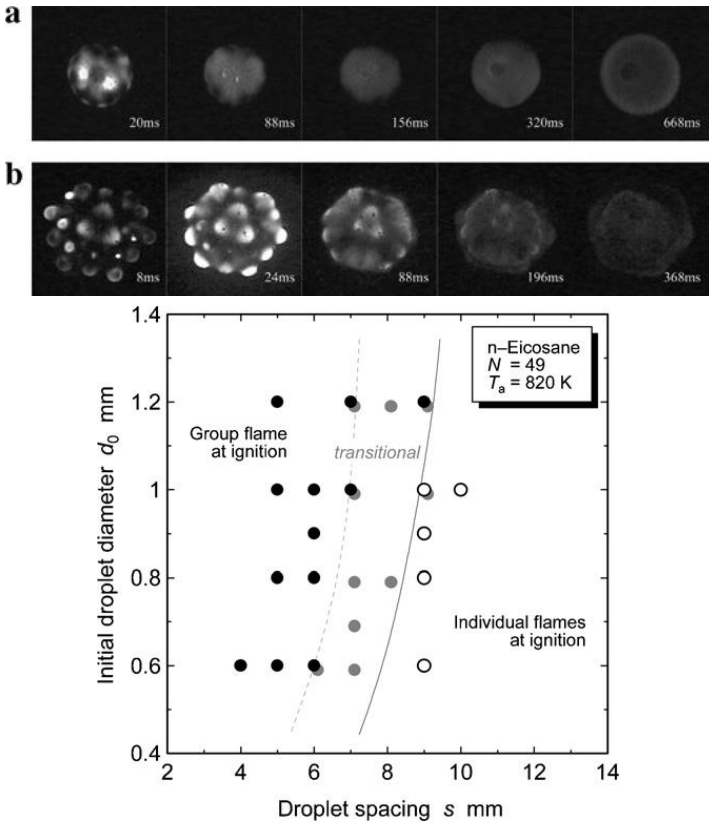


图 2-34 液滴群着火模式与着火模式相图[96]

Segewa 等人的研究没有考虑燃料的多段自着火现象。Moriue 等人[97]对正十烷液滴阵列的二段自着火展开研究，发现一级与二级自着火延迟时间随着液滴之间的间距增加而降低，但是两者之间的间隔时间却增加了。但是最近 Eigenbrod 等人[73]在几乎相同的工况下利用 CH_2O-PLIF 却观察到了不同的趋势。

目前微重力液滴阵列燃烧研究主要集中在挥发性较差的燃料（如正十烷）上，对挥发性强的燃料鲜有研究；在液滴阵列的二段着火问题上，还存在着一些争议性的问题没有解决。

微重力射流火焰的研究方面，1999 年 NASA Lewis 研究中心的 Sunderland 及普林斯顿大学的 Mendelson 等人[56]对射流火焰在微重力条件下小于 Re 数 103 的火焰高度与宽度出了较有系统的总结，研究发现不同重力条件下火焰宽度和 Re 数成正比，并和出口直径、压力等参数无关，如图 2-35 所示；平均来说，微重力火焰比常重力火焰宽 40%，主要是通过改变轴向对流引起的，并提出了火焰宽度和 Fr 数的相关性。

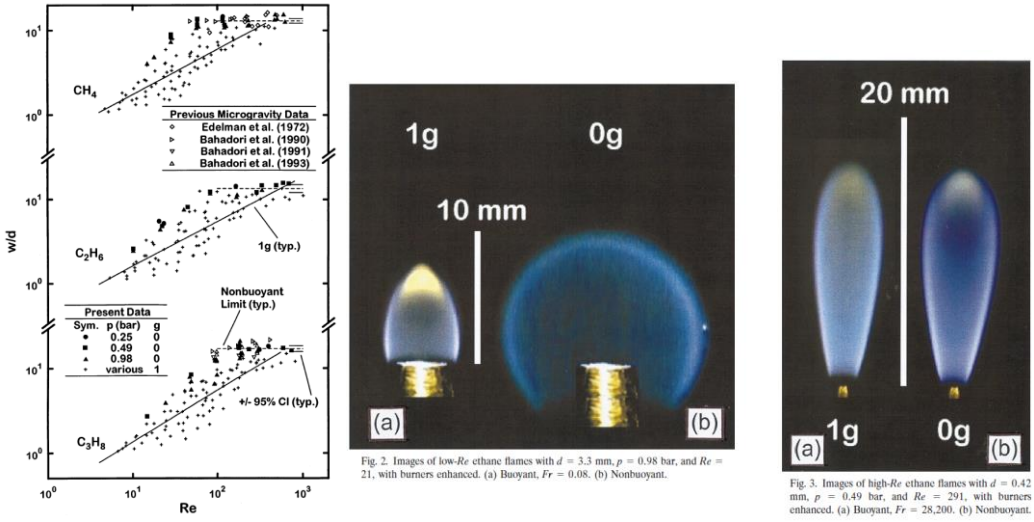


图 2-35 不同燃料、不同 Re 数下，常重力和微重力射流火焰的宽度和结构对比[56]

2002 年，首尔国立大学的 Won 等人及日本北海道大学的 Fujita 等人[98]使用 JAMIC 的 10 秒落塔以微重力火焰抬升实验揭示了重力驱动的扩散火焰不稳定性。如图 2-36 所示，在正常重力的情况下抬升并产生不稳定振荡的火焰，到了微重力区便稳定了下来。

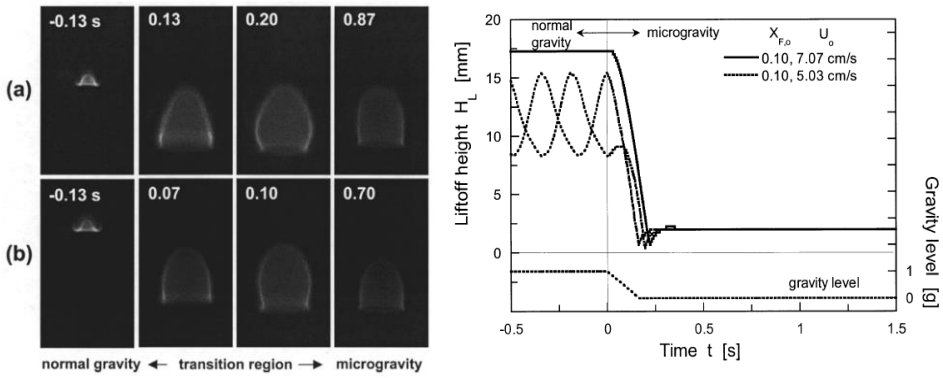


图 2-36 重力驱动的火焰不稳定性[98]

因为浮力在许多湍流非预混火焰中可能造成火焰的不稳定性及改变火焰的细微形貌，2004 年，美国华盛顿大学 Hermanson 等人与 NASA Glenn 研究中心的 Hedge[99]利用 2.2 秒落塔的微重力实验讨论了湍流非预混脉冲射流火焰中浮力造成的现象，如图 2-37 所示。因为湍流火焰的形貌本就复杂，在微重力的湍流射流实验中一般难以得到如层流火焰或液滴火焰的量化观察。尽管如此，Hermanson 等人对脉冲射流火焰仍尝试推导简单的理论及解释有限的观察。

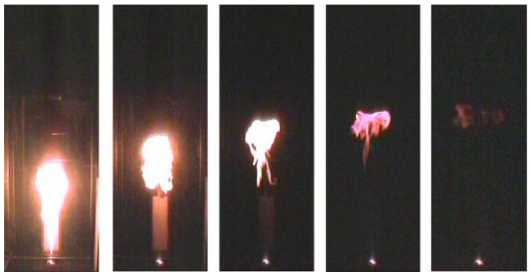


图 2-37 湍射流乙烯火焰吹熄过程和结构变化

同年，德州大学奥斯丁分校的 Idicheria 等人[81]使用了校内的 1.25 秒落塔及 NASA Glenn 的 2.2 秒落塔实验了 Re 数从 2×10^3 至 10^4 的湍流射流火焰实验。其称德州大学的落塔只能达到毫重力（milligravity）水平，可用来揭示不同微重力水平的火焰行为。他们使用了时间平均图形发现了正常重力及微重力的 L/d 结果差距并不如 Hegde 等人[57]在 1994 年发现的大，如图 2-38 所示。虽然原因未知，但作者们与同时期的许多其他结果比较，发现同时期的结果较为一致。

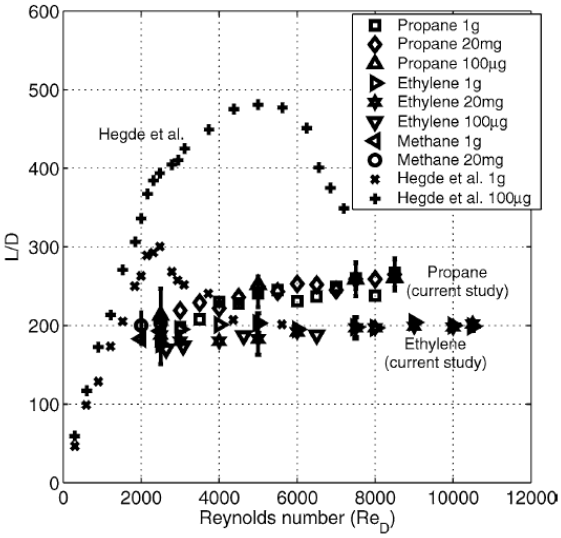


图 2-38 不同重力水平下湍射流火焰高度变化

对冲火焰是另一个研究非预混火焰的重要构型。对于对冲火焰，拉伸效应对火焰熄灭极限的理论解表明：小流速（拉伸率）的对冲火焰实验中重力的影响更为显著，因此 1996 年日本东北大学的 Maruta 等人[82]通过 JAMIC 的 10 秒落塔验证了低 Le 下对冲火焰因辐射熄灭导致的弱熄灭分支，和因拉伸熄灭的强辐射分支，证明了微重力实验可以拓宽火焰的燃烧极限的“C 形曲线”；而美国南加州大学 Zhang 与 Egolfopoulos[100]于 2000 年使用 NASA Glenn 2.2 秒落塔对不同 Le 数的对冲火焰进行了测试，通过考虑辐射效应与 Maruta 等人的结果进行了

比较，结果发现了高 Le 数下火焰的熄灭分支将呈现图 2-39 所示的单调趋势。

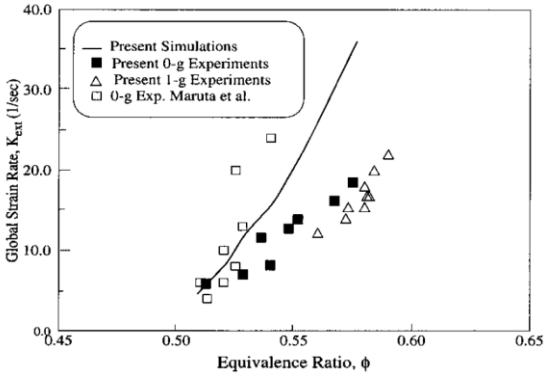


图 2-39 高 Le 数对冲火焰的熄灭极限[100]

2007 年 Hamins 等人[83]使用 NASA Glenn 的 2.2 秒落塔实验了非预混对冲火焰的熄灭实验（图 2-40），其中对比了不同的模型及维度的模拟计算，得到了与实验相当一致的结果。

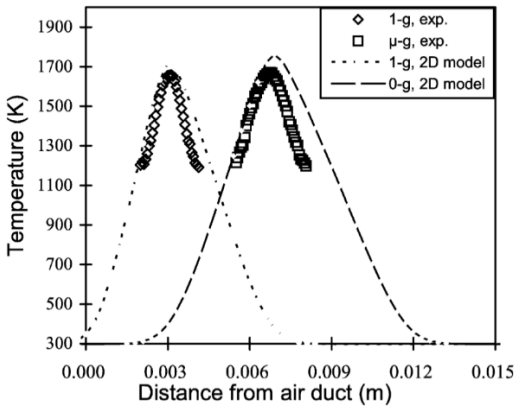


图 2-40 不同的模型、维度的模拟计算与实验温度进行对比[83]

Okuno 等人[84, 101]则利用抛物线飞机实验在更低的 Le 下发现了近极限效应导致的破碎的 C 形曲线以及不同形态的对冲火焰模式。如图 2-41 所示，火焰在近极限情况下将形成自稳定的气相球状火焰，与传统的火焰球理论结果相符合；在 Xe 掺杂后形成的 Le 数为 0.5 的混合物中，将会形成介于传统火焰球和平面火焰之间的偶发火焰，并通过三维数值模拟进行了验证。

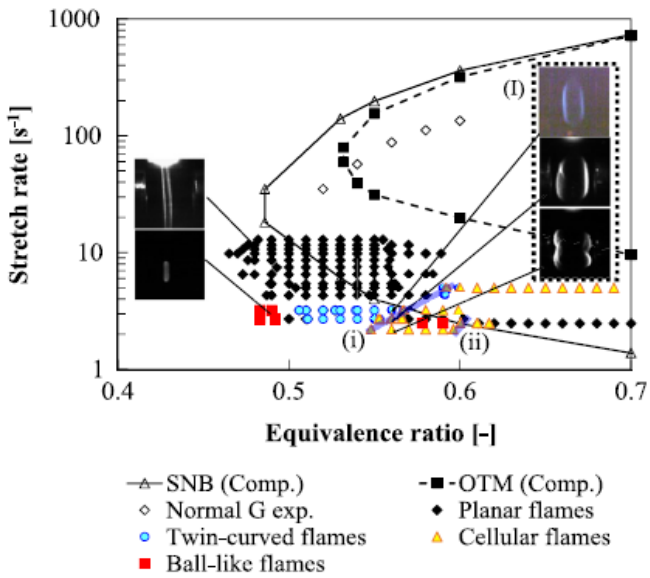


图 2-41 近极限对冲火焰的不稳定模式[101]

3 射流火焰湍流转捩及火焰结构特性研究

3.1 基本理论与假设

射流火焰可以用来研究层流向湍流的转捩特性，同时也可以用来研究湍流燃烧过程。湍流燃烧过程中，化学反应动力学的复杂性及其与湍流之间存在强非线性耦合。层流向湍流状态转捩的射流火焰兼具层流和湍流火焰的特征，低 Reynolds 数射流湍流的长度和时间尺度范围较小，它们为深入认识湍流燃烧中的燃料/空气混合、火焰结构、火焰稳定、火焰熄灭、燃烧产物生成等一系列基本特性提供了简化的、易于实验观测的对象；在微重力条件下对无浮力作用的射流火焰进行实验研究，将解决长期存在的实验与理论和数值模拟之间不一致的问题，为检验和发展湍流燃烧的理论与模型提供非常有希望的途径。

有两个重要参数可以用来评估射流火焰中的浮升力效应和湍流转捩，分别为 Froude 数（Fr）和 Reynold 数（Re）。Froude 数表示对流与浮力之比，可以表示为

$$\mathrm{Fr} = U_0^2/gL \qquad (3\text{-}1)$$

其中,U_0 表示射流速度，L 为特征长度，g 表示重力加速度。从 Froude 数的表达式容易看出，在微重力条件下，Fr 数的值会比常重力要大几个数量级。因此，微重力条件下，几乎能够消除浮力效应。射流的雷诺数是基于冷态射流来定义的，可以表示

$$\mathrm{Re} = \rho U_0 D/\mu \qquad (3\text{-}2)$$

其中，ρ为气体的密度，μ为粘性系数，U_0 表示射流速度，D 通常为喷口的直径。对于没有外界扰动的射流流动，通常层流向湍流转捩的雷诺数在 Re=2000 左右。一般推测对于射流火焰，其层流向湍流转捩的雷诺数也在 2000 左右。实际上，在常重力条件下，由于浮力效应的存在，通常射流火焰的雷诺数在小于 2000 时就会发生失稳，使得火焰出现大约 12Hz 的抖动[102]。

图 3-1 所示是典型微重力实验，研究发现，微重力与常重力条件相比，射流火焰湍流转捩将会发生在不同的雷诺数下，微重力条件下射流火焰层流向湍流转捩出现“雷诺数推迟”等现象。但是，与其他研究一样，它关注的是火焰的扩散，发现在μg 和+1g 条件下的预混合火焰速度存在一些差异。因此，应该假设在微重力下，从层流到湍流的过渡也发生在不同的雷诺数下。

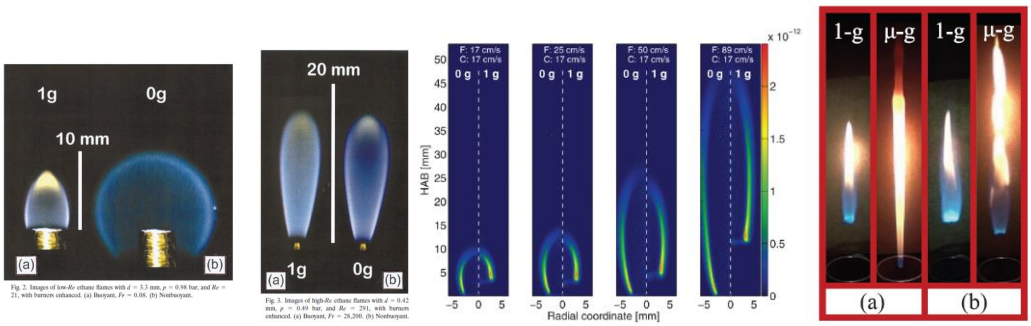


图 3-1 典型微重力射流火焰实验[103-105]

对于射流扩散火焰，其扩散系数不是常数，而是取决于湍流的脉动速度和积分尺度，即$D \sim u'L_I$，而$u' \sim U_0, L_I \sim d_0$，因此则有,$L_f \sim U_0 d_0^2/u'$ $L_I \sim d_0$。有

研究表明，在高雷诺数的情况下，常重力和微重力的射流火焰高度都将保持不变[106]。

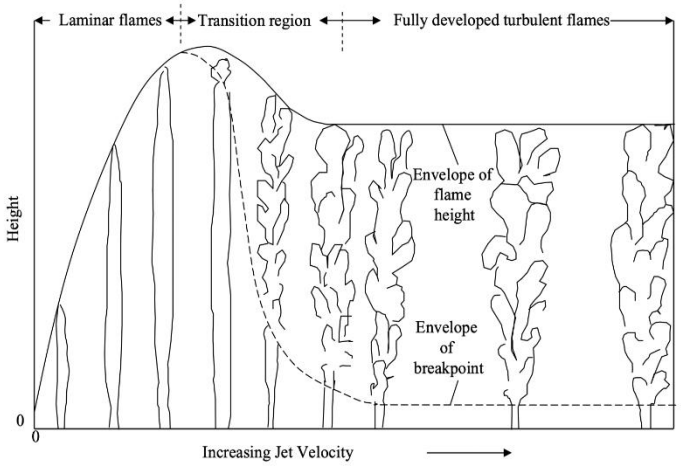


图 3-2 推举火焰示意图

射流火焰的推举和吹吸特性也是重要的研究内容。在不同重力水平下，保持火焰存在的最大雷诺数，也就是射流火焰的吹熄极限是不同的。通常认为，吹熄条件通常由浮力效应不重要的火焰根部附近的流场控制，但不同重力条件下的吹熄极限表明，即使在非常高的出口速度下，火焰吹熄也会受到远在射流出口上方的浮力羽流所引起的对流的部分影响。因此，常重力的火焰应该在较低的出口速度下喷出，而浮力对流会引起较高的等效速度。

微重力环境下，重力所诱导的浮力效应基本消失，使射流火焰摆脱了浮力引起的不稳定性（如瑞利-泰勒不稳定）。微重力条件下，燃烧流场实现重新平衡，燃烧产物浓度和温度的空间分布将发生改变，燃烧的时间尺度和长度尺度也都将发生显著变化。因此，微重力环境可以可获得许多地面常重力燃烧实验难以捕捉的实验现象。

张明等研究了比较了三种燃料速度在有/无浮升力条件下的氢气分布[107]，如图 所示。其中云图为 OH 质量分数，用于表征火焰。当氢气从管口喷出时，其速度较大，氢气沿速度方向向上流动，同时向四周扩散，所以氢气呈椭圆形分布。随着速度增大，流动相对扩散变得强烈，氢气等值线变得狭长。有浮升力时，火焰位于喷管出口附近，在喷管出口下方的环形空间中的氢气摩尔分数非常低，因为燃料几乎都被火焰消耗了。然而，在无浮升力的低燃料速度下，喷管出口下方的氢气质量分数较大，说明氢气可以在环形空间中向下扩散很长的距离，并且

与向上流动的氧气混合燃烧。因此火焰可以维持在喷管出口下方较远的位置。而随着速度增加，氢气逆向扩散减弱，火焰位置逐渐向上移动。

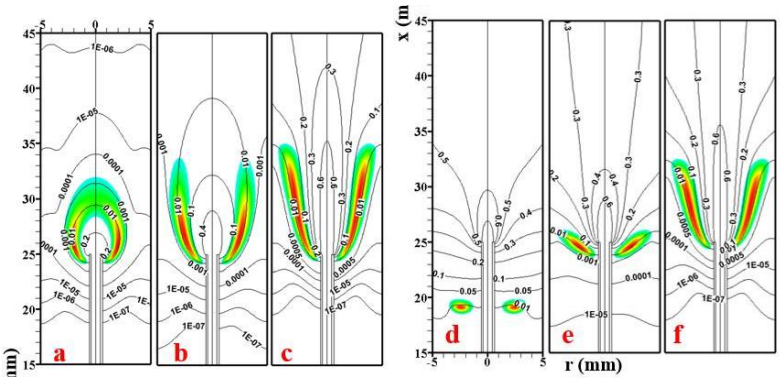


图 3-3 不同燃料速度下有/无浮升力时的氢气摩尔分数等值线[107]

3.2 实验方法

对于射流火焰的主要有微重力落塔实验和飞机抛物飞行实验，以落塔微重力实验为主。现有的落塔实验舱大致有以下几种：

（1）美国德克萨斯大学奥斯丁分校的 Idicheria 等[106, 108, 109]对非预混射流火焰的微重力实验是在 NASA 格伦研究中心的 2.2s 落塔中使用封闭式燃烧落塔实验装置进行的。在图 3-4 中显示了该落塔实验舱的结构示意图。该实验装置由湍流射流火焰燃烧器，以及机载图像和数据采集系统所组成。其中燃烧器由 1.75mm 直径的燃料不锈钢喷管，喷管周围有一个直径 25.4mm 的同心预混甲烷－空气值班喷嘴（值班喷嘴在当量比附近操作）。

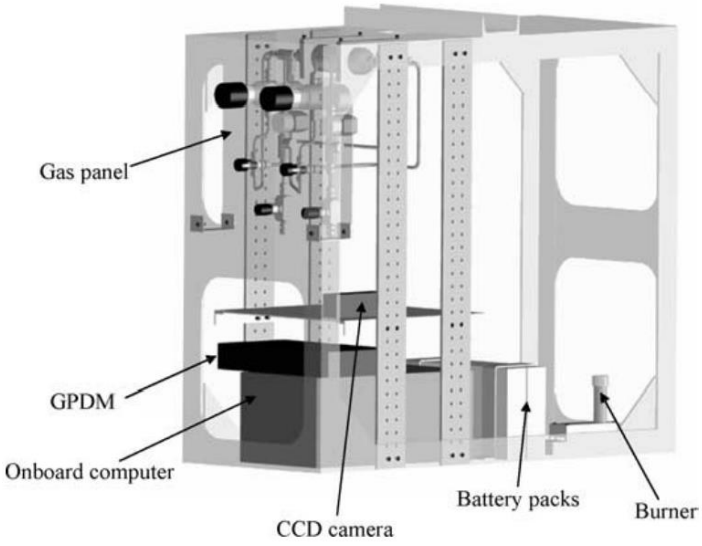


图 3-4 实验舱示意图

该值班火焰用于在自由落体过程中点燃，并保持湍流射流火焰稳焰。实验采用 PulnixTM-6710 CCD 相机成像，相机的帧率为 235 或者 350fps，分辨率分别为 512×230 和 512×146，曝光时间取决于火焰亮度，在 1/235 到 1/2000s 之间。实验针对一系列雷诺数研究了三种不同的气态燃料（包括丙烷、乙烯和甲烷），雷诺数基于射流出口直径、射流出口速度以及运动粘度计算得到。

（2）Krikunova 等[110]在德国不莱梅落塔（ZARM）上开展微重力实验，该落塔能实现微重力时间为 4.47s，在实验过程中，能达到 10^{-5}g 的微重力水平。实验装置是由 8 个铝材组成，平台安置在胶囊中，并将平台安装在 4 个垂直杆上。实验舱呈圆柱形，它的下部装有一个控制设备，中部安装激光器，上部安装燃烧器。图 5 显示了实验的装置以及方案。实验舱内安装了 343nm 的 PLIF 激光器和 1 KHz 的高速相机，用来拍摄火焰的 OH 基，并通过 OH 基的发光强度来检测火焰的抖动。

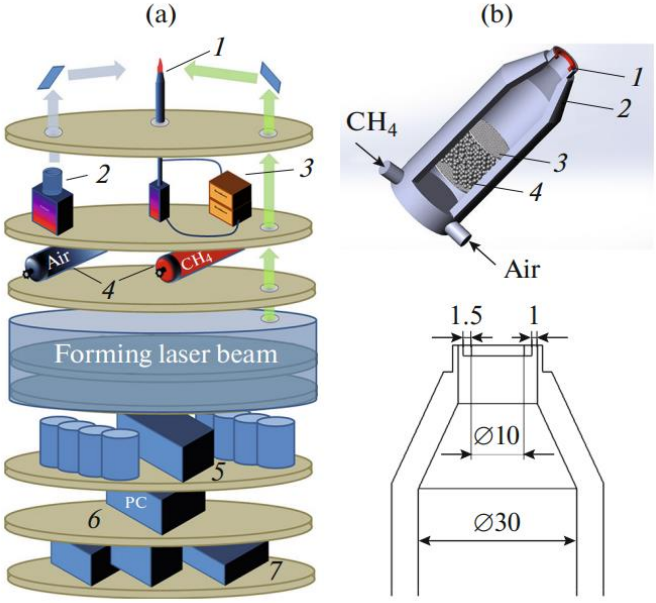


图 3-5 实验装置示意图[110]

（3）中科大胡隆华等[105]国家微重力实验室的落塔上进行了非预混射流火焰的微重力实验。其中有效高度是 83m，提供持续时间为 3.6s 的 10^{-3}–10^{-4}g 水平的微重力环境。实验装置的示意图如图 3-6 所示，其主要由伴流燃烧器、流量控制系统和测量装置组成。伴流燃烧器有一个带有内部的燃料喷嘴。使用的燃料是纯丙烷，氧化剂是空气，通过珠子和蜂窝以实现均匀的出口速度。通过质量流量检测燃料和空气的流速，燃烧器和流量控制系统装在一个封闭的实验舱中。各种电子控制器，包括可编程逻辑控制器使实验序列自动化。在释放实验舱的 10s 前，首先用安装在电子步进电机上的火花塞点燃，点火后，电机旋转火花塞，以免干扰流场。

