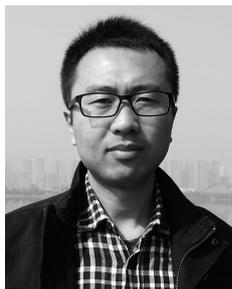


## 航空铝锂合金研究进展

李红萍<sup>1,2</sup>, 叶凌英<sup>1</sup>, 邓运来<sup>1</sup>, 张新明<sup>1</sup>

(1. 中南大学材料科学与工程学院, 湖南 长沙 410083)

(2. 中国商飞上海飞机设计研究院, 上海 200232)



叶凌英

**摘要:** 面对航空铝合金材料受到复合材料激烈竞争以及新一代飞机对结构材料的苛刻需求, 研究人员不断地研发新型高综合性能航空铝合金及其加工技术, 发展大规格材料及材料/构件一体化加工原理与技术。与复合材料相比, 新型铝锂合金在减重、控制风险和降低生产、加工和维修成本方面具有优势, 通过发展新型铝锂合金和先进的结构设计已成为支撑新一代飞机发展的重要技术手段。简要综述了铝锂合金国内外发展历史及不同阶段典型合金成分、性能及应用情况, 介绍了铝锂合金超塑性技术的发展及其在航空航天领域的应用, 阐述了新型铝锂合金的成分设计发展方向及组织调控模式, 分析了铝锂合金在航空航天领域的应用前景。

**关键词:** 铝锂合金; 航空航天; 超塑性; 合金成分; 微观组织

**中图分类号:** TG146.21 **文献标识码:** A **文章编号:** 1674—3962 (2016)11—0856—07

## Progress of Aircraft Al-Li Alloys

LI Hongping<sup>1,2</sup>, YE Lingying<sup>1</sup>, DENG Yunlai<sup>1</sup>, ZHANG Xinming<sup>1</sup>

(1. School of Materials Science and Engineering, Central South University, Changsha 410083, China)

(2. Shanghai Aircraft Design and Research Institute of COMAC, Shanghai 200232, China)

**Abstract:** In order to face the fierce substitution competition from the composites and other structural materials and meet the strict requirements of new generation airplane for the service performance of the aluminium alloys, scientists and engineers need to keep developing new aluminium alloys with comprehensive performance and their processing technology, and to investigate the processing principle and technology of material/structural parts integration. Compared with the composites, new generation aluminium-lithium alloys are lighter, with lower risk, less expensive to manufacture, operate and repair than composites-intensive planes. It becomes an important technology to support new generation airplanes by new aluminium-lithium alloys in combination with advanced structural concepts. The development history of aluminium-lithium alloys and typical alloy compositions, properties and applications in different stages are briefly reviewed, as well as the superplasticity technology of aluminium-lithium alloys and their application in aerospace industries. The development trade of composition design and microstructure control in new generation aluminium-lithium alloys are introduced, and their application prospect is discussed.

**Key words:** Al-Li alloy; aerospace; superplastic; alloy composition; microstructure

### 1 前言

在航空航天工业中, 为了节省燃料、提高飞行速度和有效载荷等, 减重是永恒不变的主题, 这使新型轻质

结构材料一直成为研究和开发的热点<sup>[1]</sup>。正是在这种需求背景下, 特别是20世纪70年代的能源危机推动了铝锂合金的发展。在铝合金中, 每添加1%锂, 可使其密度下降3%, 弹性模量提高6%<sup>[2]</sup>。铝锂合金由于具有密度低、弹性模量高、比强度高和比刚度、疲劳裂纹扩展速率低和高、低温性能较好等特点, 在航空航天领域得到广泛应用。近年来, 航空铝合金的发展受到了复合材料的竞争, 如波音787客机复合材料用量达到了50%, 铝合金只占20%; 空客公司的A350复合材料用量提高到52%。但与复合材料相比, 新型铝锂合金在减重、控制风险和降低生产、加工和维修成本方面具有明显优势,

收稿日期: 2015-12-23

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51205419); 科技部“973”计划项目(2012CB619501)

第一作者: 李红萍, 女, 1975年生, 高级工程师

通讯作者: 叶凌英, 男, 1981年生, 博士, 副教授,

Email: lingyinge@csu.edu.cn

DOI: 10.7502/j.issn.1674-3962.2016.11.07

通过发展新型铝锂合金和先进的结构设计已成为支撑新一代飞机发展的重要技术手段。

## 2 国内外铝锂合金的发展概况

铝锂合金的发展大体上可划分为 3 个阶段，相应出现的铝锂合金产品可以划分成三代<sup>[2]</sup>。第一阶段为初步发展阶段，该阶段的时间跨度大约为 20 世纪 50 年代至 60 年代初，所开发出的铝锂合金为第一代铝锂合金。虽然早在 1924 年德国材料专家就开发出第一个含 Li 的铝合金 Scleron 合金<sup>[3]</sup>，但是直到 1958 年美国 Alcoa 公司研究成功 2020 合金并工业化生产出其合金板材后，铝锂合金才真正引起人们的注意。美国将 2020 合金用于制造海军 RA-5C 军用预警飞机的机翼蒙皮和尾翼水平安定面，获得了 6% 的减重效果<sup>[4]</sup>。随后，1961 年前苏联开发出成分类似 2020 合金的 BAlJ23 合金<sup>[5]</sup>。第一代主要铝锂合金的化学成分如表 1 所示。

