

# 增材技术在飞机结构研制中的应用\*

## Application of Additive Manufacturing Technology on Aircraft Structure Development

中航工业沈阳飞机设计研究所 王向明 苏亚东 吴 斌



王向明

研究员,博导,中航工业沈阳飞机设计研究所副总设计师,中航工业增材制造技术专业委员会副主任,国防科技工业激光增材制造技术研究应用中心副理事长,先进制造技术专业组专家,中航工业结构强度特级专家。研究方向为飞机新型结构快速响应多约束设计/制造一体化技术。承担十二五预研大型项目7项、在研型号攻关项目9项,曾获国家技术发明一等奖、国防科技进步一等奖(2项)、第九届航空航天月桂奖(技术先锋奖)、航空报国金奖(2项)。撰写出版专著4部,拥有授权发明专利7项,发表文章及重要研究报告70余篇。

增材技术是一项“变革性”的设计、制造一体化技术,具有诸多技术优势和潜力,但存在个性化强、工艺窗口过窄等问题,变形、开裂、力学性能等控制仍是关键技术。尽管在某些型号上已开始试用,但仍需要充分的工程化验证,并持续开展应用技术研究。

### 现代飞机结构快速试制特点

以战斗机为代表的现代飞机具有技术先进、系统复杂、小批量、多品种、成本高等特点,要求快速响应试制。一代飞机,一代技术。现代飞机的研制需要从技术验证机开始。在确保较好性能的前提下,以较短的周期、较低的成本快速试制出技术验证机,实现所需先进技术的快速工程化验证,以便为型号的后续工程化发展提供技术支撑。较为成功的是美国洛克希德·马丁公司的“臭鼬”工作队,其新型技术验证机层出不穷,不仅通过YF-22及X-35验证机最终赢得F-22、F-35研制权<sup>[1-2]</sup>,而且还帮助洛·马公司成功研制出F-16、F-117、U-2、SR-71、C-5、C-130、P-3、F-80、A-12等多个著名机种,

协助洛·马公司占据美国国防部每年高达1/3的订货量,甚至控制世界防务市场40%的份额。该团队运行的原则是周期、性能、成本、简单、独立、高效、灵活,设计与制造紧密结合。美国波音公司的“鬼怪”工作队也具有同样作用。俄罗斯的飞机设计局也拥有自己的试制工厂(如苏局、米局等),其作用与“臭鼬”、“鬼怪”工作队大体相当。

飞机机体结构是航空武器综合系统的载体和平台,其自身既要承受和传递使用载荷,又要承载飞机各功能系统、武器系统等,同时为飞行员和机载设备提供可靠的工作环境,因此机体结构的作用不言而喻,其研制的核心要求是轻质高效、长寿命、多功能、低成本、快速响应,其优劣决定着整个型号工程的成败。由此可见,

\* 装备预研项目“飞机翼身整体结构先进制造技术集成验证(513181XXX)”资助。



机体结构平台的快速试制是整个技术验证机研制,甚至型号后续工程化发展的前提与保障。

飞机快速试制的主要特点是研制周期非常紧,资金投入较少,跨代技术较多。作为飞机的平台载体,机体结构如何摆脱传统“刚性”工艺束缚,满足“研制快、性能好、费用廉”要求,开发以“柔性无模敏捷制造”为核心的飞机机体结构快速试制技术是急需解决的核心问题。目前,主机厂在飞机批产和新机研制方面资源纷争严重,矛盾十分突出,批产依托的理念、目标、机构、管理、流程、人员等诸多方面与快速试制存在较大差异,特别是在技术运用上存在明显不同。

在飞机批产中,传统制造技术仍占绝大部分比例,每个构件的生产都需要大量配套的刚性模具、工装来保证。以大型锻件加强框、梁类零件为例,不仅需要铸锭、制坯、制模、锻造、机加等多个工艺环节,而且需要配套大型模具、重型锻造装备,导致工艺环节复杂、周期长、响应慢、成本高、材料利用率低,无法满足新机机体结构快速试制“快、好、廉”的特殊需求。

