

飞机新概念结构设计与工程应用



王向明*

沈阳飞机设计研究所, 辽宁 沈阳 110035

摘 要:本文针对传统结构存在的超重、开裂弊端,基于设计制造一体化,提出了大型整体化、梯度复合化、构型拓扑化、结构功能一体化等新概念结构,具有高减重、长寿命、多功能、低成本、快速响应研制等显著优势,在型号应用中发挥了重要作用,为飞机结构创新开辟了新的技术途径。

关键词:新概念结构;设计与制造一体化;增材制造;工程化验证

中图分类号: V271.4

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.04.001

新型战机是我国空中作战体系中的重要组成力量,其作战性能和飞行安全与机体结构属性密不可分。机体结构构成飞行平台,对设计、制造要求极高,包括高减重、长寿命、多功能、低成本、快速响应研制,对飞机的研制至关重要、不可或缺。

传统结构自喷气式飞机诞生以来已持续70多年,存在诸多弊端,如零件多、质量大、危险部位多等。超重通常达数百千克以上(占结构总重的8%~20%),疲劳开裂占外场损伤总量的80%,美国战机面临同样问题,如F-35超重640~900kg, F-22投入3.5亿美元进行抗疲劳改进。通常采用精益设计和先进材料、工艺替换来挖掘潜力,但已触及“天花板”,甚至关系到新机研制的成败,如无人作战飞机如果采用传统结构就无法实现高过载的设计要求,大部件接头凸出飞机外形,会颠覆飞机先进气动隐身布局。

为什么战机传统结构“弊端”长期难以突破?这是因为飞机结构非常复杂,零部件离散,以接头连接、铆接/螺接为主,涉及10余个大部件、上百种工艺、数万个零件、数十万个标准件(见图1)。上述大量连接导致结构搭接过多而超重、疲劳薄弱环节增多而开裂。另一方面,长期采用串行“孤岛”模式,设计与制造脱节,创新途径不畅通,弊端周而复始^[1-3]。

先进制造技术为飞机结构创新提供了契机。基于先进制造“量身定做”,即设计制造一体化来创造飞机新概念结构。所谓新概念结构是指通过设计与制造高度融合构造出的全新结构形式,包括大型整体化、构型拓扑化、梯度复合化和结构



图1 复杂的机体结构

Fig.1 Complex aircraft structure

功能一体化(见图2)。新概念结构具有高减重、长寿命、多功能、低成本、快速响应研制等显著优势,有望突破传统结构“天花板”,为新机研制提供技术支撑^[4]。但既要设计得出,也要造得出,并保障使用安全,是前所未有的挑战。

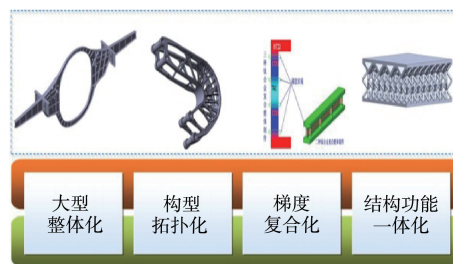


图2 基于增材制造的新概念机构

Fig.2 New concept structure based on additive manufacturing

收稿日期: 2020-01-20; 退修日期: 2020-01-25; 录用日期: 2020-02-15

*通信作者. Tel.: 024-86368211 E-mail: wangxiangming@163.com

引用格式: Wang Xiangming. New concept structure design and engineering application of aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(04): 1-7. 王向明. 飞机新概念结构设计与工程应用[J]. 航空科学技术, 2020, 31(04): 1-7.

1 无设计分离面连接的机翼-机身整体结构

带制造属性和寿命属性的多约束协同设计方法,包括建立多约束协同设计模式以打通结构创新途径,建立多约束设计域以支撑协同设计(见图3)。

$$AMBD_{\text{lightweight}} = f(m, m, c, i, f, c, t, \dots)$$

式中:两个 m 分别代表材料和制造,两个 c 分别代表成本和结构完整性。确定制造和寿命属性设计约束及将材料规格和工艺边界等纳入设计许用值,用升降法确定骨干钛合金损伤容限“门槛值”($\sigma_{TA15} \leq 560\text{MPa}$, $\sigma_{TC4} \leq 540\text{MPa}$),以此完善设计域边界。