表 1 第一代主要铝锂合金的化学成分<sup>[6]</sup>

Table 1 Compositions of the main first generation Al-Li alloys (wt%)<sup>[6]</sup>

Alloy	Cu	Mg	Li	Zr	Si	Fe
2020	4.5	-	1.2	-	0.20	0.30
BAlJ23	4.8~5.8	-	0.9~1.4	0.11	0.10	0.15

第二阶段为大发展阶段，或是繁荣阶段，该阶段的时间跨度为 20 世纪 70 年代至 80 年代后期。在这一时期，70 年代爆发的能源危机给航空工业带来了巨大的压力，迫切要求飞机轻量化，该阶段研究的主要目标是采用低密度的铝锂合金代替航空航天飞行器中广泛采用的传统铝合金 2024 和 7075 等，以达到减重的目的。在此阶段，成功研制出低密度型、中强耐损伤型和高强型等一系列较为成熟的铝锂合金产品，其中具有代表性的合金有：美国 Alcoa 公司为替代 7075-T6 合金研制的 2090 合金的薄厚板及挤压材<sup>[7]</sup>；法国 Pechiney 公司为替代 2024-T3 合金研制的 2091T8X 板材<sup>[8]</sup>；英国 Alcan 公司为替代 2024-T3 合金研制的 8090 合金<sup>[9]</sup>，前苏联研制的 1420 铝锂合金等<sup>[10]</sup>。第二代主要铝锂合金的化学成分如表 2 所示，总体上看，第二代铝锂合金的锂的重量百分数大于 2%，与传统的 2000 和 7000 系铝合金相比，采用第二代铝锂合金重量可以减轻 7~10%，弹性模量提高 10~16%，并且具有更好的疲劳性能<sup>[6]</sup>。但是，第二代铝锂合金仍存在以下问题<sup>[4]</sup>：①合金的各向异性问题较普通铝合金严重；②合金的塑韧性水平较低；③热暴露后会严重损失韧性；④大部分合金不可焊，降低了减重效果，铆接时往往表现出较强的缺口效应；⑤强度水平较低，难以与 7000 系超高强铝合金竞争等。因此，进入

90 年代以后，人们针对铝锂合金的上述问题，开始开展第三代铝锂合金的研究。

表 2 第二代主要铝锂合金的化学成分<sup>[6]</sup>

Table 2 Compositions of the main second generation Al-Li alloys (wt%)<sup>[6]</sup>

Alloy	Cu	Mg	Li	Zr	Si	Fe
1420	-	5.2	2.1	0.11	0.15	0.20
2090	2.7	-	2.1	0.11	0.10	0.12
2091	2.0	1.3	2.0	0.11	0.20	0.30
8090	1.2	0.8	2.4	0.12	0.10	0.10
8091	1.9	0.8	2.6	0.12	0.20	0.30

第三代主要铝锂合金的化学成分如表 3 所示<sup>[11,12]</sup>。在性能水平上，第三代铝锂合金较以往铝锂合金都有较大幅度的提高，其中低各向异性铝锂合金和高强可焊铝锂合金是第三代铝锂合金的发展方向。目前，国外已有多种铝锂合金的生产达到工业化水平<sup>[13]</sup>。美、欧等国已能生产 6~10 t 重的铸锭，而俄罗斯已具备生产 25 t 重铸锭的能力。美国 Alcoa 公司铝锂合金年产量已超过 3600 t，根据需要可迅速扩大到年产 9000 t。英国 Alcan 公司和法国 Pechiney 公司联合建造的铝锂合金生产厂年产量可达 10000 t。

国内铝锂合金的研究开始于 20 世纪 60 年代初，比前苏联和欧美发达国家起步晚<sup>[14]</sup>。东北轻合金加工厂基于美国铝业公司研发的 2020 铝锂合金，开发出我国首批 S141 铝锂合金板材。但该合金由于塑性指标低等原因未实现大规模生产和实际应用。之后我国铝锂合金的研究无明显进展，鲜有报道。直到“七五”期间，人们逐渐认识到铝锂合金在航空航天、军工等领域的战略地位，国家开始立项支持，铝锂合金再次成为研究重点。在此期间，产学研密切合作，并瞄准铝锂合金国际发展趋势，开始研发中等强度的铝锂合金，取得了一定的进展，但未实现具体应用。到了“八五”，我国铝锂合金的研究迈上了新的台阶，研究内容更加广泛和深入，开发出具有自主知识产权的第二代铝锂合金：Al-4.4Mg-1.5Li-0.2Ag-0.12Zr 合金和 Al-(2.0~2.4)Cu-(1.9~2.4)Li-(1.0~1.5)Mg-(0.06~0.13)Zr 合金。这两种合金分别相当于国外的 1420 和 2090 铝锂合金。国内在“八五”期间建立了熔铸 1 t 级铝锂合金的能力，生产出铝锂合金小规格板、型材。进入“九五”，我国对铝锂合金的研究经费投入进一步加大，并通过引进俄罗斯的技术，实现了从 1 t 级铝锂合金铸锭向 6 t 级的跨越。与此同时，研究的重点转向第三代“高强铝锂合金”。通过梳理总结国际上第三代铝锂合金(如典型牌号 Weldalite 049 系列合金)的主合金元素、微合金化和热处理技术的发展规律，国内成功在工业化条件下试制出大规格 2195 铝锂合金挤压管材和板材，并且达到了美国

