

多学科优化下的飞机重量设计方法研究

鲁 攀

(中航通飞研究院有限公司, 珠海 519040)

[摘要] 随着航空技术的不断更新发展,传统的重量设计方法由于未考虑新技术带来的减重效益,已逐渐暴露出不足之处。为探索新形势下的重量设计方法,分析了几种先进技术对飞机轻量设计的影响,初步建立了基于多学科优化下的飞机重量设计模型,并进行了可行性探讨。

关键词: 质量设计; 多学科优化; 主动控制

Design Method Research of Aircraft Weight of Multidisciplinary Optimization

LU Pan

(China Aviation Industry General Aircraft Institute Co., Ltd., Zhuhai 519040, China)

[ABSTRACT] With the development of aviation technology constantly updated, the weight of traditional design method does not consider the weight loss benefits brought by new technology, which has been gradually exposed the shortcomings. As the weight of the design method of the new situation, the article analyzes the effects of several advanced technology of aircraft weight design. It built the design model based on the weight of aircraft multidisciplinary optimization and has a feasibility study.

Keywords: Weight design; Multidisciplinary optimization; Active controls

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2016.1/2.104

随着航空科学技术的快速发展,先进的飞机设计技术不断涌现,各学科间的传统划分已逐渐被打破,多学科优化设计在飞机设计中的应用已成为新机研制的支撑点。它在提升飞机综合性能的同时,对减轻飞机质量产生了一定的影响。加之传统的飞机质量设计方法在航空科学技术快速进步的环境下,也逐渐暴露出不足之处。因此,需要结合航空技术的发展,对飞机的质量设计方法进行研究,打破传统设计思路,进行多学科优化设计下的飞机质量设计。

1 先进技术对飞机重量设计的影响

1.1 结构有限元优化设计

在飞机设计中,有限元法主要应用于结构强度分析、结构优化设计、结构动力学分析等。在结构优化设计中,有限元法可以进行最小质量的结构优化设计^[1]。利用已有的 MSC.NASTRAN、ANSYS 等软件,可以对飞机的结构布局、结构尺寸进行优化设计^[2],同时可以通过对不同材料的选择,进一步优化设计,得到最优的结构布局和结构尺寸设计方案,从而达到结构最轻设计。

1.2 主动柔性变形机翼技术

传统的机翼设计,由于各操纵面的刚度(包括作动器)与机翼不同,在气动弹性作用下操纵面产生相反变形,实际气动效果较差,要保证操纵面刚度就会增加结构质量。

主动柔性机翼的设计思想是打破原来的“减小变形”结构设计原则,提出旨在大大降低机翼弯曲刚度和扭转刚度的新“柔性翼”设计思想,在前后缘多个操纵面协调偏转时,使机翼产生所期望的弯曲和扭转弹性变形,从而显著改善机翼效率。主动柔性机翼与传统的变弯度机翼相比,结构更轻、部件更少而性能更好,可以大大降低刚度,简化结构设计,减轻结构重量。有关资料显示,在 F-16 战斗机和 F-18 战斗机上的主动柔性机翼改进试验表明,结构质量分别降低了 25% 和 52%,而操纵控制效率却提高了 10%。随着新型复合材料的发展和运用,可望未来会出现全柔性的机翼,在提高飞机性能控制的同时,也将使飞机的结构质量更轻。

1.3 颤振主动抑制

飞行器颤振是由于飞行器结构(如翼面和舵面等)振动变形与由此而产生的非定常气动力相互耦合作用而产生。

传统的颤振抑制采用加强结构部件刚度或配重的方法,结果增加了飞机质量。颤振主动抑制技术是把结构、非定常气动力和伺服控制系统联系在一起的一种控制方法。图1所示为颤振主动抑制系统示意图,由加速度计等传感器测得飞机颤振加速度和速度,将信号传给计算机或微处理控制器,由最优控制律给出反馈控制信号,再由放大器将信号传递给伺服装置,作用于舵面,改变机翼的非定常气动力和结构气动弹性耦合效应,以抑制机翼颤振。采用颤振主动抑制技术可以代替传统的加强结构部件刚度或配重的方法,从而减轻飞机的结构质量。