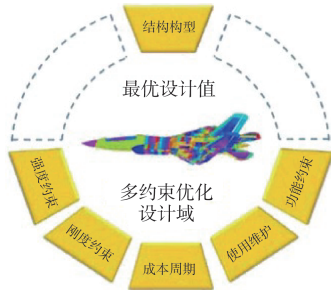


图3 多约束优化设计域

Fig.3 Multi constraint optimization design domain

基于该协同设计方法建立无接头连接的翼身整体大部件。传统机翼与机身是分开的,采用很强的接头连接,质量大、应力集中严重,是全机的关键部位,需要采用钛合金或高强钢来保障安全。图4为传统机翼/机身部件接头连接形式。通过弱化应力集中,使非承载的参与区最小化、消除接头连接,构建翼身整体大部件(见图5)。它具有零件少、重量轻、应力分布均匀、工艺性好等诸多优势,采用铝合金即可满足要求。但存在可制造性、裂纹扩展如何抑制等问题。

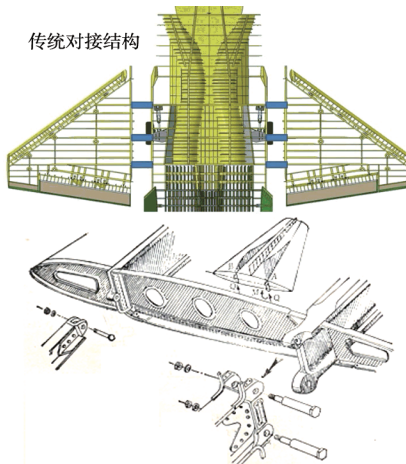


图4 传统机翼/机身部件接头连接形式

Fig.4 Connection form of traditional wing/fuselage parts

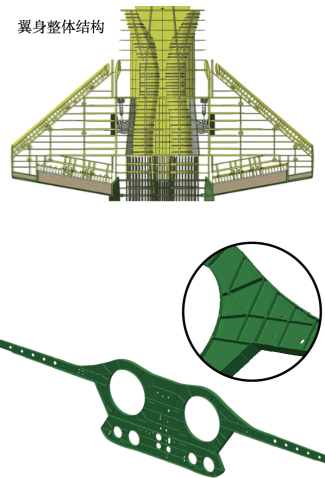


图5 机翼/机身整体大部件

Fig.5 Wing/fuselage integral parts

针对可制造性,提出大长细比铝合金构件的机加变形控制途径,即采用铝合金厚板,基于残余应力对称释放(见图6),优化数控机加路径,实现翘曲变形有效控制(展长6.5m,变形仅0.2mm)。由此建立铝合金加强框—翼梁整体件(见图7),零件减少50%、减重38%、翼根高度降低1/4、制造效率提高10倍以上。