生产的 AA2195 合金的性能水平。进入“十五”后, 研发重点为开发新型高强高韧铝锂合金以及进一步提高 2195 铝锂合金的综合性能和工程化生产技术水平, 这一期间主要成果如完成了我国自主研发的第三代铝锂合金 2A97 合金的生产试制和国内牌号注册, 标志着我国铝锂合金成分控制、熔炼铸造和热处理技术等方面技术的进步。到“十一五”后, 在总装备部的大力支持下, 我国继续开展了始于“十五”期间的“一型两用”铝锂合金的工程化研制工作。此外, 国内铝锂合金的研究朝着低密度耐损伤铝锂合金薄

板、高强铝锂合金型材、低密度高模量铝锂合金、低应力热处理等方向发展, 成为热门研究领域。从“六五”开始到“十一五”, 经历近 30 年的研究与探索后, 在铝锂合金的合金化成分设计原理与技术、强韧化方法、抗疲劳、抗腐蚀以及可焊性等方面积累了丰富的研究成果与经验。进入“十二五”以来, 大规模高强高韧铝锂合金厚板的应用技术研究和全面实现“一型两用”的研究目标是铝锂合金研究发展的主要努力方向。

表 3 部分第三代铝锂合金的化学成分<sup>[11, 12]</sup>

Table 3 Compositions of the partial third generation Al-Li alloys (wt%)<sup>[11, 12]</sup>

Alloy	Cu	Li	Mg	Mn	Zn	Ti	Fe	Si	Zr	Ag	Others
1460	2.6-3.3	2.0-2.4	0.05			0.06	0.10	0.15			0.05-0.14Sc
2094	4.8	1.3	0.4				0.15	0.12	0.11	0.4	
2095	4.3	1.3	0.4				0.15	0.12	0.11	0.4	
2096	2.7	1.6	0.4				0.15	0.12	0.11	0.4	
AF/C489	2.7	2.1	0.3	0.3	0.6		0.10	0.10	0.05		
AF/C458	2.7	1.8	0.3	0.3	0.6		0.10	0.10	0.08		
2195	3.7-4.3	0.8-1.2	0.25-0.8	0.25	0.25	0.10	0.15	0.12	0.08-0.16	0.25-0.6	
2050	3.2-2.9	0.7-1.3	0.2-0.6	0.2-0.5	0.25	0.10	0.10	0.08	0.06-0.14	0.2-0.7	0.05Ni, 0.05Cr, 0.05Ga, 0.05V
2055	3.2-4.2	1.0-1.3	0.2-0.6	0.1-0.5	0.3-0.7	0.10	0.10	0.07	0.05-0.15	0.2-0.7	
2060	3.4-4.5	0.6-0.9	0.6-1.1	0.1-0.5	0.5-0.5	0.1	0.07	0.07	0.05-0.15	0.05-0.50	
2196	2.5-3.3	1.4-2.1	0.25-0.8	0.35	0.35	0.10	0.15	0.12	0.04-0.18	0.25-0.6	
2098	3.2-3.8	0.8-1.3	0.25-0.8	0.35	0.35	0.10	0.15	0.12	0.04-0.18	0.25-0.6	
2198	2.9-3.5	0.8-1.1	0.25-0.8	0.50	0.35	0.10	0.10	0.08	0.04-0.18	0.1-0.5	0.05Cr
2097	2.5-3.1	1.2-1.8	0.35	0.10-0.6	0.35	0.15	0.15	0.12	0.08-0.16		
2197	2.5-3.1	1.3-1.7	0.25	0.10-0.5	0.05	0.12	0.10	0.10	0.08-0.15		
2297	2.5-3.1	1.1-1.7	0.25	0.1-0.5	0.05	0.12	0.1	0.1	0.08-0.15	—	
2397	2.5-3.1	1.1-1.7	0.25	0.1-0.5	0.05-0.15	0.12	0.1	0.1	0.08-0.15	—	
2099	2.4-3.0	1.6-2.0	0.1-0.5	0.1-0.5	0.4-1.0	0.1	0.07	0.05	0.05-0.12	—	0.0001Be
2199	2.3-2.9	1.4-1.8	0.05-0.4	0.1-0.5	0.2-0.9	0.1	0.07	0.05	0.05-0.12	—	0.0001Be