新机结构快速试制以“快、好、廉”为研制目标,要求轻质高效、长寿命、多功能、低成本、快速响应,需要摆脱传统工艺束缚,构建创新结构,突破技术瓶颈。

增材技术以金属粉末、金属丝材为原材料,以激光、电子束等为热源,将粉材、丝材逐层熔覆沉积,直接由零件CAD模型完成全致密、高性能、“近终形”复杂金属零件的成形制造,是一种低成本、快速、高效、数字化的先进制造技术,也是一种“变革性”的设计、材料、制造一体化的先进技术(见图1),尤其适合于飞机结构大型、高性能、复杂金属结构件和功能件的快速试制,无需模具及锻造工业装备,材料利用率大幅度提高,并具有响应快、成本低、柔性高效等显著

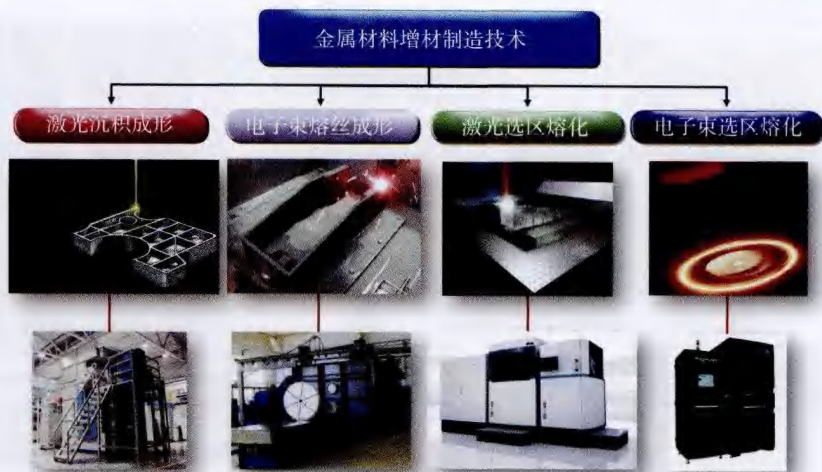


图1 航空用金属材料增材制造技术

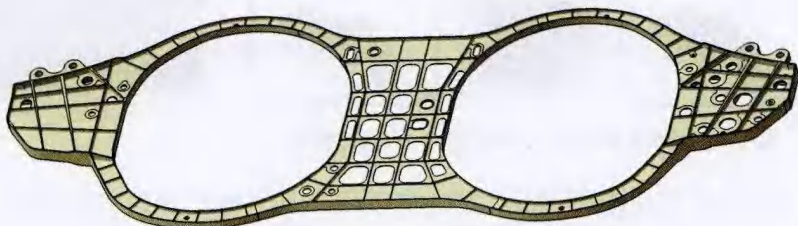


图2 钛合金加强框激光成形构件数模(投影面积5.02m<sup>2</sup>、长3.62m)

特点,为新机结构快速响应试制提供了新的机遇,也为创新结构设计提供了物理实现平台。

对于金属增材大型复杂主承力结构,变形、开裂、力学性能控制是关键。此外,增材技术工艺窗口窄、个性化非常强,即使相同的设备、工艺,只要零件略有差异也需要进行工艺适应性研究,而且基于技术成熟度逐级提高的工程化验证必须要充分,与复合材料的“积木式”验证有相似之处。

增材技术的显著特点之一是“超快反应”。由于省略了原材料制备、坯料准备、模具工装制造等工艺环节,具有“高度柔性”,对于设计更改、超差、修理等具有独特优势,可满足飞机结构快速试制对“快”的需求。例如,图2所示的钛合金加强框激光成形毛坯制备仅需4周时间,而且不需要模具和复杂工装。