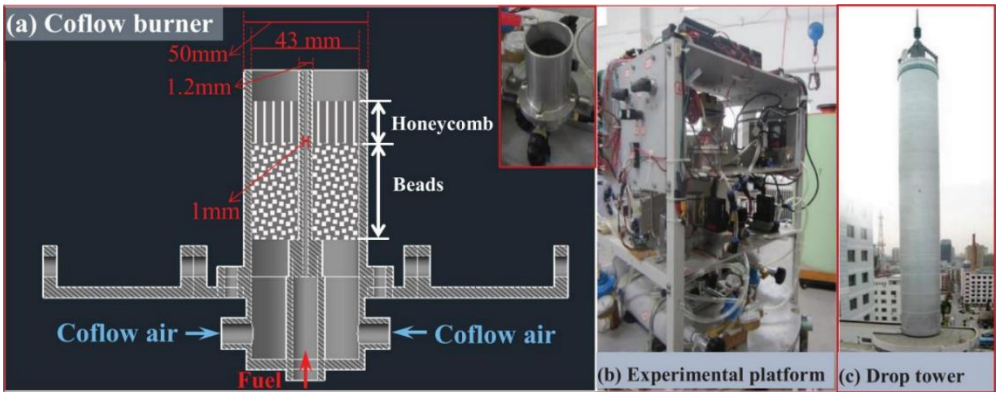


图 3-6 实验装置示意图（a）顺流燃烧器；(b)实验平台；（c）落塔

此外，还有通过飞机抛物飞行实验来实现微重力环境，比较典型的如耶鲁大

学 Walsh 等[104, 111, 112]采用 KC-135 飞机做抛物线飞行来模拟微重力条件[109]。该实验的燃烧实验舱内包含燃烧器和点火系统。CCD 相机、气源和流量计以及所有相关的电源和冷却装置都包含在机架中。定量火焰测量是经过光谱过滤后，由 Photometrics CH350 CCD 检测器获取的光学发光图像，并采用 SVHS 相机和视频监视器用于记录和显示火焰的实时视频信息，图 3-7 所示为实验装置图。

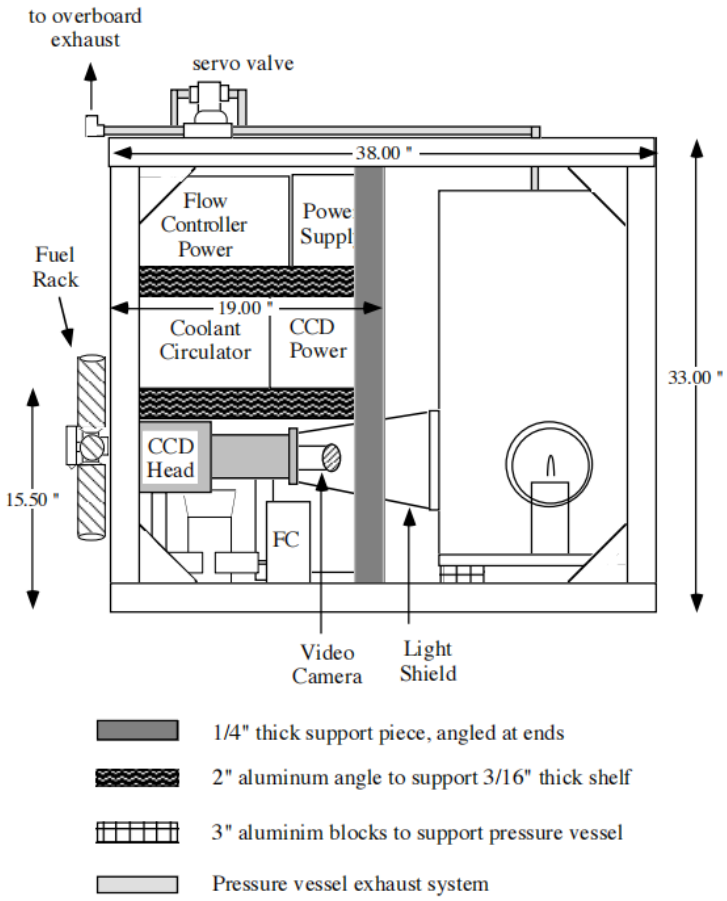


图 3-7 实验装置示意图

3.3 重要数据及科学贡献

Cochran 等[113]在 NASA 格伦研究中心的 2.2s 落塔上对层流扩散射流火焰形态开展了实验研究，结果表明落塔过程中重力的突然消失会使得火焰的长度显著变短。

Hedge 等[114] 利用 NASA 格伦研究中心 2.2s 落塔设施，对微重力条件下丙烷射流火焰的转捩过程进行实验研究，以分析浮升力的影响。他们的结果表明，

常重力和微重力下，非预混射流火焰特征存在显着差异。与常重力下的结果不同，微重力转捩火焰中的大尺度结构出现在火焰根部，向下游运动，说明火焰转捩主要由射流转捩引起。另外，微重力下湍流扩散火焰高度随 Reynolds 数(Re)的增加而增大，直到火焰吹熄火焰高度仍没有达到常值。此外，微重力条件下射流火焰的高度大约是常重力条件下火焰高度的两倍多。

Bahadori 等[115, 116]发现在微重力环境下，射流火焰的不稳定性是从火焰根部开始发展的，而不是常重力环境中的火焰尖部。这种情形是由过大的速度梯度导致的火焰边界不稳定所致。而在常重力环境下，由于浮升力效应的作用，加剧了火焰尖部的速度梯度，导致不稳定现象从火焰尖部最先开始发生，出现焰尖的抖动。而在微重力环境下则主要是由于速度边界层梯度的影响，在火焰根部具有最大的速度梯度，因而会最先观察到不稳定现象。在微重力环境下的射流火焰射流强度继续增加到了一定的水平之后，火焰高度也出现了下降，并最终由于火焰的拉伸作用超过了临界值而发生吹熄。

Krikunova 等[110] 在微重力条件下，对预混射流火焰的焰尖抖动和羽流稳定性进行了实验和数值研究。研究发现在微重力环境下，火焰燃烧产物羽流与周围冷空气之间的界面是对称且稳定的，而在常重力条件下，羽流容易发生失稳，出现随时间的变化和羽流脱落，如图所示。通过高速相机记录的火焰图像证实在微重力条件下，预混射流火焰的羽流将会更加稳定。他们还发现重力方向会影响火焰焰尖的稳定性[117]。在反向重力条件下，随着当量比增加，焰尖抖动频率先增加后减小。

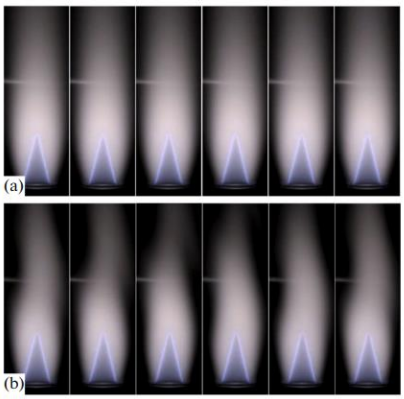


图 3-8 重力度羽流稳定性的影响（a）微重力；（b）常重力[110]

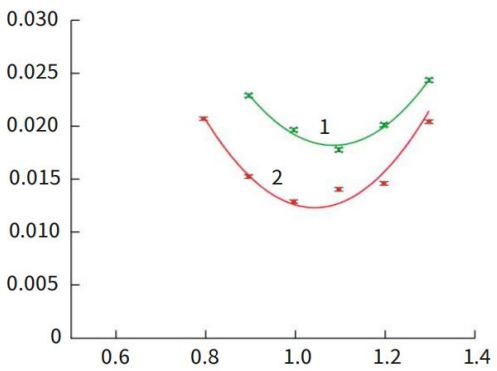


图 3-9 火焰高度与当量比的关系

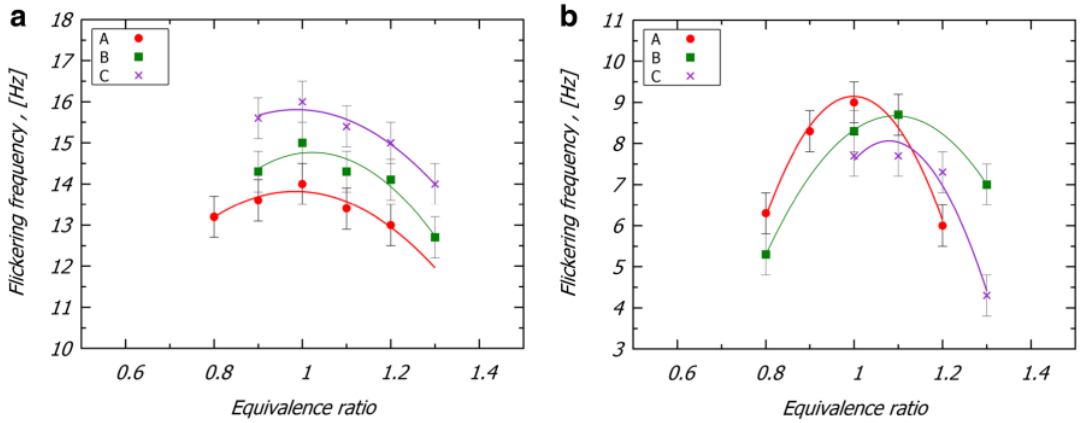


图 3-10 重力方向对焰尖抖动频率的影响（a）常重力；（b）反向重力

Wang 等[105]通过落塔对非预混射流火焰的微重力实验发现，与常重力实验结果相比，微重力下的火焰长度更长。火焰推举高度随着共流空气速度的增加而增加。另外与常重力相比，在微重力条件下，火焰底部更靠近燃烧器，因而更加稳定。同时，他们的实验发现微重力条件下，射流火焰具有更宽的吹吸极限，并与 Dahm-Mayman 模型[118]预测的结果存在较大的偏移。重力对火焰推举高度的影响如图 3-11 所示，燃料喷射速度与共流空气速度的函数关系图如图 3-12 所示。

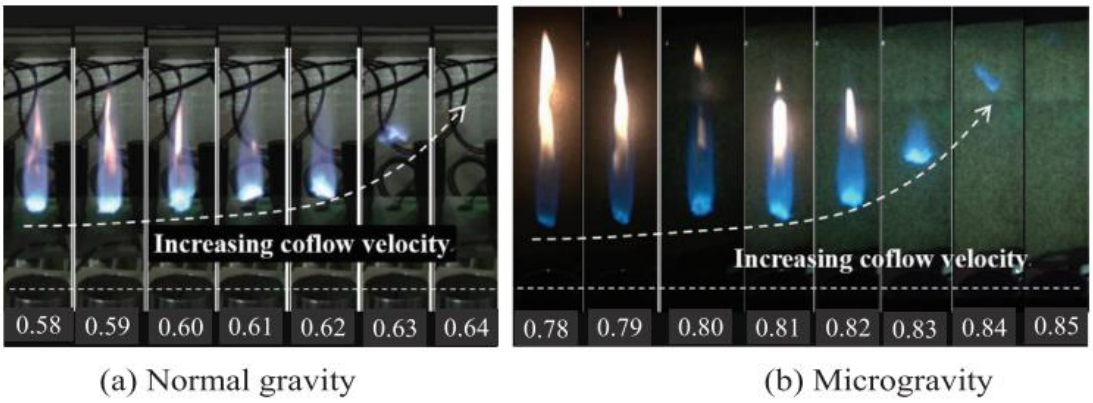


图 3-11 重力对火焰推举高度的影响[105]：(a)常重力；(b)微重力

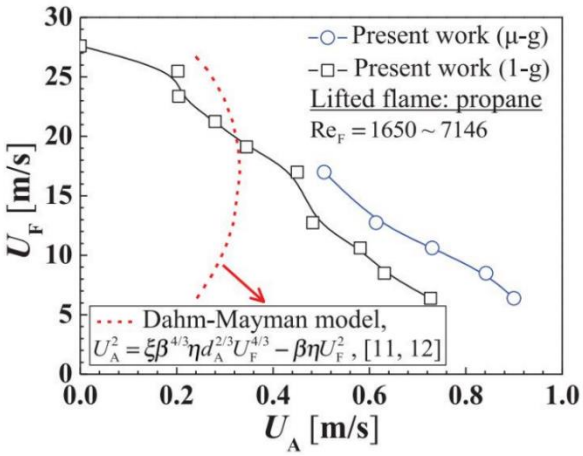


图 3-12 燃料喷射速度与共流空气速度的函数关系图

Walsh 等[104, 111, 112]通过飞机抛物线飞行得到微重力环境，对有伴流的射流扩散火焰进行了微重力实验，以揭示火焰推举高度和形状变化的规律。实验表明微重力条件，火焰的推举高度更小。同时，实验测量结果和数值计算之间的差异表明，控制火焰稳定的机制需要进行更加深入的研究。通过实验测量，他们还发现 CH*和 OH*自由基的空间分布在常重力和微重力条件下有所不同。一般来说，微重力条件下，射流火焰更短、更宽。与常重力条件相比，微重力条件下火焰锋面具有更高的曲率。还有，常重力火焰的推举高度要高于相应的微重力火焰。

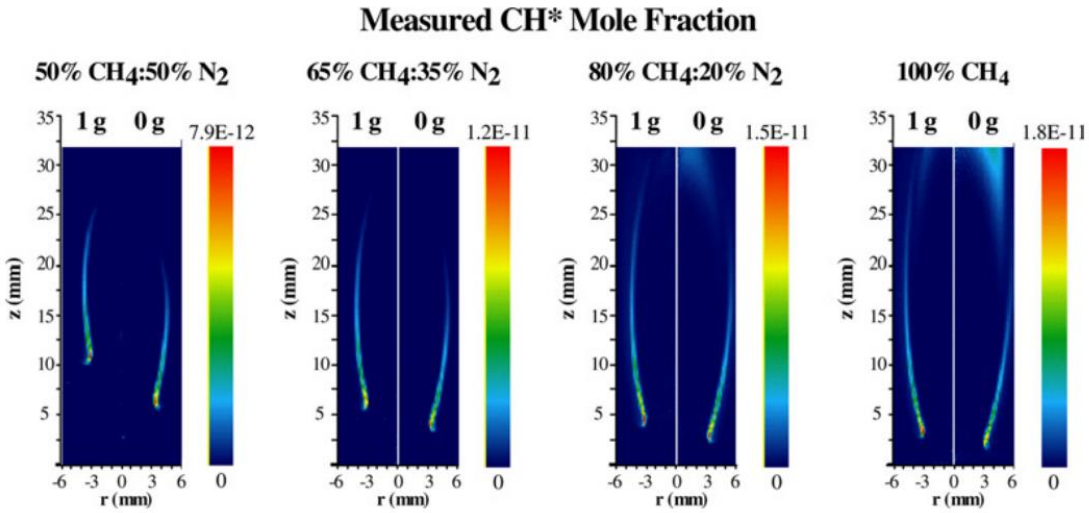


图 3-13 在正常重力和降低重力下测量的 CH*曲线图

Idicheria 等[106, 108, 109] 同样基于 NASA 格伦研究中心的落塔设施，在三种不同重力条件下（1g，20mg 和 100ug），对非预混射流火焰进行了实验研究，雷诺数范围在 2000-10500。他们认为可以采用 Becker 和 Yamazaki[119]提出的浮

力参数ξ_L来定量表征浮力效应。实验结果表明，在大雷诺数条件下，火焰长度与重力水平无明显关联。同时，在ξ_L为 2-3 时，微重力射流火焰的大尺度结构和火焰尖端动力学与纯动量驱动的火焰相近。分析发光图像可以发现，常重力条件下湍流结构传播的波速要比微重力条件下大。在微重力条件下，当ξ_L<6 时，湍流结构的波速（通过射流速度无量纲后）基本保持不变。当ξ_L>8 时，湍流结构的波速呈$\xi_L^{3/2}$比例增长，如图 所示。

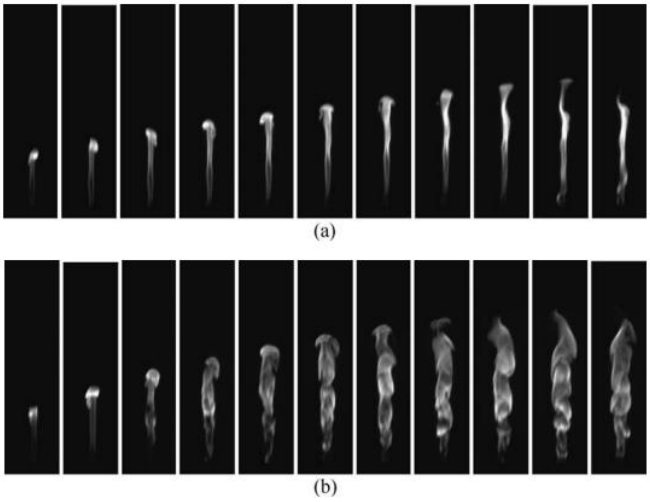


图 3-14 射流火焰临界转捩时的火焰形态（a）常重力；（b）微重力。[106]

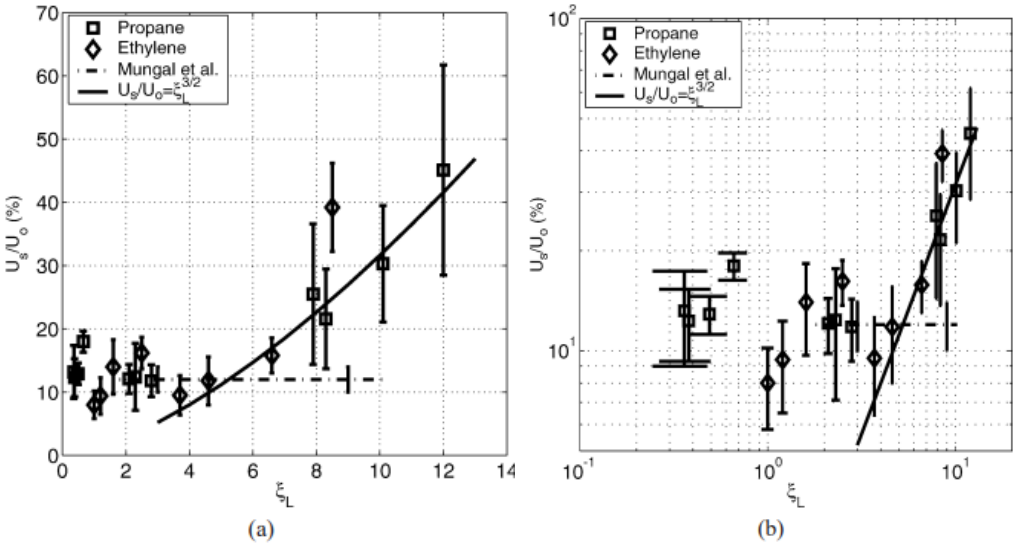


图 3-15 湍流结构的波速与浮力参数的关系（a）常重力；（b）微重力。[106]

Most 等[120]通过抛物线飞机研究了微重力到 12 倍重力环境下的扩散火焰长度和辐射行为。通过 Caravell 飞机进行抛物线飞行，可以实验 20s 左右的微重力时间。实验发现随着重力的增加，火焰高度的关系为$L/D \propto (G/G_0)^{-1/3}$，其中

G 为重力水平。重力和压力对火焰特性的影响主要表现在它们对由火焰羽流引起的空气卷吸效应的影响。

Takahashi 等[121]通过数值模拟和抛物线飞机微重力实验研究了 CO_2 稀释作用对有伴流的射流扩散火焰稳定性和火焰吹熄特性的影响。在杯型燃烧器中,CO_2 逐渐添加到伴流的空气或富氧气流中。在 NASA 微重力飞机（K135）的抛物线飞行实现的微重力环境，并测量低氧化剂速度下 CO_2 的最低熄火浓度。

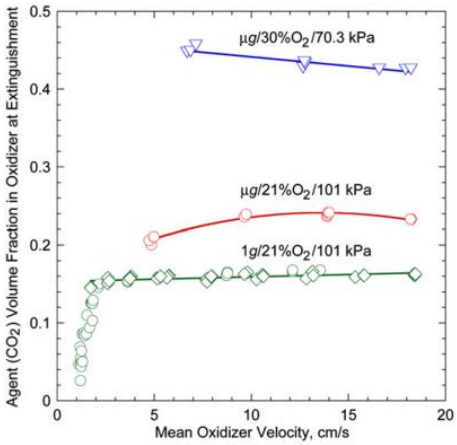


图 3-16 氧化剂浓度和熄火时 CO2 体积分数关系图

Lock 等[122]在 NASA 格伦研究中心的 2.2s 落塔上对部分预混火焰进行了微重力落塔实验。使用氮气稀释和不同程度的部分预混合火焰，在轴对称伴流射流条件下，形成推举的甲烷-空气部分预混射流火焰。实验结果表明，在相同条件下，与 1-g 火焰相比，提升的 μ-g 射流火焰的稳定位置更靠近燃烧器，并且 1-g 和 μ-g 火焰的推举高度都随着当量比的增加而减小，并接近它们各自的非预混火焰极限。射流火焰的推举高度也随着射流速度的增加而增加。不同流速下火焰结构如图 所示。

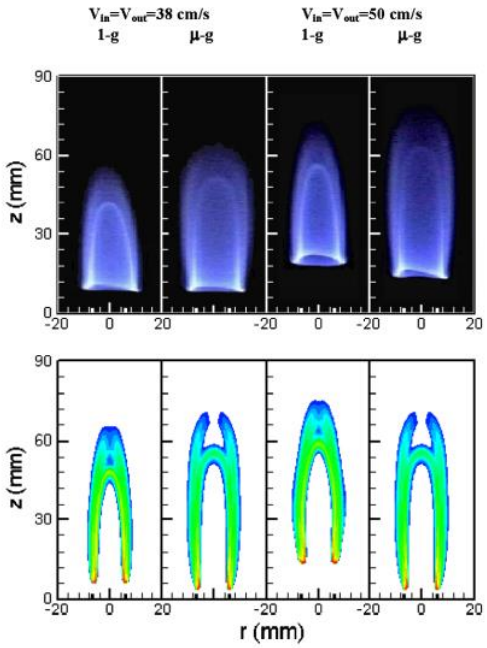


图 3-17 不同流速下火焰结构[122]

Diez 等[123]通过哥伦比亚号航天飞机在微重力环境下，层流扩散火焰碳烟生成特性进行了研究。实验条件包括以乙烯和丙烷为燃料的火焰在环境温度为 298 K 和环境压力为 35–100kPa。实现结果表明对于目前的微重力火焰，大部分火焰体积在分离流线内。在这些区域，基于 Spalding 模型[124]扩展的流线分析表明，存在时间状态关系，因此表明炭黑的生成也存在状态关系。

Zhang 等[125, 126]通过落塔微重力实验，研究了强迫对流条件下层流射流扩散火焰的火焰形态特征和燃烧特性，揭示了重力对伴流扩散射流火焰的形态、温度、辐射、碳黑生成和振荡的影响。实验中的射流雷诺数为 Re=140，射流的速度为 0-0.5 m/s 的低气流速度，以产生稳定的层流火焰。实验结果表明，在没有浮力的情况下，微重力层流射流扩散火焰的特性受到气流速度的显著影响。在微重力作用下，随着伴流气流速度的增加，燃料和空气的混合速率增加，火焰更加向喷嘴靠拢，最大火焰直径随着气流速度的增加而减小；相比之下，空气速度对常重力下的火焰形状几乎没有影响。微重力火焰在没有浮力的情况下没有出现振荡，而在常重力下，火焰振荡频率随着空气速度的增加而增加，幅度较小。在微重力环境下，局部气流对流的炭黑停留时间也随着流速的增加而减少；火焰的辐

射热损失通量随后减少，但如果停留时间足够长，则变化不大。与微重力火焰相比，常重力火焰的火焰辐射热损失通量更小，且停留时间更短。

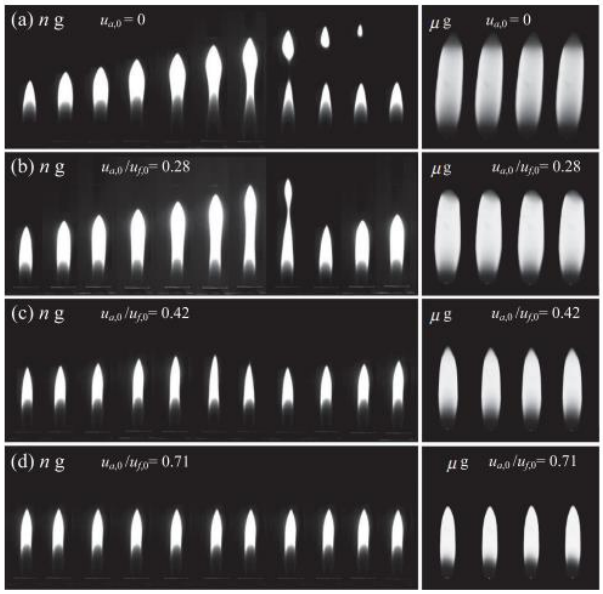


图 3-18 不同重力条件下火焰图像左为常重力，右为微重力条件[125, 126]

Aggarwal 等[127]通过 NASA 格伦研究中心的 2.2 s 落塔实验，研究了边缘火焰在微重力下的传播特性。在相同的条件下，与常重力火焰相比，推举的微重力边缘火焰更接近燃烧器，常重力和微重力火焰的推举高度随着当量比的增加而降低，并接近各自的非预混火焰极限。火焰的推举高度也随着喷射速度的增加而增加。此外，随着火焰推举高度的降低，火焰基础结构也从三分火焰结构过渡到双分火焰结构。他们提出了一个修正的火焰指数，以区分火焰根部附近的富燃、贫燃和扩散分支。由于浮升力引起的不稳定性，常重力的推举火焰表现出良好的组织振荡，而相应的微重力火焰则表现出稳态行为，这和 Sato 等人[128]的实验结果一致。

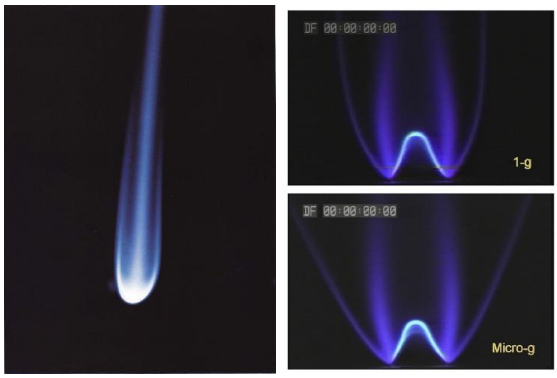


图 3-19 边缘火焰示意图[127]

4 载人航天火灾行为及材料防火安全研究

4.1 基本理论与假设

为了预防载人航天器火灾，需要认识固体材料的着火、火蔓延及熄灭特性，理解火灾燃烧动力学机制和环境因素影响机理，在此基础上建立固体材料可燃极限表征与载人航天器材料防火性能评价方法。从火灾安全的角度，并强调可在实验室测试中直接测量或通过分析模型从中计算得到，固体材料燃烧理论研究工作主要基于传热和燃烧反应机理对材料着火、燃烧和火蔓延过程进行简化的模型分析，建立了着火温度、着火延迟时间、临界热流、燃烧速率、热释放速率、火蔓延指数等重要可燃性参数的物理概念和表达式，也成为地面普遍采用的标准测试方法的理论和应用基础。