### 3 铝锂合金超塑性研究及应用

铝锂合金密度小、比强度、比弹性模量高, 是理想的航空航天结构材料<sup>[15]</sup>。但是, 铝锂合金室温塑性差, 成形时易开裂、力学性能各向异性比传统铝合金严重<sup>[15, 16]</sup>。通过形变热处理(Thermomechanical Processing, TMP)可以使铝锂合金获得细晶组织, 从而实现超塑性, 利用超塑成形(Superplastic Forming, SPF)技术制备铝锂合金薄壁整体构件, 可以进一步减轻重量、减少零件数量、降低成本、提高零部件整体刚度和可靠性, 给航空航天制造业带来了巨

大的社会与经济效益<sup>[17]</sup>。在美国、英国及欧洲其它国家、前苏联和俄罗斯、日本等国, 将该技术列入国家高技术发展计划, 作为发展航天工业的重要手段, 超塑铝锂合金构件已经成功地应用于各种航天器和各类军用、民用飞机上<sup>[13, 18]</sup>。应用部位主要有机身框架、襟翼翼肋、电子设备盖板、飞机前舵、垂直安定面、整流罩、进气道唇口、发动机通道门、飞机检修舱门及一些壁板件。

1981年 Wadsworth 等<sup>[19]</sup>在 Lockheed Palo Alto 实验室最先开始 Al-Li 系合金的超塑性研究, 这一研究导致大量 Al-Li 系合金超塑性的发现, 主要研究工作集中在晶粒细化工艺的开发、晶粒与空洞组织演变、变形条件优

化、变形机理等方面<sup>[20-27]</sup>。比较有代表性的有 2090、2091、8090、8091、1420、1421、1443、2195 等第二代、第三代铝锂合金，它们经过一定的形变热处理都可以获得可观的超塑性，延伸率可达 400%~1000%<sup>[28-31]</sup>。并且大量超塑性铝锂合金已经进入实用阶段<sup>[32]</sup>，例如：1991 年英国 British Aerospace 公司用 8090 铝锂合金成功制造出军用飞机的舱门，使成本降低 68%、减重 23%。英国还用 8090 合金通过 SPF 工艺制造了 EAP 战斗机起落架舱门，使零件数量从 96 个减至 11 个、减重达到 20%、成本节约 56%。日本住友金属公司与三菱公司也开发出了用于 SPF 成形的铝锂合金，并加工出了飞机隔板门整体成形件。麦道公司于 1990 年 3 月试飞考验的、用 SPF Al-Li 合金(8090)制造的 F-15B 鹰战斗机的整流罩，是一个形状像机翼前缘的双曲面零件，长 3.66 m，宽 40.6 cm，深 30.5 cm，它替代了由 2 个钣金件和 1 个铸件装配成的构件。1989 年马丁和雷诺两家公司合作研制出适宜低温条件下作燃料贮箱使用的超高强 Weldlite™ 049 铝锂合金，该系列铝锂合金在一个很宽的温度和应变速率范围内具有很好的超塑性，在变形温度 507 °C，没有反压，应变速率较高( $4 \times 10^{-3} \text{ s}^{-1}$ )情况下，可获得 829% 的延伸率<sup>[33]</sup>。采用 Weldalite™ 049 铝锂合金进行超塑性成形运载火箭贮箱半球圆顶盖的试验，在 460 °C、 $4.5 \times 10^{-3} \text{ s}^{-1}$ ，加 4.14 MPa 反压，变形时间 38 min，厚度应变可达 1020%<sup>[34]</sup>。1420 合金也具有有良好的超塑性成形性能，通过对原始板坯进行形变热处理，可获得晶粒尺寸为 5~8 μm 的细晶板材，在成形温度为 470 °C，应变速率为  $5 \times 10^{-4} \sim 5 \times 10^{-5} \text{ s}^{-1}$  的变形条件下，流动抗力为 1~5 MPa，超塑性延伸率可达 350~450%<sup>[35]</sup>。俄罗斯已用 1420 铝锂合金超塑性薄板成形了许多飞机零部件，其中有些零部件尺寸可达 1200 mm×600 mm。但由于 1420 铝锂合金塑性差，采用包含冷轧或温轧的传统形变热处理方法对其进行晶粒细化时板材很容易开裂<sup>[36]</sup>，国外近年来转向采用大塑性变形 (SPD, Severe Plastic Deformation) 的方法细化 1420 铝锂合金的晶粒组织，如采用等通道角挤压技术 (ECAP, Equal Channel Angular Pressing) 可获得晶粒尺寸为 0.4~1.6 μm 的 1420 铝锂合金<sup>[37-40]</sup>，在 330 °C、 $3.3 \times 10^{-3} \text{ s}^{-1}$  的变形条件下，延伸率可达 550% 以上<sup>[41]</sup>。采用高压扭转 (HPT, High-Pressure Torsion) 同样可以将该合金的晶粒尺寸细化到微米至亚微米级，并获得了 750% 的超塑性延伸率<sup>[42, 43]</sup>，但这两种方法制备工件规格较小，限制其在工业上的应用<sup>[44]</sup>。大规格细晶 1420 铝锂合金板材的工业化制备技术是解决其薄壁结构件成形的最有效方法。但国外关于这些先进铝锂合金超塑性的研究主要集中在超塑性变形行为方面，