现代战斗机对结构要求日益苛刻,导致重量与寿命、功能与成本等

出现诸多难以协调的矛盾,甚至出现“设计极限”。传统工艺制造方法创造出很多“经典”的结构构型,同时也将其牢固束缚。在现有制造技术水平下,即使将各种技术能力发挥至极致,也难以满足新一代飞机对机体平台性能不断提高的苛刻需求。第四代战斗机的结构重量系数也只能控制在0.28~0.30、寿命在6000~8000h的“极限”内。例如,最具代表性的美国F-22的0.29结构重量系数和8000飞行小时寿命指标就说明了结构“设计极限”的存在。

传统的“经典”结构设计是一种制造技术优先的设计方法,设计服从制造,大量较优结构由于无法实现制造而被迫放弃,结构效率较低。若想进一步改善轻质高效、长寿命、多功能、低成本的结构属性,就必须突破传统结构构型的束缚,在结构形式上有所突破和创新,并具备工程可实现性(见图3)。

具有“变革性”的增材技术为突



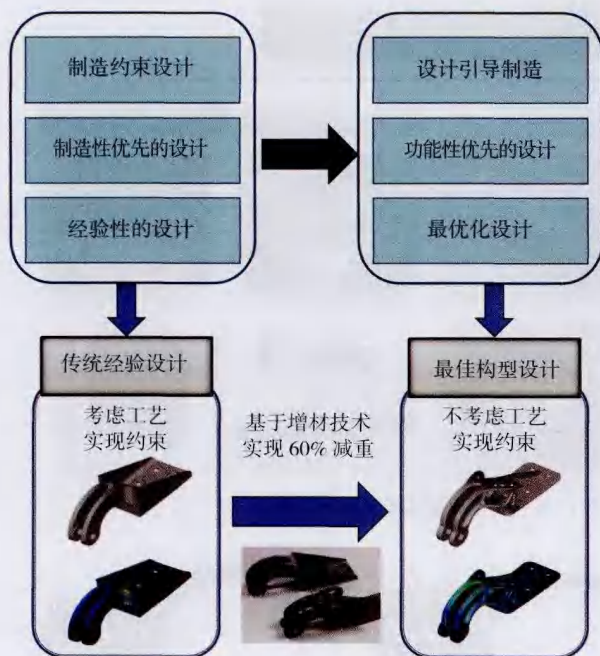


图3 增材技术使结构设计从经验设计向最佳设计转变



图4 基板成形零件

破飞机结构“设计极限”提供了可能，可制造出一些过去无法实现的大型复杂整体结构和多种材料复合的梯度结构，甚至功能与结构融合的一体化结构。这不仅拓宽了飞机结构设计域，而且会促进结构设计创新和制造技术的发展，从而为突破飞机结构“设计极限”提供了一条全新的技术途径。

适合战斗机结构快速试制的增材技术主要包括骨干钛合金、超高强钢的激光和电子束熔化沉积成形技术，用于研制飞机大型、复杂主承力结构，最大厚度应在80mm以下；钛合金、铝合金、高温合金的激光、电子束选区熔化成形技术，主要用于研制飞机功能结构和功能结构一体化创新构件，最大厚度应在5mm以内。

## 飞机结构增材技术研究及应用

### 1 无结构基板成形技术

美国 Aeromet 公司作为较早开展钛合金结构件激光成形技术研究的机构，曾倡导在已有的板材(货架材料)或锻铸件毛坯上直接生长增材结构，即传统工艺与增材的复合制造技术，并一度主导了该领域的技术

方向。而实际上，该技术方向虽在理念上很先进，但却带有一定的局限性。在次承力件激光成形研究中发现，钛合金薄板作为结构基板上直接激光成形的增材结构，由于熔池的往复运动，使得基板持续冷热交替，导致晶粒粗大，基板翘曲变形或残余应力较大(见图4)。结构基板自身的力学性能下降很多，特别是疲劳性能下降得更明显，例如在2.5mm厚的TA15板材上直接激光成形件的光滑疲劳试样的疲劳寿命甚至低于母材 $K_t=3$ 的缺口疲劳性能，即其当量 $K_t$ 大于3，这样的力学性能绝无在飞机主承力结构中应用的可能，即使用于次承力件也存在较大技术风险。