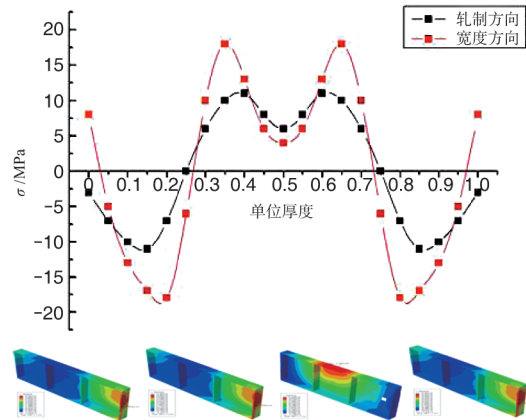


图6 残余应力分布图

Fig.6 Residual stress distribution

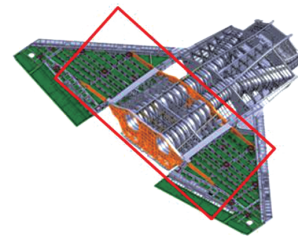


图7 铝合金加强框—翼梁整体件

Fig.7 Aluminum alloy reinforced frame-wing beam integral part

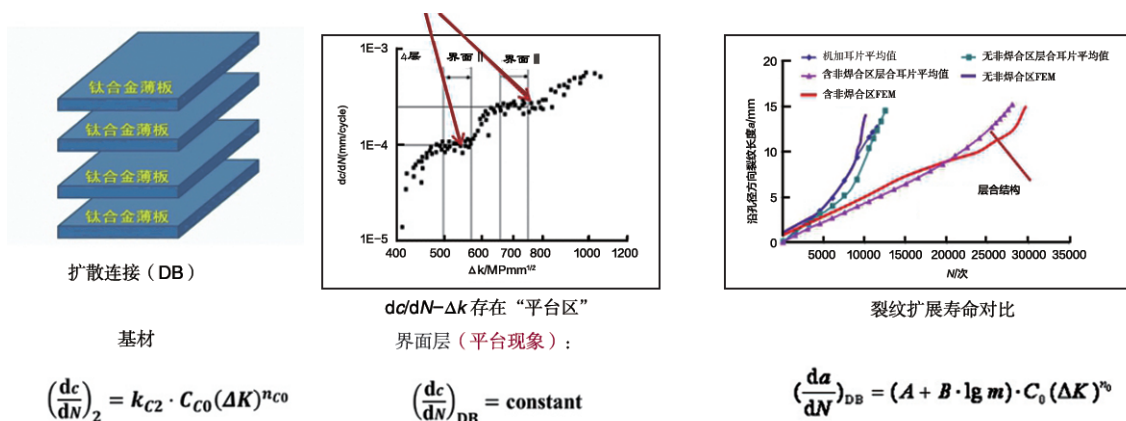
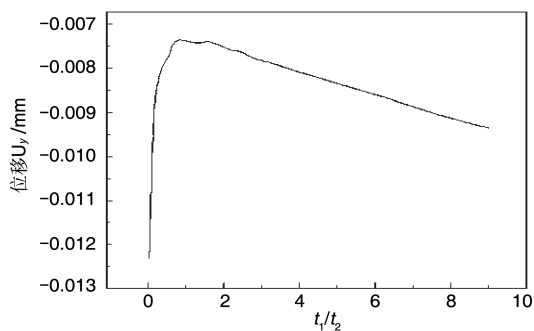


图8 裂纹扩展平台特征

Fig.8 Characteristics of crack propagation platform

针对整体结构裂纹扩展抑制难点,提出了钛合金层合结构设计方法,发现裂纹扩展“平台特征”(见图8),发明钛合金层合梁肋长寿命结构(见图9),通过主动调控,可延长裂纹扩展寿命三倍以上。

传统中机身油箱开口较多,如图10所示。针对油箱维护开口破坏整体性难点,提出了啮合密封结构设计方法,通过密封库伦摩擦最大、黏弹性界面啮合匹配,基于密封临界比压最小、双层匹配柔度最大(见图11),创建整体油箱密封与开启维护双功能啮合密封结构(见图12)。即油箱壁板可整体反复开启,关闭时密封,开启时维护。通过上述设计,机身整体油箱维护口盖可减少2/3,规避了大量口盖破坏结构整体的矛盾,并减少缝隙阶差,改善隐身性能。

图11 双层厚度比 t_1/t_2 位移Fig.11 Double layer thickness t_1/t_2 displacement

无设计分离面连接的机翼/机身整体结构在型号应用中取得质变成效:零件、标准件数量减少50%,部件减重26%(多墙翼根区减重30%),机翼燃油增加9%,疲劳危险部位减少73%(全机减少50%)。

2 带自平衡机构的高颤振铰链式平尾结构

颤振是在弹性力、惯性力、气动力作用下的一种振动发散,而平尾是保证飞行平衡和安全的核心部件,一旦颤振发散会酿成灾难性后果。传统大轴平尾舵机与机身直接相连,需要机身设置较大安装空间,颤振由多种因素耦合,提高颤振速度困难而复杂,有时不得不增加配重进行调节,如图13所示。

基于解耦简化提出高颤振平尾机构/结构一体化设计方法,建立舵机操纵自平衡机构三角形闭环子系统,即给舵机并联一套平衡杆,驱动载荷主要由平衡杆平衡(见图14),传给机身的载荷仅5%,即剥离机身支持刚度的耦合作用。另外,用小直径铰链轴代替大直径转轴,铰链轴只传递剪力,即剥离了传统大直径转轴弯扭的耦合作用。只需要调节平衡杆参数,即可获得颤振速度目标值,使平尾颤振设计