由于保密的原因，对超塑性细晶板材的制备工艺研究报道很少。

我国对超塑性铝锂合金的研究开始于 20 世纪 80 年代末，刘志义研究了 2091 铝锂合金的电致超塑性，通过施加电场提高了合金的超塑性变形速度<sup>[45]</sup>。刘庆对温轧态 Al-2.25Li-2.75Zr-1.10Mg-0.12Zr 合金的超塑性变形的力学行为、微观组织和空洞行为进行了系统研究，通过不同应变速率的两阶段拉伸提高了合金的超塑性延伸率，并分析了其变形机理<sup>[46]</sup>。北京航空制造工程研究所利用 2091 铝锂合金超塑性成形工艺成功制造出国产某型号歼击机前机身酒精箱口盖内蒙皮零件，有效地解决了原来采用 LY12 铝合金落压成形时破裂、起皱、粗晶等严重的质量问题，降低成本 20%，减重 15%，并且提高了零件的质量和合格率，是我国首次将铝锂合金超塑性成形技术应用于航空领域<sup>[32]</sup>。由于普通铝锂合金不能通过超塑性成形工艺加工成形，必须通过形变热处理工艺来获得细小稳定的晶粒组织，国内中南大学、东北大学等单位在细晶铝锂合金板材制备方面做了大量的研究工作。在“八五”期间，东北大学采用累积叠轧法获得超塑性铝锂合金板材，但该方法工序复杂，要求高，未能在工业中实现应用。杜予晖<sup>[47]</sup>对 2195 铝锂合金的晶粒细化工艺和超塑性进行了大量的研究，建立了 2195 铝锂合金超塑性板材的强时效、低剪应变梯度轧制、快速再结晶退火为特征的形变热处理技术。采用该技术可将晶粒尺寸细化至约 10 μm，但其晶粒组织具有不均匀性，沿板材厚度方向呈层状分布，表层晶粒细小等轴，中心层晶粒组织粗大呈扁平状。刘颖维<sup>[48]</sup>在杜予晖建立的 2195 铝锂合金形变热处理工艺的基础上，在过时效工序前增加了预变形技术，提高了晶粒细化程度并改善了晶粒组织的不均性。在“十五”、“十一五”期间，中南大学采用高温强时效、强应变轧制的形变热处理技术，在西南铝业(集团)有限公司试制出国产超塑性铝锂合金板材，板材尺寸达 2000 mm×1200 mm×2 mm(长×宽×厚)，在细晶铝锂合金薄板工业化制备技术上取得了突破性进展<sup>[49]</sup>。

## 4 新型铝锂合金研究及应用

### 4.1 新型铝锂合金的成分设计与组织调控

新型铝锂合金属于 Al-Cu-Li 系合金，与第二代铝锂合金相比，主合金元素的发展方向为增加 Cu 含量和降低 Li 含量。此外还添加了少量 Mg, Mn, Zn, Ag, Sc 等微合金化元素。主合金元素 Cu 主要作用是形成强化相  $T_1$  ( $\text{Al}_2\text{CuLi}$ ) 和  $\theta'$  型(类  $\text{Al}_2\text{Cu}$ ) 强化相。Cu 同时可以形成增加韧性的  $T_2$  ( $\text{Al}_6\text{CuLi}_3$ ) 相。 $T_1$  相易于在亚晶界和位错处形核，所以时效前进行预变形处理可显著提高合金力学

性能。Li 的作用是增加强度和减小合金密度，因为 Li 不但参与  $T_1$ 、 $T_2$  和  $\theta'$  型相的形成，同时可以形成强化相  $\delta'$  ( $Al_3Li$ )。添加 Mg 主要是起到强化作用，Mg 可加速 GP 区形核从而促进  $T_1$  相析出，同时抑制  $\delta'$  相的生长。复合添加 Mg 和 Ag 能产生更大的时效强化效果。Zn 通常固溶在基体中，起到增加抗腐蚀性能的作用。Mn 的添加是形成非共格的  $Al_{20}Cu_2Mn_3$  弥散相，促进塑性变形的均匀滑移，提高损伤容限，同时可以控制形变热处理过程中的晶粒尺寸和织构。Zr、Sc 添加的主要作用是形成控制再结晶的共格  $\beta'$  ( $Al_3Zr$ )、 $Al_3Sc$  粒子。基于上述组织控制原理的新型铝锂合金组织模式如图 1 所示。