4.1.1 固体材料着火

着火特性是固体材料可燃性的重要组成部分，其中，着火延迟时间是衡量材料着火难易程度的基本参数。由于自燃受到固体几何形状和环境条件的影响，通常情况下的着火特性测试都是在辐射加热条件下利用引燃（火焰、电火花或电热丝）的方式测量其着火延迟时间[129–131]。此外，引燃是与实际情况下发生的火灾更接近的一种情况，例如在实际火灾中产生的火焰可能引燃周围的可燃物。下面的总结主要针对辐射加热固体的引燃，对固体材料着火理论的详细介绍可参见文献[132–137]。

固体材料着火过程中发生了一系列物理和化学变化，主要包括内部升温、固体热解、热解产物与氧气混合发生气相反应等。图 4-1 是固体材料着火的概念示意图。在内部升温阶段，温度上升的速率主要取决于施加的热流、对环境的热损失以及材料的热物性，相变的潜热以及辐射源和材料的光学特性也十分重要[138,139]。在初始惰性加热期之后，在材料表面附近开始形成一个分解区，并缓慢地向材料内部扩展。物质分解(热解)的速率受动力学和分解反应的吸热或放热性质的影响。气化的固体燃料(热解产物)从凝聚相流出并进入气相，形成燃料氧化剂混合物。达到燃点（flashpoint）时[135,140]，点火器附近燃料的浓度接近于可燃极限的下限，预混火焰沿着固体试样表面从点火丝附近

向可燃混合物中蔓延。如果热解气的生成速率足以维持火焰，扩散火焰稳定在固体燃料表面。此时对应的是着火点（fire point），即着火时刻。虽然在许多情况下，着火点在燃点出现后很快就会出现，但是在某些特殊的情况，如低氧环境或气流速度较高的环境，即使没有持续的点燃也可能发生闪烁（flashing）。

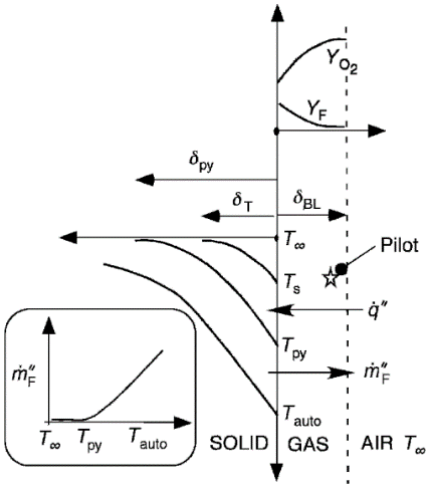


图 4-1 固体材料着火概念示意图

从上面的描述可以看出，固相和气相过程都与着火有关。实际的材料成分非常复杂，还可能含有阻燃剂，可以作为热汇，促进碳化/膨胀或者抑制气相燃烧反应，这使得燃烧所涉及的热物理过程十分复杂。此外，材料的各向异性或不均匀性(木材、复合材料)可能会影响固体内部的传热和传质过程。显式地对这些物理过程建模是十分困难的。虽然一些详细的数值计算同时考虑了气相和固相[141,142]，但是大多数的简化的理论分析只考虑固相，并将点火过程与固相中某些临界条件联系起来，如临界表面温度或临界质量流量。在这些点火临界条件中，从物理意义上来说，最正确的点火判据是足以维持新的火焰的燃料（热解物）的临界质量流量，该火焰能够向表面传递热量，但是火焰温度不会降低到低于火焰熄灭的临界值[143]。虽然在着火时的质量流量很难通过实验确定，现有的测量结果[140,143]表明对于特定的燃料，点火时的质量流量随着施加的辐射热流密度略有变化，随着氧气浓度的增加略有下降[144]。

由于确定气相点火或者着火的临界质量流量非常困难，大多数理论分析都将点火时刻与达到临界表面温度联系起来，并将该温度定义为着火温度。虽然研究人员通常假设材料有一个明确的和恒定的着火温度，但是由于着火是气相过程，

因此没有相关研究来支持这一建议。例如，实验数据表明，对于格拉斯冷杉，其着火临界温度随着热量密度的增加而降低[145]，但是对于普通的塑料材料（如PMMA，POM，PE，PP）以及聚丙烯复合材料，着火温度随着辐射热流量的增加而增加[146–148]，在数值计算中也预测了相同的变化规律[141,142]。Petrella 等[149]的研究表明氧气浓度变化对着火延迟时间的影响很小，但是他们并没有直接测量着火温度。同样地，Cordoval 等[147]发现，在较低的点火极限氧气浓度（18%）到 25%的范围内，PMMA 的着火延迟时间缓慢增加，氧气浓度大于 25%时，着火延迟时间与氧气浓度无关。Atreya 和 Abu-Zaid[145]实际测量的着火温度随着样品表面附近的氧气浓度的降低而增加，随着气流速度的增加而增加。由于热解速率对表面温度非常敏感，除非环境条件（环境氧气浓度或流速）存在极端差异，否则着火将在较窄的表面温度范围内发生。考虑到上述原因，基于固体加热的简化的热点火理论以表面温度作为点火准则，成功关联了实验着火延迟时间数据。因此，着火延迟时间可以通过对固体加热模型并将设置表面温度达到着火温度来计算得到。文献中对着火过程进行了不同的假设和分析，并建立了相关的模型[150,151]，Babrauskas 对这些着火模型进行了综述[137]。

简化的点火分析基于不考虑燃料深度热解的瞬态一维导热方程

$$\rho c \frac{\partial T(x,t)}{\partial t} = k \frac{\partial^2 T(x,t)}{\partial x^2} \tag{4-1a}$$

式中，ρ 和 c 分别为材料的比热容和密度，k 为热传导系数，x 是空间坐标。因此，求解着火延迟时间的问题可以简化为根据适当的边界条件求解由式（4-1a）来确定 t_{ig}，即表面温度达到了着火温度 T_{ig}。前表面边界条件表示进入固体的热传导速率平衡了材料表面的净热流

$$-k \frac{\partial T(0,t)}{\partial x} = \dot{q}''_{net}(t) \tag{4-1b}$$

第二个边界条件是背面的边界，由考虑的特定的情况决定。燃料表面的净热流量包含了外部热源提供的热量（$\dot{q}''_e$）以及对流和辐射热损失的热量（$\dot{q}''_{conv}, \dot{q}''_{rr}$）

$$\dot{q}''_{net} = \alpha \dot{q}''_e - \dot{q}''_{conv} - \dot{q}''_{rr} \tag{4-2}$$

这里，α 为表面辐射吸收率。对于热薄材料，在厚度 δ 上温度均匀分布[152]，并且可以采用式（4-1a）的集总热容的形式。当外部热流量（$\dot{q}''_e$）远大于对流

和辐射热损失时，固体燃料接收的净热流量接近常数，可以近似为$\alpha\dot{q}_e^{''}$，此时着火延迟时间可以表达为

$$t_{ig} = \rho c\delta \frac{T_{ig}-T_\infty}{\alpha\dot{q}_e^{''}} \tag{4-3}$$

式中，T_∞为环境温度（与固体初始温度相等）。然而大多数材料都是热厚材料[153]，由于固体内部温度不是恒定的，这使得分析变得复杂。在外加辐射热流密度极高时（与外加辐射热流相比，表面热损失非常小），热厚固体材料的着火延迟时间可以表达为[154,155]

$$t_{ig} = \frac{\pi}{4} k\rho c\delta \left(\frac{T_{ig}-T_\infty}{\alpha\dot{q}_e^{''}}\right)^2 \tag{4-4a}$$

这里，$k\rho c$ 表示材料的热惯性。式（4-4a）只严格适用于外部热流水平较高的情况（更具体来说，当）$t_{ig} \ll k\rho c/h_T^2$。在较低的辐射热量水平下，表面热损失变得重要，得到的点火延迟时间的预测较为复杂[154]

$$t_{ig} = \frac{1}{\pi}\frac{k\rho c}{h_T^2}\left(1 - \frac{h_T(T_{ig}-T_\infty)}{\alpha\dot{q}_e^{''}}\right)^{-2} \tag{4-4b}$$

式中，h_T 是总的传热系数，包含了对流冷却和表面再辐射的线性近似。式（4-4b）适用于低热流密度的情况，即$t_{ig} \gg k\rho c/h_T^2$。当环境条件不会影响着火过程时，也就是化学反应无限快（较高的氧气浓度以及较低的气流速度的条件）的情况下，这个方程很好地预测了各种材料的着火延迟时间[156]。

当式（4-4b）中$t_{ig} \to \infty$时，假设总的热传导系数已知，可以通过测量临界着火热流量$\dot{q}_{cr}^{''}$来预测着火温度 T_{ig}，此时

$$T_{ig} = T_\infty + \alpha\dot{q}_{cr}^{''}/h_T \tag{4-5}$$

式中，$\dot{q}_{cr}^{''}$是着火延迟时间变得无穷大时对应的$\dot{q}_e^{''}$。

从这种简化的点火分析中得出的材料着火特性参数主要包括 T_{ig}，$k\rho c$ 以及$\dot{q}_{cr}^{''}$。$k\rho c$ 为材料的热惯性，当$\dot{q}_e^{''} \gg \dot{q}_{cr}^{''}$时，可以通过绘制$t_{ig}^{-1/2}$与$\dot{q}_e^{''}$的关系来获得。$k\rho c$ 是一个表观值，它不同于 $k\rho c$ 的实际值（与温度有依赖关系），因为它是从内部加热方程推导出来的，没有考虑热损失或者总传热系数的线性逼近关系[157]，也没有考虑热解过程中的固体吸热[158]。此外，表观热惯性不是材料的固有属性，因为它受到环境条件、测试仪器以及数据简化的影响[137]。尽管有这些缺陷，特定的现行测试结果可以用来建立相对的材料可燃性排序，但不能外推到环境条件

显著不同的情况。

对于一些特殊的情况，如气流速度较大或者极低的情况，化学反应时间和混合时间的影响变得显著[159]。

假设氧气和燃料发生一阶反应，化学反应时间可以表示为 160]

$$t_{chem} = \frac{\rho_g}{Y_F Y_O p^n A_g exp(-E_g/RT_f)} \tag{4-6}$$

式中，ρ_g为气体混合物密度，Y_F可燃物质量分数，Y_O氧气质量分数，A_g为化学反应指前因子，E_g为活化能，T_f为火焰温度。

通常情况下，化学反应时间非常快，在 10^{-4} s 量级[159]，如果在气相化学反应抑制剂或周围环境中的氧气浓度下降，可能影响化学反应的指前因子并使其降低，这样化学反应时间可能被延长或燃烧根本不可能发生。在气流速度较大时，由于氧气的停留时间（$t_{chem} = L_g/V_g = \alpha_g/V_g^2 = \lambda_g/(\rho_g c_p V_g^2)$）变短，化学反应时间成为制约点火的主导因素。

在较高的气流速度下，由于气流速度的大小决定氧气的停留时间，对流引起的混合控制着火延迟时间。而对于较低的气流速度（1-2 cm/s），扩散成为混合的主要方式。混合时间可以由通过厚度为 δ_{BL} 的边界层时扩散时间的数量级大小来估算，表达式为$t_{mix} \sim \frac{\delta_{BL}^2}{D}$，其中 δ_{BL} 为边界层厚度，D 为扩散系数。

4.1.2 多因素对火蔓延的影响与火焰熄灭机理

火焰沿着固体材料表面蔓延的特性与环境中的氧气浓度和气流速度存在依赖关系。当氧气浓度大于维持极限氧气浓度时，随着气流速度的增加，火蔓延可以分为 3 个区域[161]：（1）冷熄区：热辐射起重要作用的低速流动区；（2）吹熄区：化学反应控制的高速气流区；（3）热区：热辐射和化学反应影响较小的中等流速区。由于不同环境下的火焰蔓延行为的控制机制不同，学者们基于各种假设或限定条件，建立了适用于某种特定情形的固体表面火蔓延模型。根据这些模型的适用范围可以将它们分类，比如，根据火蔓延模型中是否考虑了化学反应动力学过程，可以划分为热输运模型和化学反应动力学模型；根据火蔓延方向与环境流动方向的异同，可以划分为火焰同向蔓延模型和火焰逆向蔓延模型。在很多情况下化学反应速率远大于传热传质速率，因此热量传递过程成为了限制固体表面

火蔓延的主要因素。为此，学者们建立了忽略化学反应动力学效应的火蔓延模型：热传输模型（Heat Transfer Model）。这些模型对于很多情况都能得到合理的预测结果，比如对火焰同向蔓延，以及高压、高氧气浓度和中等流动速度环境下的火焰逆向蔓延等。deRis[162]和 Quintiere[163]建立的火焰逆向蔓延模型都是热传输理论模型。对受到化学反应影响的区域，Fernandez-Pello 等[164]建立了包含了 Damköhler 数（*Da* 数）的火蔓延模型。而对于靠近冷熄极限的火蔓延，Bhattacharjee 等[165]建立了由辐射热损失数（Radiation Number）控制的火蔓延理论模型。

（1）火焰逆向蔓延

de Ris[162]首先建立了固体材料表面火焰逆向蔓延的模型，通过引入一些必要的假设，获得了热薄和热厚材料表面火蔓延速度的解析解。当火焰在热厚固体材料表面蔓延时，其蔓延速度可以表示为

$$V_f = \frac{\lambda_g \rho_g c_g}{\lambda_s \rho_s c_s} \frac{(T_f - T_v)^2}{(T_v - T_\infty)^2} V_g \tag{4-7}$$

式中，λ_g、ρ_g 和 c_g 分别为气相热传导率、气相密度和气相比热容；λ_s 为燃料热传导率；ρ_s 和 c_s 为燃料密度和比热容；T_f 为绝热火焰温度；T_v 为燃料热解温度；T_∞ 为环境温度；V_g 为气流速度。

之后，学者们做了大量的工作来验证 de Ris 的公式，并通过放宽模型中的限制条件将该理论扩展至更符合实际的情况[166–169]。对热厚材料，Wichman 和 Williams[170]通过在固体表面设置一个半无限大的绝热线性升温热源对燃料进行热解替代了 de Ris 模型中的扩散火焰，重现了 de Ris 模型的求解结果，从而证实了热区的火焰蔓延主要受到气相向固相传热控制的观点。由于考虑了全局的热量平衡，在火焰静止的坐标系中稳定的火蔓延速度被定义为特征速度，在这种情况下，固体材料以火焰蔓延速度向下游运动，火焰传递至固体的热量完全被均匀的对流带到火焰下游。Bhattacharjee 等[161]通过定性分析对热厚固体材料表面的扩散火焰蔓延机理得到了类似的解释。他通过数值计算对 de Ris 的解析解进行了验证，发现对于热厚材料火焰前锋与燃料汽化的起始位置重合，整个扩散火焰基本附着在汽化燃料表面。Bhattacharjee 等[161]系统评估了 de Ris 理论模型中的假设和简化对预测热厚固体材料表面火蔓延速度的影响，通过数值模拟，检验了 de Ris 理论中主要假设的合理性，并逐一考察了这些假设在火蔓延速度公式中引起

的误差，研究发现对热区火蔓延，认为气相化学反应无限快、热辐射可以忽略等假设是合理的，但是采用 Oseen 近似认为气流速度均匀分布并且火焰附着在固体材料表面等假设使得理论预测的火蔓延速度误差较大。从 de Ris 理论的局限性出发，通过引入流体力学系数和火焰驻离系数等，Bhattacharjee 等 161]对火焰前锋遇到的实际流动进行了修正，得到了扩展的火蔓延速度的表达式（Extended Simplified Theory），即

$$V_{f,EST} = \frac{F_{EST}^2}{\beta_5\beta_6} V_{eqv} \tag{4-8}$$

式中，V_{eqv} 为等效气流速度，表示火焰前锋位置处的流动速度，对于通道内的流动和平板边界层，分别由计算公式将 V_{eqv} 与 V_g 建立联系；V_{eqv} 前面的参数组合包含了所有的热力学及能量和物质输运信息，可根据已知参数进行计算。相比 de Ris 公式，公式（4-8）的适用范围仍然是处于热区的逆风火焰，但是它与实验和数值模拟结果的符合程度显著提高，而$V_{f,EST}(\beta_5\beta_6/F_{EST}^2)$随 V_{eqv} 的变化规律与流动类型（通道流动或平板流动）和气体环境条件无关。

在气流速度极低的情况下，辐射热损失效应随着气流速度的减小变得显著。因此，在辐射控制区域，火蔓延速度偏离了热区理论的预测，在气流速度降低至极限时火焰熄灭。在该区域，热区理论不再适用于描述火焰蔓延过程。考虑到固相辐射热损失的影响，Bhattacharjee 等[165]对火蔓延的固相模型进行热量平衡分析，将能量平衡方程表示为

$$V_f\rho_s c_s \tau_h W(T_v - T_\infty) + \varepsilon\sigma(T_v^4 - T_\infty^4)L_{gx}W \sim \lambda_g(T_f - T_v)W \tag{4-9}$$

式中，ε 为固体表面辐射系数，σ 为斯蒂芬-玻尔兹曼常数，W 为试样宽度。通过一些代数运算，将上式进行无量纲处理，得到

$$(\eta_f^2 + \eta_f\eta_g)\frac{\tau_h}{\tau} - (\eta_f + \eta_g) + \Re_0 \sim 0 \tag{4-10}$$

式中

$$\Re_0 \equiv \frac{1}{F^2}\frac{\rho_s c_s}{\rho_g c_g}\frac{\varepsilon\sigma\tau}{\lambda_g}\left(\frac{T_v^4 - T_\infty^4}{T_v - T_\infty}\right) \tag{4-11}$$

$$\eta_g = \frac{V_g}{V_{f,thermal}} \tag{4-12}$$

$$\eta_f = \frac{V_f}{V_{f,thermal}} \tag{4-13}$$

经过整理得到热厚材料表面火蔓延速度的无量纲表达式

$$\eta_{f,th,thick} \sim \frac{F^2}{\Omega^2}\eta_g\left(1-\frac{\Re_0}{\eta_g}\right)^2 \tag{4-14}$$

$$F=\frac{T_f-T_v}{T_v-T_\infty},\ \Omega=\sqrt{\frac{\lambda_s\rho_s c_s}{\lambda_g\rho_g c_g}} \tag{4-15}$$

可将上式归一化为

$$\eta'_{f,thick} \sim (1-\Re_V)^2 \tag{4-16}$$

其中，$\eta'_f=\frac{V_f}{V_{f,thermal}}$，$\mathcal{R}_V \sim \frac{\mathcal{R}_0}{\eta_g}$

火焰熄灭时

$$\mathcal{R}_0 \geq 1 \tag{4-17}$$

$$\eta_g < R_0 \geq 1 \tag{4-18}$$

由上述无量纲关系可以求得火蔓延的极限氧气浓度和极限气流速度，研究表明火焰熄灭时对应的极限气流速度和氧气浓度与燃料厚度有关[165,171,172]。

当气流速度增加至足够大以至于有限快化学反应速率起主导作用，热区理论也不再适用于描述火蔓延过程。Fernandez-Pello[173]通过实验验证了化学反应控制区的存在，他的实验结果表明对于热厚的 PMMA 试样，在固定的氧气浓度下，当流动速度非常大时，火蔓延速度随着气流速度的增加而降低，直至熄灭。Fernandez-Pello[164]认为火蔓延过程可以看做是火焰同时作为加热源和点火源的固相着火过程，在着火理论的基础上他提出了火蔓延模型。该模型可以描述为：火焰向固体热解前锋传输热量使其达到热解温度，燃料气体扩散并且通过对流向外移动，与氧化剂结合后形成可燃气体混合物，之后火焰作为点火源将其点燃。这个连续的过程使火焰向前蔓延，可以与点火过程相比较。火蔓延速度可以由热解前锋处被加热的长度 l_h 与着火时间 t_{ig} 的比值来表示，即$V_f=l_h/t_{ig}$，这里$t_{ig}=t_p+t_{in}$，t_p 为热解时间，t_{in} 为诱导时间。l_h 取决于火焰和流动特性。对热厚平板表面的火蔓延，火蔓延速度可以表示为

$$V_f=\left[\frac{\pi\lambda_s\rho_s c_s(T_v-T_\infty)^2}{4\left(\dot{q}''_f+\dot{q}''_e-\dot{q}''_{rs}\right)^2}-\frac{c_2 x}{V_g}ln\left(1-\frac{\Gamma}{Da}\right)\right]^{-1} \tag{4-19}$$

式中，$\dot{q}''_f$是火焰向燃料表面传导的热流量（包括对流换热和热辐射），$\dot{q}''_e$是外部热辐射，$\dot{q}''_{rs}$是表面辐射热损失。c_2 为通用常数，x 为平行于固体表面的坐标位置，

Γ 为气相着火过程中的无量纲数，$\Gamma = 4c(E/RT_\infty)\left[(2-\beta)/\left(e^2(2-\beta^2)\right)\right]$，其中，$c$ 为常数，E 为活化能，R 为通用气体常数，e 为火焰长度的幂指数，β 为气相着火过程中的无量纲数，$\beta = T_\infty c_g/Y_{FS}\Delta H_R$，其中，$Y_{FS}$ 为热解产物的质量分数，ΔH_R 为燃烧热。Da 数为

$$Da = \frac{A\Delta H_R \rho_g n W_O E Y_{O,\infty} Y_{FS}}{c_p R T_t^2 V_g/x} exp\left(-\frac{E}{RT_f}\right) \tag{4-20}$$

对层流强迫流动下的表面火焰蔓延，火焰热流量可以表示为

$$\dot{q}_f^{''} = c(\lambda_g \rho_g c_p V_g/x)^{1/2}\left(T_f - T_v\right) + \dot{q}_f^{''} \tag{4-21}$$

火蔓延速度可以表示为

$$V_f = l_h\left[\frac{\pi\lambda_s\rho_s c_s (T_v - T_0)^2}{4\left(c(\lambda_g\rho_g c_p V_g/x)^{1/2}(T_f - T_v) + \dot{q}_{fr}^{''} + \dot{q}_e^{''} - \dot{q}_{frs}^{''}\right)^2} - \frac{c_2 x}{V_g} ln\left(1 - \frac{\Gamma}{\Lambda_x}\right)\right]^{-1} \tag{4-22}$$

火焰逆向蔓延时，十分靠近固体试样表面，由于火焰与固体表面之间的视角系数很小，火焰通过热辐射传递至固体壁面的热量很少[174]。如果 Damköhler 数很大，气相化学反应的影响在式（4-20）中就变得很小，此时火焰蔓延主要受到传热的影响。可以看出，当损失的热量与传递至试样表面的热量相当时，就会出现火焰不能蔓延的极限条件。这个极限条件在 Frey 和 T'ien[175]的研究中已被证实。他们发现对较窄的试样，当金属支架处损失的热量过多时，火焰就会熄灭。Bhattacharjee 等[176]以及 Olson 等[177]对热薄材料的研究也表明，在微重力低速流动环境下，由于固体表面的辐射热损失的存在，会出现火焰熄灭现象。

在上式中，固相加热长度 l_h 为未知项。在热解前锋处，热量通过火焰辐射、对流以及固相传导来传递，因此，l_h 受到火焰与固体表面之间的辐射视角系数的影响，也受到气相和固相热传导特征长度的影响。如前面讨论的，火焰逆向蔓延时，火焰辐射传导的热量可以忽略。对热厚的 PMMA，热量通过气相和固相传热传递至热解前锋，但学者们对气相和固相热传导所占的比例有些分歧。Fernandez-Pello 和 Hirano[178]认为固相热传导起主导作用，而 Ito 等[179–181]以及 Kudo 和 Ito[181]的研究表明气相传热的比例更大。不管哪一种观点，l_h 同时受到两种传热途径的影响，并且这需要耦合固相和气相传热过程来获取精确解。对热薄材料，学者们一致认为气相热传导是主要的传热方式。

从式（4-22）可以看出，如果 l_h/x 可以看成常数，并且气相化学反应项可以

忽略，那么得到的火蔓延速度与 de Ris[162]通过传热模型得到的火蔓延速度的表达一致。假定 l_h 与边界层的厚度δ成比例，那么$l_h \sim \delta \sim (x/V_g)^{1/2}$，此时式（4-22）给出的关系为火蔓延速度与气流速度的平方根成比例。将$l_h = c(x/V_g)^{1/2}$代入式（22），并且忽略火焰辐射传递至固体表面的热量和气相化学反应项，可得到 Damköhler 数较大时的火蔓延速度表达

$$V_f = c\frac{\lambda_g \rho_g c_p (T_f - T_v)^2 (V_g/x)^{1/2}}{\lambda_s \rho_s c_s (T_p - T_0)^2} \tag{4-23}$$

式（19）很好地预测了火蔓延速度与气流速度、氧气浓度（通过 T_f）以及初始温度之间的关系。

当 Damköhler 数很小时，气相化学反应控制火焰蔓延过程，此时火蔓延速度可以表示为

$$V_f = \frac{c(V_g/x)^{1/2}}{ln(1-\Gamma/Da)} \tag{4-24}$$

可以看出，当 $Da = \Gamma$ 时，火蔓延速度为 0，这里就确定了由气相化学反应决定的火焰蔓延的极限条件。这个极限条件预测了在高速流动或低氧气浓度环境中火焰熄灭的条件。

对于垂直平板，由自然对流引起的气流速度可以表达为[34,54]

$$V_{eqv} = C_{BC}\left(\frac{\alpha_g g(T_{g,c} - T_\infty)}{T_\infty}\right)^{1/3} \tag{4-25}$$

式中，V_{eqv} 是在自然流动环境下由火焰诱导产生的等效的气流速度，α_g 是空气的热扩散系数，C_{BC} 为常数，$T_{g,c}$ 为特征气相温度。将其代入式（4-7）就可以得到自然对流条件下火焰向下蔓延的速度，即

$$V_f = C_{BC}\frac{\lambda_g \rho_g c_p}{\lambda_s \rho_s c_s}\frac{(T_f - T_v)^2}{(T_v - T_\infty)^2}\left(\frac{\alpha_g g(T_{g,c} - T_\infty)}{T_\infty}\right)^{1/3} \tag{4-26}$$

（2）火焰同向蔓延

对同向蔓延火焰，在中速流动中对流传热控制火焰蔓延过程，由于对流的传热效率往往大于热传导的效率，一般认为火焰同向蔓延速度大于逆向蔓延速度。对热厚材料，在着火初期火焰根部稳定地停留在点火位置，并不向前移动，但是火蔓延速度不断增加，这个过程中材料不断消耗，直至火焰根部的燃料耗尽，火焰根部才向前移动[183]。对同向蔓延的火焰，在固体被加热和热解的过程中，火焰覆盖试样表面，当热解产物离开试样表面后，迅速被火焰点燃。在这种情况下

点火过程可以看做是一个剧烈的引燃过程或者是可燃物与氧化剂在高温下迅速点燃的过程，最终由固相加热和热解过程控制。因此，火蔓延速度也可以由式（4-19）给出，此时需要去掉气相传导的热量。

对于同向蔓延火焰，由于加热长度 l_h 与火焰长度接近（从热解前锋到火焰顶部），因此更容易获得这种情况下的热解长度 l_P。从火焰尖端的下游过来的高温气体对固相也有加热作用，显然相比于火焰自身的加热作用，这种加热作用属于二次加热。这里假定 $l_h=l_f$。热解长度与火焰高度之间的关系为

$$l_f = c l_p^e \tag{4-27}$$

式中，c 和 e 均为材料和环境参数的函数。

Quintiere 和 Harkleroad[184]从热量释放速率的角度建立了火焰高度的表达式，即

$$l_f = c\left(\frac{\dot{Q}'}{c_p T_\infty \rho_\infty g^{1/2}}\right)^{2/3} \tag{4-28}$$