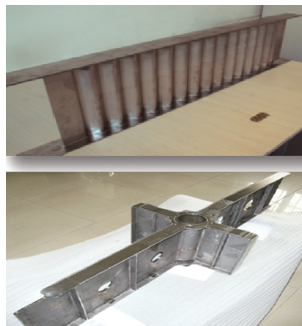


图9 钛合金层合梁肋长寿命结构

Fig.9 Long life structure of titanium alloy laminated beam rib



图10 传统中机身油箱开口

Fig.10 Opening of traditional middle fuselage fuel tank

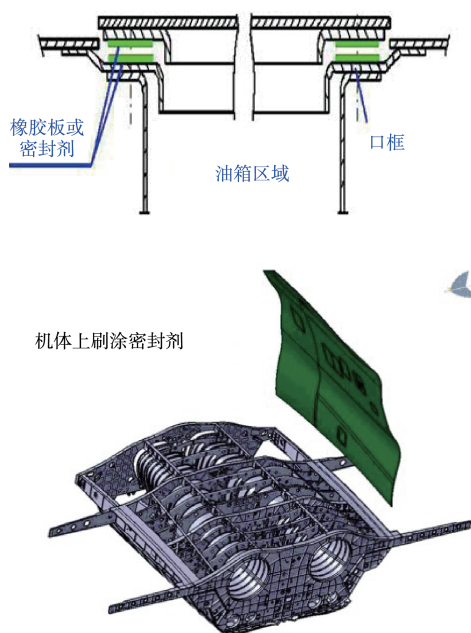


图12 双功能啮合密封结构

Fig.12 Double function meshing sealing structure

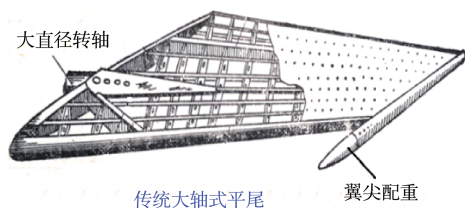


图13 传统大轴式平尾在翼尖处配重

Fig.13 Traditional large shaft flat tail counterweight at wingtip

实现解耦简化。揭示了自平衡机构对颤振的影响规律,消除跨声速“颤振陷阱”。同比传统大轴平尾,铰链平尾颤振速度显著提高,大幅度降低颤振风险,如图15所示。

带自平衡机构的高颤振铰链式平尾应用成效:颤振速

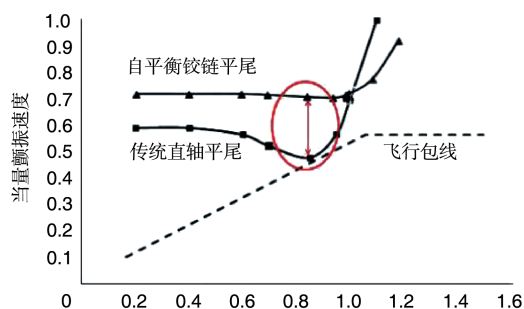


图15 平尾随马赫数的颤振规律

Fig.15 Flutter law of flat tail with Mach

度提高31%,平尾结构自身结构减重17%;机身传载降低95%,转轴直径减小68%,节省了空间,改善气动和隐身性能,如图16所示。

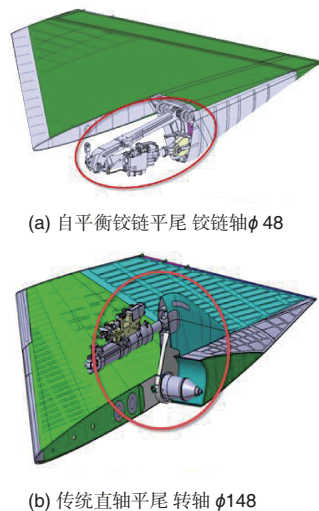


图16 自平衡铰链机构与传统大轴机构占空间对比

Fig.16 Space occupied comparison between self balancing hinge mechanism and traditional large axis mechanism