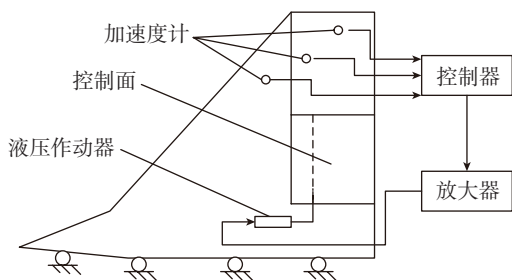


图1 颤振主动抑制系统示意图
Fig.1 Diagram of active flutter suppression system

1.4 电传飞行控制系统

所谓“电传飞行控制系统”就是驾驶员完全通过电信号,通过电线(电缆)实现对飞机运动进行操纵(控制)的飞行控制系统^[3]。与传统的机械操纵系统相比,电传控制系统可以改善飞机操纵品质,消除了机械系统的非线性、摩擦、滞环等影响,电信号可以利用计算机进行分析处理和控制在,反应快速;同时,电传控制系统提高了飞行控制的可靠性及系统本身的生存能力,并且减轻了飞行控制系统的体积和质量,节省了机械系统的部件、传动装置的质量和占据的空间。

在电传飞控系统基础上采用放宽静稳定性主动控制技术,将对飞机质量的减轻作出进一步贡献。采用放宽静稳定主动控制技术,可以使质量与焦点的匹配关系更加灵活。由于焦点前移,配平时所需升力减小,配平阻力和升致阻力可减小,从而能够增大飞机的加速机动性和爬升率,增大航程和升限。在拉升配平时,平尾负升力减小,甚至(焦点在重心之前)配平时平尾提供正升力,总升力增加,减小了平尾的配平负担,因此可以减小平尾面积而减轻结构重量。在采用放宽静稳定主动控制技术后,允许飞机的重心有更大的后移量,从而可以减小前机身长度,减轻飞机质量。而且由于放宽静稳定性,可在调整飞机重心与焦点的相对位置时不必增加过多的配重,这也对减轻飞机的质量作出了贡献。

1.5 机动载荷控制

机动载荷控制就是根据飞机任务过载的大小,通过对机翼的前、后操纵面偏转主动控制来自动调整机翼上的载荷分布,以改善结构承载或提高飞机机动性^[4]。机动载荷控制中,主要采用将升力分布向机翼展向中段集中的办法,以减小根部弯矩,减轻结构质量。

对于大型运输飞机,由于主要从巡航时1g过载情况来设计机翼结构,而当飞机机动飞行时,按常规载荷分布,机翼根部弯矩过大。如果当飞机机动飞行时,根据过载系数大小主动对副翼和襟翼作适当调整(如外侧副翼作对称上偏,内侧襟翼作下偏)就会改变载荷的展向分布,从而大大降低机翼根部弯矩,在同样机动要求下,可减轻结构质量,增加航程。如B-52飞机机动载荷控制改进后,使翼根弯矩减少10%~15%,机翼结构减轻5%。

2 基于多学科优化的飞机重量设计设想

按照传统的设计思路,当飞机结构、翼面及舵面刚度或强度不满足设计要求时,通常以单一地增加结构质量来解决,而增加质量在一定程度上是以牺牲飞机性能为代价,使之容易进入设计的恶性循环。随着各领域先进技术的出现和计算机功能的日益增强,飞机结构设计越来越接近等效强度设计,结构刚度、强度问题已不是单纯依靠增加结构质量为解决措施。基于此,建立优化全机质量的模型是可行的。

