ResearchGate

请参阅此出版物的讨论、统计数据和作者简介：https://www.researchgate.net/publication/228372318

月球栖息地的结构设计

《航空工程杂志》文章 · 2006 年 7 月

DOI: 10.1061/(ASCE)0893-1321(2006)19:3(133)

引用
169

阅读
7,687

3 位作者，包括：Jörg Schänzlin

斯图加特大学

24 篇出版物 645 次引用 查看简介

本页之后的所有内容均由 Jörg Schänzlin 于 2013 年 12 月 18 日上传。

用户已请求增强下载的文件。

月球栖息地的结构设计

F. Ruess；J. Schaenzlin；和 H. Benaroya

摘要：月球基地是所有新型太空探索计划的重要组成部分，因为月球是人类在太空中最具逻辑的首个目的地。其危险的环境将对所有相关工程学科构成挑战。本文概述了结构工程师的方法，探讨了第二代月球建筑的可能材料和结构概念。对几种不同的概念进行了评估，并选择了最合理的方案进行详细设计。在设计过程中，我们找到了不同的解决方案，例如连接方案。尽管月球建造难度很大，但本文提出的设计方案提供了一种相对简单的结构框架，便于安装。在合理的安全系数和现有技术条件下，可以建造月球居住舱。即便如此，我们也认识到重返月球仍将面临巨大的挑战。

DOI: 10.1061/ ASCE 0893-1321 2006 19:3 133

CE 数据库主题词：结构设计；月球；太空建设。

介绍

人类踏上月球已有三十多年。从那时起，美国国家航空航天局（NASA）和其他航天机构出于各种原因，计划在月球上建立前哨基地。最初是为了展示冷战时期美国的技术进步吗？如今，在月球上建立基地的理由更为实际：天文学、采矿或旅游业都可能是人类在地球唯一的天然卫星上存在的理由。

2004 年 1 月 14 日，乔治·W·布什总统宣布了美国太空计划的新方针。在 2010 年国际空间站建成后，航天飞机将退役。下一代太空飞行器将是载人探索飞行器，预计于 2014 年投入飞行。这艘新飞行器最早可在 2015 年实现重返月球并进行更远的探索。人类在月球上停留的时间越长，宇航员就能开发新技术，并利用月球丰富的资源，实现载人探索更具挑战性的环境。人类在月球上的存在还可以降低进一步探索的成本，因为与地球飞行器相比，月球航天器可以以更少的能量和更低的成本摆脱月球低重力的影响。在月球上获得的经验和知识将为人类在月球以外的任务奠定基础，首先是火星探测。

其他国家也计划访问月球。中国的月球计划以中国一位传奇人物的名字“嫦娥”命名，命名为“嫦娥”。飞向月球的女神，目标是最终在 2010 年之前将一艘无人驾驶飞行器送上月球。计划还要求在 2020 年之前让一架飞行器着陆，收集土壤样本并进行其他测试，可能为建立载人月球基地做准备。

欧洲航天局的“极光”计划还旨在制定未来 30 年欧洲太阳系探索战略，最终将载人登陆月球和火星纳入其中。计划于 2024 年进行的载人登月任务将验证关键的生命支持和居住技术，以及宇航员在长距离太空飞行中的表现和适应能力。

这些雄心勃勃的愿景之一就是建造月球基地。本文概述了月球环境条件、正在考虑的月球栖息地结构概念分类、潜在月球基地的初步设计和结构设计、建造流程以及未来研究面临的挑战。更多详情可参见第一作者的硕士论文 Ruess 2004。

登陆月球的理由

我们为什么要登陆月球？许多研究人员认为，机器人探索是开展大多数太空科学研究的最佳途径。但也有人持不同意见。他们认为，只有人类才能真正探索其他星球，才能解答关于人类起源和命运，以及其他地方是否存在生命等最紧迫的问题。（Chang 2004）

对于许多太空梦想家和实践科学家而言，载人航天即将开启利润丰厚的商业机会，或许更重要的是，它将延续人类永恒的探索欲望。所有这些问题在文献中都有广泛的讨论。以下列表具有代表性；然而，可供参考的参考文献远不止于此。

以下是重返月球的一些主要原因。

可访问性

月球绕地球运行的平均距离为 233,000 英里。这个相对较小的距离意味着我们可以通过改进现有的火箭系统到达月球。

1 斯图加特大学结构设计研究所，Pfaffenwaldring 7, 70569 Stuttgart, Germany. 2 斯图加特大学结构设计研究所，Pfaffenwaldring 7, 70569 Stuttgart, Germany. 3 罗格斯大学机械与航空航天工程系，98 Brett Rd., Piscataway, NJ 08854. 电子邮件：benaroya@rci.rutgers.edu

注：讨论截止日期为 2006 年 12 月 1 日。每篇论文必须单独提交讨论。如需将截止日期延长一个月，必须向 ASCE 总编辑提交书面申请。本文稿于 2004 年 7 月 6 日提交审阅并可能发表；并于 2005 年 3 月 22 日获得批准。本文收录于 2006 年 7 月 1 日出版的《航空航天工程杂志》第 19 卷第 3 期。©ASCE，ISSN 0893-1321/2006/3-133－157/售价 25.00 美元。

使用现有的推进技术到达月球仅需三天左右，并且可以进行遥控操作；无线电延迟时间在几秒内（Schrunk 2002）。

灵感

除了衣食住行的基本需求外，我们人类永不停歇。探索和理解的渴望是人类天性的一部分。对知识的追求是人们渴望跨越陆地、海洋、天空或宇宙边界的动力之一。在月球上定居将极大地激发我们年轻人对科学和工程的兴趣（Eckhart 1999）。

国际合作

正如国际空间站将来自以前敌对国家的探险者挤在狭小的空间里一样，重返月球的努力可以在国际紧张局势日益加剧的时代将各国团结起来。

月球基地项目应由国际合作开展，原因如下。首先，任何国家单独行动都会徒劳无功，且范围有限。其次，已批准的外层空间条约旨在将太空开发作为一项造福全人类的和平努力。第三，各国在月球基地规划、建设、运营和发展方面的合作，有可能创造和加强国家间的和平关系。

中国也有自己的月球计划，是美国可能希望与之进行更紧密合作的一个很好的例子（Benaroya 1998）。

地质学

阿波罗时代解答了许多关于月球的问题。然而，仍有许多问题尚未解决，或需要重新探索。

月球是地球的阁楼，很久以前从地球喷发而出的岩石就静静地躺在那里，等待着人们去研究。由于月球上没有大气层，地质活动也很少，这些岩石上镌刻的历史至今尚未消逝。

月球基地的设计不仅能造福那些想要研究月球岩石的行星科学家，还能造福生物学、物理学、古生物学、行星科学、历史地质学，甚至外星生物学等众多学科领域。这些知识将为心理学和社会学领域带来新的见解（Duke 和 Benaroya 1993；Johnson 等人 1995）。

研究小行星威胁

月球近乎原始的状态意味着数十亿年来小行星撞击留下的痕迹得以保存，如同表面明显的痕迹。这些陨石坑记录着包括地球在内的内太阳系在漫长的历史中遭受小行星撞击的频率和强度。

近距离研究这些陨石坑，科学家将能够弄清楚地球上的大规模灭绝（包括恐龙的灭绝，这导致了哺乳动物的兴起）究竟是由单一的大型小行星撞击、一系列小型撞击，还是两者都不是造成的。答案将影响许多科学领域。

人类登上月球也将是一个长期计划的开始，以确保我们物种的生存（Benaroya 2002）。

天文学

天文学家们渴望在月球上建立天文台。光学望远镜几乎可以放置在月球表面的任何地方，而且由于没有大气层散射光线，它们可以获得类似哈勃望远镜的清晰宇宙图像。天文学家还可以建造比哈勃望远镜大得多的望远镜。同时，它们还可以免受辐射和其他困扰地球轨道望远镜的危害。

射电望远镜可以放置在月球的远端。
在那里，他们可以免受地球 Chua et al. 1990 的所有无线电噪声的干扰。

能源生产

到达月球表面的阳光是恒定的、可预测的、取之不尽用之不竭的，可以通过太阳能电池板转化为电能。月球南极周围的几个站点始终可以观测到地球，以便进行持续通信，每年可接收到 300 多天的阳光。月球阳光与黑暗区域之间的温差也可用于热机的运转和热管理系统。产生的电能可以传送到地球或卫星，然后每周 7 天、每天 24 小时不间断地输送到世界各地，从而大大减少地球对化石燃料的依赖。月球发电站不可能在一天内建成，但重返月球应该包括最终将电力输送回地球的计划（Spudis 2003；O'Dale 1994）。

资源

月球拥有丰富的原材料。月球风化层含有铁、铝、硅、钛、氧以及微量的氢、碳、氦 3 和氮。积累经验并掌握开采这些资源所需的技术，或许能够帮助月球殖民地实现自给自足，甚至向地球出口资源。

月球上也可能存在水，它们冻结在黑暗的极地陨石坑中。如果是这样，这些水可以转化为火箭燃料，使月球成为所有其他太阳系探索的基地。Happel 1993；Spudis 2003。

技术

太空探索带来的技术和医疗保健副产品将惠及经济和社会。首个月球基地的建设将为地球上的人们提供航空航天、机器人技术和环境科学等诸多领域的商业机会和就业机会。

月球基地还将作为“太空旅行”技术的试验台，例如将人类送上火星及更远星球所需的现场资源利用、电磁推进、生命支持系统和能量传输。

商业化

科学家们对于私营企业在载人航天中应扮演的角色尚未达成一致。然而，一些公司已经参与建造了将宇航员送入太空的机器。事实上，投资者资助的商业企业在太空物体上的支出已经超过了政府的支出。

月球表面可以作为电影、广告和电子游戏的场景。太空旅游和某些采矿

只要放开企业家，并或许获得联邦政府的资金或激励措施的帮助，太空制造就能取得成功。氦 3 是一种非常稀有的氦同位素，一旦核聚变技术实用化，开采氦 3 可以解决几代人的能源问题。太空旅行的需求是存在的，因此企业家们已经开始提供太空资源（Benaroya 1998；O'Dale 1994）。

火星的垫脚石

将重型航天器和燃料从地球引力中释放出来成本高昂。在月球上组装和补给的航天器可以以更少的能量和更低的成本摆脱低重力环境。凭借在月球上获得的经验和知识，我们将为下一步太空探索做好准备：载人火星及更远星球的探索任务（Dubbink 2001）。

月球环境

环境条件

重力

月球上的重力为 1/6 g。这意味着，结构在月球上的承重能力将是地球上的六倍；与地球上的结构相比，结构静载荷将减少 5/6。建议采用基于质量而非重量的标准，以最大限度地发挥 Benaroya 等人（2002）为月球结构设计所开发的概念的实用性。

内部气压

月球结构实际上是一个维持生命的封闭环境。通常，最佳居住舱内部压力与地球大气压相同，但出于安全考虑，舱外活动舱外活动服与居住舱之间的压力差应尽量减小。与水肺潜水类似，压力变化的危险之处在于气泡在血液和肺部的形成和膨胀。NASA 历史上用于宇航员居住项目的内部压力范围从月球上的 34.5 千帕（5 psi，21,300 千克/立方米）到 101.4 千帕（14.7 psi，62,600 千克/立方米），以提供适宜宇航员居住的环境。

居住舱压力和舱外活动所用宇航服的压力相互影响。由于手套变得更具柔韧性，舱外活动效率会随着压力降低而提高（Elrod 1995）。同时，低压会增加火灾隐患，并降低宇航员发声和咳嗽机制的有效性。预计实际居住舱压力约为 69 kPa 10 psi；42,600 kg/ m 。封闭结构必须承受此压力，并且必须设计为能够抵御灾难性减压和其他减压情况的故障安全装置。

辐射/屏蔽

设计时的一个主要考虑因素是，结构必须能够抵御月球表面的各种危害：持续的太阳/宇宙辐射、流星体撞击、极端温度变化和辐射。

月球表面有两种辐射：电磁辐射和电离辐射。这些粒子以不同的方式与月球相互作用，导致穿透深度从微米到米不等。

任何类型的月球表面栖息地都必须受到保护，免受三种不同的太空电离辐射：太阳风、太阳宇宙射线和银河宇宙辐射。

流星体是自然产生的小型固体，以极高的速度在太空中飞行。

最有可能的是，一层压实的风化层将被覆盖在结构顶部，以抵御所有这些危害。由于相对致密且厚重的风化层能够吸收动能，它可以抵御大多数微流星体的撞击。看来，至少需要 2.5 米厚的风化层才能将年辐射剂量保持在 5 雷姆（这是辐射工作人员的允许水平）。此外，这还能大大降低极端温度循环的影响。风化层的质量约为 1.7 克/立方厘米。假设风化层厚度为 3 米，则结构上的静载荷将达到 5100 千克/立方米。

其他屏蔽概念包括使用风化层以外的材料进行被动体屏蔽、电磁屏蔽、静电屏蔽和化学放射防护。

真空

月球周围为高真空环境。这将排除某些在这种条件下可能不稳定的材料的使用。必须避免使用会释气的材料和结构，例如液压系统。月球结构不会受到任何类型的风荷载。

灰尘

月球表面有一层细小的颗粒，很容易被扰动并悬浮。这些颗粒会粘附在所有表面，具有很强的研磨性，对施工设备的使用以及气闸舱的操作和维护构成了严峻挑战。Benaroya 和 Ettouney 1992a,b。

月震

月球上几乎没有地震活动。因此，月球结构设计不会考虑类似地震的荷载。

温度

在大约两周的周期内，月球表面的温度在白天和夜晚的转换过程中迅速从大约 100° C 变为 -150° C。

结构要求

在月球上建造建筑物需要满足许多不同的额外要求。

结构充分性

结构必须能够承受所有恒载和活载，并达到可接受的安全等级。结构材料要求最少。必须使用轻质、高刚度重量比的材料。

材料特性

月球建筑材料的性能应包括高强度、延展性、耐久性、刚度、抗撕裂和抗穿刺性，以及低热膨胀性。这些机械性能的稳定性和低泄漏至关重要。

维护

保养、检查、维护和维修必须保持在最低限度。

功能
较低的内部容积与可用地板面积比率将确保栖息地高效、经济地容纳和支持其设计的操作。

兼容性
该结构的设计必须与内部环境、热管理和排斥以及其他支持系统兼容。

运输
较小的装载体积和较轻的质量可最大程度地减少运输成本和体积。

易于施工
鉴于月球基地的偏远位置以及从地球发射的高昂成本，月球结构的设计应注重建造的便捷性，从而最大限度地减少宇航员建造团队的舱外活动时间。建造部件必须易于连接，并且在某种意义上是模块化的，以最大限度地减少本地制造和所需的建造设备。单个部件应设计为仅由一名或最多两名宇航员操作。用于屏蔽覆盖层的风化层可以通过装袋轻松搬运和移动。机器人和自动化建造方法是可取的，但在不久的将来还无法实现。

挖掘
由于缺乏牵引力以及表土的锁定特性，平整和开挖既困难又昂贵。需要找到将开挖量降至最低的设计方案。使用地基垫块或许可以避免开挖。

基金会
大型复杂的地基在初期并不可行。这是因为风化层/土壤力学尚未完全理解，而且重型建筑设备的运输和使用成本非常高。地基垫块或许能再次成为早期应用的解决方案。

使用当地材料
从长远来看，这在外星居住地的探索中至关重要。然而，可行性必须等到月球上建立起最低限度的生存环境后才能实现。

材料

金属

钢
钢可以直接铸造成型，也可以制成钢锭，然后重新加热，并通过锻造、挤压、轧制或其他工艺热加工成锻造形状。锻钢是最常用的工程材料，其形式多样，表面处理和性能也各有不同。
根据化学成分，标准钢可分为三大类：碳钢、合金钢和不锈钢