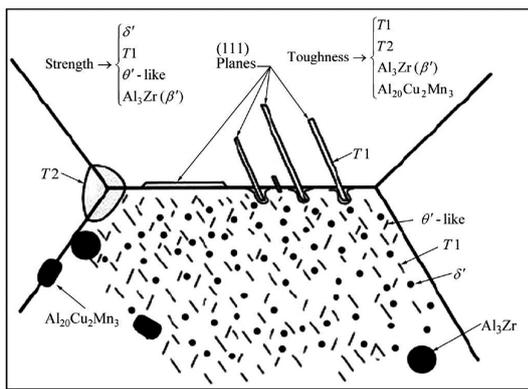


图 1 新型铝锂合金组织调控模式<sup>[50]</sup>

Fig. 1 Microstructure design mode of new aluminum lithium alloys<sup>[50]</sup>

### 4.2 新型铝锂合金的性能特点及应用

近年来，国际上已有关于第四代铝锂合金的报道。第四代铝锂合金的概念是在 2009 年的一次国际会议上由 Roger Digby 提出。与第三代相比，第四代铝锂合金的锂含量进一步降低，强度、断裂韧性提升，伸长率有所降低，而其他性能基本仍能达到第三代铝锂合金的水平，如图 2 所示。目前，世界上 Alcoa 和 Alcan 两大铝业公司已经着手开发新一代铝锂合金。

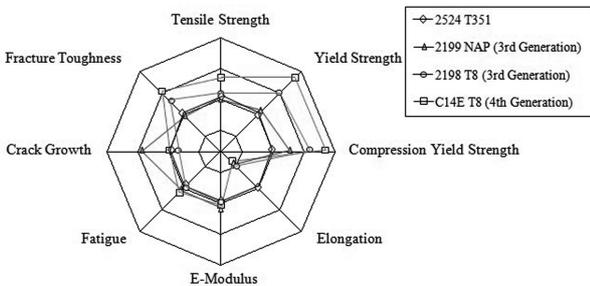


图 2 第三代、第四代铝锂合金以及 2524 合金的性能比较<sup>[14]</sup>

Fig. 2 Properties comparison among the third generation, the fourth generation Al-Li alloys, and 2524 Al-Li alloy<sup>[14]</sup>

美、俄、欧等国铝锂合金轧制、挤压、锻造的生产技术已达到常规铝合金水平，并已在航天航空领域进入实用阶段。美国麦道公司采用俄罗斯研制的 1460 铝锂合金制造出直径 4.5 m 的液氧贮箱，通过了室温、液氮温度和飞行测试，获得了 37% 的减重效果<sup>[51]</sup>。美国“发现号”航天飞机外贮箱(直径 8.4 m、长 46.1 m)采用 2195 铝锂合金替代 2219 合金，重量减轻 5%，强度提高 30%，共减重 3.4 t<sup>[52]</sup>。2050、2196、2198 等最新研制出的第三代铝锂合金在先进的空客 A350、A380 飞机上都得到了应用，表 4 给出了部分第三代铝锂合金在航空航天飞行器上的应用实例<sup>[50, 53-55]</sup>。载客量最大的空客 A380 客机采用新一代 2199 铝锂合金制造了飞机的机身蒙皮、地板梁、电子设备安装架等构件，并替代了 2524-T3 薄板等，实现了几百千克的减重效果<sup>[32]</sup>。美国铝业公司为波音 787 客机生产了先进的铝锂合金，用于制造翼梁、发动机吊架等零件，并考虑机体的部分现用钛合金也改为采用先进的铝锂合金替代。俄罗斯研制的新一代型号为 MS-2 的客机也大量使用了先进铝锂合金。我国目前应用最为广泛和成熟的为第二代铝锂合金，如从俄罗斯引进的 1420 铝锂合金(国产牌号为 5A90)深冲模锻件已实现在某型号导弹上的批量应用，该合金薄板也实现在某新型战机蒙皮上的应用。近几年来，随着我国大飞机项目的推进，第三代铝锂合金的应用也取得进展，例如在中铝公司西南铝业(集团)有限责任公司成功试制出大飞机项目所需的第三代 2099 铝锂合金直径为  $\Phi 540$  mm 圆锭，实现了我国生产多组元、高合金化铝锂合金铸锭的突破。2010 年 12 月 1 日，中国航空工业集团公司采用由美国铝业公司达文波特轧制厂提供的新一代铝锂合金成功制造出 C919 国产大型客机的机身等直部段，如图 3 所示。该等直段尺寸规格为：7.45 m $\times$ 4.2 m $\times$ 4.2 m (长 $\times$ 宽 $\times$ 高)，为国产 C919 客机七大部段之一，这是我国民用飞机制造中首次使用铝锂合金材料<sup>[56]</sup>。随着铝锂合金研究的不断深入，我国铝锂合金的应用也将更加广泛。



图 3 C919 客机机身的铝锂合金等直部段<sup>[56]</sup>

Fig. 3 Straight segment of C919 airplane frame fabricated by the Al-Li alloy<sup>[56]</sup>

表 4 部分第三代铝锂合金在航空航天飞行器上的应用实例<sup>[50, 53-55]</sup>Table 4 Applications of partial third generation Al-Li alloys in aerospace aircrafts<sup>[50, 53-55]</sup>