因此，提出了无结构基板成形技术。由于没有可直接利用的高性能结构基板，全部结构都需要以增材的办法生长出来，而如何提高成形效率就成为关键技术问题。虽然无结构基板成形技术是针对次承力件开展的，但实际上为后续大型、复杂主承力结构的增材制造及其在型号上的成功应用扫清了技术障碍。

### 2 成形连接技术

在大型复杂结构的增材成形过程中，扫描路径长，成形周期长，残余应力累积十分严重，变形或开裂是必然的。由于送粉扫描、熔池的往复运动和冷热循环，残余应力逐步累积，其严重程度与零件构型、几何尺寸、熔池运动、扫描轨迹、材料特性存在复杂的关联关系。虽然通过工艺优化可以适当缓解、延缓变形或开裂时间，但是无法从根本上消除残余应力(电子束选区熔化除外)，终将导致变形甚至开裂。

为此，提出了“离散分段成形+成形集中连接”(发明专利)的技术途径。依据零件的结构特征，结合增材成形工艺优化，将整个零件离散成若干段，分别进行增材成形，但必须将每段成形的残余应力累积控制在临界值之内(该临界值因零件的材料、构型、尺寸、增材工艺的差异而不同)。分段成形之后，必须进行去应力退火，并对各分段进行成形连接。所谓成形连接不同于焊接，是利用同样的增材成形工艺将分段部分以“一边成形、一边连接”形式组合成形，在材料、工艺、结构属性上与所用的



增材技术没有本质区别。

### 3 新型增材结构技术

基于增材技术特点,结合飞机结构的研制需求,可创造出多种新型增材结构,如大型整体结构、梯度复合结构、多功能一体化结构等。

利用增材技术可以实现大型复杂整体结构的制造(见图5)。大型整体结构是公认的高效率结构,以机翼和机身整体框架为例,能够有助于减小机翼根部参与区域,实现融合区域结构减重,减少疲劳薄弱环节,提高寿命,改善结构动力学品质,缩短制造周期,降低制造成本等目标,但需要关注损伤容限设计以确保有效控制裂纹扩展,保证结构安全。

增材技术为实现金属梯度复合高效率结构提供了可能。所谓金属梯度复合结构实际上是将两种或两种以上的金属结构材料通过增材技术制造成一个整体结构件,材料布局按照设计意图进行(见图6)。同比单一金属结构件,减重效率在5%以上,疲劳寿命增益10%以上,而且可兼顾耐热、抗蚀、耐磨等功能。研究表明,梯度过渡区的静力与疲劳性能均介于两种复合的金属材料之间。

传统制造模式中,飞机的结构和功能是两个独立的系统,应分别进行制造和试验验证,最后通过装配组合在一起。二者线性累加,出现重量冗余,不仅导致重量超标,而且制造周期长、可靠性低、成本高。增材技术为实现功能结构一体化提供了技术途径,使吸波隐身、减振降噪、耐热抗蚀、自洁除冰等功能结构一体化成为可能(见图7)。

### 4 增材结构疲劳特性评估技术

金属的激光成形、电子束成形在属性上与堆焊是一致的。为此,开展了为飞机钛合金焊接结构开发的疲劳特性评估的当量 $K_{fe}$ 法在增材结构上的适应性研究<sup>[3-4]</sup>。

