

# 美国航空复合材料简介

熊大文

美国航空复合材料系指现已用于飞机结构上的各种高性能碳纤维、硼纤维和芳(族聚)酰胺纤维复合材料。这类先进复合材料已成为美国现代飞机的重要结构用材,目前已普遍用于战斗机的尾翼部件。现在,美国一些飞机公司正在研制军用机与直升机复合材料机身部件。

## 一、美国航空复合材料的应用与发展

美国开发应用航空复合材料迄今已有30年历史。1953年,美国最初将玻璃纤维增强塑料用于AT-6攻击机的机翼翼板,以后用在飞机的雷达天线罩、机翼整流片与直升机旋翼桨叶上。这种复合材料虽拉伸强度高,但压缩强度和模量低,因而应用受到限制<sup>[1]</sup>。六十年代以后,美国航宇界研究开发了高模量高强度碳纤维与硼纤维增强的环氧树脂复合材料。从1964年以来,美国国防部投资空军材料所,大力开展了这类结构材料在飞机尾翼上的应用研究<sup>[2,3]</sup>,先后研制出硼纤维和碳纤维增强的环氧树脂结构件。1969年,美国首先将硼/环氧用于F-4战斗机方向舵,1970年以后,美国把碳/环氧和硼/环氧用在F-14、F-15、F-16和F-18等战斗机尾翼上,接着把碳纤维复合材料成功地用于F-18机翼,这标志着美国在飞机上使用复合材料已由次受力构件进入到主受力构件。从七十年代后期以来,美国开展了AV-8B轻型鹞式飞机石墨/环氧机翼和前机身部件以及军用直升机复合材料机体的设计研制,表明美国航空复合材料的应用将进入一个新阶段。

麦克唐纳公司制造的AV-8B是美现国在

军用机中使用复合材料最多的一种高机动性攻击机。该机采用碳纤维复合材料1,317磅,占飞机结构总重(5,006磅)的26.3%,使整机节重9%。这是在飞机机翼外蒙皮与亚结构框架上首次采用的全复合材料机翼,机翼75%的重量为石墨/环氧结构,比用铝和钛节重20%以上。AV-8B的有效载荷与活动半径比AV-8A增加一倍<sup>[4]</sup>,其机翼与前机身为石墨/环氧大型部件<sup>[5,6]</sup>。之所以采用复合材料,从机身来看,主要考虑降低成本和减轻飞行重量,从机翼来看,具有最高的展弦比和超临界翼面。机翼上下蒙皮为一整片石墨/环氧,亚结构为正弦波形石墨/环氧翼梁和翼肋。前机身主要是石墨/环氧蒙皮与多框架构造的整体结构,采用了一次共固化工艺,使零件和紧固件减少50%。AV-8B的副翼、襟翼、吊门、构架式整流罩、上机翼整流片以及发动机舱门都用结构复合材料<sup>[7]</sup>,因此,整个飞机重量轻,结构坚固,操作状况改善,作战性能提高。

美国陆军应用技术所正在进行一项新式旋翼机研制计划<sup>[8]</sup>,包括采用一800匹马力的新工艺示范发动机(ATDE)、先进复合材料机体设计(ACAP)和综合技术旋翼(ITR)。这项计划的实现今后总重为7,000至10,000磅的新式旋翼机来说,可提高机身生产率50%,有利于改善军用与商用状态和节省燃油,并将明显改善直升机的损伤容限和耐摔性。现已提出了这类中程商用直升机和攻击型直升机的两种设计方案,预计八十年代末可能研制出这种新式直升机。