Alloy	Density/g · cm <sup>-3</sup>	Products form	Application
1460	2.60	Plates	Storage tank of liquid oxygen
2195	2.71	Plates	Storage tank of liquid oxygen of space shuttle
2098	2.70	Medium plates, sheets	Fuselage of military aircraft
2198	2.70	Medium plates, sheets	Fuselage skins
2196	2.63	Sections	Floor beams, floor structure, fuselage stiffeners
2099	2.63	Sections	Fuselage structures, lower wing stringers
2199	2.64	Medium plates, sheets	Fuselage skins, lower wing skins
2050	2.70	Plates	Fuselage frames, lower wing reinforcements

## 5 结 语

客机的大发展强劲地拉动了对铝锂合金的市场需求, 面对复合材料等新型飞行器用结构材料对传统航空铝合金材料的竞争冲击, 新型铝锂合金在减重、控制风险和降低生产、加工和维修成本方面具有优势, 通过发展新型铝锂合金和先进的结构设计已成为支撑新一代飞机发展的重要技术手段。与美国、俄罗斯相比, 在铝锂合金材料生产方面中国仍有不小差距。中国应加大铝锂合金研发力量, 摆脱跟踪型研究状态, 深入研究铝锂合金成分、塑性变形和热处理工艺、微观组织和性能之间的关系, 形成具有自主创新知识产权的新一代铝锂合金体系。同时应该提高铝锂合金工业化生产能力, 升级扩大西南铝业(集团)有限责任公司的铝锂合金熔铸能力或新建铝锂合金熔铸生产线, 满足航空航天领域对新型铝锂合金的迫切需求。

## 参考文献 References

[1] Lavernia E J, Grant N J. *Journal of Materials Science* [J], 1987, 22 (5): 1521-1529.

[2] Rioja R J. *Materials Science and Engineering A* [J], 1998, 257 (1): 100-107.

[3] Yin Dengfeng (尹登峰), Zheng Ziqiao (郑子樵). *Materials Review* (材料导报) [J], 2003, 17 (2): 18-20.

[4] Yang Shoujie (杨守杰), Lu Zheng (陆政), Su Bin (苏彬), et al. *Journal of Materials Engineering* (材料工程) [J], 2001 (5): 44-47.

[5] Friedlander I N, Bratukhin A G, Davydov V A. *Soviet Al-Li Alloys of Aerospace Applications* [C]. Garmisclr Partenkirchen; DMG Verlag, 1992: 35-42.

[6] Rioja R J, Graham R H. *Advanced Materials and Processes* [J], 1992, 141 (6): 23-26.

[7] Bretz P E, Sawtell R R. *Aluminium-Lithium Alloys; Progress, Products and Properties* [C]. London; Institute of Metals, 1986: 47-56.

[8] Meyer P, Dubost B. *Production of Aluminium-Lithium Alloys with High Specific Properties* [C]. London; Institute of Metals, 1986: 37-46.

[9] Peel C J, Evans B, McDarmid D. *Current Status of UK Lightweight Lithium Containing Aluminium Alloys* [C]. London; Institute of Metals, 1986: 449-454.

[10] Fridlyander I N, Sandler V S. *Metal Science and Heat Treatment* [J], 1988, 30 (8): 36-38.

[11] The Aluminum Association. *International Alloy Designations and Chemical Composition Limits for Wrought Aluminum and Wrought Aluminum Alloys* [R].

[12] Xiao Yaqing (肖亚庆), Xie Shuisheng (谢水生), Liu Jingan (刘静安), et al. *Practical Manual of Aluminum Processing Technology* (铝加工技术实用手册) [M]. Beijing; Metallurgical Industry Press, 2005.

[13] Qiu Huizhong (邱惠中). *Aerospace Materials & Technology* (宇航材料工艺) [J], 1998 (4): 39-43.

[14] Xie Lei (谢磊). *Dissertation for Master* (硕士论文) [D]. Changsha; Central South University, 2013.

[15] Immairgeon J, Holt R T, Koul A K, et al. *Materials Characterization* [J], 1995, 35 (1): 41-67.

[16] Lavernia E J, Srivatsan T S, Mohamed F A. *Journal of Materials Science* [J], 1990, 25 (2): 1137-1158.

[17] Mao Wenfeng (毛文锋), Song Feiling (宋飞灵), Zhu Yiyuan (朱义元). *Aviation Engineering & Maintenance* (航空制造工程) [J], 1994 (4): 29-32.

[18] Cui Jianzhong (崔建忠), Zeng Meiguang (曾梅光), Zhang Caipei (张彩培), et al. *Aerospace Materials & Technology* (宇航材料工艺) [J], 1990 (2): 24-28.

[19] Wadsworth J, Henshall C A, Nieh T G. *Superplastic Aluminum-Lithium Alloys* [C]. London; Institute of Metals, 1986: 199-212.

[20] Philips V A. *Metallography* [J], 1986, 19 (3): 265-283.

[21] Srinivasan M N, Goforth R E, Balasubramanian R. *Materials Characterization* [J], 1992, 29 (3): 397-406.

[22] Wadsworth J, Pelton A R, Lweis R E. *Metallurgical Transactions A* [J], 1985, 16A (12): 2319-2332.