碳钢是世界各地最常用的建筑材料，因为它相对便宜且高效。正因如此，工程师们对这种材料的经验可能最为丰富，许多应用可以进行修改以适应月球建筑。然而，对于月球应用而言，这种材料的比重非常高，因此导致月球运输成本高昂，效率低下。

铝
铝是一种用途广泛的金属，可以铸造成任何已知的形状。它可以被轧制、冲压、拉拔、旋压、滚压成型、锤击和锻造。这种金属可以挤压成各种形状，并且可以在机械加工过程中进行车削、铣削和钻孔。铝可以铆接、焊接、钎焊或树脂粘合。
在 200 至 250° C 的极高温度下，铝合金往往会损失部分强度。然而，在零下温度下，铝合金的强度会提高，同时保持其延展性，这使得铝合金成为一种极其有用的低温合金。

钛
钛比钢轻 40%，比铝重 60%。钛兼具高强度和低重量，使其成为一种非常实用的结构金属。钛的应用范围十分广泛，包括对重量要求较高的产品，例如飞机。
钛的加工相当困难，因为它易受氧、氮和氢杂质的影响，这些杂质会导致钛变脆。为了避免这些气体扩散到钛中，必须在特殊条件下进行高温加工。商业生产的钛产品主要有以下几种轧制形式：板材、管材、片材、线材、挤压件和锻件。钛也可以铸造，但由于其反应性，必须在真空炉中进行。所有这些制造过程中的问题都使得钛产品价格昂贵。然而，如果将运输成本考虑在内，钛较低的比重或许能够使其与钢铁竞争。

镁
镁是所有金属中最轻的金属之一，也是地球上第六大储量金属。镁延展性极佳，是所有金属中加工性最强的金属。由于其重量轻、加工性能优异且易于铸造，镁被广泛应用于汽车零部件、电动工具、体育用品、航空航天设备、固定装置和物料搬运设备等。汽车应用包括变速箱、气门盖、车轮、离合器壳体和制动踏板支架。锻造合金有棒材、棒材、板材、锻件和挤压件等形式。

面料

例如，用于膜的织物是用纤维制成的；将它们编织成帆布，最后进行涂层保护。用于纺织结构的纤维包括聚酯、玻璃、聚四氟乙烯 (PTFE)、尼龙和凯夫拉纤维。同样，凯夫拉纤维最适合月球应用，因为它具有最高的强度和较低的自重。最终织物的性能，尤其是抗撕裂性，取决于链条和射束方向的交织方式。涂层主要使用聚氯乙烯和聚四氟乙烯。聚乙烯膜很可能不会被使用，因为它们在发生火灾时会产生有毒气体。分层膜

表 1. 相对密度的常规术语 Eckhart 1999

相对密度	描述
0 - 15	非常宽松
15 - 35	松动的
35 - 65	中等的
65 - 85	稠密
85 - 100	非常浓密

结构看起来很有前景，不仅解决了结构问题，还解决了安全和绝缘问题，正如 Kennedy 和 Adams 2000 所指出的那样。

新材料：复合材料和碳纳米管“Braun 2003；Burgoyne 1999...

复合材料

纤维增强塑料属于纤维复合材料，由增强纤维和基体材料组成。这种组合会产生一种新材料，其性能通常不同于单一成分。这种新材料的性质可以改变，从而成为一种高效、轻量化的普通结构材料替代品。

碳纳米管

碳纳米管是一个非常年轻的研究领域。这些系统由无缝缠绕成圆柱体的石墨层组成。它们的直径只有几纳米，但目前长度可达一毫米，长宽比极高。对于这种尺寸的宏观器件来说，其真正的分子特性是前所未有的。因此，无论是专业应用还是大规模应用，其数量都在不断增长。

其结果是，管道具有极高的强度和较低的自重，这可能会彻底改变工程的所有领域，使以前认为不可能的结构成为可能。

本土材料“Happel 1992、1993；Happel 等人 1992...

松散且压实的风化层

月球土壤或月壤是迄今为止月球上最常见的物质。月壤最外层约 15 厘米厚，由松散压实的细小土壤颗粒组成。在月壤表面以下，土壤密度迅速增加，深度低于 1 米时，相对密度可达 95%以上。相对密度描述了土壤颗粒的组装方式。最松散状态的相对密度为 0%；最致密状态的相对密度为 100%。通常，土壤沉积物的相对密度如表 1 所示。

风化层很可能被用于保护栖息地免受辐射、流星体撞击和火箭爆炸碎片的侵袭。风化层可以被压实形成非常陡峭的斜坡。然而，当压实到较大的坡度时，它是一种脆性材料。它可能会因轻微的动态载荷而突然失效，并坍塌至其响应角约 40° C。这是未压实土壤稳定坡度的最大角度。未经处理的风化层的结构用途仍然非常有限。

表 2. 月球玻璃 Happel 1993 的典型特性

财产	单元	有瑕疵的玻璃酒吧	完美无瑕的玻璃酒吧	玻璃纤维
最大弯曲力量	牛顿/毫米	125	360	630
平均弯曲力量	牛顿/毫米	100	205	630
杨氏模量	千牛/毫米	450	450	450

烧结风化层

松散的风化层可以被收集起来，放入模具中，压缩，并通过微波或太阳能加热，使其烧结或熔合。由此产生的产品，例如砖块、砌块和其他形状，可以像陆地砌体一样用于建筑。通过适当的互锁和加固，砖块甚至可以用于加压环境。引入预应力，或许可以生产梁和板。然而，预应力是一个非常敏感的操作，很难应用于烧结的风化层。

烧结风化层模拟物的机械强度通常较低且变化很大。该材料高度异质，其特性难以准确表征。已报道的断裂模量值为 9 至 18 MPa，抗压强度大致相同。目前，可推广至月球环境的地面经验很少。基于目前对烧结风化层的了解，其复杂的结构设计并不可行。烧结块可能适合用于非结构性用途，例如辐射屏蔽、护堤和发射碎片屏障。

月球玻璃和玻璃复合材料

月球玻璃制品作为月球建筑材料前景广阔。月球玻璃可以大量用于制造窗户，甚至结构构件。可以制造高强度玻璃纤维，用作混凝土的增强材料或编织成电缆。玻璃还可以制成玻璃-玻璃复合材料，将高强度、高熔点的玻璃纤维与低强度、低熔点的玻璃基体相结合。

玻璃生产的原材料在月球表面随处可见，在某些地区，高达 40%的月壤都是玻璃。即使是月壤本身，如果熔化并快速冷却，也能形成玻璃。制造高强度玻璃纤维的操作更简单，步骤更少，因此所需的基础设施初始投资比制造金属更低。月球尘埃预计会在玻璃表面造成细微划痕。但月球的无水环境在一定程度上抵消了这种负面影响。表 2 列出了月球玻璃的特性。

玻璃是一种脆性材料。大块玻璃不宜用于受拉载荷的应用，因为即使在低载荷水平下，裂纹扩展也会导致玻璃突然失效。由于裂纹长度通常限制在单根纤维的直径范围内，因此可以使用玻璃复合材料或玻璃纤维束来克服这一限制。在制造过程中施加热预应力，例如应用于地面安全玻璃，是解决这一问题的一种有效方法。

由于玻璃纤维强度高，用月球玻璃制成的电缆看起来特别有前景。

玻璃-玻璃复合材料的机械性能尚未确定。该材料仍处于实验阶段。目前尚不清楚月球玻璃-玻璃复合材料是否可行。

表 3. 1993 年 Happel 铸造风化层的典型特性

财产	单元	价值
抗拉强度	牛顿/毫米	34.5
抗压强度	牛顿/毫米	538
杨氏模量	千牛/毫米	100
密度	克/厘米	3
温度系数	10/千	7.5－8.5

铸态风化层（铸态玄武岩）

铸造月壤与陆地上的铸造玄武岩非常相似。在文献中，这两个术语可以互换使用，指的是同一种材料。在月球上，铸造月壤很容易制造，只需熔化月壤并缓慢冷却，使其结晶而不是变成玻璃。几乎不需要任何材料准备。铸造操作简单，只需要熔炉、浇包和模具。

真空熔炼和铸造应该能够提高最终产品的质量。更重要的是，虽然目前已有陆地上生产这种材料的经验，但尚未用于建筑用途。

铸造玄武岩具有极高的抗压强度和中等的抗拉强度。它很容易被铸造成结构构件，用于预制建筑。其可制成的形状包括大多数基本结构构件，例如梁、柱、板、壳、拱段、块体和圆柱体。

请注意，极限抗压强度和抗拉强度分别比混凝土高出约十倍（见表 3）。

铸造玄武岩也存在脆性材料的缺点。需要避免施加远超其极限抗拉强度的拉伸载荷。其断裂和疲劳性能也需要进一步研究。

由于铸造风化层具有较高的抗拉强度，因此在许多结构应用中无需任何抗拉钢筋即可使用。然而，为了保证结构的安全，可能需要最低限度的抗拉钢筋。

可以利用当地材料进行加固。

铸造风化层最适合用于受压结构。然而，使用预应力应用可以实现各种形状和结构。预应力筋可以用月球材料制成。

由于极其坚硬，铸造风化层具有很高的耐磨性。这对于在尘土飞扬的月球环境中使用来说是一个优势。它可能是铺设月球火箭发射场和在着陆台周围建造碎片防护罩的理想材料。铸造玄武岩的硬度加上其易碎的特性，使其难以切割、钻孔或加工。在月球上应避免进行此类操作。

由于熔点高，铸造风化层的生产需要耗费大量能源。

预计能耗为 360 kW h/MT。

月球混凝土

制造月球混凝土所需的基本材料与地球混凝土相同：骨料、水和水泥。经过适当筛选和大小调整的月球风化层可以制成高质量的混凝土骨料。在实验室中，少量实际月球风化层曾被用作混凝土的骨料。最终的月球混凝土性能如表 4 所示。

水泥可以通过选矿生产，选矿含钙量高的月球岩石。水是不可利用的。一旦月球氧气

表 4. 月球混凝土 Happel 1993 的典型特性

财产	单元	价值
抗压强度	牛顿/毫米	39－75.7
杨氏模量	千牛/毫米	21.4
极限应变	%	
密度	克/厘米	2.6
温度系数	10/千	5.4

一旦建立相关设施，就可以将月球氧气与从月球土壤中提取的氢气结合生产水。氢气也是氦气开采的副产品。如果在月球上浇筑混凝土所需的模板也可以用月球材料制成，那么混凝土就可以成为一种用途广泛的月球建筑材料。此外，月球混凝土不能在真空中浇铸。它必须在加压环境中浇铸和养护，因为真空会吸走使混凝土硬化的化学反应所需的水分。因此，真空会大大削弱最终产品的强度。为了克服在真空中浇铸混凝土的问题，有人提出了预先混合干成分、将干粉放入模板中以及使用蒸汽注入来使混凝土硬化和养护的方法。另一种方法是建造一个大型加压混凝土生产设施来制造预制混凝土模块。

混凝土易碎且抗拉强度低。在大多数结构用途中，混凝土通常使用高强度延展性材料（例如钢材）进行加固。月球玻璃也可用作加固材料。玻璃纤维混凝土加固材料在地球上越来越受欢迎。

混凝土可以浇铸成各种形状，是一种用途极为广泛的材料。土木工程师在地球上拥有丰富的混凝土施工经验。人们对其用途、性能和特性有着深入的了解和认识。

然而，月球水泥和混凝土的制造和使用是一个复杂的多步骤操作。水泥的生产也是一个能源密集型过程。水泥每吨水泥需要 2200 千瓦时（kW•h）的能源。在月球表面建立完成混凝土生产所需的基础设施将是一项昂贵、困难且耗时的工作。月球混凝土的生产将在月球殖民地建立的后期进行。

月球金属

铝、钛、镁和铁是月球风化层中最常见的七种元素（见图 1）。

这些金属可能是月球氧气制造作业的副产品。这将使它们成为制造结构形状的原料。铁可以很容易地用磁力从风化层中分离出来。合金可以由主要元素——Fe、Si、Mg、Al、Ti 和 Ni——以及微量元素——Cr、Mn、Zr 和 V——制成，这些元素足够丰富，可以使用 0.1－2%。其他一些主要合金元素在月球上并不常见。制造钢铁所必需的碳并不存在于月球上，因此必须进口。一旦制造出来，这些金属及其合金就是具有非常好的抗拉和抗压强度性能的优质结构材料。钢和铝通常用于地球上的结构。它们的机械性能及其在陆地建筑中的用途已为人所熟知。

除铁外，月球上不存在地球上可提炼的金属矿石。大多数金属仅存在于

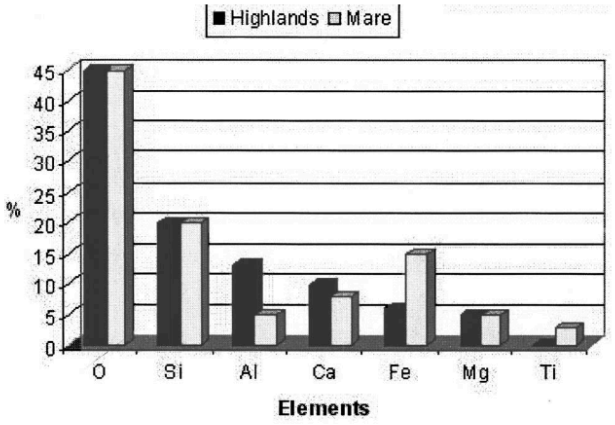

图 1. 月球风化层元素组成 wt%

难以精炼的化合物，主要是氧化物。必须先浓缩氧化物，然后从氧化物中分离出金属，再进行净化、熔化和合金化。通常还需要铸造、拉拔和热处理等额外步骤，才能将金属制成有用的结构形状。这些行动需要在月球上建立广泛的工业基础设施。

即使是少量生产钢和铝等金属，其生产能力对于月球工业化也至关重要。金属是大多数技术的关键成分，其用途远不止建筑。因此，简化的金属生产技术很可能在月球殖民地建设的早期就已建立。钢铁是早期生产的首选材料，因为它的精炼能耗远低于其他金属。例如，生产铝所需的能耗大约是生产钢的六倍（Happel 1993）。

材料选择

选择本土材料进行超越概念层面的设计工作，必然是一个颇具主观性的过程。这是因为此前从未在月球上进行过任何建设，而月球环境在地球上也难以复制。因此，在月球环境下使用本土材料的经验尚不存在。理论、实验室结果和地面经验必须外推到月球上。这种外推充其量也是一种冒险的行为，极有可能忽略关键因素或遭遇完全意想不到的意外。

Happel 1993 提出了一种评估程序。

完美兼具所有优势的本土建筑材料或许并不存在。然而，在所有本土材料中，铸造风化层似乎兼具材料性能和制造性能。

关键结构概念

月球基地将经历逐步发展，从有限的容量开始，随着时间的推移不断扩大。

月球的发展将分为三个主要阶段。在每个阶段，必然会发展出不同时代的栖息地（Happel 1993；Benaroya 2002；Cohen 2002）。

1. 预制和预先装配的硬壳模块；
2. 组装在地球上制造的部件，需要进行一些组装；
3. 大型建筑结构主要由当地材料构成。

由于第一代概念已被充分理解，而第三代设施仍遥不可及、高度复杂，且只能基于诸多假设和不确定性，因此本研究重点关注第二代主要为预制结构的月球基地。第二代月球栖息地可进一步分为四种主要结构类型：

1. 充气结构；
2. 索结构；
3. 刚性结构；以及
4. 地下施工。

充气玩具

月球基地的充气结构概念是一种加快建设进程并降低成本的手段（Roberts 1988；Broad 1989）。膜织物能够有效地支撑内部压力载荷。如果失压，无支撑的充气结构会因自重而坍塌，因此在设计过程中必须考虑到被刺破的可能性。简单的膜织物（例如地球上使用的膜织物）无法满足月球建设的所有材料要求。只有使用分层或复合解决方案才能实现耐磨性以及对运输和施工过程中各种载荷的抵抗力。

