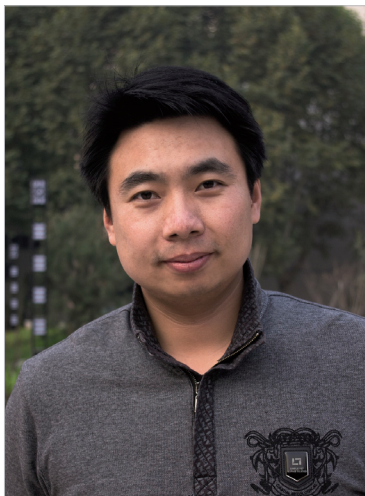


现代形状优化技术在航空发动机零部件设计中的应用*

Applications of Advanced Shape Optimization Technology in Structural Design of Aeroengine

西北工业大学工程仿真与宇航计算技术联合实验室 朱继宏 李军朔 张卫红 孟亮 王丹



朱继宏

西北工业大学教授,比利时列日大学航空航天技术实验室博士,主要从事飞行器与航空发动机轻质结构性能优化设计、航天器多组件结构系统的整体式布局优化设计、热-机械耦合系统结构优化设计。主持国家自然科学基金2项,发表论文70余篇,其中SCI检索17篇。获得陕西省科学技术一等奖、二等奖各1项。

本文主要介绍了多弧段曲线形状优化、曲面开孔形状优化和叶片罩量形状优化3种新型结构设计技术的进展以及在航空发动机零部件结构研制中的应用情况。事实上,3种新型优化设计技术的应用并不局限于航空发动机零部件的设计,在飞机、运载火箭平台以及宇宙飞船的结构轻量化和强度设计方面均有很好的应用前景。

技术回顾

随着计算机辅助技术与数值分析技术的发展,现代结构优化设计方法在飞行器结构设计中的应用日新月异。从20世纪五六十年代开始,面向飞行器结构特征、研制过程和设计理念,先后发展出了尺寸参数优化、形状优化和拓扑优化多种结构优化设计模式。其中,形状优化是一类通过设计结构的几何外形(如结构轮廓、开口、孔洞、倒圆等)来改善结构力学性能的重要技术手段^[1-2]。

形状优化设计技术由于其设计参数的特殊性,不可避免地涉及到零部件几何模型和力学模型的更新,相

比其他优化设计策略,形状优化不仅对零部件的CAD几何参数化建模和有限元参数化建模提出了更高的要求,也使优化设计过程中的灵敏度分析和模型迭代重构更加困难。这也导致在飞行器结构设计领域,形状优化技术的应用在一定程度上落后于尺寸参数优化和拓扑优化技术。

21世纪以来,我国航空发动机技术的长足发展对零部件结构设计性能提出了越来越高的要求,超轻质、高强韧成为结构设计的基本准则^[3-4]。由于航空发动机结构特征中存在大量复杂曲面轮廓与开孔形式,如图1所示,涉及到结构、气动和热性能的耦合,结构的设计空间相对较

* 国家自然科学基金(11002113、11172236)、西北工业大学基础研究基金(JC20120229)资助。

小,与飞机、火箭结构设计相比,更加适合采用形状优化技术进行设计。

本文综述了近 10 年来形状优化设计技术在多弧段异型曲线和曲面开口设计方面的新进展^[5-7],并着重对近期相关技术在航空发动机零部件结构设计中的若干典型应用进行介绍。

多弧段与异型孔曲线轮廓优化设计

用圆弧样条逼近航空发动机零部件轮廓的自由曲线,为降低加工难度、提高制造效率和设计质量提供了新的解决思路。近期,在航空发动机涡轮盘、鼓筒轴、前封严盘等部件轮廓曲线的设计工作中,大量采用了多弧段曲线的应力设计代替以往经常采用的单段圆弧曲线和单一圆孔设计。而基于多弧段曲线的形状优化设计方法作为一种减轻结构重量、提高结构强度和寿命的关键技术,有效发展了前期平面轮廓形状优化设计工作,在保证加工效率的前提下有效提高了航空发动机零部件曲线结构特征的设计自由度,得到了航空发动机研发部门的高度重视。