当量 $K_{fe}$ 法:在相同疲劳载荷下,



图5 框梁一体化整体结构

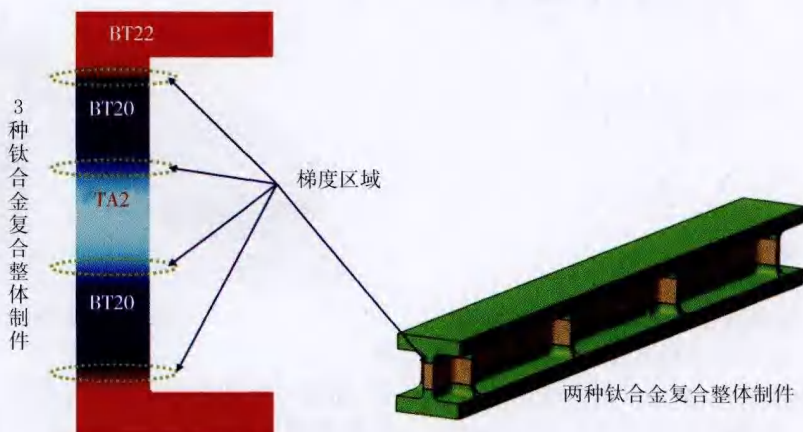


图6 异种材料梯度结构

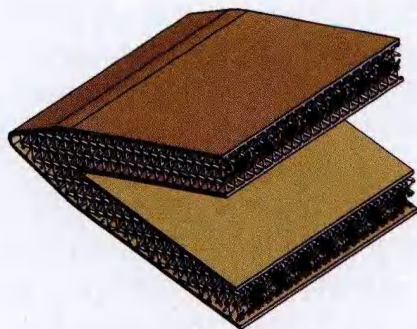


图7 多功能一体化结构

将金属增材成形件等同“堆焊”结构件,当其疲劳寿命与应力集中系数为 $K_t$ 的同种金属材料无缺陷快速成形母材中值寿命相同时,则认为他们具有相同的 $K_{fe}$ ,称 $K_{fe}$ 为该金属增材成形件的当量应力集中系数。

当量 $K_{fe}$ 法可作为评价成形工艺和质量优劣的初步判据,用于工艺参数选取和质量控制。如果对指定金属材料的增材制造工艺及质量加以比较,从疲劳特性角度看,若 $K_{fe}$ 高则工艺及质量就差,反之亦然。 $K_{fe}$ 还可用来确定增材结构件的 $S-N$ 曲线,从而进行各种谱载下增材制造结构件的寿命计算。

$K_{fe}$ 服从对数正态分布:

$$K_{fe} = e^{\bar{y}}$$

$$(K_{fe})_p = \exp(\bar{y} + \mu_p \cdot s_y)$$

$$\begin{cases} \bar{y} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \ln(K_{fe})_i \\ s_y = \frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\ln(K_{fe})_i - \bar{y})^2 \end{cases}$$

$$S = C \left( 1 + \frac{A}{N^\alpha} \right)$$

$$e^c \cdot K_{fe}^\alpha = e^b$$

式中, $A$ 与 $a$ 为形状参数, $C$ 为 $N \rightarrow \infty$ 对应的理论疲劳极限。

$$(K_{fe})_i = \exp \left( \frac{C_i - C_1}{C_3 - C_1} \ln 3 \right)$$

式中, $C_i$ 为每个增材结构件在制定应力下的理论疲劳极限, $C_i$ 可依 $K=i$ 的增材结构件均值疲劳试验结果予以确定,其方法如下:

$$C_R = C_1 + \frac{C_3 - C_1}{\ln 3} \ln(K_{fe})_{50}$$

$$S = C_R \left( 1 + \frac{A}{N^\alpha} \right)$$

恒幅应力下的疲劳性能评定方法:

$$N_{50} = \left( \frac{A}{\sigma_{\max}/C_R - 1} \right)^{\frac{1}{\alpha}}$$

式中, $N_{50}$ 为目标寿命。



应力谱下疲劳寿命评估的名义应力法:

$$S_{\alpha} = S_{-1} \left( 1 + \frac{S_M}{\sigma_{0.2}} \right),$$

$$S_{ij}^* = S_{ij} (1 - R_{ij}) / \left( -R^* + (R^* - R_{ij}) \frac{S_{ij}}{\sigma_{0.2}} \right),$$