自1970年以来,美国国家航空航天局(以下简称NASA)Langley研究中心负责实施先进复合材料的飞行使用计划,现已得到飞机复

合材料结构件耐久性与可靠程度的大量数据<sup>[9,10]</sup>。截至八十年代初,已有140多个复合材料飞机部件不下3年的使用时间,商用运输机和直升机复合材料部件累计飞行总共250万小时,绝大部分复合材料部件剩余强度没有明显下降。NASA已累积了商用飞机复合材料结构件设计、制造、检验和维修方面的大量技术资料。通过扩大使用先进复合材料的规划,NASA已给美国航空工业提出了一项降低商用飞机的燃油消耗计划<sup>[10,11]</sup>,强调了在运输机主、次结构上主要采用石墨/环氧复合材料,设计方案包括民用与军用运输机的崭新构造形式,飞机设计巡航马赫数0.75~0.80,净载重量330,000~772,000磅,航程3,500~4,000空英里。据分析,美国将来的运输机上采用60%的结构复合材料,可使飞机的直接使用费用最小,而投资回收最大<sup>[12]</sup>。在这种复合材料利用率下,机身、机翼和尾翼部件将主要采用石墨/环氧结构,可降低燃油消耗25~40%<sup>[12,13]</sup>。波音公司计划到九十年代,除发动机与起落架外,飞机上65%的结构材料将采用碳纤维和芳酰胺纤维复合材料,那时一架客机将比现在减重6吨<sup>[14]</sup>。

NASA与西科斯基公司签订了一项直升机机体结构研究合同,得到的结论是<sup>[15]</sup>,机体结构采用石墨/环氧作框架与桁条并用石墨纤维和芳酰胺纤维的混纤复合材料作成轻压交叉抗拉蒙皮以泡沫塑料填充,可能节重和降低使用费用相当可观。这项研究还表明,如能采用一次共固化工艺,并把混纤复合材料全部改用Kevlar纤维作蒙皮,可进一步降低重量与减少费用。该公司作的设计研究表明<sup>[16]</sup>,采用先进复合材料机体,可使直升机整个结构重量减轻12%,有效载荷和空运能力增加70%,不仅易于维修,而且将提高军用运输与攻击能力。

这十余年间,美国制造的直升机旋翼桨叶已由原先的金属结构发展为复合材料结构<sup>[17]</sup>,因这类材料的裂纹扩展率低,损伤容限优于金属材料,结构可靠性和抗严重破坏性

有保障,而且桨叶采用复合材料能通过铺层进行气动弹性剪裁,所受应力低,振动小,从而使整个直升机性能和飞机质量有很大改进。由于这些缘故,现在美国的生产型直升机,除主桨叶采用了复合材料外,其他如旋翼桨毂、发动机整流罩、头部舱门、水平安定面、机上整流罩、垂直安定面、舱盖、尾桨、座舱地板以至旅客梯等均有使用复合材料的<sup>[18]</sup>。

近些年来,美国一些大型民用机逐步扩大了复合材料用量,如波音公司的727、737、747,757、767和道格拉斯公司的DC-9、DC-10和DC-9超型80等飞机先后已使用石墨/环氧及Kevlar-49与碳纤维混纤复合材料作次受力构件。美国的小型商用飞机结构材料主要采用了碳纤维复合材料,如Lear Fan 2100是目前美国民用机中复合材料用量最多、燃油效率最高的一种新型商用飞机,其机身、机翼、尾翼和机架均采用复合材料,达飞机结构总重量的85%,其中碳纤维复合材料占75%,其余为Kevlar纤维及玻璃纤维复合材料。这种复合材料飞机仅重578公斤,比用铝节重40%<sup>[19]</sup>。

近十几年美国军用飞机复合材料的应用进展较快。F-18飞机除机身外,包括机翼在内的所有蒙皮结构均为石墨/环氧,重1,000磅以上。重型轰炸机B-1和大型运输机L-1011整个复合材料设计用量超过2,500~3,000磅。根据军用飞机各类部件的碳纤维复合材料使用率,可得出如表1所示的节重百分数。

表1 飞机各类部件采用碳纤维复合材料的预计节重值

部 件	复合材料 使用率, %	比同类金属 结构节重, %	整个部件 节重, %
垂直安全面	40	45	18
水平安全面	40	45	18
机 翼	70	20	14
前 机 身	40	40	16
中 机 身	40	17	7
后 机 身	50	30	15

(引自Aeron.J., 1980, Vol. 84, No. 834, P. 178)