图 2 和图 3 为某航空发动机鼓筒轴所采用的多圆弧过渡结构样式以及某发动机封严盘的多圆弧异型螺栓孔曲线样式。

多弧段曲线形状优化的主要思想包括 3 个阶段。首先需要进行常规的自由曲线形状优化初步设计;随后用首尾相连并光滑过渡的少量圆弧形成圆弧样条对初步设计结果进行近似,以得到应力水平较好的多弧段曲线轮廓;最后对该多弧段曲线选择合适的变量进行精细形状优化,以得到最终优化轮廓曲线。

用圆弧样条逼近自由曲线的方法主要有二分法和最长步长法等。以往这些方法主要是对最终优化结果进行简单曲线的逼近处理,主要考虑在小误差容限内用圆弧逼近优化

结果,最终所得到的圆弧数一般较多且为偶数。为了得到更少的圆弧数,可采用单双圆弧混合逼近方法,即在每一轮回逼近中,依次采用双圆弧逼近、第 1 类单双圆弧混合逼近、第 2 类单双圆弧混合逼近 3 种方案。3 种方案在每一次的迭代逼近中依次筛选淘汰,若 3 种方案均不满足误差容限,则逼近终点折半,重置方案执行标识并进行下一次逼近。

在优化设计过程中,针对航空发动机零部件的几何与结构特征,需要

考虑结构重量轻、刚柔适中、应力集中小的设计规范以及工艺要求。主要设计工作量在于各类结构多弧段几何形状的参数化建模、几何设计变量的定义,包括曲线描述形式的合理选取、确定几何设计参数的允许变化范围,以及优化设计建模与高效优化方法的开发;特别需要考虑航空发动机零部件结构在热与机械载荷联合作用下,通过对比使用结构减重、降低应力集中等不同设计准则对优化设计结果的影响,摸清热应力环境