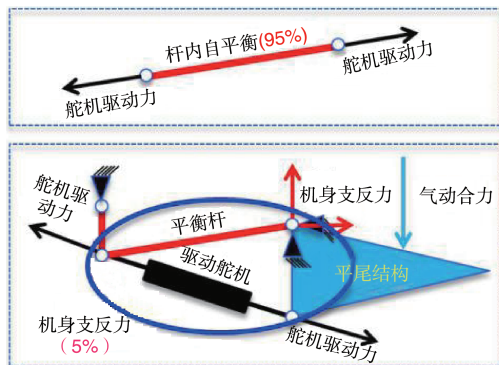


图14 驱动载荷自平衡机构原理

Fig.14 Principle of driving load self balancing mechanism

3 飞机增材制造整体结构

增材制造是以金属粉末、金属丝材为原料,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数模完成全致密、高性能、“近终形”复杂金属零件的成形制造,是一种“变革性”的设计制造一体化的先进技术。增材制造的“生长”特性为新概念结构的工程实现提供契机。2014年,美国将增材制造列为重大颠覆性国防技术。早在2003年,沈阳飞机设计研究所与北京航空航天大学深度合作,共同开拓了飞机增材制造应用技术。北京航空航天大学在控形、控性、装备等方面已取得重大突破。作为关键技术的另一方面,设计、评定和验证是使用安全的重要保障,也是美国联

邦航空局(FAA)确认的增材制造4个难点之一。沈阳飞机设计研究所建立融合增材制造技术的结构设计、评价与验证方法^[5-8]。

3.1 大型主承力结构设计方法

增材工艺过程的高温与冷却剧烈循环,产生很大的残余应力,导致零件变形、开裂。构件尺寸越大,形状越复杂,变形/开裂越严重(见图17)。在这种困境下,如何寻求可行的设计空间,使得公认的不可能实现的“增材构件用于主承力结构”成为可能,是前所未有的严峻挑战。

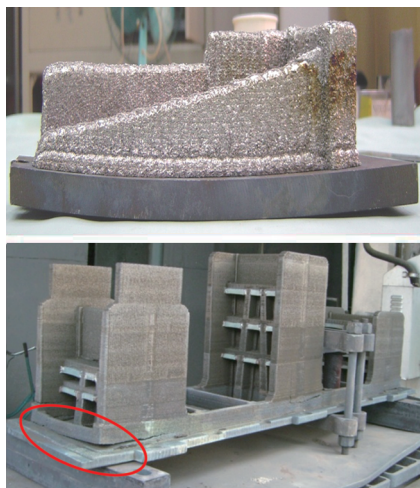


图17 增材工艺成形过程中的变形开裂

Fig.17 Deformation and cracking in the process of additive forming

为解决上述问题,提出大型复杂增材构件的设计/制造一体化方法,即宏观离散、去除残余应力、增材成形连接,由此构成大型整体结构,如图18所示。残余应力临界值是分区离散的主要依据,可由成形过程仿真预测,如图19所示。

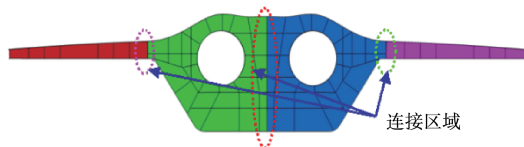


图18 增材制造成形连接技术

Fig.18 Forming connection technology of additive manufacture

成形连接区域的材料熔化凝固过程与各段基材成形过程相同,组织、性能与基材基本相同,近似“无痕”连接,如图20所示。该方法可摆脱设备尺寸规格对大型整体构件的制约,实现“无忧虑”设计。经过工艺参数优化,成形连接件的力学性能与大锻件相当(见图21)^[9]。