充气式栖息地的主要优势之一，或许也是最难衡量的：适居性。适居性是指使一个环境成为宜居之所和高效工作场所的各项品质的总和。大多数充气式栖息地不仅拥有巨大的空间，而且拥有可感知的空间。在模块化底座中，人们永远无法感知或利用比单个模块更大的空间。

球形充气（Roberts 1988）

该充气栖息地由一个球形气动外壳和一个内部结构笼组成，用于支撑地板、墙壁和设备，并在压力损失时支撑外壳（见图 2）。

Roberts 1988 年对球体的分析显示，充气后球体的直径为 16 米，开放体积为 2,145 立方米，共四层，总面积为 594 立方米。结构分析假设内部压力为 101.4 kPa。外壳采用高强度多层织物制成，内层为防渗层，外层为隔热涂层。结构层由 Kevlar 29 制成，安全系数为 5，厚度为 5 毫米，结构外壳总质量为 2,200 千克。包装体积约为 40 立方米。计划用 3 立方米的沙袋形式覆盖栖息地，见图 3。

放置风化层非常耗费人力，在早期任务中会占用宇航员的大量时间。另一种选择可能是提供一些屏蔽措施，保护栖息地免受银河宇宙辐射的影响，并设置一个单独的“风暴避难所”，以便在发生严重太阳耀斑时保护宇航员。然而，考虑到操作简便、安全性以及防止流星体撞击的可能性，风化层屏蔽的概念更受青睐。

内部结构将采用简单的框架结构，用于支撑地板、设备和家具。在失压的情况下，它还将支撑风化层屏蔽层。粗略估计，框架结构的质量为 16,300 公斤。从这一点就可以看出这个概念存在问题。虽然尝试使用充气式围护结构来减轻质量，但由于内部采用多层布局，并且需要提供辅助

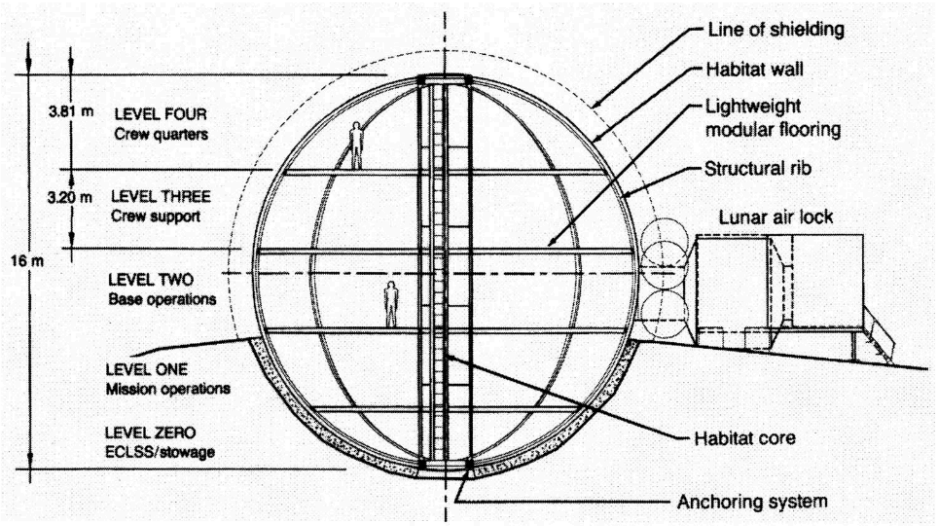

图 2. 球形充气月球栖息地的横截面 Roberts 1988

为应对压力损失，内部结构的质量约为主体结构的八倍。地基问题尚未解决，但必须予以考虑。图 4 展示了已完工的地基效果图。

“Tuft Pillow”充气
枕形或箱形结构是永久月球基地的一个可能概念。拟议的基地由使用纤维复合材料的缝合充气加压拉伸结构组成（Vanderbilt 等人，1988 年）。Nowak 等人，1990 年考虑了地基问题和其他可靠性问题和分析。这一概念与许多其他充气概念有很大不同，因为它展示了球形充气装置的替代方案并优化了居住体积。充气结构可用作各种月球应用的通用试验台结构（Sadeh 和 Criswell，1994 年）。还提出了设计标准（Criswell 等人，1996 年）。
充气拉伸膜是压力容器的理想结构解决方案。纤维复合膜在材料性能和运输成本方面都非常高效。充气膜结构兼具结构效率和易于施工的优势。

拟建结构由单层相同的充气模块组成。基本模块尺寸为 6.1 x 6.1 x 2.44 米（长 x 宽 x 高），20 x 20 x 8 英尺，由以下部件组成（另见图 5）：

1. 屋顶和地板底层膜是具有相同半径的球体的部分；

2. 四个侧壁膜呈双曲棱柱形，近似于球形；

3. 充气框架系统由四个管状张力柱组成，这些管状张力柱由具有足够抗压强度以维持放气配置的薄膜制成，并且由四个上部和四个下部管状压缩拱组成，这些压缩拱也由薄膜制成，放置在沿模块侧面延伸的垂直平面中。

拱形结构在垂直平面上的布置有利于系统的模块化。框架系统必须能够在施工、运行以及发生事故时完全支撑处于开放状态的已放气非承压模块，或支撑覆盖风化层的非承压模块。
当两个或多个模块放置在一起时，公共内墙的设计取决于功能设计和相邻模块之间的压力差。重力

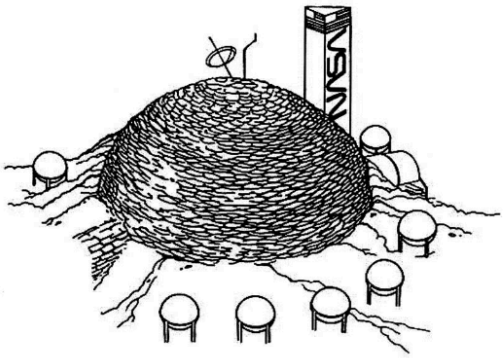

图 3. 为防辐射而建的“沙袋”栖息地 Roberts 1988

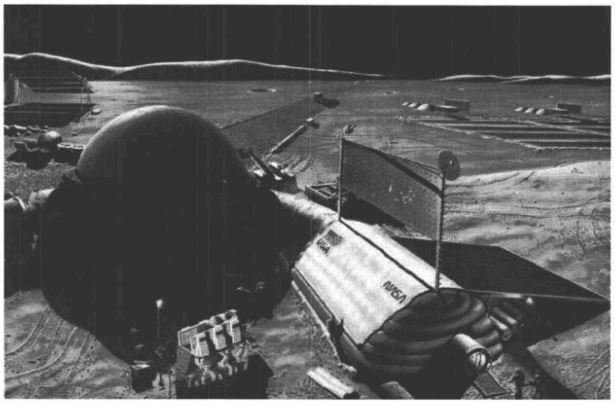

图 4. NASA 艺术家对球形充气底座的印象

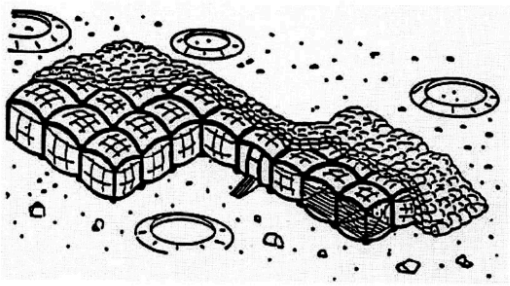

图 5. 使用簇枕式充气装置的月球基地布局视图 Vanderbilt 等人，1988 年，ASCE

风化层覆盖引起的荷载以及结构及其内容物的重量可以通过固定在垂直柱上的地基转移。这种方法非常可取，因为它也适用于放气结构。

经过初步设计，使用 Kevlar 49 且内部压力为 69 kPa 10 psi，满足所有结构要求的单个充气模块的总质量仅为 195 kg 429 lb 左右。详细设计中必须解决的其他问题包括模块对动态负载的响应、气闸操作、模块与装备设备的相互作用、模块制造、地球上的模块测试以及月球表面的模块建造。运输和建造必须非常小心，以避免损坏膜。例如，如果单个模块或区域连接在一起并且可以用气闸密封，则存在高冗余度。在月球上无法用当地材料生产复合膜。

索结构

索结构可用于月球殖民的各个阶段。张拉系统，包括张拉索、索增强织物、索网和加固桁架索，已广泛应用于地球环境结构（Otto 1973；Buchhold 1985；Leonard 1988）。这些系统应用于不同建筑结构时，其优缺点也众所周知。然而，使用索屋顶系统最明显的原因是它能够通过轴向内部拉力高效地承载预期荷载。

月球陨石坑基地（Eichold 2000）

月球基地陨石坑缆索结构的概念试图利用月球的自然特征来减少挖掘工作和所需的屏蔽量。该概念的范围更广。因此，根据陨石坑的实际大小和所用材料，它被归类为介于第二代和第三代概念之间的某种类型。类似的屋顶结构（如图 6 所示）已用于地球上的体育场屋顶和其他结构。缆索的辐条轮或张拉整体结构（也用于地球上的类似结构）可以避免在压力损失和其他载荷反转的情况下出现不稳定。陨石坑边缘的压缩环具有足够大的截面直径，以便检查缆索锚固装置。覆盖层可以是膜（必须进口）或薄壁金属板（可以由月球材料制成）。缆索可以进口，也可以由月球材料制成，例如月球玻璃纤维。

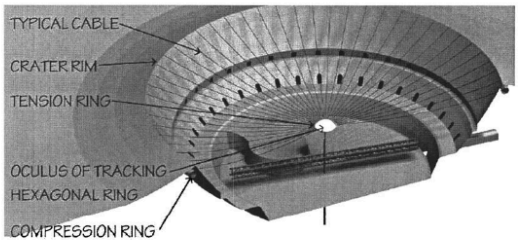

图 6. 经空间研究所许可，月球基地 Eichold 2000 的可能屋顶结构

内部的张力环可以配备一对透镜，用于追踪天空中的阳光，同时优化陨石坑内的光线分布。它们可以装满水或其他透明的遮蔽材料。流星体撞击防护措施尚未得到解决。玻璃窗和薄膜可以熔合在一起，以提供适当的密封。例如，可以通过熔化岩石等方式在陨石坑壁上建造私人或公共房间。陨石坑底部可用于农业、研究和储存等。虽然进入陨石坑可能存在一定困难，但从长远的人为因素角度来看，这一概念似乎非常有前景。

刚性结构

经验最丰富的是刚性结构，例如桁架、框架和拱门。例如，坚硬的结构壳具有一定的坚固性和较高的抗穿刺性。刚性结构可以设计成同时承受所有荷载工况，而无需二级结构，例如充气结构。但其缺点是通常会增加重量和运输体积。

三铰拱壳结构

图 7 和图 8 中的结构是 Ettouney 等人（1992 年）提出的早期概念的更新。后续将对其进行详细讨论。

地下建筑

被称为熔岩管的地质现象很可能为月球表面建设提供一种替代方案。熔岩管是由熔岩流动的通道形成的，在地球上广为人知。人们认为，月球熔岩管的数量将比地球上的熔岩管更常见，规模也更大。月球上似乎存在着大小适宜建造整个月球基地的天然洞穴。

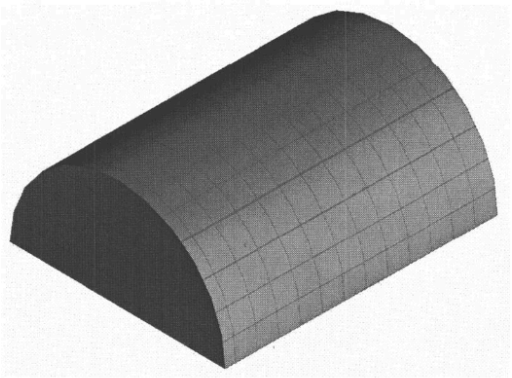

图 7. 月球居住舱渲染图

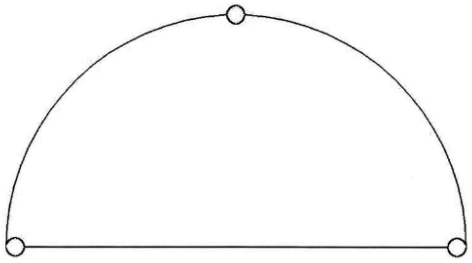

图 8. 三铰拱体系

超过 10 米厚的顶棚将提供安全且长期的庇护，抵御辐射和流星体撞击。材料降解、热疲劳和相关暴露问题的担忧将得到缓解或消除。在初期应用中，预制栖息地将利用熔岩管作为抵御环境危害的庇护所。之后，或许可以对熔岩管进行改造，使其具备栖息地的功能。几何形状、表面粗糙度、气密性和其他问题都需要解决。洞穴顶棚的可靠性是一个主要问题。

在熔岩管内建造栖息地可以使用极轻的材料，因为它无需支撑任何屏蔽材料。充气式解决方案似乎是最有前景的方案。图 9 所示为一种可能结构的横截面。熔岩管内基地的可达性、照明和其他建筑问题需要针对每个具体地点找到令人满意的解决方案（Daga 和 Daga，1988）。人为因素和人类心理学是未来研究的课题。

月球基地设计研讨会“Zippert 2004…

2002 年夏天，由欧空局资助的国际专家团队在荷兰和奥地利举办了首届“月球基地设计研讨会”。来自 16 个国家的建筑系学生设计了月球基地，重点关注建筑问题。研讨会结束时，七个团队展示了各自独特的月球栖息地设计方案。

图 10 是哥白尼团队的成果，利用充气单元扩大硬壳主结构的可居住体积。

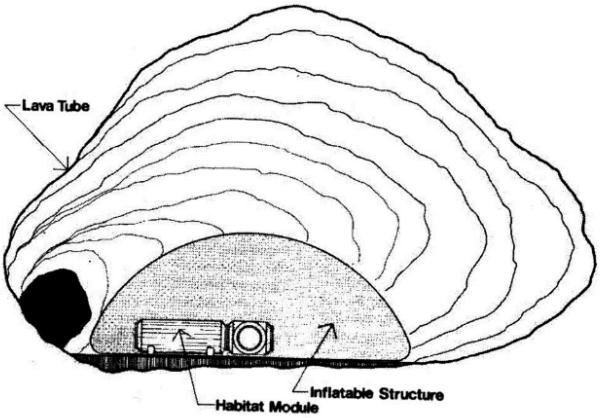

图 9. 熔岩管横截面及其可能的栖息地布局 Daga et al. 1992

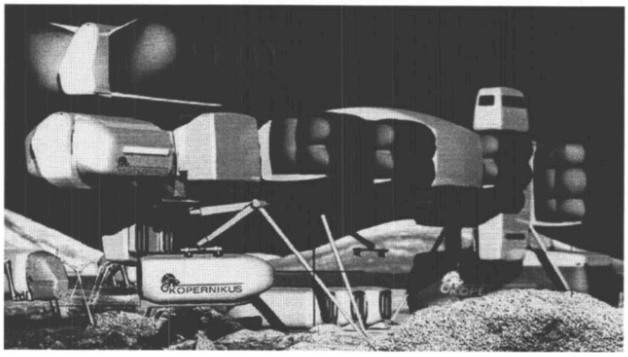

图 10. 哥白尼月球基地模型 月球基地设计研讨会团队 哥白尼；2002 年月球基地设计研讨会，ESA-ESTEC HBT-VUT，维也纳，奥地利 www.liquifer.at LIQUIFER 2002

Tycho 团队的设计也非常有趣。一个可移动的三层球体为开采氦气的工人提供了居住空间。球体可以移动；将水泵入内层和中层之间的空间。外层和中层之间的空间用于储存和停放车辆（见图 11）。