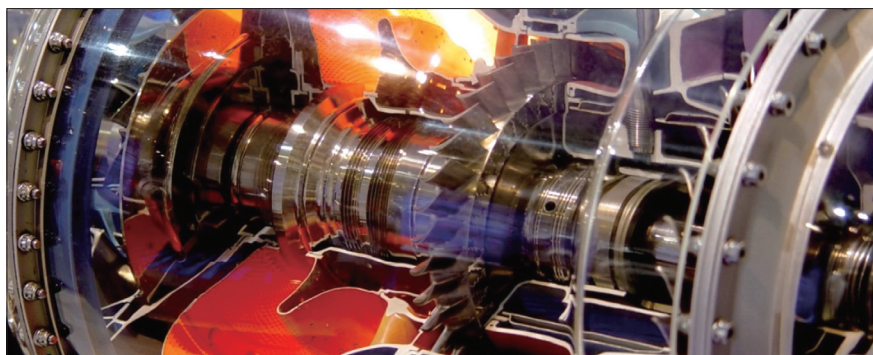


图1 航空发动机结构

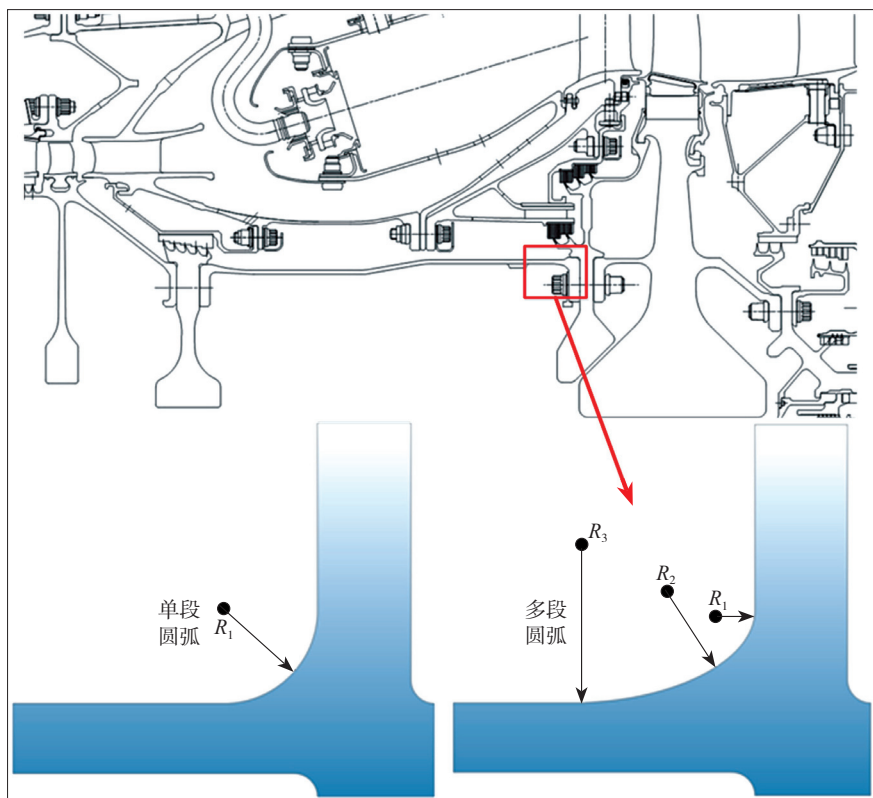


图2 某发动机鼓筒轴所采用的多圆弧过渡结构样式

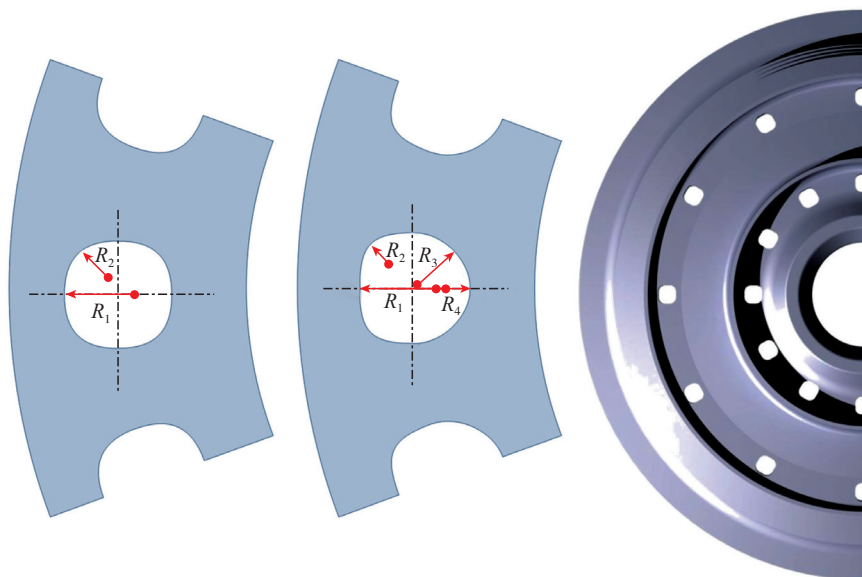


图3 某发动机封严盘的多圆弧异型螺栓孔曲线样式

应力分布状况。在结构重量保持一致的情况下,自由曲线优化设计应力降幅为 17.1%;而多弧段曲线优化设计结果由于引入了曲线形式的限制,应力水平略高于自由曲线设计结果,其应力降幅为 7.6%。

多弧段曲线形状优化设计技术同样可以应用于航空发动机零部件上异型开口、螺栓孔等曲线的优化设计。图 6 所示为某封严盘上螺栓孔的多弧段曲线优化设计,主要载荷来自盘体高速旋转的惯性载荷以及温度载荷。经多弧段曲线形状优化,设计结果中孔周应力水平相比原有的单一圆孔设计样式降低了 32.8%。

曲面开孔形状优化设计

薄壁开孔曲面结构是航空发动机零部件结构中的一种常见形式,开孔轮廓曲线形状的设计会显著影响孔周甚至整个曲面应力水平的高低。然而,经典的形状优化设计技术主要针对二维平面结构轮廓和三维实体曲面,如涡轮盘、涡轮轴、榫(头)槽等部件轮廓的二维平面优化设计,以及叶片、燃烧室、尾喷口等部件的三

下的结构变形协调设计机理,达到结构低应力的设计结果。通过这一工作,最终形成合理而实用的航空发动机零部件多弧段曲线优化模型与设计流程。

在几何设计变量的定义层面,通常采用层次优化的思想进行结构的多弧段曲线形状优化设计,即首先使用 CAD 自由曲线进行待设计边界的形状优化设计,确定优化边界的初步轮廓,在此基础上采用圆弧或其他特定曲线形式进行拟合与形状的精细优化设计,满足加工工艺要求。在优化设计模型的定义层面,针对航空发动机零部件结构形式和各自的设计要求,根据减重与降低应力集中的总体性能目标,分别定义相关的目标函数与设计约束,分析以结构重量、刚度或应力集中分别定义目标函数、设计约束所形成的不同优化模型对设计结果的影响,建立有效的设计模型。