基于轻量化设计,突破法向尺寸限制,实现了向三维承载

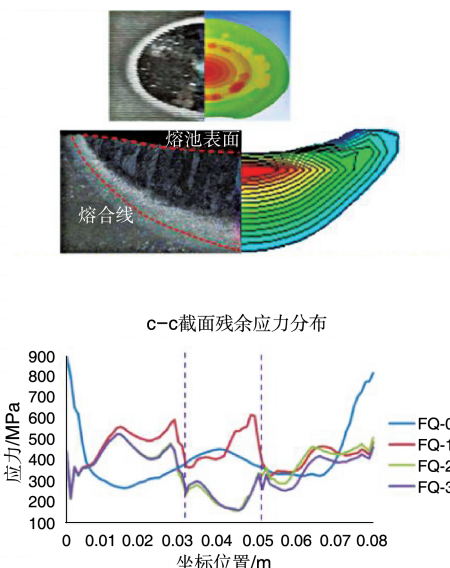


图19 残余应力临界值仿真预测

Fig.19 Simulation and prediction of residual stress critical value

整体框/梁结构跨越。相比传统构件,零件数量减少67%,连接区减重25%,寿命提高25%,显著增强复杂承载能力。

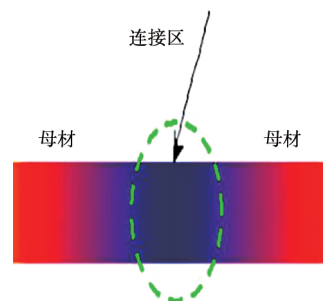


图20 成形连接近似于“无痕”连接

Fig.20 Forming connection is similar to "non marking" connection

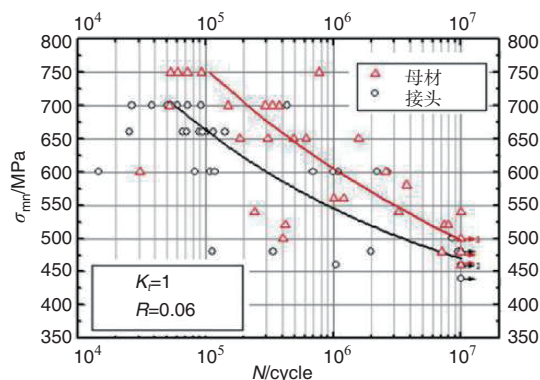


图21 成形连接件与母材 S-N 曲线

Fig.21 S-N curve of formed connector and base metal

3.2 金属梯度复合结构设计方法

传统金属结构由均质材料构成,性能单一,通过增材制造工艺,在同一个构件上,进行不同金属材料布置,从而实现“好钢用在刀刃”上。梯度复合结构是采用增材制造技术将两种或多种金属粉末熔合成形为一个整体,按设计需要使其力学性能呈梯度分布。实现对金属结构力学性能的主动调控,可显著提高结构效率^[10-13]。

增材制造梯度结构主要技术难点在于异种材料过渡界面的质量控制及性能表征。通过对异种钛合金、异种超高强度钢开展激光增材制造梯度结构技术研究,发现了梯度过渡区裂纹扩展“拐点”特性,即梯度过渡区力学性能介于二者之间,如图22所示。利用拐点特征进行优化设计,可实现减重和寿命增益20%,如图23所示。

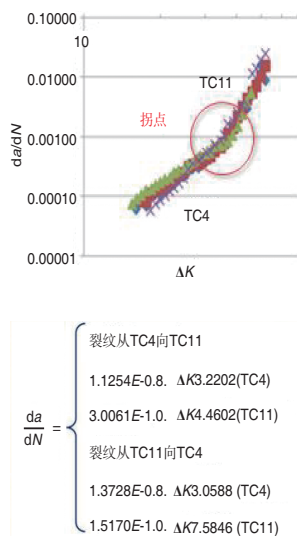


图22 梯度复合结构过渡区裂纹“拐点”特征

Fig.22 Characteristics of "inflection point" of crack in transition zone of gradient composite structure



图23 梯度翼肋结构

Fig.23 Gradient rib structure

4 结束语

综上所述,基于设计/制造一体化,可开拓飞机新概念结构技术领域,突破传统结构重量和寿命“天花板”,打破飞机传统结构70多年的僵局,推动飞机结构技术创新发展,为新型战机机体平台研制提供技术支撑。

AST

参考文献

- [1] 张加圣,王海涛,万小鹏,等. 第四代战斗机性能指标概述[J]. 航空制造技术,2008(16): 66-69.
Zhang Jiasheng, Wang Haitao, Wan Xiaopeng, et al. Overview of performance indicators of the fourth generation fighter [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2008(16): 66-69. (in Chinese)
- [2] 杨雪,张新华. 浅议未来战斗机的发展趋势[J]. 航空科学技术, 1998(5): 21-22.
Yang Xue, Zhang Xinhua. On the development trend of future fighter [J]. Aeronautical Science & Technology, 1998 (5): 21-22. (in Chinese)
- [3] 吴斌,崔灿,胡宗浩,等. 未来战斗机对结构创新设计/制造一体化技术的发展需求[J]. 飞机设计,2019 (2): 1.
Wu Bin, Cui can, Hu Zonghao, et al. Development demand of future fighter for structural in innovation design/manufacturing integration technology[J]. Aircraft Design, 2019 (2): 1. (in Chinese)
- [4] 苏亚东,吴斌,王向明. 增材制造技术在航空装备深化应用中的研究[J]. 航空制造技术,2016,59(12): 42-48.
Su Yadong, Wu Bin, Wang Xiangming. Research on the application of additive manufacturing technology in the deepening of aviation equipment [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59 (12): 42-48. (in Chinese)
- [5] 王向明,苏亚东,吴斌,等. 增材技术在飞机结构研制中的应用[J]. 航空制造技术,2014(22): 16-20.
Wang Xiangming, Su Yadong, Wu Bin, et al. Application of additive technology in aircraft structure development [J]. Aeronautical Manufacturing & Technology, 2014(22): 16-20. (in Chinese)
- [6] 巩水利,锁红波,李怀学. 金属增材制造技术在航空领域的发展与应用[J]. 航空制造技术,2013(13): 66-71.
Gong Shuili, Suo Hongbo, Li Huaixue. Development and application of metal additive manufacturing technology in aviation field [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013(13): 66-71. (in Chinese)
- [7] 邓贤辉,杨治军. 钛合金增材制造技术研究现状及展望[J]. 材料开发与应用, 2014, 29(5): 113-120.
Deng Xianhui, Yang Zhijun. Research status and prospect of titanium alloy additive manufacturing technology [J]. Material Development and Application, 2014, 29 (5): 113-120. (in Chinese)
- [8] 王华明. 高性能大型金属构件激光增材制造:若干材料基础问