研讨会上提出的这些概念以及其他所有概念都非常有趣且前景光明，其中大多数都采用了全新的方法。然而，它们缺乏精准的工程解决方案，而且大多数都无法解决所有月球问题，这在设计的这个阶段是自然而然的。

概念评估

评估标准

评估月球基地的结构方案是一项非常困难的任务。月球建设涉及很多方面

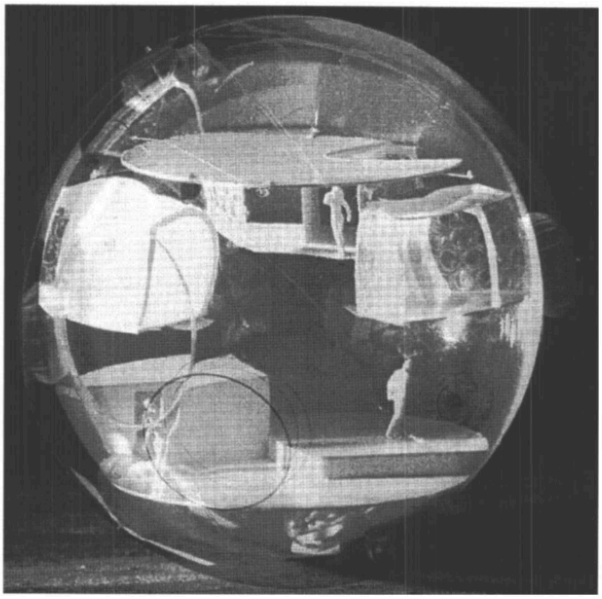

图 11。“Tycho-Sphere”月球基地设计研讨会 2002 Tycho 团队；照片，Franz Schachinger；2002 年月球基地设计研讨会，ESA-ESTEG，HB2-VUT，维也纳，奥地利 www.liguifer.at LIQUIFER 2002

我们对此缺乏了解。以下给出的大多数标准也都是定性的。将它们应用于结构概念必须非常谨慎。不同的标准没有刻意按顺序排列，因为客观地衡量它们也相当困难。然而，努力理性地确定适合月球设计和建造的概念至关重要。

以下是评估月球基地概念的标准之一。

运输

需要运输的质量和体积将极大地影响总成本。

易于施工

结构的搭建过程是否需要轻装上阵？简单的模块化连接可以减少宇航员的施工时间。需要什么样的重型施工设备？使用可展开/自立结构有助于最大限度地减少舱外活动。Hijazi 1988；Benaroya 和 Ettouney 1992a,b。

具有一般结构系统和材料的经验

月球建设伴随着许多未知数和变量。准确描述月球建设所需的一些数据只有在月球上建立起一定的存在之后才能获得。因此，早期概念不宜包含本身带有太多不确定性的结构系统。此外，如果以前项目中有过此类结构的经验，那么对月球建设期间出现的问题将更容易做出反应。广泛的原型测试有助于积累经验。这里隐含的意思是，我们可以以稳健的方式设计我们所熟悉的结构概念，从而延长其使用寿命(Benaroya 1994)。

可扩展性

具体来说，第二代基地必须能够适应用途的变化。其结构必须允许添加或修改总体布局（Duke and Benaroya 1993）。

挖掘

挖掘作业需要首先将重型机械运送至月球。地面准备工作必不可少，但应避免更深的挖掘。Graf 1988。

基金会

地球上几乎所有建筑项目广泛使用的混凝土地基，在早期月球基地建设中将无法使用。必须开发新的地基类型。减少或完全避免水平和拉伸支撑反力至关重要。最大限度地利用月球土壤强度是强制性的（Chua et al. 1990）。

人为因素

该结构必须兼顾照明、通风、隔热和可接受的声学性能。宇航员的心理状态以及由此带来的效率将在很大程度上取决于月球栖息地的生活质量。一个重要因素是可感知的体积（Elrod 1995；Eichold 2000）。

回收利用

随着人们开始思考第三代结构，旧结构的拆解和回收将变得越来越重要。易于组装的结构几乎可以自动轻松拆卸。例如，金属比复合材料更容易回收。

维护

月球结构预期寿命越长，维护需求就越重要。维护成本会极大地影响总体成本，因此必须将其降至最低。同时，维护对于结构的安全至关重要，因此，结构部件的检修和更换至关重要。

第二代月球栖息地概念的评估

如前所述，本研究重点关注第二代结构。预计，特别是对于早期第二代栖息地，将遵循以下标准。

- 运输;
- 易于施工；
- 具有结构系统经验；
- 挖掘；以及
- 基金会。

为了评估上一节中的一些概念，我们使用了从 1 到 6 的评分系统。6 表示在给定标准下表现最佳；1 表示最差。同样，对月球栖息地结构概念的评估不可能 100% 客观，但本文已努力接近客观。所有指定的值均在下面解释，并假设五个标准同等重要。当然，它们不是；但它们的权重会随着火箭、材料和月球科学的每一次进步而变化。因此，决定现在不对类别进行加权。仅当给定结构的概念设计清晰时才使用最大/最小值。更详细的评估，包括许多其他月球基地概念，可在 Ruess 2004 中找到。

运输

• 球形充气式图 2 和 3 5 分压力壳的质量和运输体积较小，但内部布置有地板、楼梯和结构肋条，导致质量和体积超过主要结构造成的质量和体积。• Tuft Pillow 充气式图 5 6 。

质量和储存体积非常小。• 月球陨石坑
底部图 6 5 。
张拉结构。电缆质量小，体积小。压缩环将是最重的部分。• 三铰拱（图 7 3）。模块化结构。例如，拱段比电缆需要更多空间。• 地下施工（图 9 6）。只需将非常轻的结构（很可能是膜式结构）运输到月球即可。

易于施工

• 球形充气 3 。

处理膜材时务必小心谨慎。施工很可能不需要重型设备。内部地板的建造需要一些时间。

表 5. 评估过程的结果

概念	运输	建造	经验	基础	挖掘	和
球形充气	5	3	1	3	2	14
簇绒枕头	6	3	1	5	6	21
月球陨石坑底部	5	2	4	2	6	19
三铰拱	3	4	6	4	6	23
地下建筑	6	2	1	4	4	17

• “Tuft Pillow” 充气 3 。
无需内部楼层，但各个模块必须连接。• 月球陨石坑底座 2 。建造难度很大程度上取决于该结构的跨度。缆绳必须预应力，这在月球表面相当困难。• 三铰拱 4 。
拱壳采用预制部件，可通过易于组装的铰链连接进行搭建。• 地下施工 2. 必须建造一条通往熔岩管/洞穴的通道。完成后，压力壳可以在受保护的环境中建造，而且与其他所有方案不同，无需放置风化层。然而，地下施工存在许多困难。

结构系统经验
• 球形充气 1 .
人们对充气膜织物结构的经验非常少。• Tuft Pillow 充气 1 。

参见球形充气装置。• 月球
陨石坑底部 4 。
这个概念与现代体育场的屋顶类似。许多经验丰富的专家都致力于此类结构的设计。• 三铰拱 6 。

拱形结构已广为人知。• 地下建筑 1
。
洞穴稳定性未知。无经验可用。

基金会
• 球形充气 3 。
初步设计未考虑地基。假设较小的地基作用力就足够了。• Tuft Pillow 充气式结构 5 。地基垫块可能就足够了。或许根本不需要地基。• 月球陨石坑底部 2 。同样，设计中未考虑地基。但是，需要中等到较大的作用力来支撑主要的垂直荷载。• 三铰拱 4 。
只需引入垂直支撑反力，小型基础即可。• 地下施工 4 。结构已建。当然，无需基础。然而，需要对洞室进行一些修复，以确保结构安全。压力壳也无需基础。

挖掘要求
• 球形充气 2 .
根据 Roberts 1988 年的设计，该结构的一半位于地下。这意味着需要挖掘半个球体。如果幸运的话，可以利用自然特征来减少挖掘量。• Tuft Pillow 充气式 6 号。

只需平整地面即可。• 月球陨石坑底部 6 。

这一概念基于对天然陨石坑的利用。在陨石坑壁上开凿隧道是可行的，但并非绝对必要。• 三铰拱 6。

地面平整即可。• 地下施工 4 .

必须建立通往洞穴/管道的通道。为此，可能需要进行挖掘/开凿隧道。
评估结果汇总如表 5 所示。基于此评判表，人们当然可以认为“X”概念在“Y”类别中应该多一分或少一分。然而，总分仅在 9 分左右的较小范围内。这表明所有提出的概念都已尽可能地适应月球要求。所有概念都有其优缺点。例如，充气式结构通常更符合运输标准，而拱门和其他刚性结构则更符合体验标准。
为了说明设计过程并对可能的月球栖息地结构提出建议，必须选择一个概念。
选择拱形结构的原因有很多。首先，它很好地满足了所有标准。其次，它在所有概念中总和最高。
一般来说，刚性结构是密封的。然而，铰链连接需要仔细研究。随后会进行包括质量计算在内的详细设计。

设计过程

栖息地尺寸

确定月球基地栖息地的尺寸是一项非常复杂的任务。
许多因素都会影响必要的居住舱大小，例如机组人员规模、任务持续时间以及基地作为工业或科学前哨的功能。因此，我们将采取一种综合性的方法，考虑人均所需居住空间。居住空间是指自由空间，不包括设备或储物空间占用的空间。
正如双子座任务所证明的那样，一个人可以忍受长达两周的相对较短的任务

表 6. 所需总建筑面积与船员人数的关系

船员规模	6	8	10	12
居住面积 m	206	275	343	412
+20% 设备和储藏 m	41	55	69	82
总面积向上取整 m	250	320	415	500

大部分时间都被束缚在椅子上。双子座飞船上每位宇航员的可居住体积为 0.57 立方米。目前，美国宇航局人体系统集成标准 NASASTD3000 建议的最小可居住体积为 20 立方米，在此体积下，宇航员可以在四个月或更长时间的任务中保持性能。尽管有此建议，但根据对长期居住和密闭空间的研究，建议月球栖息地的人均生活和工作面积设计体积为 120 立方米 Kennedy 1992 。这个值大约相当于国际空间站上每位宇航员的体积。

下一个问题是找到最佳地板高度。建议的月球栖息地地板高度范围从 2.44 米（Vanderbilt 等人 1988 年提出）到 4.0 米（Chow 和 Lin 1989 年；Kennedy 1992 年提出）。在低重力环境下移动的人类肯定需要比在地球上更大的垂直空间。他们在行走，尤其是跑步时会将地板抬得更高。因此，4.0 米的地板高度似乎是最合适的，并将在今后沿用。关于如何降低所需地板高度的一个非常有趣的想法是使用微磁性的靴子。当然，这只有在使用金属地板的结构概念下才有可能。

然而，层高并不等于净高。诸如照明和通风等辅助系统将占用 0.5 米至 1.0 米的空间。在大多数情况下，实际可居住空间约为 3.5 平方米。

固定这些数字后，最终得到

$$120\ 米/3.5\ 米=34.4\ 米 \qquad 1$$

每人地板面积。总地板面积不仅取决于船员人数，还取决于所需的设备和储物空间。表 6 给出了不同尺寸的汇总。

现在，确定了总建筑面积后，就可以开始确定结构尺寸了。根据所选的结构体系，需要找到主结构最有效的跨度，并根据所选的结构体系确定主要结构构件之间的间距。对于某些概念，例如拱门，必要的净层高度可以决定跨度。此时，栖息地的布局也非常重要。

装载条件

对于施工顺序，主要荷载条件是 Sadeh 和 Criswell 1995：

- 该结构已展开并完全加压，但没有风化层覆盖。
- 结构完全加压，整个风化层就位，这是建造结构的通常运行状态。
- 由于意外或计划，该结构在风化层覆盖的情况下完全减压。

所有构件的设计必须确保其在所有可能的荷载条件下都能充分发挥作用。同时，各个构件并不总是受单一荷载控制。假设所有荷载条件和施工阶段的整体安全系数相同

第二种情况通常不如其他两种情况那么关键，因为风化层荷载远小于内部压力系数 4-12 。其他荷载条件包括施工和运行荷载。例如，应注意考虑风化层放置引起的暂时不均匀荷载和风化层堆积。一般而言，结构设计应考虑最关键的情况，可以应用不同的安全系数来考虑每种情况的可能性。

月球上的极端温度变化可能会导致疲劳问题，但同样，风化层屏蔽将有助于减少结构上的温差。另一个建议的解决方案是将结构定位在月球的某个极点 Spudis 2003 。极点处有几乎永久接受阳光照射的区域。因为月球的自转轴几乎垂直于黄道面，所以太阳总是出现在极点的地平线上或附近。如果一个人在一个洞里，就永远看不到太阳；如果一个人在一个峰顶，就总能看到太阳。在月球的南北极附近已经确定了几处提供几乎恒定太阳照明的区域。此外，这些区域会在短时间内处于黑暗之中，从而打断更长时间的照明。

因此，在这些地区设立前哨或机构将拥有阳光照射的优势，可以通过太阳能电池发电。还有人提到，极地站点将提供良好的热环境，因为太阳总是处于掠射状态；这样的位置永远不会经历月球赤道那样的极端温度。然而，这种情况对月球结构不利。一侧在阳光下，另一侧在阴影中会导致显著的温差。从结构工程的角度来看，这种情况比每两周急剧变化的恒定温度更不利。

温度在施工过程中起着重要作用。

该结构的上部将完全暴露在阳光下，而背向太阳的一侧的温度将比暴露侧低 250° C。设计师必须确保所有连接仍然牢固，并且不会因此妨碍施工。

极端载荷条件可能是冲击载荷；例如，车辆的意外撞击。根据层厚，风化层屏蔽层能够吸收微流星体的大部分或全部雨水。然而，罕见的较大颗粒可能会穿透，因此设计的结构必须能够承受可能产生的爆炸性减压力。

问题是：设计防护此类撞击是否可行或合理？航天器曾通过在受保护表面前方一定距离处放置薄防护板来防护流星体撞击危险。来袭的流星体撞击并穿透防护板，被击碎，形成碎片云，并在防护板后方扩散。受保护表面随后会承受的冲击强度会大大降低。相比提供同等防护的单板装甲和双板装甲，这种方法可以减轻重量。当然，一旦防护板被击中，就必须更换。

如果顶部有一层风化层，这将是一项艰巨的任务，并且假设在风化层屏蔽层下方无法使用板装甲。将装甲板放置在风化层上方可能会减小其尺寸，并减少所需的风化层厚度。然而，这种情况的有效性尚不清楚。整个问题是一个有待进一步研究的广阔领域。

在找到比风化层屏蔽更好的替代方案之前，我们必须假设，如果粒子穿过并减压，

为了建造栖息地，结构必须不能倒塌。这意味着我们必须设计一个能够抵御失压的结构。Duke 和 Benaroya 1993；Benaroya 2002。

代码

目前尚无月球建筑规范。在大多数情况下，可以参考国家设计规范来帮助结构工程师。建议谨慎考虑不同的地面加速度 g，因为所有现有设计规范仅针对地球重力条件。重力条件有时隐藏在设计辅助工具和公式中。

为了完成本项目，我们参考了多项建筑规范作为结构设计的指导。主体结构的设计依据美国钢结构设计规范《AISC 钢结构手册》第 9 版，而铰接等细节设计则基于德国钢结构设计规范 DIN 18800 第 1 部分 8.3 节。

在月球殖民的后期阶段，建立一系列月球建设规则将大有裨益。关于月球设计规范的讨论已经开始。Ettouney 等人。

1992；埃图尼和贝纳罗亚 1992 年。

安全性和可靠性

人类安全以及将风险降至“可接受”水平始终是任何工程项目的首要考虑因素。月球给工程设计师带来了新的挑战。风险最小化尤其意味着结构冗余，并且在所有其他措施都失败时，确保居民能够轻松逃生（Benaroya 1994；Kennedy 2002）。