以一种简化的航空发动机双辐板涡轮盘的内腔曲线轮廓优化设计为例。与常规涡轮盘不同,双辐板涡轮盘是一种超轻质设计样式,如图 4 所示,其结构设计的关键在于中央空腔的轮廓外形优化,获得结构减重和

应力降低的效果。所受载荷包括涡轮盘高速旋转产生的自身离心力和叶片离心力,以及来自燃烧室高温、高压燃气的温度梯度载荷和叶片气动载荷。

空腔轮廓经过上述多弧段曲线形状优化设计流程,如图 5 所示,从左至右分别为初始设计、自由曲线优化设计和多弧段曲线优化设计及其

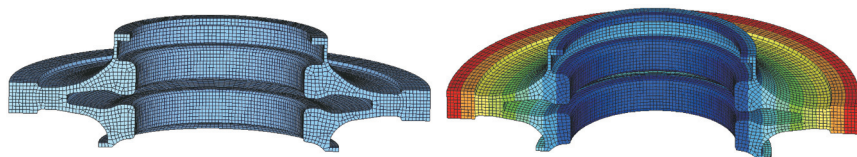


图4 双辐板涡轮盘结构样式

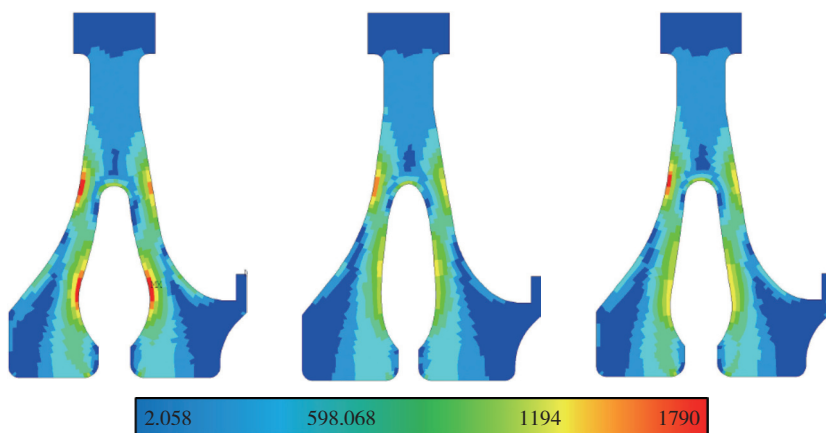


图5 双辐板涡轮盘初始设计、自由曲线优化设计和多弧段曲线优化设计及其应力分布

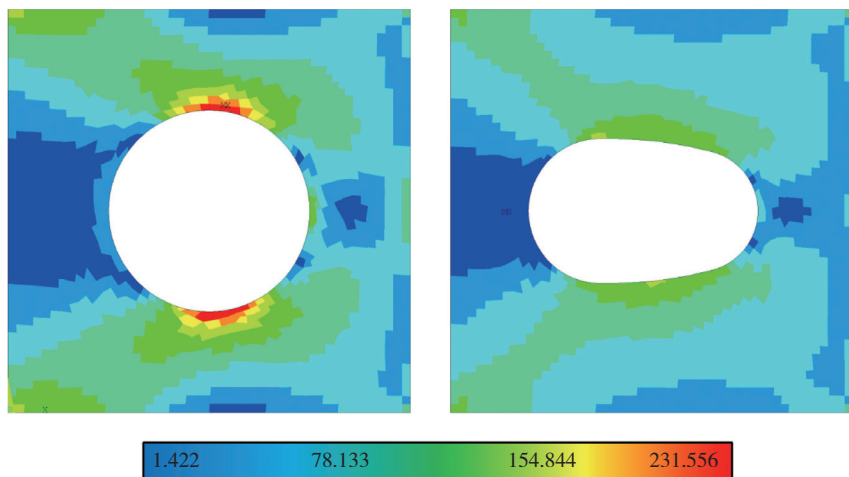


图6 封严盘上螺栓孔的多弧段曲线优化设计

维曲面设计。在早期的设计工作中,形状设计变量始终在结构空间坐标系下直接定义,对于薄壁开孔曲面结构,无法保证优化过程中孔周曲线和曲面的自动贴合协调,更无法实现曲面和孔周曲线轮廓的整体协同优化。