飞机质量特性作为飞机固有的特性,贯穿于飞机研制的全过程。根据论证阶段和方案阶段前期飞机总体技术方案及飞机主要总体参数(初始参数),将飞机质量特性与各专业关系用数学方法来描述,建立数学模型。将拟定新机战术技术要求的有效载荷对应的起飞重量为目标函数,可写为

$$\begin{aligned} & \text{求} \quad \min G(X) \quad , \quad X \in D \\ & \text{s.t.} \quad g_u(X) \leq 0 \quad , \quad u = 1, \dots, m \\ & \quad \quad h_v(X) = 0 \quad , \quad v = 1, \dots, n \end{aligned}$$

以上模型中包含3方面信息: $\min G(X)$ 为目标函数,即求拟定有效载荷(常数)下的期望最小起飞重量。根据飞机方案,综合同类飞机的统计数据给出一个初始值,通过运用飞行器计算机辅助设计、主动控制、机械电子产品的集成化/微型化等先进技术结合限制条件进行优化设计逼近目标设计值; $g_u(X) \leq 0$ 和 $h_v(X) = 0$ 为限制函数,包括飞机性能要求(指标)、强度要求及研制经费等限制条件; X 为设计变量,可写成 $X = [x_1, x_2, \dots, x_n]$,是优化设计要选取的量,表示某个方案。其中的每个分量互相独立,可根据飞机不同设计阶段确定所需分量的数量,在飞机详细设计阶段可达数百个之多,主要包括飞机各零部件及整机外形几何尺寸、材料密度及其他

(下转第109页)

three-dimensional model for fatigue crack initiation[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2007,74:2981-2991.

[21] CAPPELLI M D, CARLSON R L, KARDOMATEAS G A. The transition between small and long fatigue crack behavior and its relation to microstructure[J]. International Journal of Fatigue, 2008, 30:1473-1478.

[22] EMERY J M, HOCHHALTER J D, WAWRZYNEK P A, G HEBER, A R INGRAFFEA. DDSim: A hierarchical, probabilistic, multiscale damage and durability simulation system—Part I: Methodology and Level I[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2009,76:1500-1530.

[23] MCDOWELL D L. Simulation-based strategies for microstructure-sensitive fatigue modeling[J]. Materials Science and Engineering A, 2007, 468-470: 4-14.

[24] MCDOWELL D L. A perspective on trends in multiscale plasticity[J]. International Journal of Fatigue, 2010, 26:1280-1309.

[25] XUE Y, MCDOWELL D L, HORSTEMEYER M F. Microstructure-based multistage fatigue modeling of aluminum alloy 7075-T651[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2007, 74:2810-2823.

[26] XUE Y, KADIRI H EI, HORSTEMEYER M F, et al. Micromechanisms of multistage fatigue crack growth in a high-strength aluminum alloy[J]. Acta Materialia, 2007,55:1975-1984.

[27] 谭晓明, 张丹峰, 陈跃良. 基于微观结构的 2B06 铝合金全寿命概率模拟[J]. 航空学报, 2012,33(8):1434-1439.

TAN Xiaoming, ZHANG Danfeng, CHEN Yueliang. Probabilistic simulation approach for holistic life of aluminum alloy 2B06 based on material microstructure[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(8):1434-1439.

[28] TAN Xiaoming, LI Xudong, CHEN Yueliang. Study on probability prediction to holistic life based on fracture theory[J]. Journal of Materials Science (accepted), 2012,512-515:2011-2014.

[29] KUNKLER B, DUBER O, KOSTER P, et al. Modelling of short crack propagation—Transition from stage I to stage II[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2008, 75:715-725.

[30] LADOS D A, APELIAN D, JONES P E. Microstructural mechanisms controlling fatigue crack growth in Al-Si-Mg cast alloys[J]. Materials Science and Engineering A, 2007, 468-470:237-245.