式中，$\dot{Q}'$ 是单位宽度燃料的热释放速率，c 与热解长度的依赖关系较弱，实验结果表明在 4.6~8 之间。这个关系首先由 Delichatsios 等[185]以量纲分析的方法得到，之后被 Orloff 等[186]的实验数据验证。Quintiere[163]通过结合自己的实验数据以及他人的实验数据，证实了该表达式的合理性。由于$\dot{Q}'$与热解长度有关，式（4-27）与（4-28）是等效的。尽管式（4-28）通过$\dot{Q}'$将环境参数和材料性质对燃烧速率的影响结合，这里仍然采用式（4-27）来做简化处理。

通过假定 $l_f = c\, l_p$，Fernandez-Pello[164]给出了热厚材料表面层流火焰同向蔓延速度表达式

$$V_f = \frac{4c\left[(c_1\lambda_g\rho_g c_p V_g/l_p)^{1/2}(T_f-T_v)+\dot{q}''_{fr}+\dot{q}''_e-\dot{q}''_{frs}\right]^2 l_p}{\pi\lambda_s\rho_s c_s(T_v-T_0)^2} \tag{4-29}$$

在远离熄灭极限时，式（4-23）可以很好地预测同向蔓延火焰的速度。实验表明，火焰熄灭时，通常是上游的火焰前锋先熄灭，之后向下游移动，直至整个火焰完全熄灭。火焰吹熄时的极限条件可以由式（4-24）计算得到。在靠近冷熄极限时，固体表面过量的辐射热损失引起火焰熄灭[187]。

在自然对流条件下，热厚材料表面火焰向上蔓延速度可以表达为

$$V_f = \frac{4c\left[(c_1\lambda_g\rho_g c_p g(T_f-T_\infty)/(l_p T_\infty))^{1/4}(T_f-T_v)+\dot{q}''_{fr}+\dot{q}''_e-\dot{q}''_{frs}\right]^2 l_p}{\pi\lambda_s\rho_s c_s(T_v-T_0)^2} \tag{4-30}$$

这种情况下，火焰同向蔓延的初始阶段对流传热起主导作用，随着火焰不断向前蔓延，火焰尺寸变大具有湍流特性，辐射传热开始起主导作用。这两种因素都会影响传热方式和传热特征。式（4-30）表明即使火焰为层流蔓延，也会出现火焰蔓延加速的现象，这与 Fernandez-Pello[188]及 Annamalai 和 Sibulkin[189]的研究结果一致。这是由于随着火焰向前蔓延，火焰驻离距离和边界层厚度增加，但没有抵消火焰长度增加对火蔓延速度的影响[173]。当层流火焰变为湍流火焰后，传热方式变为火焰辐射传热起主导作用，式（4-30）的预测结果表明此时火蔓延速度的加速度更大，与 Saito 等[190]的研究结果一致。

4.1.3 固体材料可燃极限表征与载人航天器材料防火性能评价

为了表征固体材料可燃极限特性，在航天器材料筛选时，需要依照相关的航天材料测试标准（如 NASA-STD-6001B，GB/T 28876.1-2012）对材料的可燃性进行测试和评价。使用最广泛的测试方法为火焰向上传播试验，用于确定当暴露于标准点火源时材料燃烧（火焰传播）是否自动熄灭，以及是否产生能点燃临近材料的燃烧碎片，并根据评价准则将材料判定为不可燃材料（通过测试）或可燃材料（不能通过测试）。

材料可燃极限表征的相关参数包括：

（1）LOC，Limiting Oxygen Concentration，在给定的条件（样品宽度、流动速度和压力等）火焰可以维持传播的最小的氧气浓度；

（2）MLOC，Minimum Limiting Oxygen Concentration，在微重力大范围的外部流动条件下（包含同向和逆向）的最小的极限氧气浓度；对于给定的材料和样品厚度，这个值在航天器压力条件下是确定的；

（3）MOC，Maximum Oxygen Concentration，所有测试样品通过火焰向上传播试验测试时的氧气浓度（图 4-2 所示）；

（4）ULOI，Upward Limiting Oxygen Lndex，50%的样品通过火焰向上传播试验测试时对应的氧气浓度（图 4-2 所示）；

（5）LOI，Limiting Oxygen Index，在 ISO 4589-2 指定的火焰向下蔓延测试中得到的 LOC。

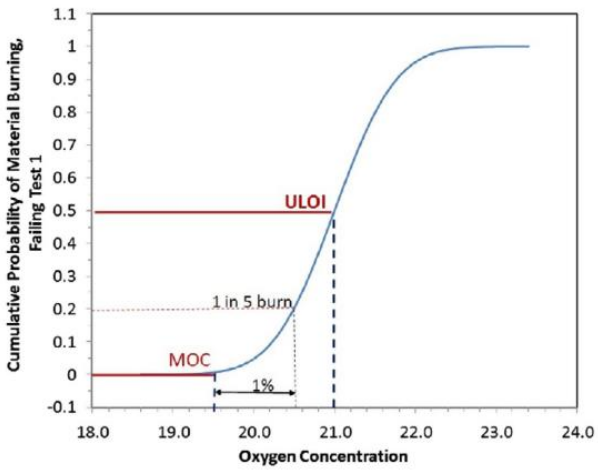


图 4-2 以材料燃烧累积概率为例定义 ULOI 与 MOC[191]

根据现有数据，材料在微重力下的可燃性很可能高于正常重力下的可燃性。因此必须确定微重力条件（自然对流消失、低环境流速、燃烧产物滞留）下最大可燃极限与 ULOI 或 MOC 等指标之间的差异，才能用常重力下的测试指标来有效地评估微重力条件下的火灾风险。理想情况下，需要根据地面标准试验方法得出的指数，给出用于估算微重力下 MLOC 的定量公式。但这并不容易，因为还需要详细探讨材料厚度、类型、外流速、流动方向、外加热、压强等等影响因素。

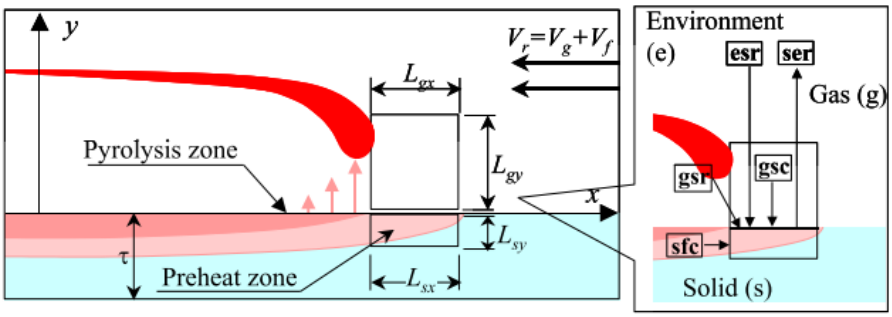


图 4-3 二维火蔓延模型[192]

日本学者[192]尝试建立了基于 *Da* 数和辐射热损失数的简化的模型，用于关联常重力与微重力下的 LOC。对于热薄材料表面逆向蔓延火焰，其二维模型如图 4-3 所示，长度尺度关系为

$$L_{gx} \sim \alpha_g / V_r$$

$$L_{sx} \sim L_{gx} \sim L_{gy} \sim \alpha_g / V_r \tag{4-31}$$

$$L_{sy} = \tau$$

对于热区的火焰传播，热平衡方程为

$$V_{f,th}\rho_s c_s L_{sy} W(T_v - T_\infty) \sim \lambda_g \frac{(T_f - T_v)}{L_{gy}} L_{gx} W \tag{4-32}$$

求解方程可得到火蔓延速度

$$V_{f,th} \sim \frac{\lambda_g}{\rho_s c_s \tau_s} \frac{T_f - T_v}{T_v - T_\infty} \tag{4-33}$$

当考虑火焰向环境辐射损失的热量时，能量平衡方程为

$$V_{f,th}\rho_s c_s L_{sy} W(T_v - T_\infty) + Q_{rad} \sim \lambda_g \frac{(T_f - T_v)}{L_{gy}} L_{gx} W \tag{4-34}$$

式中，$Q_{rad} = \varepsilon(1 - a_{abs})\sigma(T_v^4 - T_\infty^4)L_{sx}W$，引入无量纲火焰传播速度$\eta = V_f/V_{f,th}$，式（4-1）变为

$$\eta + R_{rad} = 1，其中 R_{rad} = \frac{\varepsilon(1 - a_{abs})\sigma(T_v^4 - T_\infty^4)}{\rho_g c_g V_r (T_f - T_v)} \tag{4-35}$$

R_{rad} 是无量纲辐射损失数。式（4-35）表明如果 R_{rad} 接近 1，η 接近 0，此时发生辐射引起的熄灭。研究发现当逆向相对速度 V_r 变小时，R_{rad} 变大。因此，如果逆向气流速度 V_g 足够小，R_{rad}~1，此时燃烧反应为微重力反应区。

另一方面，如果逆向气流速度 V_g 很大，会发生吹熄。当 V_g 很大时，氧气在气相预热区的停留时间与化学反应时间相当。停留时间和化学反应时间定义如下

$$t_{res} = L_{gx}/V_r$$

$$t_{chem} = m_F/\omega_F L_g^2 W = \left[\rho_g Y_O A exp\left(-E/RT_f\right)\right]^{-1} \tag{4-36}$$

式中，ω_F是化学反应速率，$\omega_F = \left(\rho_g Y_F\right)\left(\rho_g Y_O\right) A exp\left(-E/RT_f\right)$, m_F是预热区产生的气相可燃物的质量，$m_F = \rho_g Y_F L_g^2 W$。Damköhler 数（Da）可以表示为

$$Da = \frac{t_{res}}{t_{chem}} \sim \frac{\alpha_g}{V_r^2} \rho_g Y_O A exp\left(-E/RT_f\right) \tag{4-37}$$

如果 Da 接近 1，此时燃烧变为化学反应控制。利用 R_{rad} 和 Da 这两个无量纲数就可以得到材料的可燃极限边界。

4.2 实验方法

微重力下固体材料燃烧特性的实验研究工作包括空间微重力实验、地基微重力实验和地面模拟实验等，空间微重力实验主要利用空间站、航天飞机、货运飞船以及卫星等航天器进行，地基微重力实验平台主要有落塔、探空火箭、失重飞机等，地面实验方法主要是水平窄通道和低压模拟。

4.2.1 微重力固体材料燃烧实验研究

1966 年美国利用 KC-135 飞机进行的固体材料可燃性试验[193]，是最早以航天器火灾安全为背景的研究。虽然也有早期的研究[194]，Olson 等[177,195]利用 NASA 格林中心的落塔设施对热薄固体材料表面火蔓延开展的研究是较为系统的工作。他们发现了在低速流动条件下，火蔓延速度随着气流速度的增加而增加的规律，并获得了热薄纤维素材料的可燃极限边界。之后，他们与 Fujita 团队合作，在日本的 JAMIC 落塔开展了热薄固体材料着火以及着火后火蔓延的三维特性实验[196]，相关的研究工作发现在微重力条件下着火延迟时间受到气体混合过程的影响。着火延迟时间与气流速度呈反比，也就是随着混合时间的增加而增加。Roslon 等[197]利用抛物飞机开展了热厚固体材料着火实验。2009 年-2011 年，Olson 等[198–200]在 NASA 格林中心的落塔开展了系列实验，对微重力条件下不同氧气浓度、气流速度和压力下热薄纤维素材料着火和火蔓延过程开展了研究。一方面，发现了在微重力近极限条件下连续火焰分裂成小火焰的现象，另一方面，认识了微重力条件下低压、氧气浓度和低速流动对着火延迟时间和火蔓延的影响。Vietoris 等[201]利用探空火箭提供的微重力时间对低速流动中热厚材料表面火蔓延过程开展了详细测量，实验结果为火焰辐射、向内部的热传导以及表面辐射对熄灭的影响提供了数据。Olson 等[202]的探空火箭实验对气流速度、辐射热量影响热厚材料火蔓延开展研究，探讨了火焰熄灭的控制机理。

Fujita 等[203]在日本 JAMIC 落塔提供的 10 s 的微重力时间内，同时也在抛物飞机（Diamond Air Service, DAS）提供的 20 s 的微重力时间内开展了相关的实验，对热薄材料在静止环境中的着火过程开展了研究，发现着火延迟时间随着氧气浓度和压力的增加而减小，并认为气相反应控制点火过程。2002 年，Fujita 等[204]在 JAMIC 的落塔实验装置上对强迫对流对聚乙烯绝缘电线火蔓延的影响开展了研究，采用的氧气浓度为 21%-50%，气流速度为 0-30 cm/s，结果表明在较高的氧气浓度下火蔓延更容易受到气流速度的影响。2005 年，Takahashi 等[139]在日本 4.5 s 落塔实验设施上开展了热薄固体材料辐射点火特性实验，研究发现无论照射角度如何，红外加热的点火时间都比近红外加热的点火时间短得多，这

主要是由于气化到点火的时间不同造成的。Takahashi 等[205]在日本 4.5 s 落塔实验设施上对导线燃烧开展实验，研究了火焰在导线绝缘层上蔓延时不稳定的熔融绝缘层体积变化特性，结果表明随着逆向气流速度的增加，熔融材料的体积单调增加。之后，Takahashi 等[192]利用抛物飞机在不同的气氛中开展了热薄材料的火蔓延及熄灭特性实验，通过与地面测试方法结合，建立了材料可燃极限预测模型。他们在抛物飞机上对多种不同材料开展可燃特性测试[206]，发现对于热解温度较高的材料，其在微重力下的极限氧气浓度比常重力下高。对于 NOMEX 和 PC 材料，极限氧气浓度随着气流速度的增加线性增加。2021 年，Takahashi 等[207]对厚度为 0.1-1 mm 的 PMMA 和 PC 材料开展了抛物飞机微重力实验，研究了中等厚度材料的可燃特性，分析表明试样厚度的增加对辐射热损失的增加具有等效效应，且当材料热解温度较高时，这种厚度效应被放大。

我国的微重力燃烧研究从上世纪 90 年代开始起步[208]，在中科院微重力实验室的 3.6 s 落塔地基实验设施建成后[209]，我国开展了丰富的短时微重力实验，进一步促进了微重力燃烧与载人航天火灾安全的研究。Wang 等[210]对受限空间内的火蔓延开展了火蔓延实验，研究了流场结构与火焰的相互作用。在受限空间中，火焰附近的流动会受热膨胀，并使得来流的气体加速。在火焰上方，气流推动火焰向试样表面移动，增加了氧传输，这就解释了火蔓延速度随通道高度的变化规律。Wu 等[211]对不同直径的球开展实验研究，揭示了固相热损失和辐射对燃烧特性的影响，获得了材料熄灭的临界质量损失速率和临界质量传递数（B 数）。Sun 等[212]研究了导线外面绝缘材料 PE 热解后的液滴滴落特性，计算了熄灭的临界质量损失速率。Zhu 等[213]对热塑性材料的火蔓延过程开展了研究。

在空间实验方面，在 Apollo1 号和 13 号飞船发生火灾事故背景下，1974 年，美国在太空实验室（Skylab）中进行的第一个燃烧实验就是微重力条件下材料的可燃性及灭火问题[214]。欧洲最早的微重力燃烧研究，也是燃料表面的火焰蔓延[215]，这方面的研究还受到俄罗斯[216]、日本[217]等国家的重视。美国和俄国合作在和平号空间站中对柱状材料开展了实验[218]，试样直径 4.5 mm。对 PMMA、聚甲醛树脂和高密度聚乙烯的实验发现，在 0-8.5 cm/s 的同向气流（氧气浓度 23.6%-25.4%）中，每一种材料的火焰蔓延都存在极限气流速度（0.3~0.5cm/s），

当气流速度减小时，火蔓延速度减小，但火焰变大。Olson 和 Ferkul[219]在国际空间站上完成的实验进一步研究了三种直径（6.36 mm，9.52 mm 和 12.7 mm）PMMA 圆柱表面的顺风火焰蔓延，指出虽然辐射热损失对冷熄极限起主导作用，在吹熄极限附近辐射热损失的影响可以忽略，在火焰熄灭极限曲线的底部，气流速度与扩散速度在同一量级，临界 Damköhler 数从停留时间极限变为扩散时间极限，火焰熄灭为从吹熄极限向冷熄极限转移。同样是在国际空间站中，Link 等人[220]对 PMMA 圆柱表面的逆风火焰蔓延进行了实验研究，结果表明，在热传导控制区，火蔓延速度随着氧气浓度和气流速度的增加而增加，与地面常重力实验结果相比，在氧气浓度为 21%时，微重力火蔓延速度小于常重力的情况，而在氧气浓度为 19%时却相反；另外，在常重力下，氧气浓度低于 18%时火焰不能稳定蔓延，而在微重力环境中，氧气浓度为 17%时，火焰仍然能够稳定蔓延，即微重力下材料的可燃性增强。近年来，美国在空间站的货运飞船上开展了固体材料的燃烧实验[221]。对固体材料表面同向火蔓延[222]、不规则构型的材料[223]、大尺寸材料[224,225]开展了实验研究。实验中发现稳定状态的同向蔓延火焰，研究了尺度对火蔓延的影响规律，同时研究了不规则构型试样的可燃特性。

我国已经完成的空间微重力燃烧实验主要集中在固体材料着火、火焰蔓延和烟气生成特性以及多孔材料闷烧（阴燃）等方面。实践八号卫星多孔材料闷烧实验使用与载人航天器舱内气氛接近的实验条件，揭示了材料闷烧点燃和双向蔓延过程的主要特性，首次发现微重力环境下的闷烧向有焰燃烧的转变[226]。实践十号卫星固体材料着火及燃烧特性研究对不同氧浓度和低速气流环境中的热厚材料燃烧过程进行系统观测，测定典型热厚材料的可燃极限边界，揭示微重力火焰蔓延模式的分布特征，阐明了近极限火蔓延和熄灭机理[227]。在空间环境中电器过载可能引发严重火灾。实践八号卫星导线着火前期特性实验采用导线自身过载电流作为点火源，模拟实际火灾发生的情形，获得了导线在着火前期的温度和辐射特征[228]。实践十号卫星电流过载条件下导线绝缘层着火烟的析出和烟气分布研究，发现了微重力下烟气析出的不同模式，认识了其形成机理、影响因素以及对导线附近温度分布的作用机制[229]。

鉴于地面微重力实验设施的局限性和空间实验机会的稀缺性，Ivanov 等[218]

发展了一种能够模拟微重力燃烧环境的水平窄通道（Narrow Channel Apparatus）实验方法，以便在地面实验室中开展长时间的模拟微重力实验。此后，窄通道被不同研究者用于热薄固体材料表面火蔓延研究[200,230–234]，并进而应用到热厚材料燃烧实验[235–237]，研究了低速流动中 PMMA 表面顺风和逆风火焰的蔓延及熄灭特性。实验发现[235]，逆风火焰在低速流动中的蔓延速度反而大于顺风火焰，火焰顺风蔓延时材料的可燃范围（以气流速度和氧气浓度为坐标）大于逆风火焰，即在逆风火焰的可燃极限边界外存在附加的顺风火蔓延区域。对于逆风蔓延火焰的实验还发现[236]，当气流速度和氧气浓度接近火焰熄灭边界时，连续火焰分裂成为独立的、可稳定蔓延的小火焰（flamelet），该现象的存在使材料的可燃范围扩大到连续火焰边界之外；分析表明，热区火蔓延理论不能很好地预测火焰在低速流动中的蔓延速度，其偏差随着气流速度和氧气浓度的减小而增大，这是因为热区理论忽略了对低速流动区火蔓延有重要影响的热辐射的作用。通过分析不同高度通道内火蔓延过程中的壁面热损失和全局反应当量比发现[234]，在通道高度为 5 mm 时，可以取得壁面热损失与全局当量比之间的最佳平衡。应该指出的是，窄通道实验提供了低速流动条件下热厚材料火蔓延的重要信息，但是有关发现需要微重力实验的定量检验。低压条件下环境的密度降低，从而可以减小浮力流动，低压环境也被用于模拟微重力环境。Thomsen 等[238,239]通过分析和比较微重力实验以及低压环境下热薄和热厚材料表面的同向火蔓延实验发现，在环境压力降低时，火蔓延速度与低重力下的火蔓延速度接近。

4.2.2 微重力固体材料可燃性试验

对于微重力下固体材料可燃极限的表征以及载人航天器材料防火性能评价，常用的测试方法有火焰向上传播试验和电线绝缘层材料的可燃性试验、MOC 和 ULOI 方法、LOI 方法。

（1）火焰向上传播试验和电线绝缘层材料的可燃性试验

NASA-STD-6001B 中最基本的材料可燃性测试为火焰向上传播试验，它也被国际标准化组织（ISO）注册为 ISO-14624-1[240]。火焰向上传播试验本质上是一个通过/不通过的测试，以评估航天器使用材料能否使用。在该测试中，在航天器中材料暴露的环境条件下观察通过材料向上蔓延的火焰。如果材料通过了测试，

该材料则能被允许航天器使用。试验装置如图 4-4 所示。在试验 1 中，长 33 cm、宽 5 cm（通常用于最坏情况下的厚度）的垂直条状材料固定在支架上。然后，在与材料暴露的最坏环境相同的条件下，用化学点火器在底部点燃材料，使火焰同时向上传播。如果火蔓延超过 15 cm，或者燃烧碎片滴在距样本下部 20 cm 的 K-10 纸上并点燃该纸，则该材料不合格。

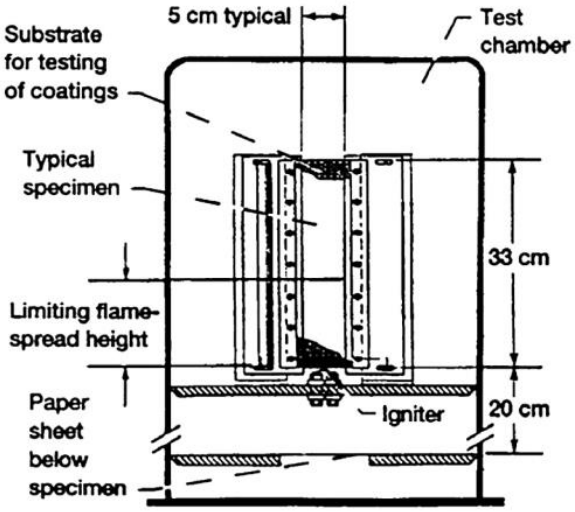


图 4-4 NASA-STD-6001B 向上火焰传播实验装置（试验 1）[241]

对于导线，采用电线绝缘层材料的可燃性试验，用于评估航天器中可能出现的最坏情况下的导线可燃性。这种试验方法也被注册为 ISO-14624-2。美国线规（AWG-20）通常使用长约 120 cm、有效区域为 30 cm 的线材作为试验样品。如图 5，导线与垂直线呈 15°倾斜，在相当于材料被暴露在最坏情况的环境条件下，于底端由化学点火器点燃。材料测试不通过有两种表现：①在内部导线温度为 125℃或导线的最高工作温度下，火蔓延超过 15 cm；②燃烧碎片滴在一张距样本下部 20 cm 的 K-10 纸上并能点燃该纸。

这种通过/不通过测试的缺点是其结果只适用于相同的测试条件，并不能提供关于材料在航天器条件下实际可燃性的信息。如果相关测试能提供材料可燃极限值的相关信息，则可用作其他空间活动的设计数据，将得到更有意义的结果。这样即使航天器中的氧浓度发生变化，使用者也不必在这些条件下重复进行相同的材料评估测试。此外，在为特定的环境气氛设计航天器时，这样的可燃极限值等参数也能更好进行材料选择。

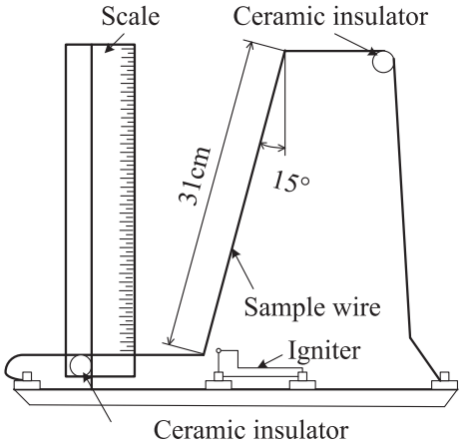


图 4-5 NASA-STD-6001B 导线可燃性实验装置（试验 4）[241]

（2）MOC 和 ULOI 方法

基于以上考虑，NASA 引入了与向上火焰传播实验相对应的 ULOI（Upward Limiting Oxygen Index，即上限氧指数）和 MOC（Maximum Oxygen Concentration，即最大氧浓度）的概念，称为改进的测试方法[242]。ULOI 被定义为大约 50%的样品不符合试验 1 的测试标准的氧浓度。MOC 定义为至少有 5 个样品通过燃烧标准以及至少有一个样本在含氧量高出 1%的环境中失效的氧浓度水平。其优点是对航天器中不同环境气氛具有广泛的适用性。

基于以上定义，NASA 已经进行了许多确定这些指数的试验，如塑料和弹性体、商用织物和塑料以及复合材料的 ULOI 和 MOC。虽然 ULOI 和 MOC 是有用的概念，但目前还不清楚这些指数在微重力中的工作原理。在微重力环境中，自然对流不会发生，而且由于暖通空调系统或宇航员的移动，会出现非常低的流速。此外，燃烧产物仍然存在于燃烧发生的区域周围。这种差异导致材料可燃性的变化。因此，必须确定微重力条件下的最大可燃性极限与 ULOI 或 MOC 等指标之间的差异，以便即使在航天器的设定空气条件发生变化时，常重力下的指标也能有效地评估微重力条件下的火灾风险。

（3）LOI 方法

极限氧指数（LOI）方法是对使用改进的试验 1 方法进行评价的潜在替代指标，指在 ISO-4589-2[115]或 ASTM-D2863[116]规定的测试方法下，在固体材料上实现自维持火蔓延的最低氧气浓度。对于给定材料，对应 NASA-STD-6001B 中试验 1 或试验 4 的极限氧浓度（LOC）变化很大，如图 2，这解释了

ULOI 的需要。而这种变化归因于 LOI 方法的以下特点：（1）通过/不通过的判断方法是结合使用化学点火器时存在的 15 cm 火蔓延。化学点火器输入的热量会因个别运行情况而波动，从而导致火蔓延的差异。（2）由于自然对流引起火焰闪烁，火焰向上传播导致火焰对未燃材料的热量输入发生波动。（3）由于所使用的点火器类型的不同，当试样厚度足够大时，试验 1 或 4 通常作为点火试验，而不作为可燃性试验。