问题在于确定月球建设需要多大的安全系数。在确定一个项目的最终安全系数时，经济因素将是一个主要因素。从纯工程角度来看，月球安全系数必须高于地面安全系数，因为月球上的灾害风险和未知因素的数量远高于地球。

在地球上，结构的失效概率隐含在针对不同材料、荷载和结构类型的各种设计规范中。在获得更多关于月球建筑的知识之前，建议使用月球建筑的全球安全系数。

岩土工程与地基

月球风化层将成为月球结构建造的土壤。其特性对于基础工程尤为重要（Chua et al. 1990）。

风化层的容重在地表附近为 0.9 至 1.1 克/厘米 3，在 20 厘米以下最大为 1.9 克/厘米 3。

平均值为 1.7g/cm。

- 风化层表面的孔隙度约为 45。
- 未扰动风化层的内聚力为 c = 0.1 至 1.0 kN/ m 。
- 摩擦角约为 30 至 50° 。
- 路基反应的风化层模量通常为 1,000kN/m/m。

- 压缩率范围从 C = 0.3 松散的风化层到 0.05致密的风化层。
- 风化层颗粒间的粘附力很强，它像潮湿的海滩沙子一样聚集在一起。

承载力可由 Chua 等人（1990 年）；Johnson 等人（1995 年）使用公式 2 计算得出：

$$q = cN + 0.5\ N \qquad 2$$

其中 c=内聚系数；N=土壤系数；=形状系数；=风化层密度；g=地面加速度。

风化层的剪切强度在公式 3 中给出，Johnson et al. 1995

$$= c + \tan \qquad 3$$

其中 = 风化层剪切强度； = 法向应力；和 = 风化层摩擦角。

本研究使用地基反力模量将月球土壤理想化。因此，所有结构分析计算均采用刚度为 C = 1,000 kN/ m / m 的弹簧模拟土壤。这是一种简化的方法，未来可能需要对风化层力学进行更详细的研究。

结构设计

主要结构

一般假设

根据之前的评估过程，选择了 Ettouney 等人（1992 年）提出的拱结构的修改版本。

首先，确定拱门的形状和高度。

为了避免增加内部楼板的结构质量，并同时减小主要结构构件的尺寸，我们优先采用单层布局。因此，拱门的高度选择为 5 米。图 12 显示了拱门内的空间如何划分为不同的功能区域。

在地球上，重力荷载通常决定着我们的设计，因此抛物线拱形是最高效的。拱可以设计成只受压，几乎不引入弯矩或不引入弯矩。应尽可能避免弯矩。这是一种将荷载传递到地基的非常低效的方式。简单的拉伸或压缩效率更高，因此成为设计目标之一。

然而，在月球上，起决定作用的负荷不是重力。

图 13 对比了抛物线拱和圆拱在内压荷载作用下的受力情况。结果清楚地表明，圆拱结构更合适，因为拱内未引入弯矩。平面二维分析已足够，由于结构仅在第三方向上连续延伸，因此预计不会出现较大的三维效应。内力、杆件应力和挠度均采用 RSTAB 有限元软件 Dlubal 2004a 计算。

拉杆的弯矩是土体结构相互作用的结果，取决于地基与土体刚度之比。拉杆的最终弯矩只能通过迭代计算确定，因为拉杆刚度的每次变化都会导致弯矩的变化，进而可能需要不同的拉杆横截面积。因此，最终的弯矩分布只有在结构设计完成后才能确定。图 13 和 14 仅显示了弯矩分布的一种可能的大致形状。

另一个问题是铰链的使用。铰链比刚性连接更容易建造。它们还能让设计师轻松地将结构划分成不同的部分，从而减少运输尺寸。铰链的最大允许数量是三个。如果铰链数量达到四个或更多，结构就会变成一个机械装置，不再具有静态稳定性。区别在于

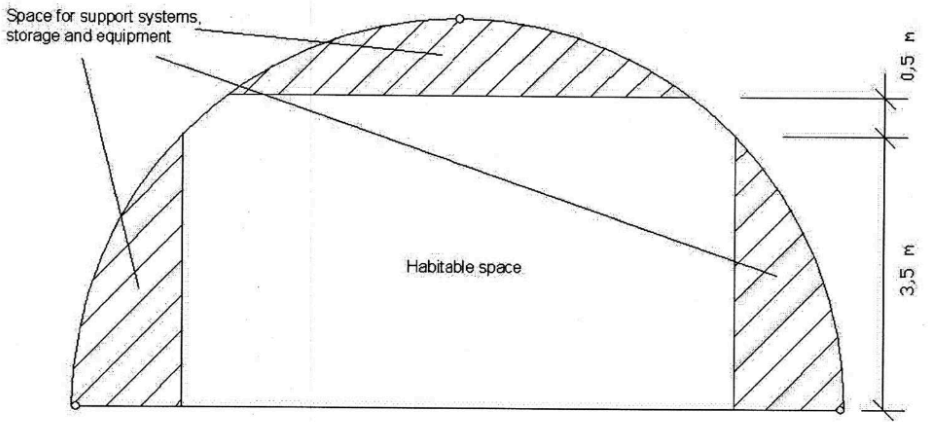

图 12. 拱门内的空间利用

图 14 展示了单铰、双铰和三铰拱在施加所有荷载时的弯矩。双铰和三铰布置优于单铰布置，因为它们不会在拱中引入弯矩。选择三铰布置是因为其可施工性。三铰拱是静定结构。因此，施工期间的温度荷载不会在构件中引入应力，只会引起挠度。这是三铰拱的另一个优点。

结构分析

负载

关于重量质量计算的注意事项：

WN = 米 千克 克/秒 4

其中 g= 9.81 米/秒 ；和 g= 1.62 米/秒 。
物体的质量永远不会改变。然而，它的重量取决于重力加速度。在月球上，设计师在施加重力载荷时必须谨慎。载荷通常以千牛顿或千牛顿米为单位。对于月球分析，必须使用月球重力加速度来计算载荷。由此产生的载荷仅为地球类似载荷的六分之一左右。
对于结构的静态分析，除了图 15 和 16 所示的结构自重外，还确定了五种主要载荷情况：

1. 内部压力 p=69kPa；
2. 覆盖整个结构的风化层 q = 8.3 kPa；
3. 覆盖结构一半的风化层 q = 8.3 kPa；
4. 楼面服务荷载 q=1kPa；及
5. 附着在屋顶上的安装荷载 q = 0.25 kPa。

风化层覆盖层的荷载假设风化层是袋装的，因此可以均匀地施加在结构上。如果不是袋装，而是简单地将松散的土壤堆积在结构顶部，则产生的荷载将呈梯形，而不是均匀的。修改已进行的分析以适应这种变化的场景非常简单。

荷载组合
上述大多数载荷可能同时作用

从施工阶段开始，结构初始受压，风化层尚未覆盖，接下来是正常运行模式，所有荷载均作用于结构，最后是计划内或意外的减压。必须使用荷载组合来确定对结构的最大影响。对于每种情况，仅考虑那些会增加结构应力的荷载。自重始终存在。我们采用了四种组合来确定构件中的最大应力。

1. 内部压力加上地板荷载；
2. 风化层覆盖加上安装负荷；

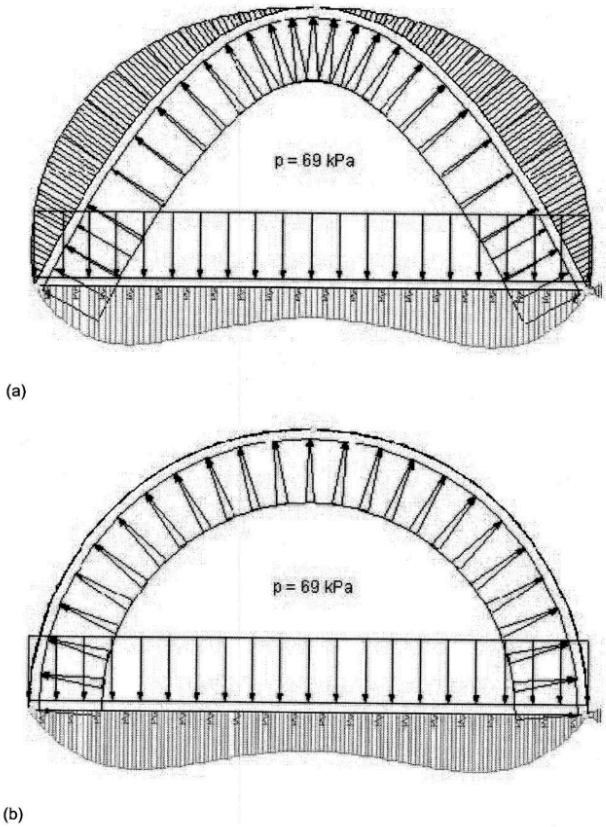

图 13. 抛物线拱与圆形拱弯矩比较：a 抛物线拱；b 圆形拱

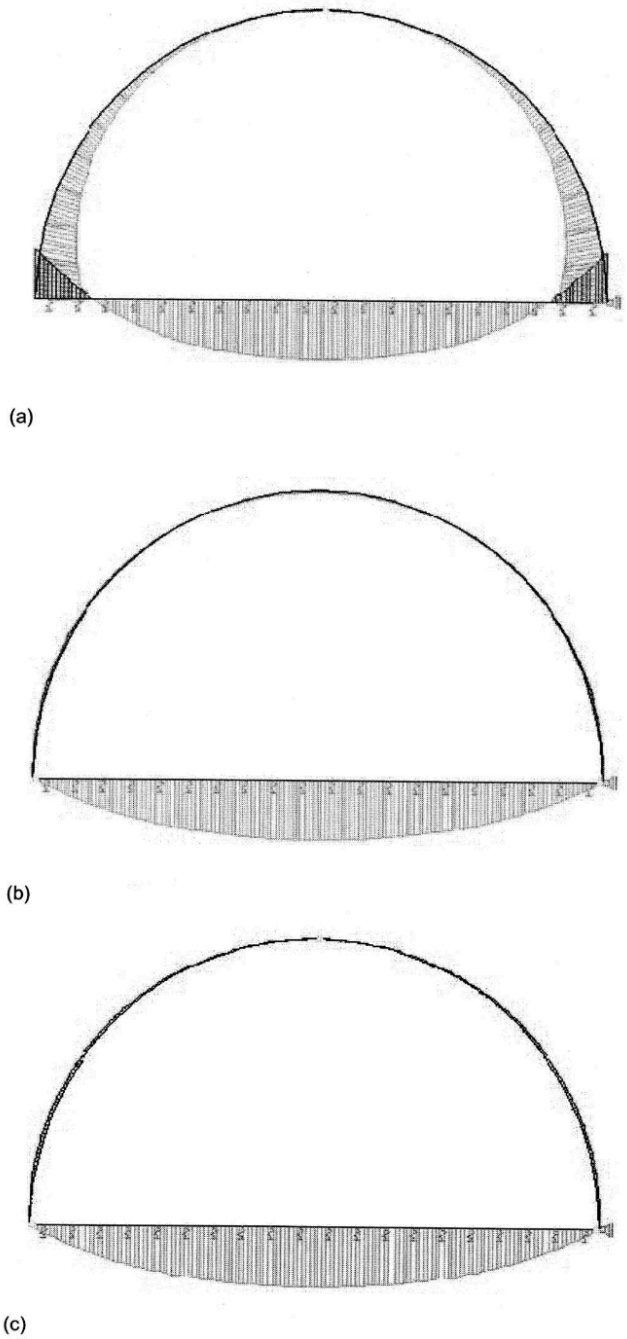

图 14. 单铰拱、双铰拱和三铰拱的弯矩：a 单铰拱；b 双铰拱；c 三铰拱

3. 所有负载；以及
4. 施工期间，一半的表土被覆盖。

使用 RSTAB 软件确定了主要内力、挠度和截面利用率。二维分析包含一些简化。例如，仅对 0.25 米的截面进行建模。因此，设计荷载按每 0.25 米计算。

主要结构：三铰拱

为了最大限度地减轻结构质量，优化横截面至关重要。横截面类型有无数种。

本研究检查了四种不同类型（见图 17）。

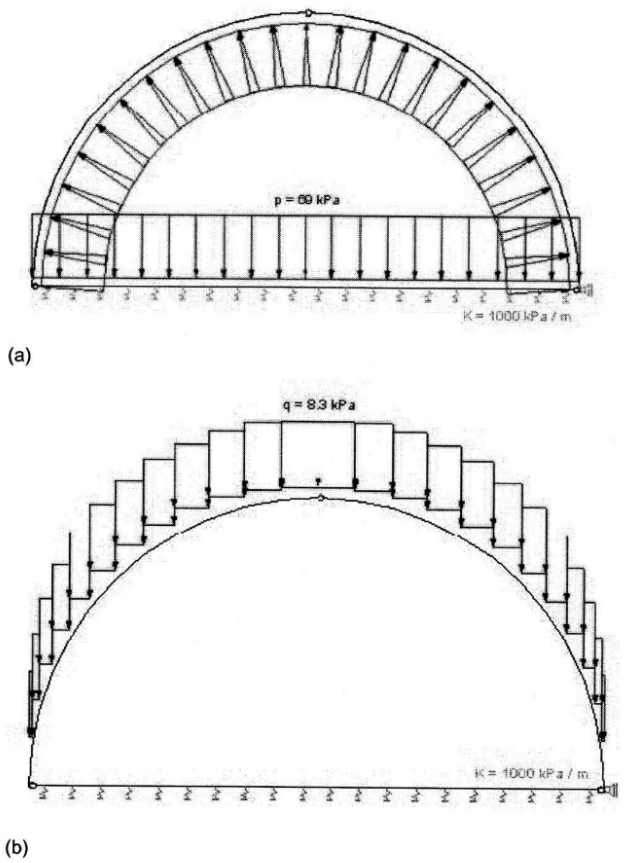

图 15. 静态荷载工况 1 和 2：a 荷载工况 1 内部压力；b 荷载工况 2 风化层覆盖层

可以应用线性叠加法则确定不同荷载组合下结构构件的应力。研究发现，荷载组合一对拉杆产生的应力最大，而荷载组合三对拱段产生的应力最大。常规运行模式是所有荷载共同作用，因此必须计算荷载组合三的挠度。

建筑材料预计采用高强度铝，构件在地球上预制，然后运输至月球。由于缺乏相关经验和计算技术，能够进一步减轻重量的复合材料并未得到采用。因此，所有计算均基于屈服强度为 500 N/mm 的高强度铝合金。为了限制运输体积，2 至 4 号截面的拱段支腿深度最大限制为 15 cm。

端墙的设计将在后续小节中讨论。不过，此时已经需要一个结果。端墙上的内部气压会将垂直于已计算的拉力引入拱结构。在设计拱和拉杆构件时，需要考虑这些拉力。拱段所需的拉力值为 130 kN/m，拉杆所需的拉力值为 170 kN/m。夹层截面是最有效的截面类型，拱和拉杆均采用。