[23] Pandey M C, Wadsworth J, Mukherjee A K. *Materials Science and Engineering A* [J], 1986, 80 (2): 169-179.

[24] Ha T K, Chang Y W. *Scripta Metallurgica Et Materialia* [J], 1995, 32 (6): 809-814.

[25] Avramovic-Cingara G, Aust K T, Perovic D D, et al. *Canadian*

- Metallurgical Quarterly* [J], 1995, 34 (3): 265–273.
- [26] Chokshi A H, Mukherjee A K. *Materials Science and Engineering A* [J], 1989, 110 (3): 49–60.
- [27] Liu Q, Huang X, Yang J, et al. *Scripta Metallurgica Et Materialia* [J], 1991, 25 (2): 387–392.
- [28] Du Y X, Zhang X M, Ye L Y, et al. *Transactions of Nonferrous Metals Society of China* [J], 2006, 16 (S3): s1379–s1382.
- [29] Kaibyshev R, Osipova O. *Materials Science and Technology* [J], 2005, 21 (10): 1209–1216.
- [30] Fan W J. *Thesis for Doctorate* (博士论文) [D]. Winnipeg: The University of Manitoba, 1998.
- [31] Kridli G T. *Thesis for Doctorate* (博士论文) [D]. Columbia: University of Missouri–Columbia, 1997.
- [32] Zhang Lingyun (张凌云), Qi Guigen (祁桂根). *Metal Forming Technology* (金属成形工艺) [J], 2001, 19 (3): 1–3.
- [33] Ma B T, Pichens J R. Superplastic Formability of Al–Cu–Li Alloy Weldalite 049 [R]. NASA Contractor Report, 1991.
- [34] Swanson G M, Loechel L W. *Net Shape Processes and Properties of Weldalite TM 049 Components* [C]. Oberursel: DGM, 1992: 982–985.
- [35] Fridlyander J N, Kolobnev N I, Khokhlatova L B, et al. *Aluminium* [J], 1992, 68 (4): 334–336.
- [36] Kaibyshev R, Shipilova K, Musin F, et al. *Materials Science and Technology* [J], 2005, 21 (4): 408–418.
- [37] Furukawa M, Berbon P, Langdon T G, et al. *Metallurgical and Materials Transactions A* [J], 1998, 29 (1): 169–177.
- [38] Mazilkin A A, Myshlyaev M M. *Journal of Materials Science* [J], 2006, 41 (12): 3767–3772.
- [39] Valiev R Z, Islamgaliev R K, Alexandrov I V. *Progress in Materials Science* [J], 2000, 45 (1): 103–189.
- [40] Furukawa M, Iwahashi Y, Horita Z, et al. *Acta Materialia* [J], 1997, 45 (11): 4751–4757.
- [41] Horita Z, Furukawa M, Nemoto M, et al. *Materials Science Forum* [J], 1997, 243–245: 239–244.
- [42] Valiev R Z, Islamgaliev R K, Stolyarov V V, et al. *Materials Science Forum* [J], 1998, 269–272: 969–974.
- [43] Mishra R S, Valiev R Z, Mcfadden S X, et al. *Philosophical Magazine A* [J], 2001, 81 (1): 37–48.
- [44] Du Yuxuan (杜予暉), Zhang Xinming (张新明). *Materials Review* (材料导报) [J], 2006, 20 (11): 241–244.
- [45] Liu Zhiyi (刘志义). *Thesis for Doctorate* (博士论文) [D]. Shenyang: Northeastern University, 1993.
- [46] Liu Qing (刘庆). *Thesis for Doctorate* (博士论文) [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 1991.
- [47] DU Yuxuan (杜予暉). *Thesis for Doctorate* (博士论文) [D]. Changsha: Central South University, 2007.
- [48] Liu Yingwei (刘颖维). *Thesis for Doctorate* (博士论文) [D]. Changsha: Central South University, 2008.
- [49] Ye Lingying (叶凌英). *Thesis for Doctorate* (博士论文) [D]. Changsha: Central South University, 2010.
- [50] Giummarra C, Thomas B, Rioja R J. New Aluminum Lithium Alloys for Aerospace Applications [R]. 2009.
- [51] Fridlyander I N. *Metal Science and Heat Treatment* [J], 2001, 43 (1): 6–10.
- [52] Xia Deshun (夏德顺). *Missiles and Space Vehicles* (导弹与航天运载技术) [J], 2000 (5): 5–10.
- [53] Knuwer M, Schumacher J, Ribes H, et al. 2198 – Advanced Aluminium – Lithium Alloy for A350 Skin Sheet Application [R]. 2009.
- [54] Lequeu P, Lassince P, Warner T. Aluminum Alloy Advances for the Airbus A380 [R]. AM&P, 2007
- [55] Williams J C, Starke Jr E A. *Acta Materialia* [J], 2003, 51 (19): 5775–5799.
- [56] Xu Yixin (徐一新). 中航工业洪都交付 C919 机身等直段部段 [N]. *China Aviation News* (中国航空报), 2010–12–04.

(本文为本刊约稿, 编辑 惠 琼)