$$N_{ij} = \left( \frac{A}{S_{ij}^* / C_R - 1} \right)^{\frac{1}{\alpha}},$$

$$D = \sum_{j=1}^m \sum_{i=1}^{m_j} \frac{n_{ij}}{N_{ij}},$$

$$T = \frac{T_a}{D}.$$

## 5 增材技术在飞机结构中的应用

基于无结构基板成形、大型复杂结构成形连接、增材创新结构构型研究以及增材结构疲劳特性评估等核心技术研究与储备,在飞机结构增材技术应用研究方面取得了实际效果,为多个型号快速试制发挥了重要作用。应用研究历经3个重要发展阶段——次承力结构装机应用、主承力结构飞行考核及形成规模化应用的能力(见图8),包含激光成形、电子束成形两种工艺和TA15、TC4、TA2、A-100 4种金属结构材料及加强框(见图9)、梁、肋、接头、起落架等构件。

### 对飞机结构增材技术的发展建议

增材技术是一项“变革性”的设

计、制造一体化技术,具有诸多技术优势和潜力,但存在个异化强、工艺窗口过窄等问题,变形、开裂、力学性能等控制仍是关键技术。尽管在某些型号上已开始试用,但仍需要充分的工程化验证,并持续开展应用技术研究。为此,提出如下建议:

(1) 增材技术被誉为“想象力”技术,不仅是单纯的制造技术,设计创新源头作用尤为重要,因此应将“增材制造”理解为“增材技术”。设计是主导,材料是基础,制造是手段,加强设计与制造一体化协同,以充分发挥增材技术的独特优势和作用。

(2) 增材技术具有高度的柔性、超快的响应,非常适合飞机结构快速

试制,应围绕增材技术构建快速试制技术体系,以更好地实现“快、好、廉”的快速试制目标。

(3) 增材技术存在工艺窗口过窄、个异化较强等问题,因此工程化验证要充分。只有技术成熟度达到6级以上,装机试用才是相对安全的。需要经过“小试、中试、大试”3个尺度的考核与测试,即分别考核材料和工艺属性、结构与功能极端考核、产品有效性测试。

(4) 持续深入开展增材新结构技术研究,以飞机结构大型整体化、梯度复合化及功能结构一体化为技术方向,激发想象力,开展有关增材结构多种创新构型技术研究,以突破飞机结构“设计极限”。

### 参考文献

- [1] 盖伊·诺里斯.“臭鼬”工作队的创新环境.国际航空,2010(1):39-40.
- [2] 袁俊.F-22“猛禽”制空主力战斗机.航空科学与技术,2005(5):18-20.
- [3] 王向明,刘文琰.飞机钛合金结构设计与应用.北京:国防工业出版社,2010:62-98.
- [4] 王向明,刘文琰,王忠波.钛合金焊接件疲劳特性评估的当量K<sub>f</sub>法.北京航空航天大学学报,2002,28(1):102-104.

(责编 谷雨)



图8 增材技术在飞机结构上应用的3个重要阶段

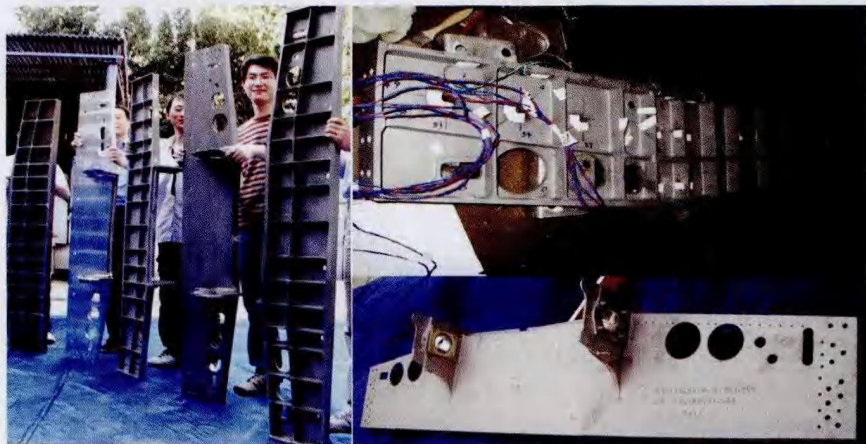


图9 激光成形前起落架支撑框