考虑到正常重力和微重力的差异时，点火试验的结果与可燃性试验的结果并不相同。通过试验 1 与 MOC 或 ULOI 方法比较，LOI 因其测试方法的性质，具有易于确定极限条件的优点。LOI 方法采用向下火蔓延（即反向火蔓延），点燃燃料条的上端，以确定自维持火蔓延的 LOC。这里的持续火焰是指点火后在燃料条上火蔓延 180 秒或 50 mm 长。样品的点火是通过丙烷扩散型燃烧器实现的，该燃烧器给试样顶部提供了足够的热量，减少了因点火器差异造成数据分散的可能性。在 LOI 方法中，样本通常长 80-150 mm，宽 10 mm，厚 4 mm，与在航天器中的使用无关。

这种空间使用材料评估方法存在着一个主要问题：虽然 LOI 方法在精确极限值方面具有优势，但是与试验 1 中使用的向上火蔓延相比，向下蔓延的火焰通常不严谨。然而，如果微重力条件下的实际极限氧浓度与 LOI 值之间的差异能够合理地公式化，如最小极限氧浓度（MLOC），LOI 方法将是一种用于评估材料在空间使用可接受性的有前景的方法。当以 MOC 或 LOI 等指数为基础的标准进行材料筛选时，该指数与微重力条件下的实际可燃性极限的差异，如 MLOC 是保证空间消防安全的重要信息。这是因为在微重力条件下，材料的可燃性会更高。Fujita 认为 LOI 法作为一种测试方法具有普适性，且易于确定极限值，更适合作为未来的标准[191]。

4.3 重要数据及科学贡献

微重力条件下固体材料着火、火蔓延和熄灭特性的研究可以参见综述[169,191,245,246]。本报告针对项目研究相关的内容进行综述。

4.3.1 微重力固体材料着火特性

Roslon 等[197]在航天飞机上开展了固体材料着火实验，结果表明着火延迟

时间随着流动速度的增加而增加。在实验中，由于微重力时间小于材料的着火延迟时间，固体材料在飞机上升阶段就置于辐射热流的下方。此外，飞机的抖动引起的浮力流动的影响不能忽略，所以该规律的可靠性有待进一步分析。Zhou 等[247]通过开展数值模拟发现，在外加辐射热流量一定时，着火延迟时间随着气流速度增加而增加，当辐射热流量达到 40 kW/m^2 时，着火延迟时间几乎不随气流速度变化。Zhou 的研究中，气流速度为 9 cm/s、15 cm/s、100 cm/s 以及 175 cm/s，显然在 9 cm/s 时火焰受到辐射热损失的影响，更容易发生冷熄，而在 175 cm/s 的气流速度时，火焰更容易吹熄，两种情况下，火焰熄灭的临界条件不同[248]。但是在数值计算过程中以相同的临界质量流量作为熄灭判据，这使得模拟结果的可靠性存疑。

McGrattan 等[249]对热薄纤维素材料在微重力下的着火过程以及着火后向火蔓延的转变过程进行了数值模拟，研究了气流速度（0-5 cm/s）外加辐射热流分布对着火向火蔓延转变过程的影响。结果表明，着火后，火焰同时向两个相反的方向蔓延。这个现象也在落塔实验中得到了证实。同时，实验和数值结果均表明火焰逆向蔓延速度更大，随着火蔓延的进行，同向蔓延火焰最终熄灭。Olson 等[199]通过开展落塔实验，对热薄纤维素材料的着火特性开展了实验研究。实验中利用电热丝点燃试样，材料在小于 1 s 的时间内点燃，结果表明，着火延迟时间随气流变化并没有表现出很好的趋势性，着火延迟时间受到氧气与热解产物混合时间的影响。之后，Olson 等[196]对热薄纤维素材料开展辐射点火实验，发现着火延迟时间与流动速度成反比，也就是与混合时间成线性关系。尤其在较低的氧气浓度下，延迟时间对气流速度的依赖关系更加显著。Fereres 等[250]利用数值模拟对压力和重力对固体材料着火延迟特性的影响开展了研究，结果表明，随着压力和重力的增加，着火延迟时间增加，降低压力和降低重力对着火延迟时间的影响规律一致，着火过程和火焰的形态也表现出相似的特性。朱凤等[251]对实践十号卫星实验数据分析，获得了不同氧气浓度和环境压力条件下热厚材料的着火特性。研究发现在外加热源消失后，氧气浓度较高时，点火形成的材料表面火焰可以自维持并稳定传播，氧气浓度较低时，火焰不能自维持并最终熄灭，材料的着火具有爆炸性，材料热解形成的可燃气

瞬间被点燃形成火焰。

4.3.2 微重力火蔓延和熄灭特性

（1）环境条件的影响

Olson[177]通过开展落塔实验并结合高速流动中的地面火蔓延实验结果，给出了整个流动速度范围内热薄材料表面火蔓延速度随气流速度的变化，如图 4-6 所示。在氧气浓度较低（≤21% O_2）时，火蔓延速度随着气流速度先增加至最大值然后降低，而在较高的氧气浓度（35% O_2），随着气流速度的增加，火蔓延速度先增加后保持不变，随着气流速度的持续增加，火蔓延速度降低。显然，微重力低速流动下的火焰蔓延特点与地面浮力流动影响下的低速流动中的火焰蔓延表现出了不同的蔓延规律，在微重力低速流动中，火蔓延速度可能更大，火灾危险性可能增加。

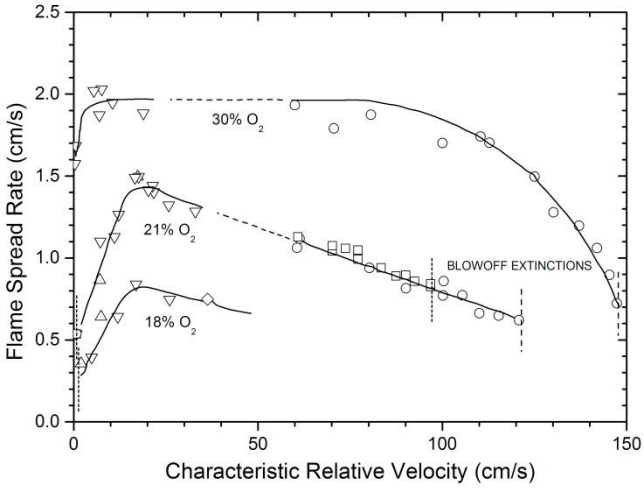


图 4-6 三种氧气浓度下火蔓延速度随着特征气流速度的变化[177]

热厚材料燃烧实验需要的微重力时间较长，落塔等地基微重力设施不能满足要求，已有的固体材料燃烧的微重力实验大部分集中在热薄材料[169]，对热厚材料进行的实验还很少。West 等[252]（1996）和 Altenkirch 等[253]在美国的航天飞机上针对不同压力（0.1 MPa 和 0.2 MPa）和氧气浓度（50% O_2 和 70% O_2）的静止环境中的 PMMA 表面火焰蔓延进行了实验研究，观测到可持续数分钟、但蔓延速度不断减小并最终熄灭的非稳态火焰。Vietoris 等[201]在探空火箭上开展了微重力实验，对氧气浓度为 40%，依次降低的三个气流速度（15 cm/s、10 cm/s 和 5 cm/s）中的火焰逆向蔓延开展了研究，分析了火蔓延区域、过渡区以及

熄灭区的特点。Olson 等[202]利用探空火箭观测了低速气流（$V_g \leq 10$ cm/s）中热厚 PMMA 平板表面的火焰逆向蔓延，发现当氧气浓度较高（50% O_2 和 70% O_2）时，火焰在流动速度很低（$V_g = 1$ cm/s）的气流中不能维持火焰蔓延。$Y_{O2} = 50\%$ 时，实验测量了 V_g = 1 cm/s、5 cm/s 和 10 cm/s 时的火蔓延速度。Olson 等[254]认为在低速流动下，火蔓延速度随气流速度的增加不再是线性增加的变化，而是呈现指数增加的变化趋势。由于实验数据有限，在低速流动区域火焰蔓延的规律需要开展更多的实验来展开研究。近年来，在天鹅座（Cygnus）航天器上，美国的科学家对大尺寸试样开展了实验研究[221,255]，这些试样包括 PMMA 平板、硅树脂平板以及棉-纤维混合织物组成的材料。结果发现，对于热厚的平板试样（5 cm 宽，1 cm 厚，29 cm 长），表面火焰同向蔓延时可以达到稳定[222]；对硅树脂试样的研究表明，由于在燃烧时产生的二氧化硅粉末可以抑制火焰蔓延，在微重力下，所有的硅树脂试样都没有出现表面火蔓延现象，这表明在常重力和微重力下，复杂的燃烧行为（如开裂、剥落等）可能会有所不同，从而导致两种环境下材料可燃性的差异[256]。对大尺寸和小尺寸试样开展的实验结果表明，较窄的试样其表面火蔓延速度更大，由于侧边氧气扩散的影响，火焰驻离距离减小，使得材料表面得到的热反馈更大，促进了火蔓延[224,225]。

氧气浓度和气流速度可以产生火焰的熄灭极限，该熄灭极限有两种：冷熄极限和吹熄极限。熄灭极限是衡量材料可燃性的重要特征参数，表示材料的可燃范围。对热薄材料，T’ien 等[257]通过开展数值模拟研究了固体材料表面火焰的熄灭现象，发现在高拉伸率区域化学反应速率对火蔓延起重要作用，而在低拉伸率区域辐射热损失影响火蔓延，从而验证了辐射熄灭极限（即冷熄极限）和吹熄极限两个熄灭极限的存在。吹熄极限和冷熄极限的交点对应的氧气浓度定义为基本氧气浓度极限（FLOL）。当氧气浓度低于该值时，无论气流速度大小火焰都不能维持蔓延。

图 4-7 给出了 T’ien[257]通过理论分析和数值计算得到的由氧气浓度和气流速度决定的同向蔓延火焰的熄灭极限，结果表明由氧气浓度和气流速度决定的固体表面蔓延火焰的熄灭极限为 U 型。火焰的吹熄极限可以由 Damköhler 数（*Da* 数）来解释[160,166,257]。*Da* 数是氧气在火焰中的停留时间(τ_p)与化学反应时间

(τ_c)的比值。当 Da（$=\tau_p/\tau_c$）< 1（或小于一个临界值）时，固体材料表面的火焰被吹熄。他们提供了 Da 数的定义并从实验上关联了 Da 数与无量纲的火蔓延速度。此外也证实了在高速流动下熄灭是受到较小的 Da 数的控制。

Olson 等[177,195]结合短时微重力实验以及高速流动条件下的火蔓延实验结果[160,258]确定了热薄纤维素燃料逆向蔓延火焰的熄灭极限。正如 T'ien 等[169,257]所预测的那样，火焰稳定蔓延时对应两个分支：吹熄极限和冷熄极限，并且存在最低氧气浓度。图 4-8 给出了热薄纤维素燃料表面火蔓延速度随气流速度变化的控制机理分区。在火焰稳定蔓延区域，根据控制机理的差别可以分成三个部分：区域 I：气相传热控制区域，火蔓延速度不随气流速度变化，区域 II：停留时间控制区域，火蔓延速度随着气流速度的增加而下降；区域 III：氧气传输控制区域，火蔓延速度随着气流速度的增加而增加。

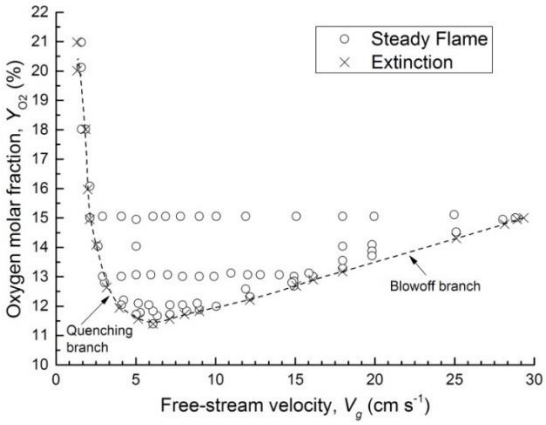


图 4-7 数值计算得到的热薄材料表面同向蔓延火焰的熄灭极限边界[257]。

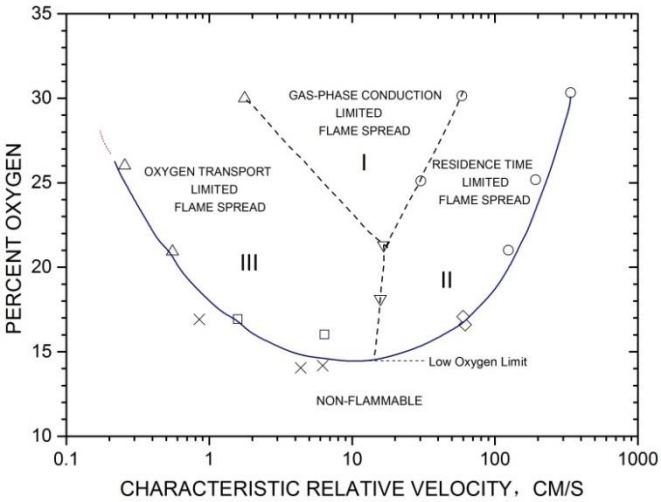


图 4-8 热薄材料表面逆向蔓延火焰熄灭极限[177]

Altenkirch 和 Bhattacharjee 的团队[253,259–263]结合航天飞机实验针对热薄和热厚材料在不同压力和不同氧气浓度时的吹熄极限开展了相关的研究。他们报道了在静止的微重力环境中（70% O_2，1atm）辐射热损失的重要性。此外，Bhattacharjee 等[165,264]通过量纲分析对逆向蔓延的火焰展开讨论，引入了“辐射数”的概念。之后，他们指出利用辐射数估算的冷熄极限与微重力实验测试的极限一致。Takahashi 等[264-266]对热薄 PMMA 在微重力环境中开展了低速流动条件下的火焰蔓延实验，讨论了薄材料厚度的影响和不同稀释气体的影响，结果表明辐射数可以有效的解释火焰蔓延过程中的熄灭现象。

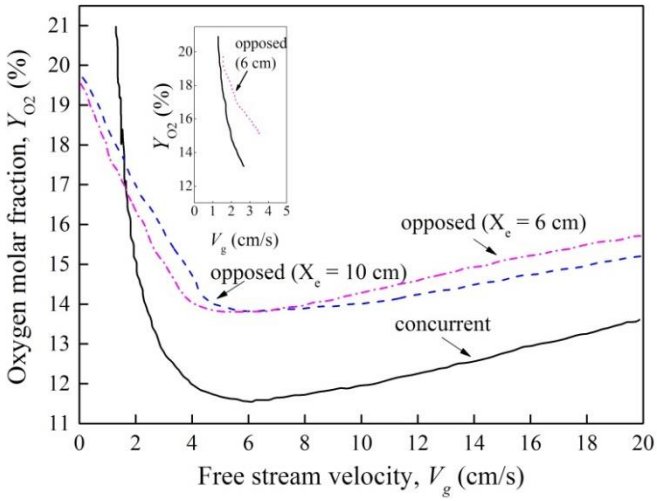


图 4-9 热薄材料表面同向蔓延和逆向蔓延火焰的熄灭极限比较[267]

Kumar 等[267]利用数值计算，比较了同向和逆向蔓延火焰的熄灭极限，如图 4-9，这里给出的是薄纸燃料燃烧时的极限氧气浓度与火焰特征相对速度之间的关系，在给定的流动速度条件下，火焰能够同向蔓延时对应的极限氧气浓度更低，这种规律在极低的自由流动速度时除外。在气流速度极低时，火焰仍然可以逆向蔓延，但是不能同向蔓延，同向蔓延火焰的熄灭极限与逆向蔓延火焰的熄灭极限会出现交叉。但是当以气流速度与火蔓延速度的相对速度作为横坐标时，这种交叉现象就会消失，同向蔓延范围大于逆向蔓延的范围。

Ivanov 等[218]在和平号空间站上利用实验装置 Skorost 对 PMMA、聚甲醛树脂和高密度聚乙烯开展了火焰熄灭实验，采用了直径 4.5 mm 的柱状试样。在 0 - 8.5 cm/s 的同向气流（氧气浓度 23.6% - 25.4%）中，每一种材料的火焰蔓延都存在极限气流速度（0.3～0.5cm/s），当气流速度减小时，火蔓延速度减小，但

火焰变大。而在地面常重力环境中，相同的实验条件下，即使没有强迫对流，火焰也能够稳定蔓延。

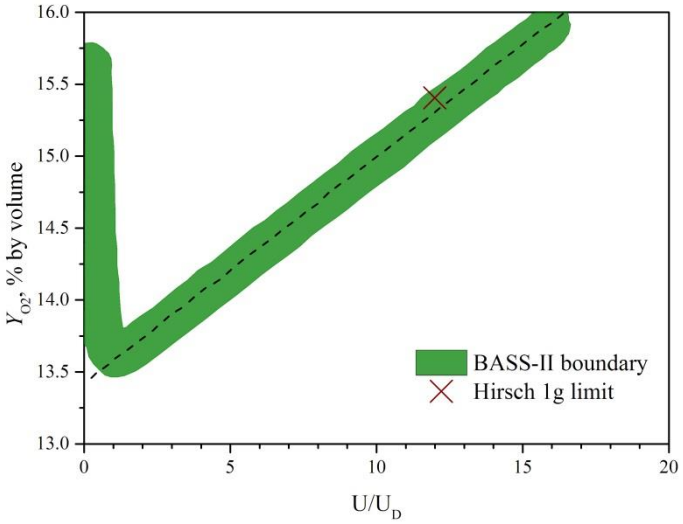


图 4-10 柱状材料向上蔓延火焰的熄灭极限[220]

Olson 和 Ferkul[219]在国际空间站上完成的实验研究了三种直径（6.36 mm，9.52 mm 和 12.7 mm）的 PMMA 圆柱表面顺风蔓延火焰，给出了柱状材料向上蔓延火焰的熄灭极限（如图 4-10），指出虽然辐射热损失对冷熄极限起主导作用，但是在吹熄极限附近辐射热损失的影响可以忽略，在火焰熄灭极限曲线的底部，气流速度与扩散速度在同一量级，临界 Damköhler 数从停留时间极限变为扩散时间极限，火焰熄灭从吹熄极限向冷熄极限转移。Link 等[220]在国际空间站中开展了 PMMA 圆柱表面的逆风火蔓延实验，结果表明在热传导控制区火蔓延速度随着氧气浓度和气流速度的增加而增加，与地面常重力实验结果相比，在氧气浓度为 21%时，微重力火蔓延速度小于常重力的情况，而在氧气浓度为 19%时却相反；另外，在常重力下氧气浓度低于 18%时火焰不能稳定蔓延，而在微重力环境中氧气浓度为 17%时，火焰仍然能够稳定蔓延，即微重力下材料的可燃性增强。

在熄灭极限附近，火焰蔓延模式也可能发生变化。在冷熄极限附近，Olson 等[200]对低速流动下热薄材料表面蔓延火焰研究发现，当气流速度降低至接近熄灭极限时，连续火焰的前锋会变得褶皱，之后分裂成小火焰（Flamelet）。分裂后的小火焰通过缩小体积同时增加比表面积来减少自身的热损失同时增加氧气质量传输来维持火焰蔓延，这种现象使材料的可燃范围扩大到连续火焰边界之外。热厚材料表面连续火焰分裂成小火焰的现象尚未在空间微重力实验中发现。

Matsuoka 等[268]在常重力环境中，利用竖直放置的窄通道研究了热厚 PMMA 平板表面的火焰蔓延现象，在纯氧环境中靠近熄灭极限气流速度时发现了稳定存在的小火焰，并将小火焰的形成机理归结为火焰前锋的扩散-热不稳定性。在吹熄极限附近，火焰蔓延模式也发生变化。Fernandez-Pello 等[269]在对柱状 PMMA 试样的实验发现，当强迫流动速度较大时，在固体试样的最上端有一个稳定区域（即止滞区域），这个稳定的流动使得燃料在最大的气流速度时保持燃烧但是火焰不能蔓延。在这个区域内，火焰虽然不能蔓延，但是表面继续退化，试样顶部的燃烧锥变小，直至顶部变平，之后火焰熄灭。Huang 等[270]对这种情况下的燃烧现象开展了进一步的研究，并将这种蔓延模式总结为燃料退化燃烧（Fuel Regression），认为这种燃烧模式的出现是由于在燃料顶部下游会形成涡旋，使得火焰边缘发生吹熄，而在燃料顶部有一个回流区，起到稳定火焰的作用。对热厚材料，Fernandez-Pello 等[160]实验测量得到了材料表面火焰蔓延的吹熄极限边界，他同样认为火焰的吹熄是由于受到有限快化学反应速率的影响，该认识与 T’ien 等[257]的分析一致。王双峰团队利用我国“实践十号”科学卫星较为系统地开展了热厚固体材料火蔓延和火焰熄灭实验[209, 227 251]。根据对空间实验结果的分析，以氧气浓度和气流速度为控制参数，确定了冷熄极限附近热厚材料的可燃性图谱；进一步地，在可燃区域内，给出了火焰蔓延的稳定性边界，在稳定蔓延区，火焰以连续火焰的形式向前蔓延，在不稳定区，连续火焰不能稳定存在，失稳后最终演化成稳定的小火焰。火焰前锋的扩散-热不稳定性（Diffusive-Thermal Instability）是这两种蔓延模式之间转变的控制机理。当火蔓延速度逐渐靠近熄灭条件时，总的热量损失（表面辐射热损失加上固体材料向内部传导的热量）在火焰传导热量输入中的比例迅速增加，当热损失率达到一定值时，火焰最终发生熄灭。根据不同氧气浓度的实验数据推测可知，在可燃极限图谱中，冷熄极限和稳定性边界分别与热损失的极限比例和临界比例存在内在联系，或者说，冷熄极限和稳定性边界分别对应了一个极限火蔓延速度和一个临界火蔓延速度。

环境压力是固体材料可燃性的主控因素之一[271]。Frey 等[175]研究了气压对薄纸板表面水平和竖直方向火蔓延熄灭极限的影响。结果表明在常重环境中，两火蔓延方向的极限氧摩尔分数均随气压的增大而减小。Ramachandra[262]和

Bhattacharjee 等[261]在航天器静止气氛中开展实验得出结论：火蔓延速率随环境气压的增大而增大。West 等[252]研究了厚 PMMA 的可燃性，发现火蔓延速率不稳定，且实验气压范围内的影响机制不清晰。Kikuchi 等[272]在开展 10 秒落塔实验时考虑了气压影响，研究指出微重力下 ETFE 导线的火焰熄灭极限比常重力下大。Olson 等[273]和 Jiang 等[274]给出了微重力下炭化和非炭化材料表面火蔓延速率和压力的函数关系。Hirsch 等[275]基于 NASA-STD-6001B 对 ULOI 和 MOC 的测定也考虑了气压影响。Nakamura 等[276,277]在无风和有风下研究了气压对聚乙烯电线绝缘层火蔓延的影响，指出在实验压强范围内火蔓延速率随气压的减小而增大，火蔓延由预热区接收的热量控制。此外，只要气压对化学反应的影响可以忽略，低压实验可用来模拟减重力环境。基于此，McAllister 等[278,279]和 Fereres 等[280]开展了低压下的引燃实验以模拟低重力环境，固体材料在低压下表现出更高的可燃性。

（2）材料厚度和几何形状的影响

材料厚度是火焰熄灭极限的另一个重要影响因素。热厚型固体材料内的热传导在预热区的热平衡中起重要作用[38]，材料越厚其氧浓度极值越高。因此，在评估航天器用材料的氧浓度下限时，应考虑材料厚度。由于微重力条件下厚固体材料的燃烧时间较长，实验研究相对受限。代表性成果为航天飞机提供的静态微重力环境下厚 PMMA 样品燃烧的研究[165,252,253,264]，详细分析了不同厚度材料表面逆流火蔓延的火焰熄灭极限，并强调辐射热损失的影响。实验表明在 50%氧气浓度时火焰熄灭，数值模拟结果显示，当材料足够厚时，即使在纯氧气中火焰也会熄灭。

Olson 等[254]利用探空火箭研究了超低速气流（U_∞ ＜5 cm/s）及外部辐射（0 – 2 W/cm^2）对厚 PMMA 表面火蔓延的影响，提出三维效应下超低速气流中的火焰比二维模型下更稳定。Kumar 和 T’ien[281]研究了厚 LOI 标准样品的可燃极限，将火源建立在材料下游的末端处模拟最易燃的情况。结果表明该厚度下逆流火蔓延的氧浓度极值与标准样品厚度下的并无显著差异。Hosogai 等[191]采用 LOI 测试方法研究了材料厚度对氧浓度极值的影响，指出随着厚度增加，氧浓度极值呈现增加的趋势。

几何形状对火蔓延产生较大影响的典型情况是绝缘导线燃烧。航天器火灾一大主要诱因是电路及线束过载或短路，航天器网线绝缘材料的火灾安全关乎太空安全。NASA-STD-6001B 试验 4 特别规定了导线可燃性的评估方法。Greenberg 等[191]在 WIF 航天器实验项目中对 PE 包裹的 NiCr 导线进行了顺流和逆流条件下的可燃性测试，但实验次数有限，对火焰在导线绝缘层上的蔓延机理研究不充分。Hirata 等在 4.5 秒和 10 秒落塔上研究了 ETFE 和 PE 绝缘层导线在无风环境[272,282]和逆流下[204,283]的火蔓延，在抛物线飞行的飞机上研究了逆流火焰的熄灭极限[283,284]，在 2.7 秒和 4.5 秒落塔上研究了过载导线燃烧[285,286]。

导线圆柱状的几何特性和表面曲率使低流速区的燃烧增强[204,282,287]。内芯的热传导对火蔓延和熄灭也有显著影响[283,288–293]。以预测火焰熄灭极限氧浓度的公式(4-38)和(4-39)为基础，考虑上述因素对导线绝缘层燃烧的影响，可得到火焰吹熄和冷熄极限条件，即式(4-40)和(4-41)

$$\mathrm{Da} \equiv \mathrm{t_{res}}/\mathrm{t_{chem}}$$

$$\mathrm{Da} = \mathrm{B_1}(\alpha_g/\mathrm{V_r^2})\rho_g \mathrm{Y_o} \mathrm{A}\exp\{-\mathrm{E}/(\mathrm{RT_f})\} \tag{4-38}$$

$$R_{rad} = t_{gsc}/\mathrm{t_{ser}}(= \dot{\mathrm{Q}}_{\mathrm{rad}}/\dot{\mathrm{Q}}_{\mathrm{gs}})$$

$$R_{rad} = \mathrm{B_2}\frac{\varepsilon_s(1-\mathrm{a_{abs}})\sigma(\mathrm{T_v^4}-\mathrm{T_\infty^4})}{\rho_g \mathrm{c_g} \mathrm{V_r}(\mathrm{T_f}-\mathrm{T_v})} \tag{4-39}$$

$$\mathrm{Da} \equiv \mathrm{t_{res}}/\mathrm{t_{chem}} \sim (\alpha_g/\mathrm{V_r^2})\rho_g \mathrm{Y_o} \mathrm{A}\exp\{-\mathrm{E}/(\mathrm{RT_f})\} \tag{4-40}$$

$$R_{rad} = (\dot{\mathrm{Q}}_{\mathrm{rad}} + \dot{\mathrm{Q}}_{\mathrm{sc}})/\dot{\mathrm{Q}}_{\mathrm{gs}} \sim \frac{\mathrm{r_s}\varepsilon_s\sigma(\mathrm{T_v^4}-\mathrm{T_\infty^4})+\lambda_s(\mathrm{T_v}-\mathrm{T_c})/\ln(\mathrm{r_s}/\mathrm{r_c})}{\lambda_g(\mathrm{T_f}-\mathrm{T_v})/\ln\{1+\alpha_g/(\mathrm{r_s}\mathrm{V_r})\}} \tag{4-41}$$