在航空发动机涡轮转子、静子、机匣、燃烧室、尾喷口等部件位置存在大量曲面开孔结构特征,如图7所示,这类结构往往曲面形式和开孔轮廓外形复杂,设计性能要求和建模难度较高。尤其是在形状优化设计过程中,曲面本身和开孔曲线需要分别采用不同的函数形式描述,为保证曲线始终保持在曲面上,优化迭代更新就必须引入异常复杂且难以处理的

等式约束。为解决这一困难,需要发展新型的形状优化设计技术以适应这类结构的设计要求。

近期,针对曲面孔型形状优化设计的研究工作取得了突破,通过对几何建模技术和曲面有限元网格划分技术的深入研究和发,建立了2类适用于曲面上孔型设计的形状优化方法,一类为显式的参数映射法,另一类为隐式的虚拟打孔法。分别采用在曲面内部参数坐标平面上定义开孔曲线轮廓外形和使用CAD布尔运算描述开孔轮廓外形的方式,从根本上保证了孔形轮廓曲线和曲面优化设计的自动贴合与几何协调性,突破了以往形状优化方法的局限性,为

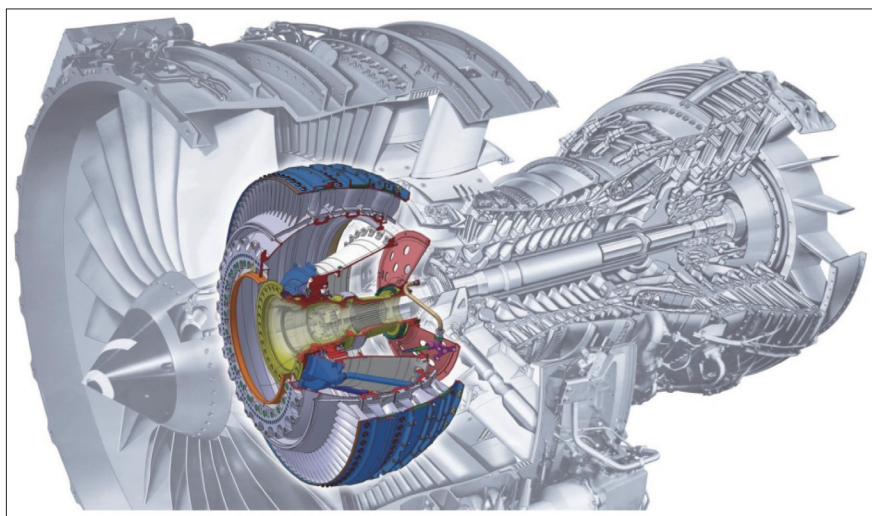


图7 航空发动机部件的曲面开孔结构特征

航空发动机大量薄壁曲面类开口结构的强度设计建立了有效的方法。

其中,参数映射法摆脱了传统思路,通过建立曲面和曲线的平面参数方程,在三维曲面的二维参数坐标系中进行孔形的参数化与设计变量的显式定义,采用参数映射实现了孔形曲线与曲面、灵敏度分析扰动计算网格与曲面的自动贴合,两套坐标系中曲面和曲线上每个几何点均能一一对应。其通用性在于实现了曲率为零的平面结构与曲面结构形状优化的有机统一。

虚拟打孔法则充分体现了应用现有CAD造型技术与商业化软件工具的优势。采用CAD实体模型冲头与曲面的隐式布尔运算生成曲面孔形,冲头的二维截面轮廓对应形状设计变量的定义,修改设计冲头二维截面几何轮廓形状即可达到曲面孔形设计目的。这类方法适用于曲面方程未知且无法使用参数映射法的情况,如在工程中经常需要通过点云逆向生成的反求曲面。

图8表示显式参数映射法与隐式虚拟打孔法的基本原理。

以航空发动机鼠笼式弹性支撑结构设计为例,如图9所示,传统设计样式考虑到切削加工的便利性,将柱面上槽孔设计为简单的矩形直槽孔,但是这种设计样式强度差、寿命低,难以满足现代航空发动机的结构性能要求。为此,采用参数映射法对该结构的槽孔轮廓进行形状优化设计,获得了多种异型开孔形式,在结构减重5%的同时,应力水平下降30%以上。

这两类曲面开孔轮廓形状优化设计方法均可以和传统形状优化设计方法相结合,形成混合变量的双空间设计技术,实现参数空间上曲面孔型的优化设计和曲面本身外形的优化设计。以涡轮静子框架的设计为例,如图10所示,在高压气流和高温的耦合作用下,结构设计需要综合考