[31] ZHAI T, JIANG X P, LI J X, et al. The grain boundary geometry for optimum resistance to growth of short crack in high strength Al-alloys[J]. International Journal of Fatigue, 2005, 27:1201-1209.

[32] 陈圆圆, 郑子樵, 蔡彪, 等. 2197(Al-Li)-T851 合金的疲劳裂纹萌生于扩展行为研究[J]. 稀有金属材料与工程, 2011,40(11):1926-1930.

CHEN Yuanyuan, ZHENG Ziqiao, CAI Biao, et al. Initiation and propagation behavior of fatigue cracks in 2197(Al-Li)-T851 alloy[J]. Rare metal materials and engineering, 2011, 40(11):1926-1930.

[33] SIH G C, TANG X S. Simultaneous occurrence of double micro/macro stress singularities for multiscale crack model[J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2006, 46:87-104.

[34] SIH G C, TANG X S. Simultaneity of multiscale for macro-meso-micro damage model represented by strong singularities[J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2004, 42:199-225.

[35] NEWMAN J C, ABBOTT W. Fatigue-life calculations on pristine and corroded open-hole specimens using small-crack theory[J]. International Journal of Fatigue, 2009, 31:1246-1253.

[36] LUGO M, DANIEWICZ S R, NEWMAN J C. A mechanics

based study of crack closure measurement techniques under constant amplitude loading[J]. International Journal of Fatigue, 2011, 33:186-193.

[37] NEWMAN J C, ANNIGERI B S. Fatigue-life prediction method based on small-Crack theory in an engine material[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2012, 34:1-8.

[38] SHYAM A, ALLISON J E, JONES J W. A small fatigue crack growth relationship and its application to cast aluminum[J]. Acta Materialia, 2005, 53:1499-1509.

[39] XUE Y. Modeling fatigue small-crack growth with confidence—A multistage approach[J]. International Journal of Fatigue, 2010, 32:1210-1219.

[40] 王习术, 汤彬, 陶沙. 铸造镁铝合金的微观破坏机理原位观测技术与应用[J]. 机械工程材料, 2006,30(2):1-5.

WANG Xishu, TANG Bin, TAO Sha. In-situ observation technology and application of fatigue crack initiation and propagation for cast magnesium alloys[J]. Materials for Mechanical Engineering, 2006, 30(2):1-5.

(责编 宁宁)

(上接第 105 页)

各专业系统优化后能带来的重量减轻比例系数等。在设计空间内(设计方案总集),通过迭代运算得到 $G(X)_{\min}$ 。

优化起飞质量模块中得到的全机质量、重心及转动惯量,与飞机飞行性能计算进行交联,对飞机重心数据进行调整,以达到更好的匹配。通过数据交联,同时对飞机方案改进调整也有很大的帮助。

3 结束语

为了实现飞机的目标设计质量,以满足飞机战术技术指标要求,在整个飞机研制过程中,分不同阶段对飞机进行质量设计建模,并实时与飞机其他系统专业进行数据和信息互换,不仅能够对飞机的质量进行有效控制,且通过与飞行性能计算进行即时的数据交联,可使设计向更好的方向发展,各项指标有更大的提升空间。

参考文献

[1] 赵松年, 佟杰新, 卢秀春, 等. 现代设计方法. 北京: 机械工业出版社, 1999.

ZHAO S N, TONG J X, LU X C. Modern design method. Beijing: Machinery Industry Press, 1999.

[2] 昂海松, 余雄庆. 飞行器先进设计技术. 北京: 国防工业出版社, 2008.

ANG H S, YU X Q. Advanced design technology of aircraft. Beijing: National Defence Industry Press, 2008.

[3] 张明廉. 飞行控制系统. 北京: 航空工业出版社, 1994.

ZHANG M L. Flight control system. Beijing: Aviation Industry Press, 1994.

[4] 文传源. 现代飞行控制. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004.

WEN C Y. Modern flight control. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2004.

(责编 谷雨)