其中，$\mathrm{t_{res}}$为火焰持续时间，$\mathrm{t_{chem}}$为化学反应时间，$\mathrm{Y_o}$为气体质量分数，$\mathrm{r_c}$为导线内芯直径，$\mathrm{r_s}$为导线外径，ε_s为导线绝缘层发射率，$\mathrm{T_c}$为导线内芯温度，$\mathrm{T_v}$为绝缘层气化温度，$\mathrm{T_\infty}$为环境温度，$\mathrm{T_f}$为火焰温度，λ_s为绝缘层热导率，λ_g为环境气体热导率。

几何效应在式中表现为对数形式[204,282,287]。假设 R_{rad}=1 时冷熄，由于微重力下预热区的流速已知，结合相关实验数据，可由式(4-41)导出绝缘层火焰的冷熄曲线，类似地，可由式(4-40)导出较高流速下的火焰吹熄曲线，两曲线的交叉点即对应氧浓度下限。式(4-40)和(4-41)提供了一种评价 LOI 与 MOC 准则差异的实用性方法。

在讨论导线燃烧时必须考虑电场和磁场效应[294]，该效应在常重力下影响较小。但微重力环境下，浮力效应消失，电场效应[295]和磁场效应[296,297]更加显著，进而影响材料的可燃性。Kim 等 298]研究发现电场效应对火蔓延速度影响显著，且取决于施加在导线上的电压。

4.3.3 微重力固体材料可燃性评价

Olson 等[195]在 NASA 的 2.2 秒和 5.18 秒落塔上开展实验，研究了实验室用纤维擦拭纸（热薄型）的火蔓延和熄灭极限，并与常重向下火蔓延进行了比较，得到了火蔓延速率函数表达式及火焰熄灭极限时的氧浓度。结果表明，在高氧浓度下，常重和微重力下的火蔓延速率差异不大；在接近熄灭极限的低氧浓度下，微重力环境的火蔓延速率低于常重。氧浓度极值在常重下约为 16.5%，微重力条件下为 21%（单层材料厚度）和 26%（双层材料厚度）。此外，Olson 等[299]研究了氧浓度极值随逆向流速的变化规律，得出维持火蔓延的极限氧浓度。Altenkirch 和 Bhattacharjee 等[252,253261,262,300]借助飞行器开展了微重力高氧氛围下热薄型纸和热厚型 PMMA 板可燃性的实验研究。结果表明热薄型材料表面维持稳定燃烧，热厚型材料表面为不稳定燃烧并伴随火焰熄灭。在俄罗斯和平号空间站 Skorost 装置上开展的低速同向流动中 PMMA、低密度聚乙烯和聚甲醛的火焰熄灭实验研究[218,301]，将环境氧浓度从 22.5%提高到 25.4%。实验结果表明随着流速降低，火蔓延速率降低，V_{flow}≤0.5 cm/s 时火焰熄灭。Nagachi 等[302]等探究了点火状态对后续火蔓延的影响，并发现微重力环境下点火总能量越高 LOC 越低。

如图 4-11，Yusuke 等[303]发现经过外辐射预处理的低密度 PE 铜芯导线在微重力环境下更不易燃。但一般固体材料在微重力下的可燃性极限更低。Takahashi 和 Fujita 等[283]研究了微重力和常重力下 PE 绝缘导线水平逆流火蔓延的氧浓度极值，导线内芯为 Cu 或 NiCr，由抛物线飞机提供微重力环境。实验结果表明，氧浓度极值随流速的减小单调递减；NiCr 导线的氧浓度极值比 Cu 导线低；各流速下微重力条件的氧浓度极值比常重时低 2%（图 4-12）。Osorio 等[284]对微重力下 ETFE 绝缘铜芯导线水平逆流火蔓延进行了实验研究，结果表明氧浓度极值比常重时降低约 6%，这说明材料在微重力环境下一般更易燃。

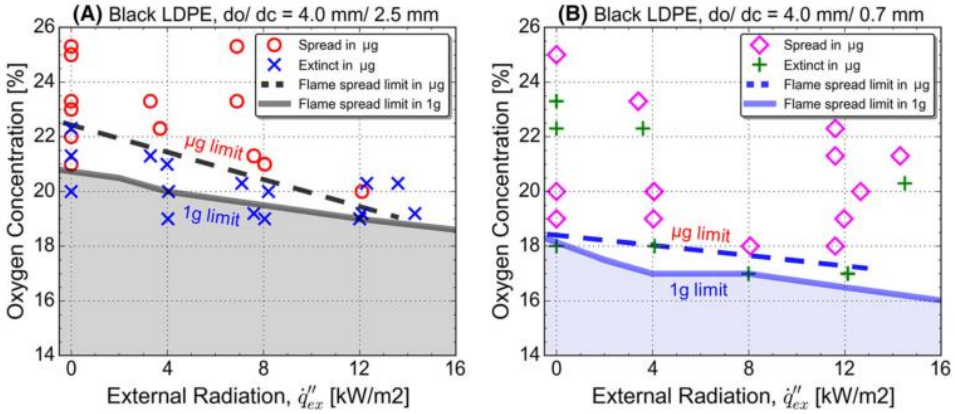


图 4-11 不同外辐射热通量常重和微重力下 Cu-PE 导线火焰熄灭极限分布图[284]

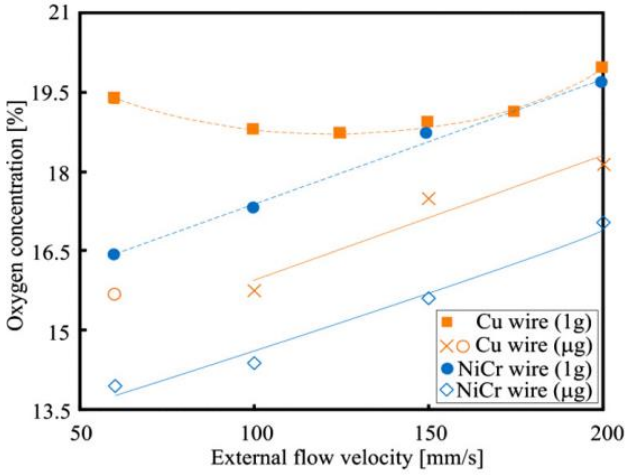


图 4-12 常重和微重力下聚乙烯绝缘层 NiCr/Cu 芯导线火焰熄灭极限分布[283]

Zhang 等[304]和 Honda 等[305]研究了不同 O_2 浓度下稀释气体对纤维板表面火蔓延速率的影响。CO_2 和 SF_6 作稀释气体时，微重力下的氧浓度极值比常重时降低约 3%和 9%，而 He、N_2、Ar 稀释导致微重力下的氧浓度极值增大。从火灾安全角度看，以 CO_2 等作灭火介质的稀释气体可能会降低微重力环境的 LOC，考虑其安全性极其重要。

基于 NASA-STD-6001B 试验 1，Olson 等[306]用 NASA-GRC 的 5.18 秒落塔实验舱的离心系统测试了月球和火星重力下 Normex HT90-40、Ultem 1000、Mylar-G 三种材料的氧浓度极值，并进一步获取了微重力环境 30 cm/s 气流下的氧浓度极值。研究表明三种材料在减重力下的氧浓度极值明显小于常重力下 MOC 和 ULOI 方法的评价结果。相较于微重力，材料在低重力下的可燃性更高。

Feier 等[307]通过实验和数值模拟研究了火焰在微重力和减重力下材料竖直向上和向下火蔓延。结果表明对于减重力和 21%的 O_2 条件下的竖直向下火蔓延，

极限总压值低于常重条件；存在一个临界重力水平，对应最小极限总压；相较于竖直向下火蔓延，向上火蔓延的极限总压更低。

确定拟在空间站中使用材料的可燃氧浓度下限对太空防火安全至关重要。Olson 等[308,309]提出利用滞止流来确定低火焰拉伸率下的火焰结构和熄灭特性，进而测定微重力下燃烧氧浓度下限。然而，由于材料的可燃特性受到构型的影响，对于不同类型的固体材料的可燃特性还需要进一步的研究。

5 国内外微重力环境下碳烟生成机理研究现状

5.1 研究意义

碳烟是碳氢燃料不完全燃烧产生的碳质颗粒物，其尺度一般在微纳米级别。一方面，碳烟是一种典型的污染物，危害人体健康、污染大气、促成全球气候变暖；另一方面，碳烟也可作为一种功能材料应用于橡胶工业、电池工业等领域。由于碳烟能够显著影响火焰辐射传热，故碳烟浓度分布对于燃烧热释放速率预测具有重要作用 [310]。此外，碳烟对于液滴燃烧的建模也有一定的影响。深入研究碳烟生成及氧化机理，对于改进燃烧设备和液滴动力学模型具有显著意义。因此，迫切需要我们对碳烟的生成、长大、氧化等过程进行深入研究。在微重力条件下，浮力、自然对流等效应几乎消失，燃烧的时间尺度范围可控制得更为宽广，颗粒在火焰中的停留时间更长，从而更有利于揭示颗粒物的长大及演化规律。

5.2 研究方法

在碳烟生成模型方面，主要采用经验或半经验模型，其中碳烟体积浓度、碳烟数浓度、碳烟颗粒直径被认为是重要的参数，颗粒成核、表面生长、凝并、氧化等效应也被考虑在模型之内[311]。在碳烟实验研究方面，主要可分为原位测量和非原位测量；原位测量主要采用光学诊断技术（如激光诱导炽光法等），非原位测量主要采用在线取样和离线表征技术（如热泳取样结合 TEM、TGA 表征技术等）[312]。在光学诊断中，微重力环境可能会带来更高的测量误差，其中智利费德里科圣玛利亚理工大学 Fuentes 团队[310]发展了微重力下考虑信号阱衰弱效应的激光诱导炽光法，以更精确地测量碳烟浓度场。

5.3 重要数据及科学贡献

美国耶鲁大学 Smooke 团队[313] 在微重力和常重力环境下，采用数值仿真和实验研究的方法，研究了两种燃烧器（Yale 燃烧器和 ACME 燃烧器）中的碳烟生成情况，发现重力对于火焰尺寸更大的 Yale 燃烧器火焰具有更大的影响，而具有较小火焰尺寸的 ACME 燃烧器的重力影响效应则较小。

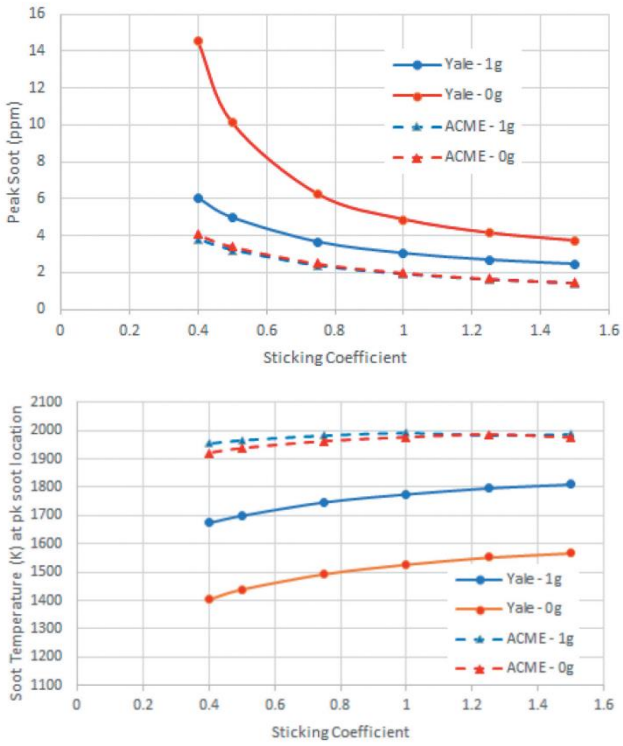


图 5-1 重力对于 Yale 燃烧器和 ACME 燃烧器中碳烟浓度峰值和温度峰值的影响[313]

美国耶鲁大学团队还采用实验和数值仿真的方法，研究了同轴射流火焰在微重力和常重力下的碳烟生成情况[314]，发现微重力环境下，碳烟浓度将高于常重力环境下的 4-8 倍；碳烟浓度分布峰值区域将从常重力下的靠近中心线区域侧移至火焰的两翼区域，并且微重力环境下的火焰温度更低。

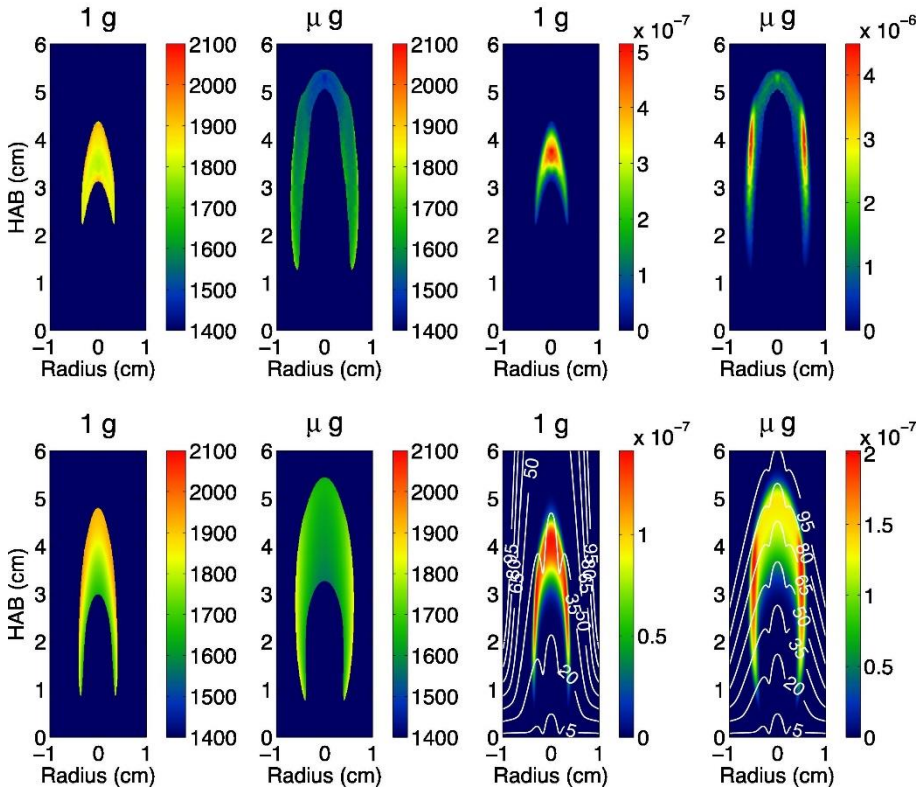
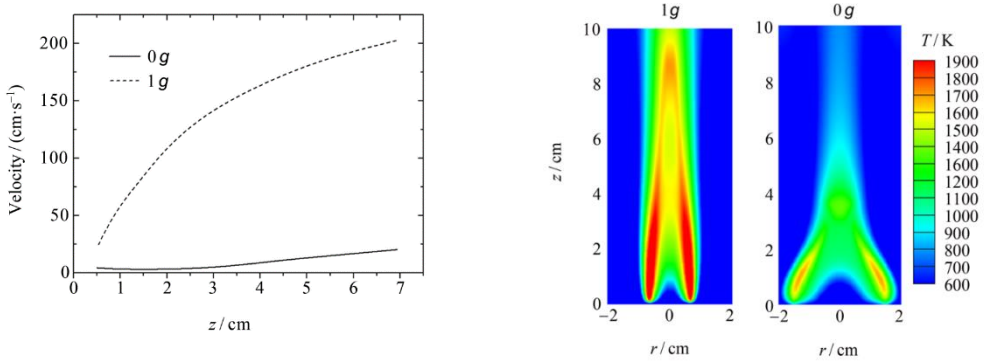


图 5-2 微重力环境对碳烟温度、浓度的影响 [314]

中国科学院工程热物理所孔文俊团队[315]采用模拟的方法系统研究了微重力条件下乙烯同轴射流火焰的碳烟生成情况，研究发现微重力条件下碳烟浓度峰值为常重力下的 2 倍左右，峰值位置更靠近火焰根部且更偏离中心线，碳烟峰值直径约为常重力下的 1.7 倍（为 34nm 左右），碳烟的增多也导致辐射热损失加剧，火焰温度进一步下降（峰值温度下降了约 230K）；微重力下火焰温度降低，导致乙炔在火焰侧翼较高温度处分布更多，有利于颗粒按照 HACA 机理长大，而常重力环境下由于侧翼温度过高而导致乙炔氧化速率大于生成速率，故侧翼乙炔浓度低于中心乙炔浓度。



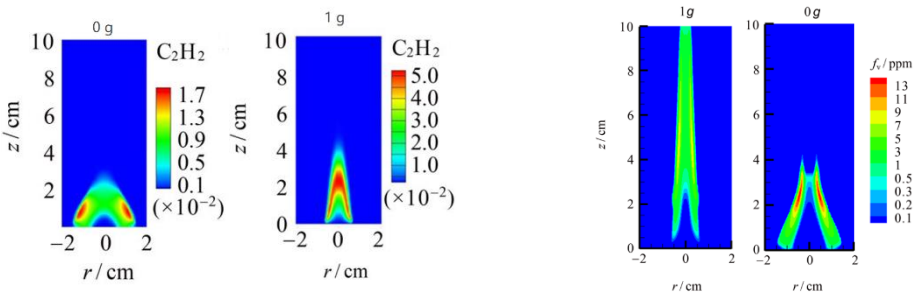


图 5-3 重力对气体轴向速度、火焰温度、乙炔浓度和碳烟浓度的影响 [315]

日本北海道大学 Fujita 团队[316] 采用激光纹影法研究发现，在微重力环境下碳烟团聚尺寸将大于常重力环境，其最大团聚尺寸将超过 100 μm，这可能是因为热泳力会驱使碳烟粒子在火焰面内一特定窄区域内集中，结合微重力环境提供的长停留时间，从而导致更大的碳烟团聚尺寸。

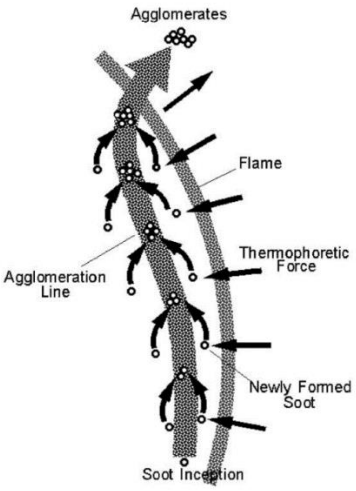


图 5-4 微重力下碳烟团聚机理示意图 [316]

6 结论

能源动力系统和空间防火安全中存在一系列需要微重力燃烧实验解决的问题。微重力燃烧研究所使用的实验设施包括了地基落塔、抛物线飞机、探空火箭、返回式卫星、航天飞机和载人空间站。当前由地基落塔和国际空间站燃烧研究项目所进行的实验已经揭示了许多燃烧的新现象，为发展相应燃烧理论提出了新的挑战，其中许多近极限燃烧工况的基础燃烧现象、湍流火焰转捩现象、空间材料燃烧极限的拓宽、失重火焰中碳烟生成等问题仍有待探索。随着中国空间站的建成以及燃烧科学实验项目的推进，有望通过我国地基和空间站微重力燃烧实验推进对于新现象的理解以及理论的发展。

在层流火焰速度实验中，近极限工况导致的低火焰传播速度将使浮力对流印象火焰的球对称性，为层流火焰速度的测量带来不确定因素，因此需要通过微重力实验补足此类工况的数据库；不论是单液滴或液滴阵列的微重力燃烧实验，目前都已经有许多成果，结合详细反应动力学机理的数值仿真能够捕捉到液滴火焰的震荡、熄灭、和多段燃烧现象，对于多液滴的群燃烧现象仍有许多机理不清楚之处，如何利用单液滴和液滴群在微重力燃烧实验的结果发展喷雾燃烧模型中所需的子模型应该是往后需要关注的方向。

微重力的射流火焰实验已揭示了射流火焰理论对于射流速度和火焰形貌的关联，在没有浮力作用下的推举和吹熄关系火焰固有不稳定性方面的研究，在近极限工况附近的火焰尤其需要微重力实验进行验证。对冲火焰目前已总结出不同的拉伸和辐射熄灭机理，在弱拉伸工况附近存在对冲平焰向球形火焰转变的可能性，需要微重力实验对这些现象进行更多研究。

在湍流火焰研究方面，当浮力与惯性力导致的流速具有相似的量级，层流向湍流转变的流体转捩情况可能受火焰浮力影响，当火焰和流体的转捩条件不一致时，其内在机理并不明确，需要通过微重力的弱湍流火焰实验搭配理论建模进一步研究机理的内涵。

微重力固体材料燃烧研究主要集中在着火之后的火焰传播特性，涉及到的影响因素主要包括环境气流速度、氧气浓度、材料厚度和几何构型等，对火焰的传

播和熄灭特征获得了较为深入的理解，在某种程度上提供了对于微重力下材料可燃特性的定量认识。由于实验数据有限，人们对微重力环境中固体材料尤其是热厚材料的燃烧过程的认识还远不充分，而从载人航天器防火安全的实际需要考虑，科学研究结果与载人航天器防火安全工程实践之间的联系尚不紧密，阻碍了航天器材料可燃性测试方法的进一步发展，需要特别重视。本项目围绕微重力下载人航天火灾行为及材料防火安全开展研究，拟解决载人航天器火灾预防中的关键科学问题，深入认识材料的着火和火蔓延的全过程特性，掌握材料阻燃方式以及主要环境因素对材料着火、火蔓延和火焰熄灭机理的影响规律，揭示微重力下材料防火安全性能评价的机理，建立材料防火性能评价的理论基础和创新方法。研究工作将从更基础的角度全面掌握微重力下材料着火和燃烧机理的基本环节，为构建载人航天器材料防火安全评价创新方法提供强有力的数据和理论支持。

微重力环境将对火焰结构产生显著影响，且火焰尺寸越大，重力影响效应越显著；在火焰温度方面，微重力环境下的火焰温度更低，且峰值更趋于侧翼分布而非常重力下的沿中轴线分布；在碳烟浓度方面，由于微重力环境下颗粒的停留时间更长，从而有更多的反应时间生成更多尺寸更大的碳烟颗粒；在碳烟长大机理方面，微重力环境下中轴线上的碳烟生成主要受 PAH 凝并影响，而侧翼碳烟颗粒长大主要受 HACA 机理控制。现有文献对于微重力下火焰温度、碳烟浓度分布、碳烟尺寸分布已有一定认识，然而在碳烟成核、长大、氧化及碳烟与各组分之间影响机理等方面，还需进一步的研究以揭示其具体作用机理和影响规律。

参考文献

[1] Law C K, Faeth G M. Opportunities and challenges of combustion in microgravity [J]. Progress in Energy and Combustion Science, 1994, 20(1): 65-113.

[2] Herranz R, Anken R, Boonstra J, et al. Ground-based facilities for simulation of microgravity: organism-specific recommendations for their use, and recommended terminology [J]. Astrobiology, 2013, 13(1): 1-17.

[3] Luo L, Zhou H, Sun Y, et al. Tsinghua University Freefall Facility (TUFF): A 2.2 Second Drop Tunnel for Microgravity Research [J]. Microgravity Sci Technol, 2021, 33(2).

[4] Lotz C, Froböse T, Wanner A, et al. Einstein-Elevator: A New Facility for Research from μg to 5 g [J]. Gravitational and Space Research, 2017, 5(2): 11-27.

[5] Dittus H. Drop tower 'bremen': A weightlessness laboratory on earth [J]. Endeavour, 1991, 15(2): 72-8.

[6] Kono M, Ito K, Niioka T, et al. Current state of combustion research in microgravity [J]. Symposium (International) on Combustion, 1996, 26(1): 1189-99.

[7] Abbud-Madrid A, Omaly P, Branch M C. Combustion of metals in reduced-gravity and extraterrestrial environments [C]. Proceedings of 5th International Microgravity Combustion Workshop, 1999: 211-4.

[8] Andrzejak T, Shafirovich E, Varma A. Ignition of Aluminum Particles Coated by Nickel or Iron: Studies Under Normal and Reduced Gravity Conditions [C]. 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2007.

[9] Dreizin E. Experimental study of aluminum particle flame evolution in normal and micro-gravity [J]. Combustion and Flame, 1999, 116(3): 323-33.

[10] Legrand B, Chauveau C, Shafirovich E. Combustion of magnesium particles in carbon dioxide under microgravity conditions [J]. Le Journal de Physique IV, 2001, 11(6): 311-4.

[11] Goroshin S, Tang F-D, Higgins A J, et al. Laminar dust flames in a reduced-gravity environment [J]. Acta Astronaut, 2011, 68(7-8): 656-66.

[12] Reiter T. ESA users guide to low gravity platforms [M]. Paris: European Space Agency, 2014.

[13] 许培辉, 刘建忠, 苑继飞, et al. 微重力环境金属燃烧试验研究进展 [J]. 2021.

[14] Chauveau C, Gökalp I, Segawa D, et al. Effects of reduced gravity on methanol droplet combustion at high pressures [J]. 2000, 28(1): 1071-7.

[15] Kim J, Kim K, Won S, et al. Numerical simulation and flight experiment on oscillating lifted flames in coflow jets with gravity level variation [J]. 2006, 145(1-2): 181-93.

[16] Yoshida Y, Sano N, Seo T, et al. Analysis of Local Flame-Spread Characteristics of an Unevenly Arranged Droplet Cloud in Microgravity [J]. 2018, 35(2): 350203.

[17] Palečka J, Goroshin S, Higgins A J, et al. Percolating Reaction–Diffusion Waves (PERWAVES)—Sounding rocket combustion experiments [J]. 2020, 177: 639-51.

[18] Tanabe M, Saito M, Suganuma Y, et al. Scope of PHOENIX-2 Sounding Rocket Experiment,"Cool Flame Dynamics in Multi-droplet Ignition" [J]. 2020, 37(4): 370401.

[19] Suganuma Y, Saito M, Goto Y, et al. Hardware development for cool flame combustion

experiment of fuel droplets using sounding rocket [J]. International Journal of Microgravity Science Applications, 2020, 37(4): 370403.

[20] Thomas V, Prasad N, Reddy C a M. Microgravity research platforms–A study [J]. Current science, 2000: 336-40.

[21] Rojas-Alva U, Jomaas G. A historical overview of experimental solid combustion research in microgravity [J]. Acta Astronautica, 2022.

[22] Ferkul P, Sacksteder K, Greenberg P, et al. Combustion experiments on the Mir space station [C]. 37th aerospace sciences meeting and exhibit, 1999: 439.

[23] Yongli Y, Shuangfeng W, Renhao L, et al. Experimental facility for ignition and burning of solid materials aboard SJ-10 satellite [J]. 空间科学学报, 2016, 36(4): 492-6.

[24] 康琦, 胡文瑞. 微重力科学实验卫星——“实践十号” [J]. 中国科学院院刊, 2016, 5.

[25] Gokoglu S, Dietrich D, Stocker D, et al. Combustion Science: A Researcher’s Guide to International Space Station, Mini-Book [M]. 2015.