拱形构件的设计相对简单。它是一种受弯矩和拉力相互作用控制的结构。拉杆/基础构件的设计则更为复杂。它

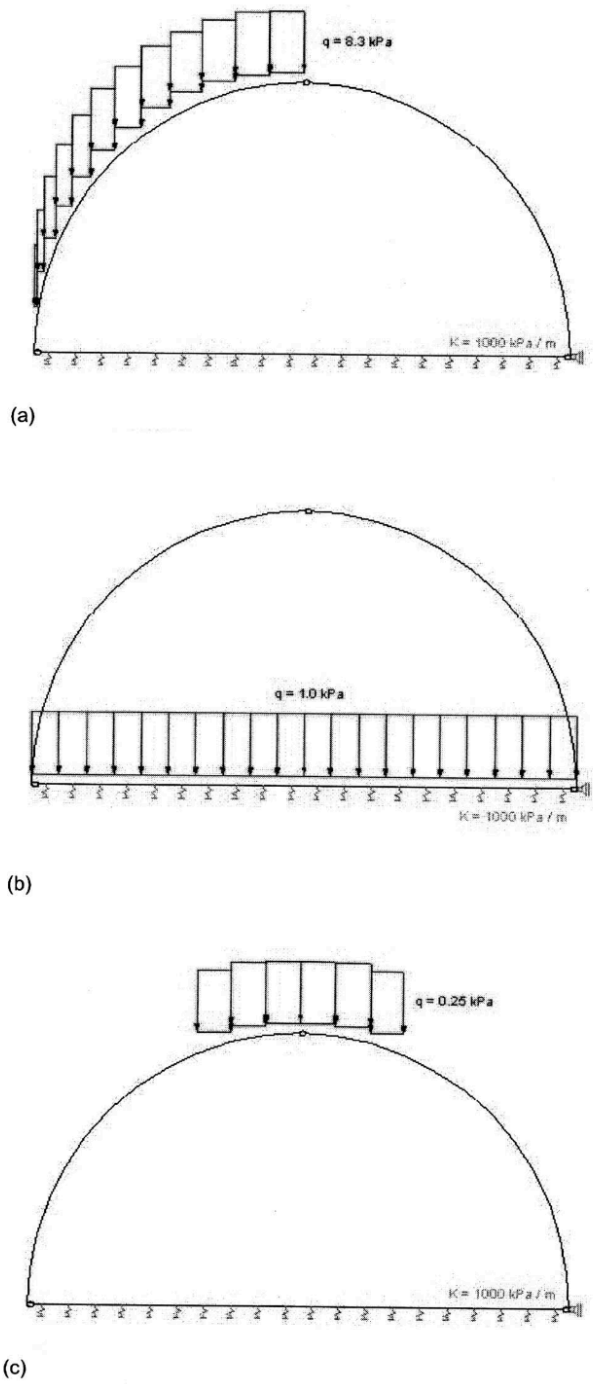

图 16. 静态荷载工况 3 和 5：a 荷载工况 3 - 部分风化层覆盖；b 荷载工况 4 地板荷载；c 荷载工况 5 安装荷载

受弯矩控制。弯矩取决于地基与土壤刚度之比。地基刚度增加会产生更大的弯矩，因为刚度会吸引力。因此，设计地基板是一个迭代过程。为了找出安全系数差异对设计的影响，我们进行了研究，并比较了两个不同的全局安全系数：安全系数一 4.0 和安全系数二 5.0。例如，在德国设计规范 DIN 中，地球上安全系数的范围大约在 1 到 2 之间。

7 和 3.5。月球上的所有问题和不确定性必然需要更高的安全系数，因此 4.0 或更高的安全系数似乎是合理的。

最终迭代的有限元计算结果可在 Ruess 2004 中查阅。RSTAB 软件的一部分 ASD 美国钢结构设计模块用于优化构件 Dlubal 2004a。它包括避免局部屈曲的截面分类，轴向、弯曲和剪应力的应力分析以及许用应力的分析。这是一个基于陆地设计规范的程序，因此需要进行一些修改。修改材料屈服应力可以实现所需的整体安全系数。例如，要对拱门实施 5.0 的安全系数，需要在程序公式 5 中对铝的屈服强度输入值进行以下计算：

$$\frac{5}{3} \cdot \frac{\quad}{60 \text{ 厘米/米}} = 13 \text{ 千牛/厘米} \qquad 5$$

其中 5 / 3=程序材料安全系数；50 kN/ cm = 实际铝屈服强度；5=选定的设计安全系数；130 kN/ m= 由端壁荷载引入的拉力；60 cm / m= 沿壁拉力方向的假定横截面积；13 kN/ cm = 铝屈服强度的 ASD 输入值。

结构分析得出两个主要结论。首先，拱段可以采用均匀的横截面。由于内力分布几乎均匀，因此可以根据内力分布调整拱的横截面，但这不是必需的。其次，为了获得有效的拉杆横截面，必须根据内力分布进行调整。弯矩呈抛物线形状，因此决定将拉杆设计成类似的形状。截面高度与 M 的平方根呈仿射关系。这意味着拉杆横截面的深度会发生变化，两端深度最小，中间深度最大。图。

图 18 显示了连接件/楼板/基础的主要形状。图 19 显示了所有荷载下的挠度，其中结构构件的安全系数为 5。

典型陆地建筑的允许极限通常取为 L / 200，其中 L 为结构跨度。极限为 10 m / 200 = 50 mm。如果采用 4.0 的总体安全系数设计构件，则截面会变得更轻，从而导致挠度略高，最大 u = 68 mm。然而，挠度标准是否应该指导设计，尤其是在预期挠度仅略高于该标准的情况下，这一点值得怀疑。

减少偏转可以采用多种不同的方法。

- 加强构件。这种方法会导致额外的质量，而从强度的角度来看，这是不必要的。由于低质量对于经济性设计至关重要，因此这种方法并不可取。
- 加固土体。在搭建结构物之前烧结风化层将提高路基反力模量，从而降低枕木的挠度。这不会影响拱的挠度。计算表明，路基反力模量必须增加约十倍才能达到所需的挠度范围。通过烧结风化层很可能无法实现这一点。该主题需要更多研究数据。
- 拱度。所有荷载均可假定为永久性荷载。因此，构件的拱度是一个解决方案。构件可以简单地制造成与计算挠度相反的形状。制造必须非常谨慎。

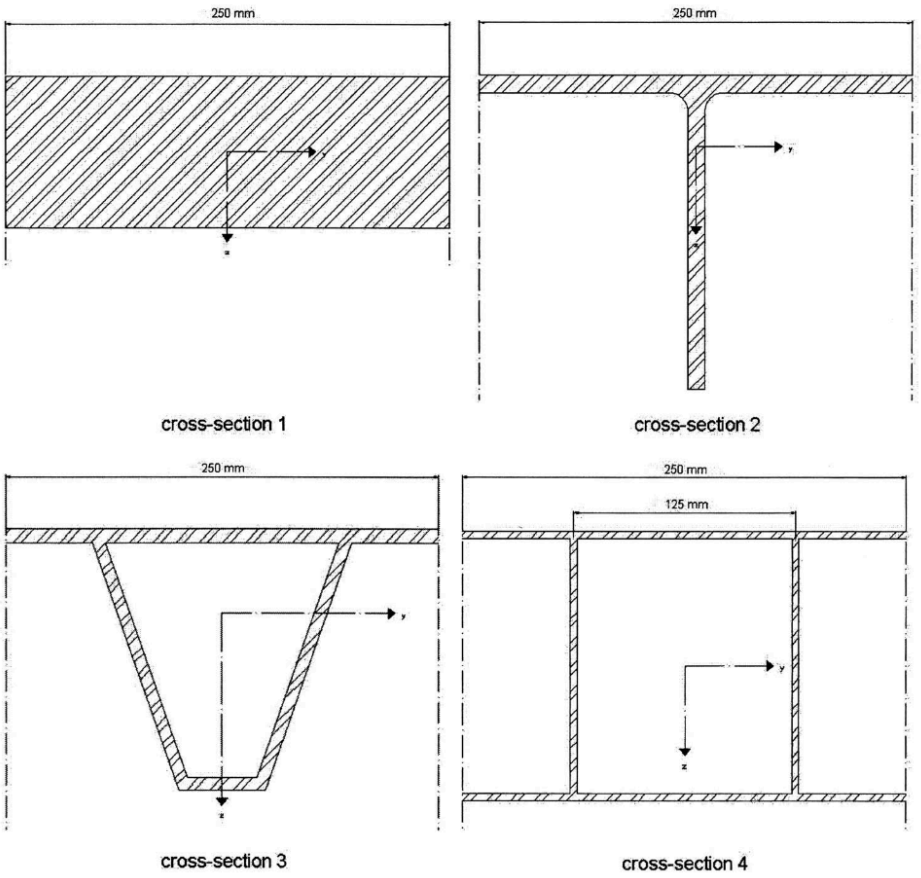

图 17. 横截面 1 为简单板，横截面 2 中，板通过与其垂直的支腿进行加固。横截面 3 与波纹板非常相似，横截面 4 本质上是一种夹层结构。

并精确地实现现场施工。端墙设计完成后，将对不同安全系数下的栖息地质量进行比较。

端墙

端壁也设计成三明治式截面。这种截面类型无疑是最高效的。

最高效的形状是四分之一球体。这种布局可将弯矩降至最低。然而，出于运输量低、易于安装气闸以及综合设施可扩展性等诸多原因，我们选择了简单的板式布局。

这些板结构的设计必须考虑两个方向的弯矩。有限元软件 RFEM 用于计算这些内力（Dlubal 2004b）。沿板的周边选择线性铰支座来表示端墙与拱的连接。连接设计必须谨慎进行，以确保此假设的正确性。

作用于端壁的唯一载荷是内部气压。载荷和支撑条件如图 20 所示。

结构设计按公式 6 进行

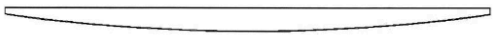

图 18. 领带整体形状的正面视图

$$\text{质量/重量} + \text{质量/SF重量} \qquad 6$$

其中 m = 90 kN/ m；m = 150 kN/ m；= 50 kN/ cm；SF=安全系数。

假设两个方向的横截面积相同，安全系数为 4.0 时，最小截面模量为 1920cm/m；安全系数为 5.0 时，最小截面模量为 2400cm/m。可能的横截面如图 21 和图 22 所示。由此得出端墙的质量如下：

- 2600 公斤，安全系数为 4.0；

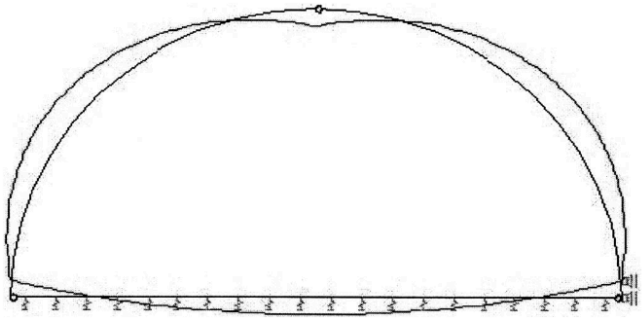

图 19. 按 5.0 安全系数设计的结构构件的总挠度。为了更好地说明，挠度放大了 10 倍。

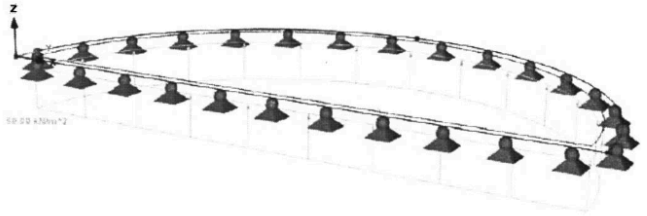

图 20. 端墙的荷载和支撑条件

• 3400 公斤，安全系数为 5.0。

表 7 总结了不同机组人员规模和安全因素下的总居住舱质量。这些值适用于简单布局，结构仅在纵向运行，因此仅包括两面端墙。

对于比较的安全系数，质量与应用的安全系数成正比。图 23 显示了三个不同结构构件的质量比：基础构件是质量的主要贡献者。这是由于设计方法侧重于静态优化拱结构并提供即用型楼板系统。

动力学

采用安全系数 5 对该设计进行了动态分析。为了模拟振动机械，计算了凸轮机构的结构动态响应，其振幅约为 4.6 cm，频率为 172 Hz。未发现显著的挠度或附加内力。

施工顺序

居住舱纵向尺寸主要取决于乘员规模。成员可运输长度受运输系统限制，因此有必要将成员分成不同的段进行运输。合理的段长为 2.5 米。十个段加起来足以容纳六名宇航员。

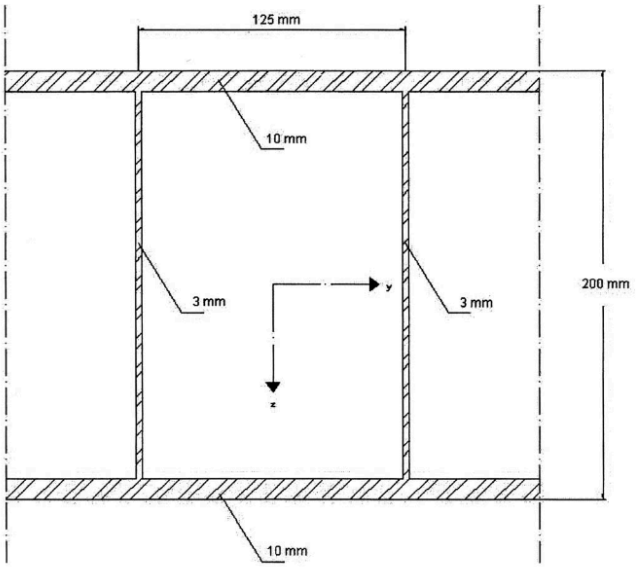

图 21. 安全系数为 4.0 的可能墙体横截面

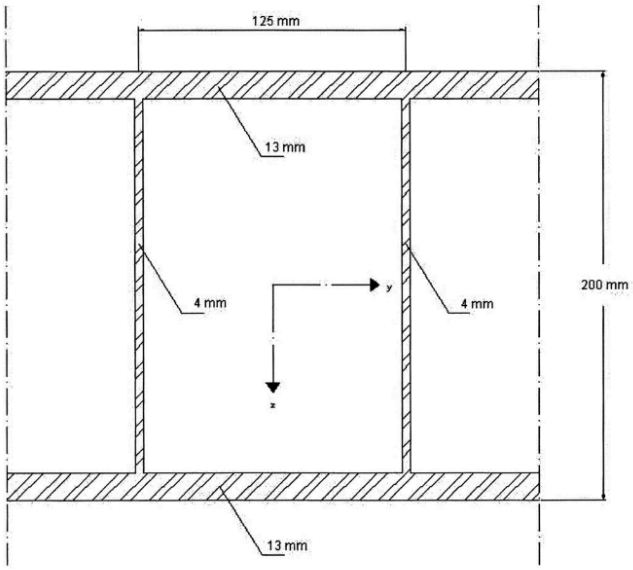

图 22. 安全系数为 5.0 的可能墙体横截面

连接各个段必须确保所有载荷都能传递，并且压力得到密封。人们认为，全段焊接是解决这一问题的最佳方案。例如，在俄罗斯联盟号 T-12 任务中，就曾进行过太空焊接。

该结构的安装可以分步进行，是一个线性过程。首先，铺设楼板。2.5 米长的面板在现场铺设，并使用榫槽接头连接。缆绳可以帮助将所有面板拉在一起。焊接所有面板可以确保密封，并确保所有力都能传递。

拱板的安装是逐一进行的，首先将一个拱段放置在临时施工脚手架上，并用螺栓固定在底部的地板上。第二个拱段也以同样的方式安装。

最后，将两段拱形段用螺栓固定在一起。临时脚手架被放下并转移到下一个段，在那里开始放置下一个拱形段。然后，必须将面板焊接在一起。所有焊接最好在夜间进行，以尽量减少因温度引起的变形而产生的固有挠度。如果在月球白天施工，未受保护的构件会暴露在阳光下，构件表面的温度会升至 150° C。然而，构件的另一侧将处于阴影中，因此温度为 -100° C。这会导致构件挠度。这些挠度在 0.5 米的范围内。但是，它们在拱形施工中不起作用。三铰拱可以随时连接在一起，例如，通过降低脚手架直到各个部件贴合。图 24 显示了其中一个拱形段就位后的结构。

当达到所需的结构长度时，端墙就会在拱门末端滑入。拱门和

表 7. 月球栖息地质量

船员规模	总结构质量，SF=4	总结构质量，SF=5
6	38.6 吨	48.3 吨
8	49.7 吨	62.2 吨
10	60.8 吨	76.0 吨
12	72.0 吨	89.9 吨