- 题[J]. 航空学报, 2014, 35(10):2690-2698.
- Wang Huaming. Laser additive manufacturing of high performance large metal components: some basic problems of materials [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35 (10): 2690-2698. (in Chinese)
- [9] 王向明, 崔灿, 苏亚东, 等. 飞机高能束增材制造结构研究[J]. 航空制造技术, 2017(10): 16-21.
- Wang Xiangming, Cui Can, Su Yadong, et al. Research on manufacturing structure of aircraft high-energy beam additive [J]. Aeronautical Manufacturing & Technology, 2017(10): 16-21. (in Chinese)
- [10] 孙成, 孙亦璋, 刘金, 等. 激光增材制造 TC4/TC11 钛合金梯度结构温度场预测与显微组织分析[J]. 航空制造技术, 2018(4): 96-101.
- Sun Cheng, Sun Yizhang, Liu Jin, et al. Temperature field prediction and microstructure analysis of gradient structure of TC4/TC11 titanium alloy produced by laser additive [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018(4): 96-101. (in Chinese)
- [11] 张永忠, 刘彦涛, 曹晔. 激光快速成形梯度复合结构的研究进展[J]. 航空制造技术, 2015(10):44-47.
- Zhang Yongzhong, Liu Yantao, Cao Ye. Research progress of laser rapid prototyping gradient composite structure [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015(10): 44-47. (in Chinese)
- [12] 王向明, 刘文琰, 王忠波. 钛合金焊接件疲劳特性评估的当量 KT 法[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(1): 102-104.
- Wang Xiangming, Liu Wenting, Wang Zhongbo. The equivalent KT method for fatigue property evaluation of titanium alloy weldments [J]. Journal of Beihang University, 2002, 28 (1): 102-104. (in Chinese)
- [13] 王向明, 刘文琰, 贺小帆. TA15 板与电子束焊接疲劳特性研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(9): 807-811.
- Wang Xiangming, Liu Wenting, He Xiaofan. Study on fatigue characteristics of TA15 plate and electron beam welding [J]. Journal of Beihang University, 2003, 29 (9): 807-811. (in Chinese)
- (责任编辑 王为)
- 作者简介**
- 王向明(1962-)男, 研究员, 博士生导师, 航空工业首席专家。主要研究方向: 飞机先进结构快速响应设计/制造一体化技术。
- Tel: 024-86368211 E-mail: wangxiangming@163.com

New Concept Structure Design and Engineering Application of Aircraft

Wang Xiangming*

Shenyang Aircraft Design & Research Institute, Shenyang 110035, China

Abstract: Aiming at the defects of overweight and cracking existing in traditional structure and based on the integration of design and manufacturing, this paper puts forward new concept structures such as large-scale integration, gradient compounding, configuration topology, structure function integration, which have significant advantages of high weight reduction, long life, multi-function, low cost, rapid response development, etc. They play an important role in model application, and opens up a new technological for approach aircraft structure innovation.

Key Words: new concept structure; design and manufacturing integration; additive manufacturing; engineering verification

Received: 2020-01-20; Revised: 2020-01-25; Accepted: 2020-02-15

*Corresponding author. Tel.: 024-86368211 E-mail: wangxiangming@163.com