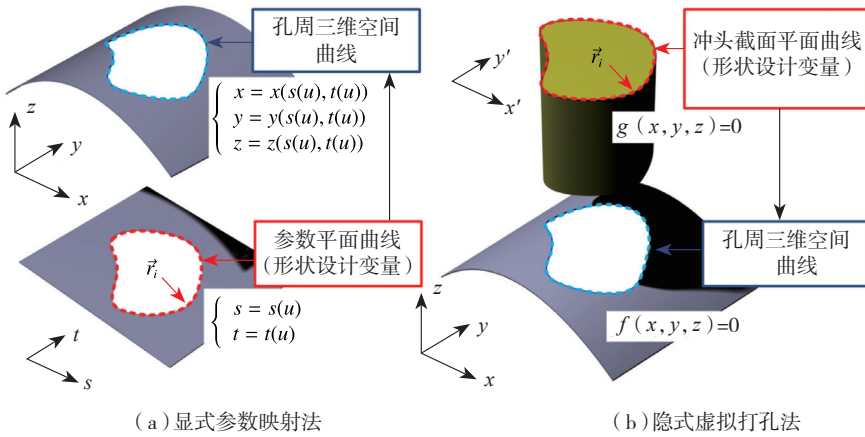


图8 开孔曲面结构的形状优化设计方法

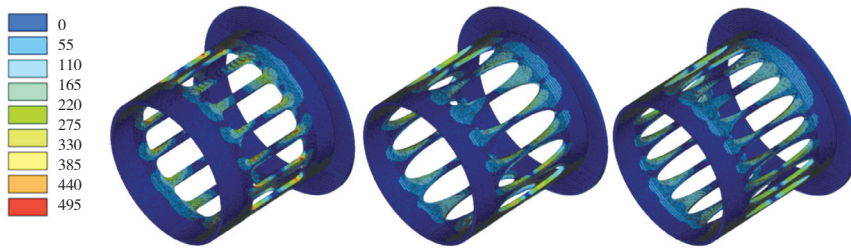


图9 航空发动机鼠笼式弹性支撑结构设计

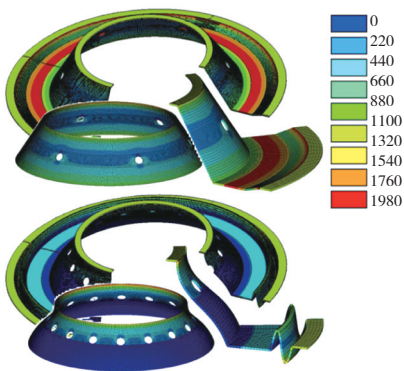


图10 涡轮静子框架热-机械耦合设计

考虑机械应力和热应力两部分强度因素。通过结合使用虚拟打孔法和传统形状优化设计方法,对表面上的冷气孔和曲面母线形状进行设计,设计结果一方面显著降低了孔周的机械应力水平,另一方面弹性支撑段的母线外形经过优化后有显著变化,通过引入弹性过渡段S形的形状设计,有效吸收了热变形,降低了整体热应力水平。在保持结构重量不变的前提下,总体应力水平下降30%左右。

叶片罩量优化设计

叶片设计时,首先进行相关的气动计算,并以此为基础选取叶型截面,其次还须确定各叶型截面间相对位置,使之按照一定的积叠方式生成叶片,然后对叶片进行强度计算,并

根据加工工艺等要求进行修正。转子叶片工作时的弯曲应力取决于作用在叶片上的气动力弯矩和离心弯矩。一般情况下,气动力弯矩在既定的气动设计下不能改变,因此在设计中需要通过调节叶片各截面重心的连线,即改变叶型截面的积叠方式,将叶片各截面质心在转子的周向或轴向作适当的偏移,使叶片的离心弯矩发生改变,达到与气动力弯矩相互补偿的效果,降低叶片的弯曲应力。

叶片罩量设计的目的是希望在不改变叶型及叶身外形尺寸的前提下,达到离心弯矩对气动弯矩的最佳补偿。通常在结构上用3种方案来实现:方案一为叶片沿周向整体平移偏置,主要用于短而直的叶片;方案二为罩量沿叶高直线规律分布,与方式一等效;方案三为罩量沿叶高呈曲线规律分布,在叶片的设计中应用最为广泛。图11为GE公司和Rolls-Royce公司设计的发动机风扇叶片,其积叠线属于典型的曲线积叠方式。