## 二、美国航空复合材料的使用经验及主要优点

目前,美国在飞机结构上使用的纤维复合材料有:碳/环氧(包括石墨/环氧)、硼/环氧、Kevlar-49/环氧、S-玻璃/环氧以及由这些不同纤维组成的树脂基混纤复合材料<sup>[1][20]</sup>。硼纤维性能虽然好,但因成本高(200美元/磅),限制了它的使用,只有在飞机设计师认为非用不可的部位才采用<sup>[21]</sup>。碳纤维性能在不断改进,现强度已达到450,000~550,000磅/英寸<sup>2</sup>,模量 $32 \times 10^6$ 磅/英寸<sup>2</sup>,延伸率2%,而且价格逐渐下降(几十美元/磅),所以美国航空结构件大多采用碳纤维复合材料或石墨/环氧。Kevlar纤维性能介于碳纤维与玻璃纤维之间,价格较低(十几美元/磅),通常用于民用飞机次承力结构。这种有机纤维与碳纤维或玻璃纤维组成的混纤复合材料用在飞机结构上,不仅能降低成本,而且能获得较好的综合性能。表2列出了先进复合材料与常用金属材料性能数据。

现已确认,高模量碳纤维、硼纤维和芳酰胺纤维(Kevlar-49)增强的环氧树脂复合材料已成为美国制造高性能飞机不可缺少的结构材料。这类先进复合材料具有比铝、钢、钛高得多的比模量、比强度和优异的疲劳性能,已设计制成飞机的一些主、次结构件,节重显著,使用

表2 先进复合材料(交叉铺层)与常用金属材料性能比较

材料名称	纤维体积 %	拉伸模量 (E)		拉伸强度 ( $\sigma_u$ )		密度 ( $\rho$ ) g/cm <sup>3</sup>	比模量 (E/ $\rho$ )	比强度 ( $\sigma_u/\rho$ )
		10 <sup>9</sup> N/m <sup>2</sup>	kg/mm <sup>2</sup>	10 <sup>9</sup> N/m <sup>2</sup>	kg/mm <sup>2</sup>			
碳/环氧	50	83	8.66	0.38	39	1.54	53.6	0.24
硼/环氧	60	106	10.812	0.38	39	2.00	53.0	0.19
Kevlar-49/环氧	60	40	4.080	0.65	66	1.40	29.0	0.46
低碳钢		210	21.420	0.45~0.83	46~85	7.8	26.9	0.058~0.106
2024-T <sub>4</sub> 铝合金		73	7.446	0.41	42	2.7	27.0	0.152
6081-T <sub>6</sub> 铝合金		69	7.038	0.26	27	2.7	25.5	0.069

(引自美国1980年出版的《Analysis and performance of fibers Composites》  
第12页上的数据)

寿命至少与同类金属件一样,而维修费用低。同时,复合材料构件由预浸带制成,零件、紧固件数量大大减少,能一次固化成型,生产周期明显短于金属构件。所以,美国一些航空公司近几年来也在建立和发展自动化复合材料工厂,以适应新型飞机制造的需要。

譬如,美国这一代战斗机F-14、F-15、F-16和F-18先进复合材料使用量依次为飞机总重的0.8%、1.6%、2.5%和9.5%。正在进行的研制型飞机,如鹞式攻击机AV-8B和新式教练机VTX,先进复合材料的使用量分别为26%和25~40%。设计中的发展型飞机,即下一代新型战术战斗机(ATF),先进复合材料将占飞机结构总重的40~50%,垂直短距起落(V/STOL)飞机复合材料用量将为50~60%,新型战术轰炸机复合材料用量则将超过60%,新式攻击直升机复合材料用量则将高达80%<sup>[22]</sup>,这些数字不仅表明了今后美国军用飞机复合材料用量将有大幅度增长,而且展示了美国新机选材正在向着轻量化的高强纤维复合材料方向发展。

美国航空复合材料的使用经验表明,飞机部件采用结构复合材料具有四大优点<sup>[21]</sup>:(1)比同类金属结构节重20~25%;(2)部件性能改善;(3)降低维修费用;(4)节省燃油用量。根据格鲁门公司的研究<sup>[22]</sup>,结构复合材料用于飞机尾翼部件,比同类金属件节重15~30%,这类结构材料用于飞机机翼和机身部件,分别