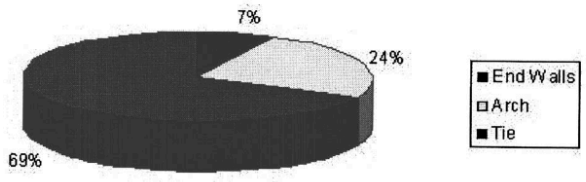

图 23. 三个结构组分的质量比

接下来必须建造墙壁。然后，用膜织物条密封结构，并在必要时沿着结构连接处将其粘合到结构上。完成所有必要的密封后，可以对栖息地进行初始加压，最后将风化层覆盖到位。

地板段的质量为 2,945 公斤，因此每个段重约 5 千牛；拱段的质量为 605 公斤，每个段重约 1 千牛。

当然，需要一些设备将部件从着陆点运送到施工现场并安装到位，但移动 5 千牛不需要重型设备。轻型起重机是现场安装部件的理想解决方案。

图 25 展示了可容纳三名机组人员的居住舱的立体渲染。表面上的线条是为了增强曲率和三维外观。

栖息地布局

月球基地布局问题非常复杂，根植于建筑和运营方面的考量。然而，为研究、居住、制造、储存等提供不同的模块似乎是一个合理的方案。这些模块可以按照多种方案进行布置。雷诺兹（1988）提出了五种基本配置：

1. 线性：线性配置是所有配置中最简单的。它是模块的重复，只有一个主要的循环路径。从一端到另一端的内部距离最大化。空间特征主要为公共空间，噪音较大，有利于与循环路径共享空间。线性系统的主要问题之一是安全性。

2. 庭院：当线性结构闭合时，其基本特征会发生变化：覆盖面积增大，围合程度减小。庭院是一个独特的可识别空间。虽然仍然保留一条主要的交通路径，但它现在形成了一个闭合的环路。庭院本身也成为另一个特征。

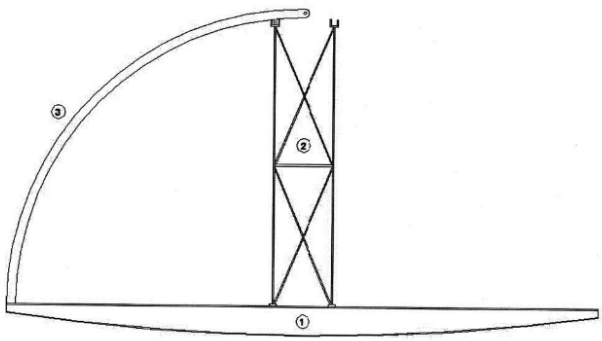

图 24. 主体结构架设：1-楼板；2-脚手架；3-拱节

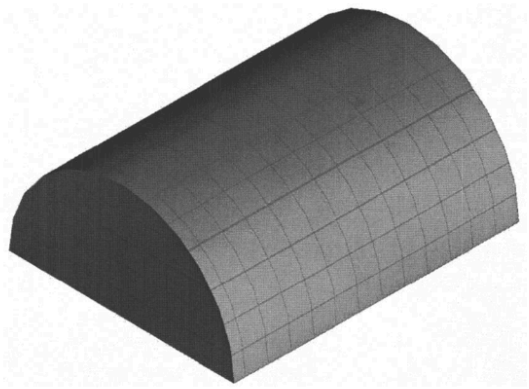

图 25. 月球居住舱渲染图

3. 放射状：放射状布局是指一个中心空间，其线性延伸至两个以上的方向。中心区域构成一个主要功能空间，次要区域则向外辐射。这些次要空间可以是私密的安静区域，也可以是通往其他功能区的主要交通路线。其优势之一是方便前往中心区域。

4. 分支：从主线性路径扩展的次要路径的线性生长系统具有分支配置的特征。

5. 集群：集群配置没有主导的环流模式。通常会形成一个较大的区域。

拟建的居住舱模块更倾向于线性扩展而非分支式布局。因此，线性和放射状布局比庭院式、分支式或集群式布局更适合。放射状布局最有利于紧急出口、设施和月球表面的可达性，以及提供一个易于进入的安全避难所以抵御太阳耀斑（Reynolds 1988）。中心功能区可以采用不同的设计方式。图 26 展示了具有不同中心区布局的放射状月球居住舱配置效果图。

细节

假设上述所有部件——拱段、底板构件和端壁——都可以完整地运输到月球。然而，如有必要，也可以进一步将它们拆分成更小的部分，例如，将端壁或底板段分成两部分。本文并未设计针对这种情况的连接，但通常是可行的，并且不会造成太大问题。一种通用的解决方案是在月球上将它们重新焊接在一起。因此，本文实际设计的连接只有拱结构中的铰接以及端壁与拱的连接，后者也理想化为铰接。

连接

- 拱形连接：变体 1。制造铰链的最佳方式是螺栓连接。螺栓连接也易于快速构建，即使对于穿着舱外航天服的宇航员来说也是如此。横截面的“腹板”可以轻松进行局部加固，然后用于连接。也可以考虑公差，例如，将孔做得大于螺栓直径。这样，制造误差和施工过程中的构件变形（例如由于非线性温度载荷引起的变形）就可以纳入设计中。但是，这种设计无需考虑较大的公差。

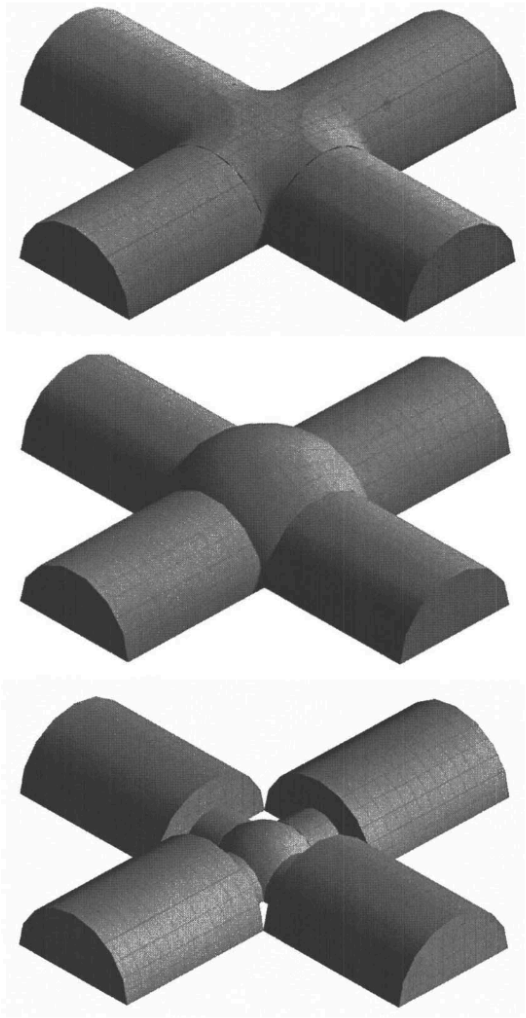

图 26. 径向布置的不同解决方案

已完成连接设计过程和连接尺寸，图 27 和 28 为铰链连接的详细图。

- 拱连接：变体二。虽然变体一的密封程序相对简单，但不方便且劳动强度大。如果能将铰链设计成气密的，该结构将更便宜，并且可能建造得更快。这些想法的结果可以在图 29 和图 30 中看到，它们是由本文的第二位作者构思的。

拉杆面积按公式 7 确定：

$$A = SF\ N/fy = 4.3\ \text{厘米} \qquad 7$$

其中，A=所需拉杆面积；SF=安全系数=5.0，N=设计拉力=43 kN；fy=材料屈服强度=50 kN/cm。

加强板的设计类似于简支梁（见图 31）。这种方法比将其设计成板的形式更为保守。板必须满足以下两个条件：公式 8 和公式 9，

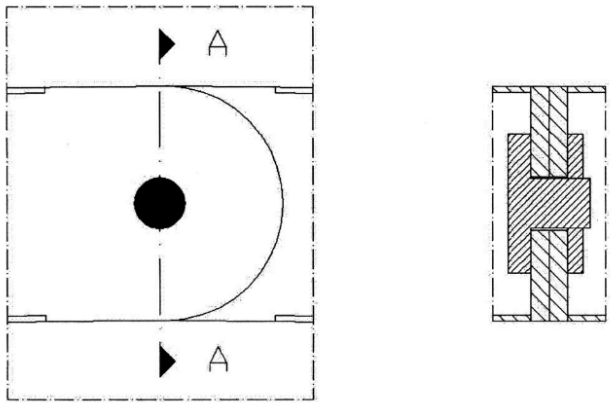

图 27. 拱段连接

$$\frac{M}{W} = \frac{f}{\text{旧金山}} \qquad 8$$

其中 M=设计矩；W=弹性截面模量=bh/6；fy=材料屈服强度=50 kN/cm；SF=安全系数=5.0。

$$\frac{V}{A} = \frac{f}{3 \cdot \text{旧金山}} \qquad 9$$

其中 V=设计剪力，A=剪切面积；f=材料屈服强度=50 kN/cm；SF=安全系数=5.0。

设计以弯曲为主，得出板厚 t=11.4mm。实际使用厚度 t=12mm。

端墙连接

在端墙安装到位之前，拱形结构的形状将决定端墙的形状。这是为了确保墙体能够安装到位。墙板固定在地板上，但由于施工公差，墙体和拱形段之间会留有间隙。铝板从墙体延伸出来，必须分别焊接到地板和拱形上。这些板只能在末端焊接，因此，如果使用与构件铝材强度相同的角焊缝，焊缝尺寸也会决定板的厚度。焊接

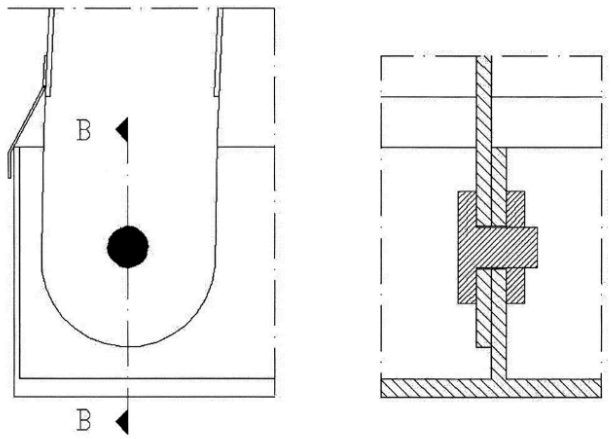

图 28. 拱段与楼板的连接

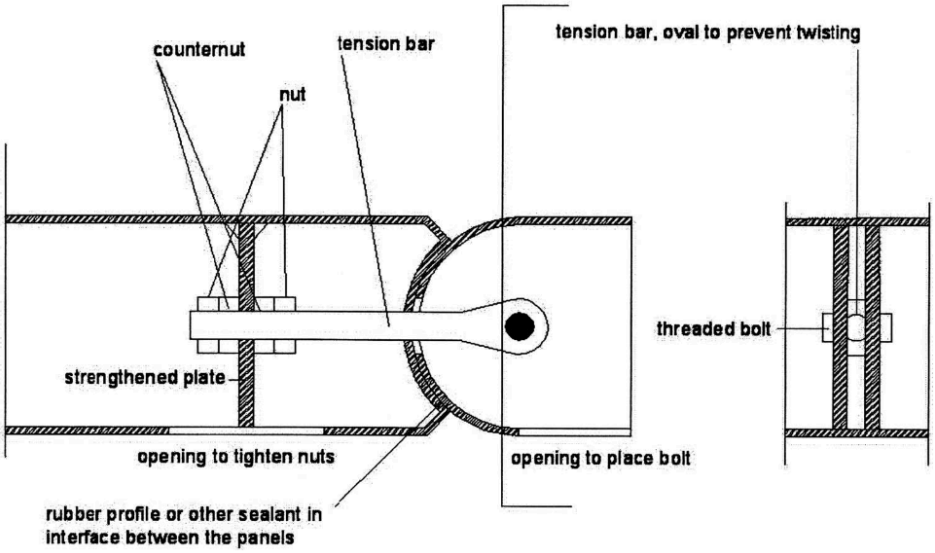

图 29. 斯图加特大学 Schaenzlin 提出的拱段替代连接方案

其优点是可以密封连接，但如有需要，可以添加额外的膜织物条。焊缝尺寸按公式 10 和公式 11 计算：

$$\frac{130\ \text{千牛/平方米}}{\frac{50\ \text{千牛/厘米}^2}{5.0}} \quad 0.13\ \text{厘米} \qquad 10$$

其中 130 kN/m = 墙体支撑对拱形拉力的反作用；a = 角焊缝喉部尺寸；50 kN/cm = 焊接材料屈服强度；5.0 = 应用的全球安全工厂。

$$\frac{170\ \text{千牛/平方米}}{\frac{50\ \text{千牛/厘米}^2}{5.0}} \quad 0.17\ \text{厘米} \qquad 11$$

其中墙体支撑反作用力现为 170 kN/m。

根据 DIN 18800，焊缝尺寸也限制为

$$a \quad 0.7\ \text{吨} \qquad 12$$

其中 t 为最小板厚。对于拱形结构和底板，均满足此要求。为了简化施工，将采用全角焊缝。对于使用两个焊缝的墙体连接，a = 1.4 mm

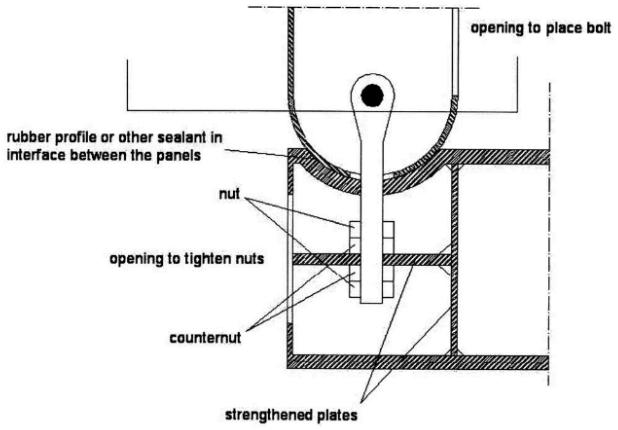

图 30. Schänzlin 提出的拱段与楼板连接方案

地板焊接很可能受现场制造精度的控制，必要时可以更厚。

额外的支撑并非必需，但对于保守的设计来说，通过在腹板之间焊接处放置一块倾斜板，确保墙体支撑反力张力传递到拱形结构和底板的整个横截面可能是一个好主意。图 32 和 33 展示了未设置额外支撑的连接详细图。