[26] 薛源, 徐国鑫, 胡松林, et al. 国际空间站微重力燃烧项目规划及进展 [J]. 载人航天, 2020, 26(02): 252-60.

[27] Chen Z. On the accuracy of laminar flame speeds measured from outwardly propagating spherical flames: Methane/air at normal temperature and pressure [J]. Combustion and Flame, 2015, 162(6): 2442-53.

[28] Gong C, Li Z, Yi L, et al. Comparative study on combustion and emissions between methanol port-injection engine and methanol direct-injection engine with H2-enriched port-injection under lean-burn conditions [J]. Energy Conversion and Management, 2019, 200.

[29] Ronney P D. Understanding combustion processes through microgravity research [J]. Symposium (International) on Combustion, 1998, 27(2): 2485-506.

[30] Zeldovich Y. Theory of combustion and detonation of gases [J]. Academy of Sciences, 1944.

[31] Ronney P D. Near-limit flame structures at low Lewis number [J]. Combustion and Flame, 1990, 82(1): 1-14.

[32] Chen Z, Burke M P, Ju Y G. On the critical flame radius and minimum ignition energy for spherical flame initiation [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2011, 33(1): 1219-26.

[33] Godsave G. Studies of the combustion of drops in a fuel spray—the burning of single drops of fuel [C]. Symposium (international) on combustion, 1953, 4(1): 818-30.

[34] Spalding D B. Combustion of liquid fuels [J]. Nature, 1950, 165(4187): 160-.

[35] Law C K, Law H. A d2-law for multicomponent droplet vaporization and combustion [J]. AIAA journal, 1982, 20(4): 522-7.

[36] Kassoy D R, Williams F A. Variable property effects on liquid droplet combustion [J]. AIAA Journal, 1968, 6(10): 1961-5.

[37] Law C, Williams F. Kinetics and convection in the combustion of alkane droplets [J]. Combustion and Flame, 1972, 19(3): 393-405.

[38] Ross H, Gollahalli S. Microgravity combustion: fire in free fall [M]. 2002.

[39] Law C. Asymptotic theory for ignition and extinction in droplet burning [J]. Combustion and Flame, 1975, 24: 89-98.

[40] Linan A. The asymptotic structure of counterflow diffusion flames for large activation energies [J]. Acta Astronaut, 1974, 1(7-8): 1007-39.

[41] Peters N, Williams F. The asymptotic structure of stoichiometric methane-air flames [J]. Combustion and Flame, 1987, 68(2): 185-207.

[42] Seshadri K, Peters N. The inner structure of methane-air flames [J]. Combustion and Flame, 1990, 81(2): 96-118.

[43] Cuoci A, Frassoldati A, Faravelli T, et al. Numerical modeling of auto-ignition of isolated fuel droplets in microgravity [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2015, 35(2): 1621-7.

[44] Cuoci A, Saufi A E, Frassoldati A, et al. Flame extinction and low-temperature combustion of isolated fuel droplets of n-alkanes [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2017, 36(2): 2531-9.

[45] Farouk T I, Dryer F L. On the extinction characteristics of alcohol droplet combustion under microgravity conditions–a numerical study [J]. Combustion and Flame, 2012, 159(10): 3208-23.

[46] Farouk T, Hicks M, Dryer F. Multistage oscillatory "Cool Flame" behavior for isolated alkane droplet combustion in elevated pressure microgravity condition [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2015, 35(2): 1701-8.

[47] Alam F.E., Aghdam A.C., Dryer F.L. et al. Oscillatory cool flame combustion behavior of submillimeter sized n-alkane droplet under near limit condition [J] Proceedings of the Combustion Institute, 2019, 37 3383-3391.

[48] Nayagam V, Dietrich D L, Williams F A. Partial-Burning Regime for Quasi-Steady Droplet Combustion Supported by Cool Flames [J]. AIAA Journal, 2016, 54(4): 1235-9.

[49] Nayagam V, Dietrich D L, Williams F A. A Burke-Schumann analysis of dual-flame structure supported by a burning droplet [J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2017, 87: 84-9.

[50] Mikami M, Yoshida Y, Seo T, et al. Space-Based Microgravity Experiments on Flame Spread over Randomly Distributed n-Decane-Droplet Clouds: Overall Flame-Spread Characteristics [J]. Microgravity Sci Technol, 2018, 30(4): 535-42.

[51] Chiu H H, Liu T M. Group combustion of liquid droplets [J]. Combustion Science and Technology, 1977, 17(3-4): 127-42.

[52] Chiu H H, Kim H Y, Croke E J. Internal group combustion of liquid droplets [J]. Symposium (International) on Combustion, 1982, 19(1): 971-80.

[53] Zhou H, Liu Y C. External group combustion of droplet clouds under two-stage autoignition conditions [J]. Combustion and Flame, 2021, 234: 111689.

[54] Umemura A, Takamori S. Percolation theory for flame propagation in non-or less-volatile fuel spray: A conceptual analysis to group combustion excitation mechanism [J]. Combustion and flame, 2005, 141(4): 336-49.

[55] Roper F G. The prediction of laminar jet diffusion flame sizes: Part I. Theoretical model [J]. Combustion and Flame, 1977, 29: 219-26.

[56] Sunderland P, Mendelson B, Yuan Z-G, et al. Shapes of buoyant and nonbuoyant laminar jet diffusion flames [J]. Combustion and Flame, 1999, 116(3): 376-86.

[57] Hegde Nyma U, Zhou L, Bahadori M Y. The Transition to Turbulence of Microgravity Gas Jet Diffusion Flames [J]. Combustion Science and Technology, 1994, 102(1-6): 95-113.

[58] Ju Y, Guo H, Liu F, et al. Effects of the Lewis number and radiative heat loss on the bifurcation and extinction of CH4/O2-N2-He flames [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1999, 379: 165-90.

[59] Beeckmann J, Cai L, Pitsch H. Experimental investigation of the laminar burning velocities of methanol, ethanol, n-propanol, and n-butanol at high pressure [J]. Fuel, 2014, 117: 340-50.

[60] Kelley A P, Smallbone A J, Zhu D L, et al. Laminar flame speeds of C5 to C8 n-alkanes at elevated pressures: Experimental determination, fuel similarity, and stretch sensitivity [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2011, 33(1): 963-70.

[61] Qiao L, Gu Y, Dahm W J A, et al. Near-limit laminar burning velocities of microgravity premixed hydrogen flames with chemically-passive fire suppressants [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2007, 31(2): 2701-9.

[62] Kumagai S, Isoda H. Combustion of fuel droplets in a falling chamber [C]. Symposium (International) on Combustion, 1957, 6(1): 726-31.

[63] Kumagai S, Sakai T, Okajima S. Combustion of free fuel droplets in a freely falling chamber [C]. Symposium (International) on Combustion, 1971, 13(1): 779-85.

[64] Tanabe M, Bolik T, Eigenbrod C, et al. Spontaneous ignition of liquid droplets from a view of non-homogeneous mixture formation and transient chemical reactions [C]. Symposium (International) on Combustion, 1996, 26(1): 1637-43.

[65] Avedisian C, Yang J, Wang C. On low-gravity droplet combustion [J]. Proceedings of the Royal Society of London A Mathematical Physical Sciences, 1988, 420(1858): 183-200.

[66] Avedisian C T, Jackson G S. Soot Patterns Around Suspended n-Heptane Droplet Flames in a Convection-Free Environment [J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(6): 974-9.

[67] Dietrich D L, Nayagam V, Hicks M C, et al. Droplet Combustion Experiments Aboard the International Space Station [J]. Microgravity Science and Technology, 2014, 26(2): 65-76.

[68] Ando S, Wu Y, Nakaya S, et al. Droplet combustion behavior of oxidatively degraded methyl laurate and methyl oleate in microgravity [J]. Combustion and Flame, 2020, 214: 199-210.

[69] Choi M Y, Frederick L D, Haggard J B. Observations on a slow burning regime for hydrocarbon droplets: n-Heptane/air results [J]. Symposium (International) on Combustion, 1991, 23(1): 1597-604.

[70] Liu Y C, Rah J K, Trenou K N, et al. Experimental Study of Initial Diameter Effects on Convection-free Droplet Combustion in the Standard Atmosphere for n-Heptane, n-Octane, and n-Decane: International Space Station and Ground-based Experiments [Z]. 52nd Aerospace Sciences Meeting. 2014.10.2514/6.2014-1019

[71] Liu Y C, Xu Y, Hicks M C, et al. Comprehensive study of initial diameter effects and other observations on convection-free droplet combustion in the standard atmosphere for n-heptane, n-octane, and n-decane [J]. Combustion and Flame, 2016, 171: 27-41.

[72] Liu Y C, Xu Y, Avedisian C T, et al. The effect of support fibers on micro-convection in

droplet combustion experiments [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2015, 35(2): 1709-16.

[73] Eigenbrod C, Wagner V, Paa W. Spontaneous ignition of droplet pairs of n-Decane and n-Tetradecane in microgravity [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2021, 38(2): 3131-9.

[74] Tanabe M, Kono M, Sato J I, et al. Effects of natural convection on two stage ignition of an n-dodecane droplet [C]. Symposium (International) on Combustion, 1994, 25(1): 455-61.

[75] Hicks M C, Nayagam V, Williams F A. Methanol droplet extinction in carbon-dioxide-enriched environments in microgravity [J]. Combustion and Flame, 2010, 157(8): 1439-45.

[76] Mikami. Droplet Cloud Combustion Experiment "Group Combustion" in KIBO on ISS [J]. 2016.

[77] Mikami M, Oyagi H, Kojima N, et al. Microgravity experiments on flame spread along fuel-droplet arrays using a new droplet-generation technique [J]. Combustion and Flame, 2005, 141(3): 241-52.

[78] Wang Q, Hu L, Wang S, et al. Blowout of non-premixed turbulent jet flames with coflow under microgravity condition [J]. Combustion and Flame, 2019, 210: 315-23.

[79] Aalburg C, Diez F, Faeth G, et al. Shapes of nonbuoyant round hydrocarbon-fueled laminar-jet diffusion flames in still air [J]. Combustion and Flame, 2005, 142(1-2): 1-16.

[80] Giassi D, Cao S, Bennett B a V, et al. Analysis of CH* concentration and flame heat release rate in laminar coflow diffusion flames under microgravity and normal gravity [J]. Combustion and Flame, 2016, 167: 198-206.

[81] Idicheria C A, Boxx I G, Clemens N T. Characteristics of turbulent nonpremixed jet flames under normal- and low-gravity conditions [J]. Combustion and Flame, 2004, 138(4): 384-400.

[82] Guo H, Ju Y, Maruta K, et al. Radiation extinction limit of counterflow premixed lean methane-air flames [J]. Combustion and Flame, 1997, 109(4): 639-46.

[83] Hamins A, Bundy M, Oh C B, et al. Effect of buoyancy on the radiative extinction limit of low-strain-rate nonpremixed methane–air flames [J]. Combustion and Flame, 2007, 151(1-2): 225-34.

[84] Okuno T, Akiba T, Nakamura H, et al. Broken C-shaped extinction curve and near-limit flame behaviors of low Lewis number counterflow flames under microgravity [J]. Combustion and Flame, 2018, 194: 343-51.

[85] Davis S G, Law C K. Determination of and Fuel Structure Effects on Laminar Flame Speeds of C1to C8Hydrocarbons [J]. Combustion Science and Technology, 1998, 140(1-6): 427-49.

[86] Han W, Dai P, Gou X, et al. A review of laminar flame speeds of hydrogen and syngas measured from propagating spherical flames [J]. Applications in Energy and Combustion Science, 2020, 1-4.

[87] Ronney P D, Wachman H Y. Effect of gravity on laminar premixed gas combustion I: Flammability limits and burning velocities [J]. Combustion and Flame, 1985, 62(2): 107-19.

[88] Wang S-F, Zhang H, Jarosinski J, et al. Laminar burning velocities and Markstein lengths of premixed methane/air flames near the lean flammability limit in microgravity [J]. Combustion and Flame, 2010, 157(4): 667-75.

[89] Jerzembeck S, Matalon M, Peters N. Experimental investigation of very rich laminar spherical flames under microgravity conditions [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2009, 32(1): 1125-32.

[90] Nayagam V, Marchese A J, Sacksteder K R. Microgravity Droplet Combustion: An Inverse Scale Modeling Problem [M]//Saito K. Progress in Scale Modeling: Summary of the First International Symposium on Scale Modeling (ISSM I in 1988) and Selected Papers from Subsequent Symposia (ISSM II in 1997 through ISSM V in 2006). Dordrecht; Springer Netherlands. 2008: 169-78.

[91] Marchese A J, Dryer F L, Nayagam V. Numerical modeling of isolated n-alkane droplet flames: initial comparisons with ground and space-based microgravity experiments [J]. Combustion and Flame, 1999, 116(3): 432-59.

[92] Nayagam V, Dietrich D L, Ferkul P V, et al. Can cool flames support quasi-steady alkane droplet burning? [J]. Combustion and Flame, 2012, 159(12): 3583-8.

[93] Avedisian C T, Callahan B J, Jackson G S. Soot Shell Structures of Fuel Droplet Flames in Microgravity [J]. Journal of Heat Transfer, 1998, 120(3): 544-.

[94] Schnaubelt S, Moriue O, Coordes T, et al. Detailed numerical simulations of the multistage self-ignition process of n-heptane, isolated droplets and their verification by comparison with microgravity experiments [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2000, 28(1): 953-60.

[95] Mikami M, Oyagi H, Kojima N, et al. Microgravity experiments on flame spread along fuel-droplet arrays at high temperatures [J]. Combustion and Flame, 2006, 146(3): 391-406.

[96] Segawa D, Yoshida M, Nakaya S, et al. Autoignition and early flame behavior of a spherical cluster of 49 monodispersed droplets [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2007, 31(2): 2149-56.

[97] Moriue O, Nishiyama Y, Yamaguchi Y, et al. Effects of droplet interaction on spontaneous ignition of an n-decane droplet pair [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34(1): 1585-92.

[98] Won S, Kim J, Shin M, et al. Normal and microgravity experiment of oscillating lifted flames in coflow [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2002, 29(1): 37-44.

[99] Hermanson J, Johari H, Stocker D, et al. Buoyancy effects in strongly pulsed turbulent diffusion flames [J]. Combustion and flame, 2004, 139(1-2): 61-76.

[100] Zhang H, Egolfopoulos F N. Extinction of near-limit premixed flames in microgravity [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2000, 28(2): 1875-82.

[101] Okuno T, Nakamura H, Tezuka T, et al. Study on the combustion limit, near-limit extinction boundary, and flame regimes of low-Lewis-number CH4/O2/CO2 counterflow flames under microgravity [J]. Combustion and Flame, 2016, 172: 13-9.

[102] Buckmaster, J. and N. Peters, The infinite candle and its stability—A paradigm for flickering diffusion flames. Symposium (International) on Combustion, 1988. 21(1): p. 1829-1836.

[103] Sunderland, P.B., et al., Shapes of buoyant and nonbuoyant laminar jet diffusion flames. Combustion and Flame, 1999. 116(3): p. 376-386.

[104] Walsh, K.T., et al., A comparison of computational and experimental lift-off heights of coflow laminar diffusion flames. Proceedings of the Combustion Institute, 2005. 30(1): p. 357-365.

[105] Wang, Q., et al., Blowout of non-premixed turbulent jet flames with coflow under microgravity condition. Combustion and Flame, 2019. 210: p. 315-323.

[106] Idicheria, C.A., I.G. Boxx, and N.T. Clemens, Characteristics of turbulent nonpremixed jet flames under normal- and low-gravity conditions. Combustion and Flame, 2004. 138(4): p. 384-400.

[107] 赵明, 浮升力对微射流氢气火焰影响的数值模拟研究. 2020, 华中科技大学.

[108] Idicheria, C.A., I.G. Boxx, and N.T. Clemens. Large-Scale Flow Structure in Turbulent Nonpremixed Flames under Normal- And Low-Gravity Conditions. in Sixth International Microgravity Combustion Workshop. 2001.

[109] Clemens, N.T., I.G. Boxx, and C.A. Idicheria, Characteristics of Turbulent Nonpremixed Jet Flames in Different Gravity Levels. NASA/CP-2003212376, 2003.

[110] Krikunova, A.I. and E.E. Son, Premixed Flames Under Microgravity and Normal Gravity Conditions. Microgravity Science and Technology, 2018. 30(4): p. 377-382.

[111] Walsh, K.T., Quantitative characterizations of coflow laminar diffusion flames in a normal gravity and microgravity environment. 2000, Yale University.

[112] Walsh, K., M. Long, and M. Smooke, Experimental and computational study of coflow laminar diffusion flames in a microgravity environment, in 37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 1999: Reno,NV,USA.

[113] Cochran, T.H. and W.J. Masica, Effects of gravity on laminar gas jet diffusion flames,NASA-TN-D-5872. 1970.

[114] Hegde Nyma, U., L. Zhou, and M.Y. Bahadori, The Transition to Turbulence of Microgravity Gas Jet Diffusion Flames. Combustion Science and Technology, 1994. 102(1-6): p. 95-113.

[115] Bahadori, M.Y., U. Hegde, and D.P. Stocker, Structure of Microgravity Transitional and Pulsed Jet Diffusion Flames. 1997.

[116] Bahadori, Y.M., et al., Characteristics of transitional and turbulent jet diffusion flames in microgravity,N96-15602. 1995.

[117] Krikunova, A.I. and E.E. Son, Gravity impact on inverted conical flame stability and dynamics. Physics of Fluids, 2021. 33(12): p. 123603.

[118] Dahm, W.J.A. and A.G. Mayman, Blowout limits of turbulent jet diffusion flames for arbitrary source conditions. AIAA Journal, 1990. 28(7): p. 1157-1162.

[119] Becker, H.A. and S. Yamazaki, Entrainment, momentum flux and temperature in vertical free turbulent diffusion flames. Combustion and Flame, 1978. 33: p. 123-149.

[120] Most, J.-M., et al., Influence of gravity and pressure on pool fire-type diffusion flames. Symposium (International) on Combustion, 1996. 26(1): p. 1311-1317.

[121] Takahashi, F., G.T. Linteris, and V.R. Katta, Extinguishment of methane diffusion flames by carbon dioxide in coflow air and oxygen-enriched microgravity environments.

Combustion and Flame, 2008. 155(1): p. 37-53.
[122] Lock, A.J., et al., Liftoff characteristics of partially premixed flames under normal and microgravity conditions. Combustion and Flame, 2005. 143(3): p. 159-173.
[123] Diez, F.J., et al., Soot properties of laminar jet diffusion flames in microgravity. Combustion and Flame, 2009. 156(8): p. 1514-1524.
[124] Spalding, D.B., Combustion and Mass Transfer. 1979, Oxford - New York Pergamon Press.
[125] 张单, 微重力层流射流扩散火焰的图像特征与燃烧特性. 2014, 中国科学技术大学.
[126] Zhang, D., et al., Laminar jet methane/air diffusion flame shapes and radiation of low air velocity coflow in microgravity. Fuel, 2014. 130: p. 25-33.
[127] Aggarwal, S.K., Extinction of laminar partially premixed flames. Progress in Energy and Combustion Science, 2009. 35(6): p. 528-570.
[128] Sato, H., K. Amagai, and M. Arai, Diffusion flames and their flickering motions related with Froude numbers under various gravity levels. Combustion and Flame, 2000. 123(1-2): p. 107-118.
[129] ASTM E1354-03. Standard Test Method for Heat and Visible Smoke Release Rates forMaterials and Products Using an Oxygen Consumption Calorimeter[S].
[130] ASTM E1321-97a. Standard Test Method for Determining Material Ignition and Flame Spread Properties[S].
[131] ASTM E2058-03. Standard Test Methods for Measurement of Synthetic Polymer Material Flammability Using a Fire Propagation Apparatus (FPA)[S].
[132] Janssens M. Piloted Ignition of Wood:A Review[J]. Fire and Materials, 1991, 15: 151–167.
[133] Takashi K. Polymer combustion and flammability-Role of the condensed phase[J]. Twenty-Fifth Symposium (International) on Combustion/The Combustion Institute, 1994: 1423–1437.
[134] Fernandez-Pello A C. The solid-phase[M]//Combustion Fundamentals of Fire. London: Academic Press Limited, 1995: 31–100.
[135] Drysdale D. An Introduction to Fire Dynamics[M]. A John Wiley & Sons, Ltd., Publication, 2011.
[136] A.M. K. Flaming ignition of solid fuels[M]//SFPE Handbook of Fire Protection Engineering. National Fire Protection Association Press, Quincy, 2002: MA 2-229 to 2–245.
[137] Babrauskas V. Ignition Handbook[M]. Fire Science Publishers, Issaquah, WA, 2003.
[138] Kashiwagi T. Flammability of plastics I: ignition temperatures[J]. Fire and Materials, 1987, 11: 163–172.
[139] Takahashi J, Fujita O, Ito K. The effect of irradiation angle on laser ignition of cellulose sheet in microgravity[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2005, 30 II: 2311–2317.
[140] Drysdale D.D, Thomson H.E. Flammability of Plastics II: Critical Mass Flux at the Firepoint[J]. Fire Safety Journal, 1989, 14: 179–188.
[141] Zhou Y.Y., Walther D.C., Fernandez-Pello A.C. Numerical Analysis of Piloted Ignition of Polymeric Materials[J]. Combustion and Flame, 2002, 2180(02): 147–158.

[142] Lautenberger C W, Zhou Y Y, Fernandez-Pello A C. Numerical modeling of convective effects on piloted ignition of composite materials[J]. Combustion Science and Technology, 2005, 177(5–6): 1231–1252.

[143] Rasbash D J, Drysdale D D, Deepak D. Critical Heat and Mass Transfer at Pilot Ignition and Extinction o f a Material[J]. Fire Safety Journal, 1986, 10: 1–10.

[144] Delichatsios M A. Piloted ignition times, critical heat fluxes and mass loss rates at reduced oxygen atmospheres[J]. Fire Safety Journal, 2005, 40(3): 197–212.

[145] Atreya A, Abu-Zaid M Z. Effect of Environmental Variables on Piloted Ignition[J]. Proceedings of the Third International Symposium on Fire Safety Science, 1991: 177–186.

[146] Thomson H.E., Drysdale D.D., Beyler C.L. An Experimental Evaluation of Critical Surface Temperature as a Criterion for Piloted Ignition of Solid Fuels[J]. Fire Safety Journal, 1988, 13: 185–196.

[147] Cordova J L, Walther D C, Torero J L, et al. Oxidizer Flow Effects on the Flammability of Solid Combustibles[J]. Combustion Science and Technology, 2001, 164(1): 253–278.

[148] Stevanovic A, Mehta S, Walther D C, et al. The effect of fiberglass concentration on the piloted ignition of polypropylene / fiberglass composites[J]. Combustion Science and Technology, 2002, 174(11&12): 171–186.

[149] Petrella R V. The Assessment of Full-Scale Fire Hazards from Cone Calorimeter Data[J]. Journal of Fire Sciences, 1994, 12: 14–43.

[150] Tewarson A. Generation of Heat and Chemical Compounds in Fires[M]//SFPE Handbook of Fire Protection Engineering. .

[151] Delichatsios M A, Panagiotou T H, Kiley F. The Use of Time to Ignition Data for Characterizing the Thermal Inertia and the Minimum (Critical) Heat Flux for Ignition or Pyrolysis[J]. Combustion and Flame, 1991, 2: 323–332.

[152] Incropera F P, Dewitt D P, Lavine T L, et al. Fundamental of heat and mass transfer (Sixth Edition)[Z](2007).

[153] Quintiere J.G., Harkelroad M. New concepts for measuring flame spread properties[R]. .

[154] Long R., Torero J., Quintiere J.G., et al. Scale and transport considerations on piloted ignition of PMMA[J]. Fire Safety Science, 2000: 567–578.

[155] Simms D.L. On the Pilot Ignition of Wood by Radiation[J]. Combustion and Flame, 1963, 106: 253–261.

[156] Hopkins Jr, Quintiere J G. Material Fire Properties and Predictions for Thermoplastics[J]. Fire Safety Journal, 1996, 26: 241–268.

[157] Mowrer F W. An analysis of effective thermal properties of thermally thick materials[J]. Fire Safety Journal, 2005, 40: 395–410.

[158] Cordova J L, Walther D C, Torero J L, et al. Oxidizer Flow Effects on the Flammability of Solid Combustibles[J]. Combustion Science and Technology, 2001, 164(1): 253–278.

[159] Quintiere J G. Fundamentals of fire phenomena[M]//Fundamentals of Fire Phenomena. John Wiley, 2006.

[160] Fernandez-Pello A C, Ray S R, Glassman I. Flame spread in an opposed forced flow: the effect of ambient oxygen concentration[J]. Symposium (International) on Combustion,

1981, 18(1): 579–589.
[161] Bhattacharjee S, West J, Altenkirch R A. Determination of the spread rate in opposed-flow flame spread over thick solid fuels in the thermal regime[J]. Symp. (Int.) Combust., 1996, 26: 1477–1485.
[162] De Ris J N. Spread of a laminar diffusion flame[J]. Symposium (International) on Combustion, 1969, 12(1): 241–252.
[163] Quintiere J G. Fundamentals of Fire Phenomena[M]//Fundamentals of Fire Phenomena. John Wiley & Sons, 2006.
[164] Fernandez-Pello A C. The Solid Phase[M]//Combustion Fundamentals of Fire. .
[165] Bhattacharjee S, Ayala R, Wakai K, et al. Opposed-flow flame spread in microgravity-theoretical prediction of spread rate and flammability map[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2005, 30(2): 2279–2286.
[166] Fernandez-Pello A C, Hirano T. Controlling mechanisms of flame spread[J]. Combustion Science and Technology, 1983, 32(1–4): 1–31.
[167] Williams F A. Mechanisms of fire spread[J]. Symposium (International) on Combustion, 1977, 16(1): 1281–1294.
[168] Wichman I S. Theory of opposed-flow flame spread[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 1992, 18(6): 553–593.
[169] T'ien J S, Shih H Y, Jiang C B, et al. Mechanisms of flame spread and smolder wave propagation[M]. Ross H D, ed.//Microgravity Combustion: Fire in Free Fall. Academic Press, 2001: 299–418.
[170] Wichman I S, Williams F A. A simplified model of flame spread in an opposed flow along a flat surface of a semi-infinite solid[J]. Combustion Science and Technology, 1983, 32(1–4): 91–123.
[171] Di Blasi C. Influences of sample thickness on the early transient stages of concurrent flame spread and solid burning[J]. Fire Safety Journal, 1995, 25(4): 287–304.
[172] Tecchio P V. Influences of Sample Thickness on the Early Transient Stages of Concurrent Flame Spread and Solid Burning[J]. Fire Safety Journal, 1996, 25(1995): 287–304.
[173] Fernandez-Pello A C, Mao C P. A unified analysis of concurrent modes of flame spread[J]. Combustion Science and Technology, 1981, 26(3–4): 147–155.
[174] Fernandez-Pello A C, Santoro R J. On the dominant mode of heat transfer in downward flame spread[J]. Symposium (International) on Combustion, 1979, 17(1): 1201–1209.
[175] Frey A E, T'ien J S. Near-limit flame spread over paper samples[J]. Combustion and Flame, 1976, 26(C): 257–267.
[176] Bhattacharjee S, Altenkirch R A, Srikantaiah N, et al. A theoretical description of flame spreading over solid combustibles in a quiescent environment at zero gravity[J]. Combustion Science and Technology, 1990, 69(1–3): 1–15.
[177] Olson S L. Mechanisms of Microgravity Flame Spread Over a Thin Solid Fuel: Oxygen and Opposed Flow Effects[J]. Combustion Science and Technology, 1991, 76(4–6): 233–249.
[178] Fernandez-Pello A C. Flame Spread Modeling[J]. Combustion Science and Technology, 1984, 39(1–6): 119–134.