比同类金属件节重15~25%和12~28%，说明了在飞机上采用各种结构复合材料能显著减轻部件的重量，这对进一步提高飞机速度与机动性以及增加飞机的有效载荷与航程，无疑都将有明显的效益。

美国民用机上不断增加复合材料用量，这是因为石油价格连续上涨，使燃油费用由1973年占航线直接使用费用的18%上升到1982年的50%<sup>[23]</sup>，而复合材料的节能效果明显。以Delta公司使用碳纤维复合材料为例，在同样的航行里程与耗油量下，民航机的座位数可由44个增加到78个<sup>[21]</sup>，又如采用了结构复合材料的DC-10飞机重量每减轻1公斤，每年可节省燃油2,900公斤<sup>[24]</sup>。波音767飞机有24个零部件总共使用了3吨石墨纤维与Kevlar-49混纤复合材料<sup>[25]</sup>，比采用单一的玻璃/环氧减轻2,000磅，使机身减重1吨，每年可节省燃油费用30万美元。这些说明了使用复合材料节能的经济效益是很大的。

波音公司在KC-135飞机上采用石墨/环氧翼片所作气动弹性剪裁的结果表明<sup>[26]</sup>，和铝制件对比，这种经气动剪裁的翼片的弹性常数减至最小(L-alpha)，而且翼片蒙皮壁板的重量减至最轻，这说明复合材料翼片比铝翼片的气动弹性下降大得多，能明显改善机翼的气动力性能。

洛克菲尔公司的研究表明<sup>[27]</sup>，今后马赫数为2的战斗机要达到设计要求的性能指标，采用复合材料机翼机身融合设计是关键。这项设计的成本分析表明了采用一次整体固化法对于机翼/机身接合面的下蒙皮与结构部分来说，比通常使用的蒙皮与亚结构分别固化、上下蒙皮用机械连接的方法要降低制造费用很多。

在美国现有军用机上，若碳纤维复合材料的使用率达到40%，整机节重大约12%。若保持现在飞机的性能，重订尺寸，整机节重可增至20%<sup>[28]</sup>。美空军飞行动力学研究所的设计表明<sup>[29]</sup>，未来的超音速战斗机若采用75%的结构复合材料，可以大大缩小飞机的尺寸和降

低成本。这种新式设计的复合材料飞机主要由机翼、鸭翼、机身和垂尾四个部件构成，整个飞机结构重量比金属飞机减少35%，起飞总重减轻26%，燃料节省30%，生产费用将降低25%，使用期费用预计少21%。这些都说明了先进复合材料用于军用飞机的好处很多。

总之，近三十年来，美国开发了多种纤维树脂基复合材料，已先后用于飞机的主、次结构上，其中，尤以石墨环氧为代表的碳纤维复合材料的使用进展最快。这十几年间，美国先进复合材料在航空上应用效果显著，主要表现为：飞机重量减轻，使用性能提高，燃油消耗减少，维修费用降低。

今后二十年，美国航空复合材料将会有很大的发展。各类飞机上先进复合材料使用量将大幅度增长。预计美国下一代军用机复合材料用量将达到40~50%，商用机和直升机将分别达到60%和80%的用量。随着这类轻质高强结构复合材料的大量使用，将来整个飞机的外形、构造和尺寸都会发生巨大的变化，而且必将进一步提高飞机性能。估计2000年前后，美国将会出现一类结构新颖的先进复合材料飞机。

## 参 考 文 献

- [1] 美国航空复合材料的进展(单行本);第三机械工业部第六二一研究所, 1982.
- [2] SAMPE Journal, Vol.17, No.6, Nov/Dec, P.10, 1981.
- [3] National Defence, Vol.LX II, No.347 Mar/Apr, P.474, 1978.
- [4] IAA\*, Vol.22, No.12, P.1856, A82-27129, 1982.
- [5] IAA, Vol.22, No.12, P.1856, A82-128, 1982.
- [6] IAA, Vol.21, No.7, P.1007, A81-20690, 1981.
- [7] IAA, Vol.19, No.5, P.754, A79-18176, 1979.