压力密封

由于结构系统的特性，必须使用单独的密封材料来密封结构中的开口。三个铰链周围的区域必须使用系统进行气密密封。

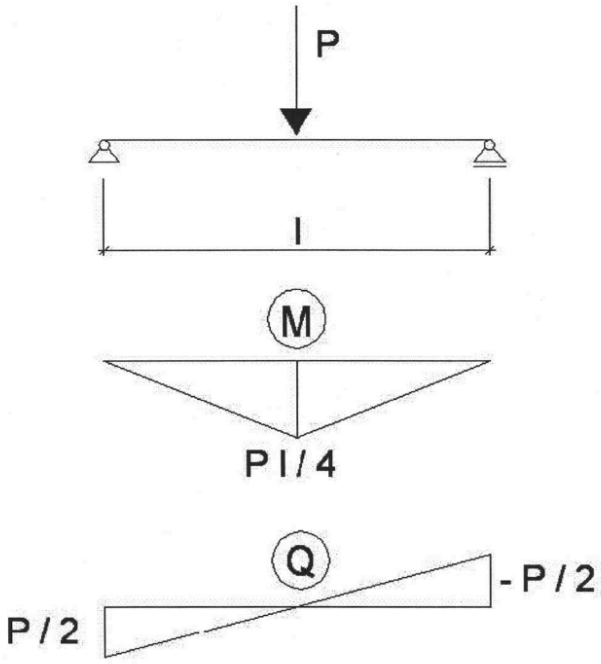

图 31. 集中荷载作用下的简支梁静力学

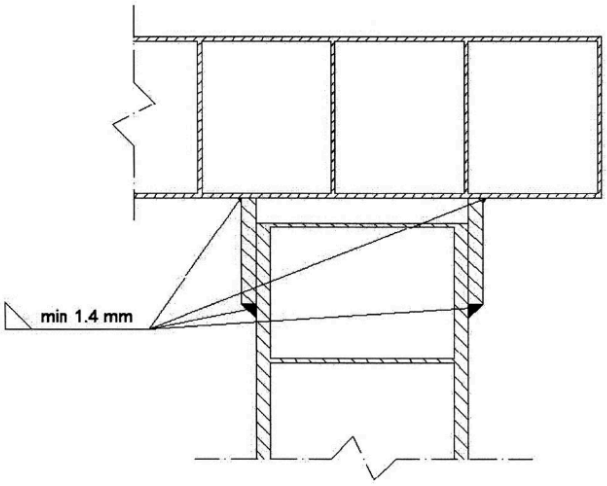

图 32. 墙体与拱门连接处

这种结构能够承受压力荷载，并且足够灵活，允许结构在风化层覆盖完成之前进行移动。使用粘合在铝结构上的膜织物条是一种非常有前景且可行的方案。

膜织物的特性已被总结，而将其粘合到金属表面的技术已由航空航天工程界提供。例如，亨斯迈结构胶公司就提供了合适的复合环氧胶（Huntsman 2004）。

空缺

阳光的进入或支撑系统的通行需要在结构上开设开口。开口可以位于结构的任何位置，只要其紧邻的边界得到适当的加固即可。图 34 显示了结构上的一个窗户开口。窗户的垂直边界是拱形截面的腹板，必要时会进行加固。水平边界是附加的铝板。

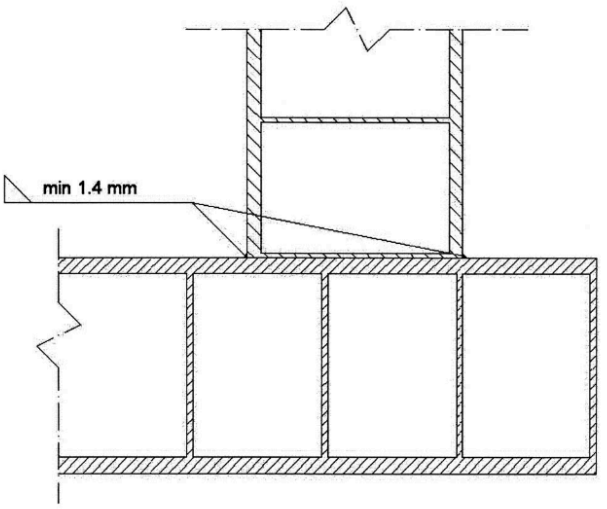

图 33.墙体与楼板连接处

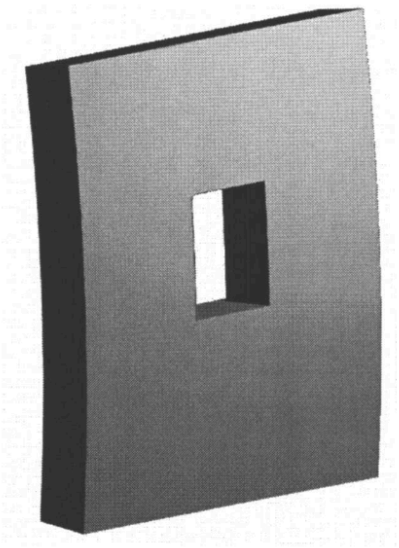

图 34. 结构中用于安装窗户的开口

在风化层上开一个 3 米深的开口将是一个更大的问题。例如，铝管可以防止风化层掉入开口。

美国每个载人航天计划都为航天器配备了窗户。窗户对载人航天飞行至关重要。然而，诸如提升宇航员士气等好处的背后，是高昂的工程成本。从水星计划到阿波罗计划，再到航天飞机和国际空间站，所有航天计划都以玻璃作为大多数窗户的显著特征（Estes and Edelstein 2004）。

与其他透明材料（例如塑料）相比，玻璃在太空应用中具有诸多光学优势。例如，玻璃相对而言不易受到原子氧的侵蚀。大多数塑料如果暴露在太空环境中，几天内就会因原子氧的侵蚀而变得模糊不清。紫外线照射通常会导致塑料脆化。而玻璃则不会发生这种降解。

玻璃作为结构材料有许多缺点。它容易发生静态疲劳，具有脆性破坏模式，并且其强度很容易因微小损伤而降低。月球/居住环境给玻璃带来了各种可能的不利因素。这包括潮湿的环境、玻璃持续承受的拉伸载荷、较长的预期设计寿命以及内外表面的冲击环境。

精心设计会考虑这些不利因素，并确保玻璃在预期使用寿命内的安全性和结构完整性。例如，国际空间站的窗户设计就包含牺牲窗格。在窗户外侧，安装了一块窗格，其唯一目的是保护压力窗格免受撞击。这块窗格完全没有负载，旨在充当防护罩。国际空间站窗户内侧也安装了类似的牺牲窗格。这块窗格保护压力窗格免受损坏，并提供加热器，防止窗户起雾凝结（Estes and Edelstein 2004）。

问题与展望

月球建造是可行的，也是合理的。然而，月球栖息地结构的设计过程暴露出一些问题。

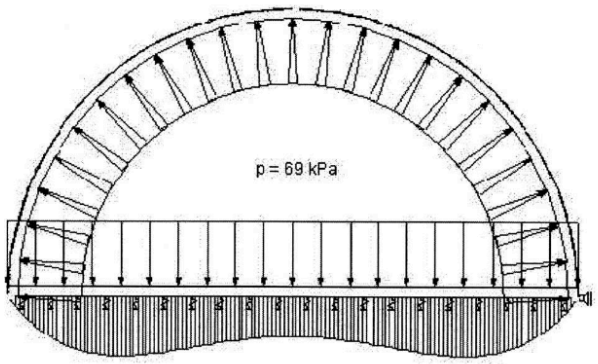

图 35. 改变后的楼板弯矩分布

1. 提供一个即用型楼板系统会导致弯矩较大，因此对于所研究的方法而言，其质量较大。楼板刚度和弯矩之间的高度依赖性是由所使用的土体模型造成的。

如果能够将楼板刚度降低到一定水平以下，同时仍使横截面能够抵抗内力，则可以将楼板设计得更轻。这是因为一旦楼板刚度与土体刚度之比低于一定水平，楼板弯矩的总体形状就会发生变化。与图 35 和图 14 相比，最大弯矩会大大降低。

由于采用铝合金并设置了安全系数，这种情况无法实现。然而，超高强度材料（例如碳纳米管）的进步，以及持续的月球研究和探索，使得使用较低安全系数成为可能，这可能会在未来有益于地板设计。例如，如果使用相同的铝材料，安全系数仅为 2.0，那么地板构件的质量将减少到安全系数为 4.0 时地板构件质量的约 25%。

2. 极端温度可能会在结构搭建过程中造成问题。所选用的夹层式横截面对于工作载荷非常有效，但对于暴露在阳光下时顶板和底板之间的温差则效果不佳。尽管构件会变形，但由于采用了三铰静力系统，搭建过程不会出现问题。建议为静不定结构增加一层隔热层，以保护结构免受太阳引起的温度变化的影响。月球表面的温度梯度问题仍有很大的研究空间。

3. 随着月球建设相关科学的每一次进步，不同的概念都必须重新评估。评估标准最终必须权衡利弊。

4. 月球运输系统并不存在。因此，所有尺寸均基于“可运输”的假设。当用于此目的的运输工具研发完成，且存在尺寸限制时，结构构件的尺寸可能会发生变化。

5. 此外，我们必须意识到，目前有很多假设和未知因素无法验证。许多假设将在不久的将来在各航天机构的月球计划中得到验证。其中最重要的将是有关风化层特性、流星体活动和辐射的数据。

最重要的一点是，我们利用永久前哨站重返月球面临着重大困难。

我们的研究主要集中在可能的结构设计上，认识到该设计必须与在月球上创造文明的许多其他技术和非技术方面相结合。

参考

Benaroya, H. 1994.“月球结构的可靠性。”Struct.
安全，15，67-84。

Benaroya, H. 1998 . “月球开发的经济和技术问题。” J. Aerosp. Eng., 11 4 , 111－118. Benaroya, H. 2002 “月球基地结构概述：过去和

未来。”美国航空航天局空间建筑研讨会，美国航空航天局，弗吉尼亚州雷斯顿，第 1-12 页。

Benaroya, H., Bernold, L., 和 Chua, KM 2002 . “月球基地的工程、设计和建造。” J. Aerosp. Eng., 15 2 , 33－45。Benaroya, H., 和 Ettouney, M. 1992a . “月球基地概念评估框架。” J. Aerosp. Eng., 5 2 , 187－198。

Benaroya, H. 和 Ettouney, M. 1992b. “月球前哨站的设计和建造考虑因素。”《航空工程杂志》，53，261－273。Braun, B. 2003. “Faserverbundkunststoffe FVK as tragende Struktur。”斯图加特大学结构设计研究所 KE 技术代表。

Broad, WJ 1989.“实验室提议开发充气式太空基地。”

《纽约时报》，11 月 14 日，C 版第 5 页。

Buchhold, HA 1985 . 索顶结构简介，剑桥大学出版社，剑桥大学，马萨诸塞州。 Burgoyne, CJ 1999 . “欧洲土木工程中的先进复合材料。” Struct. Eng. Int.（IABSE，瑞士苏黎世），4。 Chang, K. 2004 . “新月：规划重返太空。”纽约时报，第 20 卷，F1－F4。 Chow, PY 和 Lin, TY 1989 . “结构工程师的月球结构概念。”J. Aerosp. Eng.，2 1，1－9。 Chua, KM、Yuan, Z. 和 Johnson, SW 1990 . “月球上大直径射电望远镜的基础设计。”SPACE 90，ASCE，弗吉尼亚州雷斯顿，707－716。

Cohen, MM 2002.“月球建筑的精选准则。”技术。

代表，第 53 届国际宇航大会，世界空间大会，休斯顿。

Criswell, ME、Sadeh, WZ 和 Abarbanel, JE 1996。“太空充气结构的设计和性能标准。”SPACE 96，ASCE，弗吉尼亚州雷斯顿，1045－1051。 Daga, AW、Daga, MA 和 Wendel, WR 1992。“月球建筑概念的演变：月球表面以下发展的潜力。”

第二届 21 世纪月球基地与太空活动会议，W.W. Mendell 编，第 281－291 页。NASA 会议出版物编号 3166，NASA，华盛顿特区

杜鲁巴尔。 2004 年 a . “RStab 5.0 有限元软件，Dlubal GmbH，蒂芬巴赫，德国。http://www.dlubal.de . Dlubal. 2004b 。“RFEM 1.xx 有限元软件，Dlubal GmbH，蒂芬巴赫，德国。 http://www.dlubal.de 。

Dubbink, T. 2001.“20 世纪火星基地的构想。”科技。
荷兰代尔夫特理工大学代表。

Duke, MB 和 Benaroya, H. 1993. “月球探索与开发的应用力学。” Appl. Mech. Rev.，46 6，272－277。

Eckhart, P. 1999. 月球基地手册，麦格劳-希尔，纽约。Eichold, A. 2000. “陨石坑月球基地的概念设计。”《重返月球 II》会刊，美国航空航天局，弗吉尼亚州雷斯顿，126－136 页。

Elrod, M. 1995.“栖息地设计的考虑因素。”J. Br. Interplanet。
社会，48，39-42。

Estes, LR 和 Edelstein, KS，2004 年。“国际空间站窗户工程。”Space 04，ASCE，弗吉尼亚州雷斯顿，580－584。Ettouney, M. 和 Benaroya, H.，1992 年。“风化层力学、动力学和地基。”J. Aerosp. Eng.，5 2，214－229。Ettouney, M.、Benaroya, H. 和 Agassi, N.，1992 年。“缆索结构和

月球环境。”《航空工程杂志》，53，297-310。
Graf, JC 1988.“早期月球基地的建设运作。”
SPACE 88，ASCE，弗吉尼亚州雷斯顿，190-201。
Happel, JA 1992.“利用本土建筑材料设计月球结构。”土木工程硕士论文，科罗拉多大学，科罗拉多州。
Happel, JA 1993.“月球建筑的本土材料。”应用。

Mech. Rev.，46 6，313－325。
Happel, JA、Willam, K. 和 Shing, B. 1992 年。“使用本土材料建造月球基地原型。”SPACE 92，ASCE，弗吉尼亚州雷斯顿，112－122。
Hijazi, Y. 1988 年。“用于栖息地、办公室和实验室的预制可折叠月球基地模块化系统，”NASA Conf. Publ. 3166，NASA，华盛顿特区 Huntsman 公司，美国。2004 年。“Huntsman 先进材料。”比利时埃弗伯格。http://www.huntsman.com。Johnson, SW、Chua, KM 和 Carrier, WD, III。1995 年。“月球土力学。”J. Br. Interplanet. Soc.，48 1，43－48。Kennedy, KJ 2002 年。“太空建筑的乡土语言。” AIAA 空间建筑研讨会，弗吉尼亚州雷斯顿。Kennedy, KJ 1992。“用于 SEI 的水平充气式栖息地。”SPACE 92，ASCE，弗吉尼亚州雷斯顿，135－146。
Kennedy, KJ 和 Adams, CM 2000。“国际空间站 TransHab：充气式栖息地。”SPACE 2000，ASCE，弗吉尼亚州雷斯顿，89－100。
Leonard, WJ 1988.张力结构行为与分析，McGraw-Hill，纽约。
LIQUIFER。2002 年。http://www.liquifer.at Nowak, PS、Criswell, ME 和 Sadeh, WZ 1990。“月球基地的充气结构。”SPACE 90，ASCE，弗吉尼亚州雷斯顿，510－519。O'Dale, CD 1994。“月球基地带来的商业活动。”J. Br. Interplanet. Soc.，47 12，549－554。
Otto, F. 1973. 张拉结构，麻省理工学院出版社，马萨诸塞州剑桥。
Reynolds, KH 1988. “月球房屋配置的初步设计研究。”NASA Conf. Publ. No. 3166，NASA，华盛顿特区，255－259。
Roberts, M. 1988.“月球基地的充气居住区。”NASA Conf.

出版物编号：3166，NASA，华盛顿特区
Ruess, F. 2004 年。“月球基地的结构分析。”斯图加特大学/罗格斯大学硕士论文。Sadeh, WZ 和 Criswell, ME 1994 年。“月球/火星基地的通用充气结构。”SPACE 94，ASCE，弗吉尼亚州雷斯顿，1146－1156 页。
Sadeh, WZ 和 Criswell, ME 1995 年。“月球基地的充气结构。”J. Br. Interplanet. Soc.，48 1 期，33－48 页。
Schrunk, DG 2002.“月球：首个太空工业/科学基地的最佳位置。”SPACE 02, ASCE, 弗吉尼亚州雷斯顿，122－128。
Spudis, PD 2003. “收获月球。”《天文学》，6，42－47。
Vanderbilt，MD，Criswell，ME，以及 Sadeh, WZ 1988. “月球基地结构。”《太空 88》，ASCE，弗吉尼亚州雷斯顿，第 352－361 页。
Zippert, H. 2004. “Zimmer mit erdblick，”《GEO Special Der Mond》，6，90－99。

View publication stats