[179] Ito A, Kashiwagi T. Temperature measurements in PMMA during downward flame spread in air using holographic interferometry[J]. Symposium (International) on Combustion, 1988, 21(1): 65–74.

[180] Ito A, Kashiwagi T. Characterization of flame spread over PMMA using holographic interferometry sample orientation effects[J]. Combustion and Flame, 1988, 71(2): 189–204.

[181] Ito A, Kudo Y, Oyama H. Propagation and extinction mechanisms of opposed-flow flame spread over PMMA for different sample orientations[J]. Combustion and Flame, 2005, 142(4): 428–437.

[182] Bhattacharjee S, King M D, Takahashi S, et al. Downward flame spread over poly(methyl)methacrylate[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2000, 28(2): 2891–2897.

[183] Tseng Y, T'ien J S. Limiting Length, Steady Spread, and Nongrowing Flames in Concurrent Flow Over Solids[J]. 2010, 132(September 2010): 1–9. .

[184] Quintiere J G, Harkleroad M, Hasemi Y. Wall flames and implications for upward flame spread[J]. AlAA 23rd Aerospace Sciences Meeting, 1985, 1985.

[185] Dellchatslos M A. Flame Heights in Turbulent Wall Fires with Significant Flame Radiation[J]. Combustion Science and Technology, 1984, 39(1–6): 195–214.

[186] Orloff L, De Ris J, Markstein G H. Upward turbulent fire spread and burning of fuel surface[J]. Symposium (International) on Combustion, 1975, 15(1): 183–192.

[187] Zhao X, T'ien J S. A three-dimensional transient model for flame growth and extinction in concurrent flows[J]. Combustion and Flame, 2015, 162(5): 1829–1839.

[188] Fernandez-Pello A C. Downward flame spread under the influence of externally applied thermal radiation[J]. Combustion Science and Technology, 1977, 17(1–2): 1–9.

[189] Annamalai K, Sibulkin M. Flame spread over combustible surfaces for laminar flow systems part II: Flame heights and fire spread rates[J]. Combustion Science and Technology, 1979, 19(5–6): 185–193.

[190] Saito K, Williams F A, Wichman I S, et al. Upward turbulent flame spread on wood under external radiation[J]. Journal of Heat Transfer, 1989, 111(2): 438–445.

[191] Fujita O. Solid combustion research in microgravity as a basis of fire safety in space[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2015, 35: 2487–2502.

[192] Takahashi S, Ebisawa T, Bhattacharjee S, et al. Simplified model for predicting difference between flammability limits of a thin material in normal gravity and microgravity environments[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2015, 35(3): 2535–2543.

[193] Kimzey J.H. Flammability during weightlessness[R]. .

[194] Vedha-Nayagam M, Altenkirch R A. Gravitational effects on flames spreading over thick solid surfaces[J]. Acta Astronautica, 1985, 12(7–8): 565–572.

[195] Olson S L, Ferkul P V., T'ien J S. Near-limit flame spread over a thin solid fuel in microgravity[J]. Symposium (International) on Combustion, 1989, 22(1): 1213–1222.

[196] Olson S L, Kashiwagi T, Fujita O, et al. Experimental observations of spot radiative ignition and subsequent three-dimensional flame spread over thin cellulose fuels[J]. Combust. Flame, 2001, 125: 852–864.

[197] Roslon M, Walther D, Fernandez-Pello A, et al. Microgravity ignition delay of solid fuels in low velocity flows[C]//38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 20002000(January).
[198] Olson S L, Miller F J. Experimental comparison of opposed and concurrent flame spread in a forced convective microgravity environment[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2009, 32: 2445–2452.
[199] Olson S L. Piloted ignition delay times of opposed and concurrent flame spread over a thermally-thin fuel in a forced convective microgravity environment[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2011, 33(2): 2633–2639.
[200] Olson S L, Miller F J, Jahangirian S, et al. Flame spread over thin fuels in actual and simulated microgravity conditions[J]. Combustion and Flame, 2009, 156(6): 1214–1226.
[201] Vietoris T, Ellzey J L, Joulain P, et al. Laminar diffusion flame in microgravity: the results of the MINITEXUS 6 sounding rocket experiment[J]. Proc. Combust. Inst., 2000, 28: 2883–2889.
[202] Olson S L, Hegde U, Bhattacharjee S, et al. Sounding rocket microgravity experiments elucidating diffusive and radiative transport effects on flame spread over thermally thick solids[J]. Combustion Science and Technology, 2004, 176(4): 557–584.
[203] Fujita O, Takahashi J, Ito K. Experimental study on radiative ignition of a paper sheet in microgravity[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2000, 28(2): 2761–2767.
[204] Fujita O, Nishizawa K, Ito K. Effect of low external flow on flame spread over polyethylene-insulated wire in microgravity[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2002, 29(2): 2545–2552.
[205] Takahashi S, Takeuchi H, Ito H, et al. Study on unsteady molten insulation volume change during flame spreading over wire insulation in microgravity[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34(2): 2657–2664.
[206] Takahashi S, Borhan M A F Bin, Terashima K, et al. Flammability limit of thin flame retardant materials in microgravity environments[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2019, 37(3): 4257–4265.
[207] Takahashi S, Oiwa R, Tokoro M, et al. Flammability Limits of Flat Materials with Moderate Thickness in Microgravity[J]. Fire Technology, 2021.
[208] 张孝谦. 微重力燃烧基础研究概述[J]. 力学进展, 1990, 20(1): 83–92.
[209] 赵建福, 王双峰, 刘强, 何振辉, 张伟, 李凯, 周泽兵, 罗兴宏, 苗建印, 郑慧琼, 康琦, 蔡伟明. 中国微重力科学研究回顾与展望[J]. 空间科学学报, 2021, 41(1): 34–45.
[210] Wang S, Hu J, Xiao Y, et al. Opposed-flow Flame Spread Over Solid Fuels in Microgravity: the Effect of Confined Spaces[J]. Microgravity Science and Technology, 2015, 27(5): 329–336.
[211] Wu C, Sun P, Wang X, et al. Flame Extinction of Spherical PMMA in Microgravity: Effect of Fuel Diameter and Conduction[J]. Microgravity Science and Technology, 2020, 32(6): 1065–1075.
[212] Sun P, Wu C, Zhu F, et al. Microgravity Combustion of Polyethylene Droplet in Drop Tower[J]. Combustion and Flame, 2020, 222: 18–26.
[213] Zhu F, Huang X, Wang S. Flame Spread over Polyethylene Film : Effects of Gravity and

Fuel Inclination[J]. Microgravity Science and Technology, 2022: 1–14.
[214] H. K. Skylab experiment M479 zero gravity flammability. In: Skylab Results[C]//Proceedings of the 3rd Space Processing Symposium. NASA TM X-70752, 1974: 115–1301974: 115–130.
[215] B. K. Combustion experiments during KC-135 parabolic flights[R]. .
[216] Egorov S.D., Belayev A.Yu., Klimin L.P., et al. Fire safety experiments on “MIR” orbital station[M]. H.D. R, ed.//Third International Microgravity Combustion Workshop. NASA CP-10174, 1995: 195–199.
[217] Ito K, Osamu F. Research on ignition and flame spread of solid materials in Japan[M]. H.D. R, ed.//Third International Microgravity Combustion Workshop. NASA CP-10174, 1995: 201–206.
[218] Ivanov A V, Balashov Y V, Andreeva T.V., et al. Experimental Flammability Verification in Space of Material NASA/CR-1999-209405[R]. .
[219] Olson S L, Ferkul P V. Microgravity flammability boundary for PMMA rods in axial stagnation flow: Experimental results and energy balance analyses[J]. Combustion and Flame, 2017, 180: 217–229.
[220] Link S, Huang X, Fernandez-Pello C, et al. The Effect of Gravity on Flame Spread over PMMA Cylinders[J]. Scientific Reports, 2018, 8(120).
[221] Ferkul P, Olson S, Urban D L, et al. Results of Large-Scale Spacecraft Flammability Tests[J]. Proc. 47th International Conference on Environmental Systems, 2017(July): 1–10.
[222] Urban D L, Ferkul P, Olson S, et al. Flame spread: Effects of microgravity and scale[J]. Combustion and Flame, 2019, 199: 168–182.
[223] Olson S L, Urban D L, Ruff G A, et al. Concurrent Flame Spread Over Two-Sided Thick PMMA Slabs in Microgravity[J]. Fire Technology, 2020, 56(1): 49–69.
[224] Li C, Liao Y T T. Effects of ambient conditions on concurrent-flow flame spread over a wide thin solid in microgravity[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2020, 000: 1–10.
[225] Li C, Liao Y T T, T’ien J S, et al. Transient flame growth and spread processes over a large solid fabric in concurrent low-speed flows in microgravity - Model versus experiment[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2018, 000: 1–9.
[226] Wang S, Zhang X. Microgravity smoldering combustion of flexible polyurethane foam with central ignition[J]. Microgravity Science and Technology, 2008, 20(2): 99–105.
[227] Zhu F, Lu Z, Wang S, et al. Microgravity diffusion flame spread over a thick solid in step-changed low-velocity opposed flows[J]. Combustion and Flame, 2019, 205: 55–67.
[228] Kong W, Wang B, Zhang W, et al. Study on prefire phenomena of wire insulation at microgravity[J]. Microgravity Science and Technology, 2008, 20(2): 107–113.
[229] Xue S, Kong W. Smoke emission and temperature characteristics of the long-term overloaded wire in space[J]. Journal of Fire Sciences, 2019, 37(2): 99–116.
[230] Zhang X, Yu Y. Experimental studies on the three-dimensional effects of opposed-flow flame spread over thin solid materials[J]. Combustion and Flame, 2011, 158(6): 1193–1200.

[231] 张夏，于勇．热薄材料表面火焰传播的三维效应[J]．燃烧科学与技术, 2010, 16(2).
[232] 肖原，胡俊，王双峰，赵建福．微重力下热薄材料燃烧特性的窄通道实验研究[J]．宇航学报, 2010, 31(7): 1877–1882.
[233] Wu C, Xiao Y, Wang S, et al. Horizontal flame spread over thin solids in reduced buoyancy environments[J]. Combustion and Flame, 2022, 240: 112008.
[234] Hossain S, Wichman I S, Sidebotham G W, et al. Influence of gap height and flow field on global stoichiometry and heat losses during opposed flow flame spread over thin fuels in simulated microgravity[J]. Combustion and Flame, 2018, 193(L): 133–144.
[235] Zhu F, Lu Z, Wang S. Flame Spread and Extinction Over a Thick Solid Fuel in Low-Velocity Opposed and Concurrent Flows[J]. Microgravity Science and Technology, 2016, 28(2): 87–94.
[236] 王双峰，朱凤，卢占斌．热厚材料表面的近极限火焰传播特性[J]．燃烧科学与技术, 2016, 22(5): 402–407.
[237] 肖原，任坦，王双峰，胡俊，赵建福．窄通道内热厚材料表面火焰传播的实验研究[J]．工程热物理学报, 2010, 31(8): 1423–1426.
[238] Thomsen M, Fernandez-Pello C, Urban D L, et al. On simulating the effect of gravity on concurrent flame spread over thin paper through variations in ambient pressure[J]. Combustion and Flame, 2021, 232: 111538.
[239] Thomsen M, Fernandez-Pello C, Ruff G A, et al. Buoyancy effects on concurrent flame spread over thick PMMA[J]. Combust. Flame, 2019, 199: 279–291.
[240] Ruff G A, Urban D L, King M K. A research plan for fire prevention, detection, and suppression in crewed exploration systems[J]. 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit - Meeting Papers, 2005(January): 1787–1801.
[241] Nasa Technical Standard. Flammability, odor, offgassing, and compatibility requirements and test procedures for materials in environments that support combustion[R]. .
[242] 14624-2 I. Space Systems-Safety and Compatibility of Materials-Part 2 Determination of Electrical-Wire Insulation and Accessory Materials[S]. .
[243] ISO 4589-2. Plastics - Determination of burning behaviour by oxygen index - Part 2: Ambient-temperature test[S]. .
[244] ASTM D2863-19. Standard Test Method for Measuring the Minimum Oxygen Concentration to Support Candle-Like Combustion of Plastics[S]. .
[245] 张夏，胡文瑞．载人航天器的火灾安全问题[J]．载人航天, 2006, 4: 5–25.
[246] 张夏．载人航天器火灾安全研究进展[J]．力学进展, 2005, 35(1): 100–115.
[247] Zhou Y Y, Walther D C, Fernandez-Pello A C, et al. Theoretical prediction of piloted ignition of polymeric fuels in microgravity at low velocity flows[J]. Microgravity Science and Technology, 2003, 14(1): 44–50.
[248] Johnston M C, T’ien J S. Gravimetric measurement of solid and liquid fuel burning rate near and at the low oxygen extinction limit[J]. Fire Safety Journal, 2017, 91(February): 140–146.
[249] McGrattan K.B., Kashiwagi T., Baum H.R., et al. Effects of slow wind on localized radiative ignition and transition to flame spread in microgravity[J]. Combustion and Flame, 1996, 106: 377–391.

[250] Fereres S, Fernandez-Pello C, Urban D L, et al. Identifying the roles of reduced gravity and pressure on the piloted ignition of solid combustibles[J]. Combustion and Flame, 2015, 162(4): 1136–1143.

[251] 朱凤，王双峰，尹永利，刘仁豪，杨京松，田柳. 微重力环境中热厚材料着火特性研究[J]. 工程热物理学报, 2018, 39(1): 213–217.

[252] West J, Tang L, Altenkirch R A, et al. Quiescent flame spread over thick fuels in microgravity[J]. Symposium (International) on Combustion, 1996, 26(1): 1335–1343.

[253] Altenkirch R A, Tang L, Sacksteder K, et al. Inherently unsteady flame spread to extinction over thick fuels in microgravity[R]//Twenty-Seventh Symposium (International) on Combustion. .

[254] Olson S L, Hegde U, Bhattacharjee S, et al. Sounding rocket microgravity experiments elucidating diffusive and radiative transport effects on flame spread over thermally thick solids[J]. Combust. Sci. Technol., 2004, 176: 557–584.

[255] Jomaas G, Torero J L, Eigenbrod C, et al. Fire safety in space-beyond flammability testing of small samples[J]. Acta Astronautica, 2015, 109: 208–216.

[256] Rojas-Alva U, Møller-Poulsen F, Man S L, et al. Flame spread behaviour of Polydimethylsiloxane (PDMS) membranes in 1 g and μg environments[J]. Combustion and Flame, 2022, 240.

[257] T'ien J S. Diffusion flame extinction at small stretch rates: The mechanism of radiative loss[J]. Combustion and Flame, 1986, 65(1): 31–34.

[258] Altenkirch R A, Eichhorn R, Shang P C. Buoyancy effects on flames spreading down thermally thin fuels[J]. Combustion and Flame, 1980, 37(C): 71–83.

[259] Bhattacharjee S, Altenkirch R A. Radiation-controlled, opposed-flow flame spread in a microgravity environment[J]. Symposium (International) on Combustion, 1991, 23(1): 1627–1633.

[260] Bhattacharjee S, Altenkirch R A, Sacksteder K. Implications of Spread Rate and Temperature Measurements in Flame Spread Over a Thin Fuel in a Quiescent, Microgravity, Space-Based Environment[J]. Combustion Science and Technology, 1993, 91(4–6): 225–242.

[261] Bhattacharjee S, Altenkirch R A, Sacksteder K. The Effect of Ambient Pressure on Flame Spread Over Thin Cellulosic Fuel in a Quiescent, Microgravity Environment[J]. Journal of Heat Transfer, 1996, 118(1): 181–190.

[262] Ramachandra P A, Altenkirch R A, Bhattacharjee S, et al. The behavior of flames spreading over thin solids in microgravity[J]. Combustion and Flame, 1995, 100(1–2): 71–84.

[263] Altenkirch R. A., Vedha-Nayagam M. Opposed-flow flame spread and extinction in mixed-convection boundary layers[J]. Twenty-Second Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute, 1988: 1495–1500.

[264] Takahashi S, Kondou M, Wakai K, et al. Effect of radiation loss on flame spread over a thin PMMA sheet in microgravity[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2002, 29(2): 2579–2586.

[265] Takahashi S.H., Wakai K., Ihara T., et al. Scale Analysis of Flame Spread over a

Thermally Thin Material[J]. J. Jpn.Soc. Microgravity Appl., 2008, 25(1): 29–36.
[266] Takahashi S.H., Bhattacharjee S., Ihara T., et al. Effect of Ambient Gas on Flame Spread over a Solid Material in Microgravity[J]. J. Jpn.Soc. Microgravity Appl., 2007, 24(3): 225–230.
[267] Kumar A, Shih H Y, T'ien J S. A comparison of extinction limits and spreading rates in opposed and concurrent spreading flames over thin solids[J]. Combust. Flame, 2003, 132: 667–677.
[268] Matsuoka T, Nakashima K, Nakamura Y, et al. Appearance of flamelets spreading over thermally thick fuel[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2017, 36(2): 3019–3026.
[269] Fernandez-Pello A C, Ray S R, Glassman I. Downward flame spread in an opposed forced flow[J]. Combustion Science and Technology, 1978, 19(1–2): 19–30.
[270] Huang X, Link S, Rodriguez A, et al. Transition from opposed flame spread to fuel regression and blow off: Effect of flow, atmosphere, and microgravity[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2018, 000: 1–10.
[271] Lautenberger C, Torero J, Fernandez-Pello C. Understanding material flammability[M]. Apte V, ed.//Flammability Testing of Materials Used in Construction, Transport and Mining (Second Edition). Woodhead P edition. .
[272] Kikuchi M, Fujita O, Ito K, et al. Experimental study on flame spread over wire insulation in microgravity[J]. Symposium (International) on Combustion, 1998, 27(2): 2507–2514.
[273] Olson S L, Ruff G A. Microgravity flame spread over non-charring materials in exploration atmospheres: Pressure, oxygen, and velocity effects on concurrent flame spread[J]. SAE Technical Papers, 2008(August).
[274] Jiang C B, Tien J S, Shih H Y. Model calculation of steady upward flame spread over a thin solid in reduced gravity[J]. Symposium (International) on Combustion, 1996, 26(1): 1353–1360.
[275] Hirsch D B, Juarez A, Peyton G J, et al. Selected Parametric Effects on Materials Flammability Limits[J]. 2011(July): 1–9. .
[276] Nakamura Y, Yoshimura N, Matsumura T, et al. Opposed-wind Effect on Flame Spread of Electric Wire in Sub-atmospheric Pressure[J]. Journal of Thermal Science and Technology, 2008, 3(3): 430–441.
[277] Nakamura Y. Analytical and Numerical Study on Irradiate Ignition of Solid Combustibles in Sub-Atmospheric Pressure[J]. Journal of Thermal Science and Technology, 2008, 3(1): 58–67.
[278] McAllister S, Fernandez-Pello C, Urban D, et al. Piloted ignition delay of PMMA in space exploration atmospheres[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2009, 32 II: 2453–2459.
[279] McAllister S, Fernandez-Pello C, Urban D, et al. The combined effect of pressure and oxygen concentration on piloted ignition of a solid combustible[J]. Combustion and Flame, 2010, 157(9): 1753–1759.
[280] Fereres S, Lautenberger C, Fernandez-Pello C, et al. Mass flux at ignition in reduced pressure environments[J]. Combustion and Flame, 2011, 158(7): 1301–1306.
[281] Kumar A, T'ien J S. A computational study of low oxygen flammability limit for thick

solid slabs[J]. Combustion and Flame, 2006, 146(1–2): 366–378.
[282] Fujita O, Kikuchi M, Ito K, et al. Effective mechanisms to determine flame spread rate over ethylene-tetrafluoroethylene wire insulation: Discussion on dilution gas effect based on temperature measurements[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2000, 28(2): 2905–2911.
[283] Takahashi S, Ito H, Nakamura Y, et al. Extinction limits of spreading flames over wires in microgravity[J]. Combustion and Flame, 2013, 160(9): 1900–1902.
[284] Osorio A F, Mizutani K, Fernandez-Pello C, et al. Microgravity flammability limits of ETFE insulated wires exposed to external radiation[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2015, 35(3): 2683–2689.
[285] Fujita O, Kyono T, Kido Y, et al. Ignition of electrical wire insulation with short-term excess electric current in microgravity[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2011, 33(2): 2617–2623.
[286] Takano Y, Fujita O, Shigeta N, et al. Ignition limits of short-term overloaded electric wires in microgravity[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34(2): 2665–2673.
[287] Delichatsios M A, Altenkirch R A, Bundy M F, et al. Creeping flame spread along fuel cylinders in forced and natural flows and microgravity[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2000, 28(2): 2835–2842.
[288] Hu L, Zhang Y, Yoshioka K, et al. Flame spread over electric wire with high thermal conductivity metal core at different inclinations[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2015, 35(3): 2607–2614.
[289] Bakhman N N, Aldabaev L I, Kondrikov B N, et al. Burning of polymeric coatings on copper wires and glass threads: I.Flame propagation velocity[J]. Combustion and Flame, 1981, 41: 17–34.
[290] Bakhman N N, Aldabaev L I, Kondrikov B N, et al. Burning of Polymeric Coatings on Copper Wires and Glass Threads : II . Critical Conditions of Burning[J]. Combustion and Flame, 1981, 3: 35–43.
[291] Tewarson A., Khan M.M. Flame propagation for polymers in cylinderical configuration and vertical orientation[J]. Twenty-Second Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute, 1988: 1231–1240.
[292] Umemura A, Uchida M, Hirata T, et al. Physical model analysis of flame spreading along an electrical wire in microgravity[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2002, 29: 2535–2543.
[293] Huang X, Nakamura Y, Williams F A. Ignition-to-spread transition of externally heated electrical wire[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34(2): 2505–2512.
[294] Wakayama N I. Magnetic Promotion of Combustion in Diffusion Flames[J]. Combustion and Flame, 1993, 214: 207–214.
[295] Wakayama N I, H. I, Y. K, et al. Magnetic Support of Combustion in Diffusion Flames under Microgravity[J]. Combustion and Flame, 1996: 187–192.
[296] Fujita O, Ito K, Chida T, et al. Determination of magnetic field effects on a jet diffusion flame in a microgravity environment[J]. Twenty-Seventh Symposium (International) on

Combustion/ The Combustion Institute, 1998: 2573–2578.
[297] Ueda T, Imamura O, Okai K, et al. Combustion behavior of single droplets for sooting and non-sooting fuels in direct current electric fields under microgravity[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2002, 29: 2595–2601.
[298] Kim M K, Chung S H, Fujita O. Effect of AC electric fields on flame spread over electrical wire[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2011, 33(1): 1145–1151.
[299] Olson S L. Mechanisms of Microgravity Flame Spread Over a Thin Solid Fuel: Oxygen and Opposed Flow Effects[J]. Combustion Science and Technology, 1991, 76(4–6): 233–249.
[300] Bhattacharjee S, Altenkirch R A. A comparison of theoretical and experimental results in flame spread over thin condensed fuels in a quiescent, microgravity environment[J]. Symposium (International) on Combustion, 1992, 24(1): 1669–1676.
[301] Hirsch D., Beeson H. Microgravity Effects on Combustion of Polymers[C]//33rd International Conference on Environmental System (ICES). 2003.
[302] Nagachi M, Mitsui F, Citerne J M, et al. Effect of Ignition Condition on the Extinction Limit for Opposed Flame Spread Over Electrical Wires in Microgravity[J]. Fire Technology, 2020, 56(1): 149–168.
[303] Konno Y, Kobayashi Y, Fernandez-Pello C, et al. Opposed-Flow Flame Spread and Extinction in Electric Wires: The Effects of Gravity, External Radiant Heat Flux, and Wire Characteristics on Wire Flammability[J]. Fire Technology, 2020, 56(1): 131–148.
[304] Zhang Y, Ronney P D, Roegner E V., et al. Lewis number effects on flame spreading over thin solid fuels[J]. Combustion and Flame, 1992, 90(1): 71–83.
[305] Honda L K, Ronney P D. Effect of ambient atmosphere on flame spread at microgravity[J]. Combustion Science and Technology, 1998, 133(4–6): 267–291.
[306] Olson S L, Ferkul P V. Evaluating material flammability in microgravity and Martian gravity compared to the NASA standard normal gravity test[J]. 42nd International Conference on Environmental Systems 2012, ICES 2012, 2012(July): 1–9.
[307] Feier I I, Shih H Y, Sacksteder K R, et al. Upward flame spread over thin solids in partial gravity[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2002, 29(2): 2569–2577.
[308] Olson S L, T'Ien J S. Buoyant low-stretch diffusion flames beneath cylindrical PMMA samples[J]. Combustion and Flame, 2000, 121(3): 439–452.
[309] Olson S L, Beeson H D, Haas J P, et al. An Earth-based equivalent low stretch apparatus for material flammability assessment in microgravity and extraterrestrial environments[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2005, 30 II: 2335–2343.
[310] Escudero, F.; Cruz, J. J.; Liu, F.; Fuentes, A., Correction of laser-induced incandescence signal trapping in soot measurement in a microgravity boundary layer laminar diffusion flame. Proceedings of the Combustion Institute 2021, 38 (3), 4825-4835.
[311] Bhowal, A. J.; Mandal, B. K., A Transient Study on the Development of Temperature Field and Soot under Reduced Gravity in a Methane Air Diffusion Flame. Microgravity Science and Technology 2019, 31 (1), 13-29.
[312] Reimann, J.; Will, S., Optical diagnostics on sooting laminar diffusion flames in microgravity. Microgravity - Science and Technology 2005, 16 (1), 333-337.

[313] Dobbins, R. R.; Tinjero, J.; Squeo, J.; Zhao, X.; Hall, R. J.; Colket, M. B.; Long, M. B.; Smooke, M. D., A Combined Experimental and Computational Study of Soot Formation in Normal and Microgravity Conditions. Combustion Science and Technology 2022, 1-26.

[314] Ma, B.; Cao, S.; Giassi, D.; Stocker, D. P.; Takahashi, F.; Bennett, B. A. V.; Smooke, M. D.; Long, M. B., An experimental and computational study of soot formation in a coflow jet flame under microgravity and normal gravity. Proceedings of the Combustion Institute 2015, 35 (1), 839-846.

[315] Yuan, H.; Kong, W., Soot Formation in Laminar Diffusion Flame under Microgravity. 空间科学学报 2018, 38 (4), 517-523.

[316] Fujita, O.; Ito, K., Observation of soot agglomeration process with aid of thermophoretic force in a microgravity jet diffusion flame. Experimental Thermal and Fluid Science 2002, 26 (2), 305-311.