# HZL-205 铸造铝合金化学和 光谱标准物质鉴定会

航空部材料和热工艺标准化技术归口单位于1984年4月5~8日,在广西梧州召开了HZL-205铸造铝合金化学和光谱标准物质鉴定会。冶金部本溪合金厂、机械部上海材料研究所、航空部一一二厂、一三二厂、四一〇厂、四二〇厂、三二〇厂、五一二厂、六〇九所、六〇二所、六二一所等11个单位的27名代表参加。

会议听取了六二一所关于HZL-205合金化学和光谱标准物质研究概况、冶炼工艺、均匀度检查、数理统计和标准物质定值等报告,并进行了现场演算验证。代表们认真讨论,逐项审查。

鉴定结论充分肯定了标准物质定值准确,标准可靠,使用方便,通用性广。该标准物质研制成功,填补了国内空白。含有锆、钒、硼、镉等元素的铝合金标准物质在国外也不多见。

代表们对标准物质表现出浓厚的兴趣,很多代表当场订购。并热切希望要求尽快提供以满足控制铸造铝合金生产质量的迫切需要。

(刘建琳、钟载良)

## 出版消息

### 《航空熔模铸造论文集》即将出版

由航空工业部第六二一研究所主编的《航空熔模铸造论文集》,收集了该所及有关工厂在研制熔模铸造工艺和试制铸件方面的研究成果,其中包括有关模料、型壳粘结剂和耐火材料、陶瓷型芯、无余量精铸叶片、大件精铸工艺、定向凝固工艺、铸件热等静压处理以及有关铸造合金性能等方面的文章,内容丰富、比较完整。预计1984年四季度出版。酌收工本费0.80元。现已开始预订。需用单位可来函北京市81信箱62分箱发行组索取订单,个人需用可直接通过邮局汇款给北京市81信箱1分箱德淑蓉同志洽购。

(竺培材)

[8] IAA, Vol. 21, No. 22, P. 3812, A81-46612, 1981.

[9] SAMPE NSTC, Vol.12, P.77, 1980.

[10] IAA, Vol. 20, No. 10, P. 1741, A80-27597, 1980.

[11] IAA, Vol. 22, No. 20, P. 3150, A82-40994, 1982.

[12] IAA, Vol. 20, No. 15, P. 2695, A80-36547, 1980.

[13] STAR\*\*, Vol. 16, No. 23, P. 3052, N78-32186, 1978.

[14] 工业材料, Vol.31, No.2, P.18, 1983.

[15] IAA, Vol. 22, No. 12, P. 1857, A82-27152, 1982.

[16] IAA, Vol. 21, No. 18, P. 3076, A81-40172, 1981

[17] IAA, Vol. 16, No. 8, P. 1083, A76-22322, 1976.

[18] IAA, Vol. 19, No. 15, P. 2701, A79-36713, 1979.

[19] Materials Engineering, Vol.95, No.5, P.65, 1982.

[20] Materials Engineering, Vol.91, No.1, P.26, 1980.

[21] 美空军材料试验室G.P.彼得森1982年12月来华讲学资料。

[22] SAMPE Journal, Vol.17, No.6, Nov/Dec, P.10, 1981.

[23] Reinforced Plastics, Vol. 26, Feb, P.52, 1982.

[24] Composites, Vol.12, No.4, Oct, P.235, 1981.

[25] Astronautics and Aeronautics, Vol. 20, July-Aug, P.65, 1982.

[26] IAA, Vol. 21, No. 12, P. 1935, A81-29470, 1981.

[27] SAMPE NSTC, Vol.10, P.14, 1978.

[28] STAR, Vol. 19, No. 7, P. 873, N81-16147, 1981.

[29] Journal of Aircraft, Vol.15, No.10, Oct, P.661, 1978.

\*IAA—International aerospace abstracts.

\*\* STAR—Scientific and technical aerospace reports.