叶片积叠线的调整工作又称为罩量优化设计,属于形状优化设计的范畴,其关键技术在于网格更新、灵敏度分析和优化算法3个方面以及三者之间的有效集成。由于叶片



(a) GE公司某型号发动机风扇叶片



(b) Rolls-Royce某型号发动机叶片

图11 发动机风扇叶片

自身形状复杂,因而优化过程中的程序化有限元建模是一个重点问题,与此同时,在灵敏度分析过程中还需要考虑设计变量扰动导致的网格节点坐标变化,难点在于必须要求有限元模型在扰动前后的网格拓扑结构不变。

为此,叶片罩量形状优化设计技术需要采用一种变截面弯扭叶片有限元参数化模型的建模方法,该方法可以有效保证优化迭代过程中网格拓扑形式不变,同时适用于其他普通叶片的快速有限元建模,而且其采用的六面体单元网格比自由网格划分技术生成的四面体单元网格具有更好的计算精度。因而,利用该方法可以有效地将有限元强度分析应用到叶片的造型阶段,解决叶片造型和结构强度分析二者的关联问题。

此外,采用半解析法对叶片罩量优化设计的灵敏度进行了理论推导,将传统三维曲面形状优化方法应用到叶片的罩量优化设计中,结合提出的叶片快速参数化有限元建模方法,将叶片有限元模型的网格更新、灵敏

度分析、优化算法有效地集成起来,从而建立基于梯度算法的叶片罩量优化设计一般流程。

以某叶片设计为例,如图 12 所示,经过罩量的形状优化设计,叶片外形积叠线有较大变化,叶片最大应力降低 30% 以上。

总结与展望

本文主要介绍了多弧段曲线形状优化、曲面开孔形状优化和叶片罩量形状优化 3 种新型结构设计技术的进展以及在航空发动机零部件结构研制中的应用情况。其中多弧段曲线形状优化设计技术包括自由曲线优化、多弧段曲线近似和多弧段曲线精细优化 3 个步骤,适用于航空发动机零部件异型轮廓以及异型开孔外形的优化设计,在保证不提高加工难度的前提下能大幅降低曲线周围的应力水平;曲面开孔形状优化设计技术通过引入曲面曲线的参数映射技术以及 CAD 布尔运算技术对曲线形式进行显式和隐式两种参数化定义,将几何设计变量从三维空间坐

标系映射到二维参数坐标系和二维冲头截面坐标系,可以实现曲面开孔轮廓以及曲面本身的形状优化设计,有效降低开孔周边应力水平以及曲面本身的整体应力水平;叶片罩量优化设计技术通过结合变截面弯扭叶片有限元参数化建模方法和形状参数半解析灵敏度分析技术,在指定空间内对叶片积叠线进行优化调整,以期获得叶片离心弯矩与气动力弯矩相互补偿的效果,降低叶片的弯曲应力。事实上,3 种新型优化设计

技术的应用并不局限于航空发动机零部件的设计,在飞机、运载火箭平台以及宇宙飞船的结构轻量化和强度设计方面均有很好的应用前景。

此外,传统的形状优化设计技术在航空发动机零部件设计中的新应用也屡见不鲜,如采用二维轮廓形状优化设计技术可以对各种盘、轴、机匣类零部件以及榫(头)槽、叶冠等部位实现低应力设计,采用三维曲面形状优化设计技术可以实现涡轮叶片气动外形、燃烧室和尾喷口曲面的调节。新老技术的结合与应用,必将为我国航空发动机技术的快速发展注入新的动力。

致谢

本文涉及的形状优化设计和研究工作得到了中国燃气涡轮研究院、沈阳发动机设计研究所多位设计人员的指导和支持,在此一并表示感谢。

参考文献

- [1] Laporte E, Le T P. Numerical methods in sensitivity analysis and shape optimization. Birkhauser Boston Inc, 2002.
- [2] Cagnol J, Polis M P, Zolesio J P. Shape optimization and optimal design. Marcel Dekker Inc, 2001.
- [3] 刘长福,邓明. 航空发动机结构分析. 西安:西北工业大学出版社,2006.
- [4] 陈光,洪杰,马艳红. 航空燃气涡轮发动机结构. 北京:北京航空航天大学出版社,2010.
- [5] Wang D, Zhang W H, Wang Z P, et al. Shape optimization of 3D curved slots and its application to the squirrel-cage elastic support design. Science China-Physics Mechanics & Astronomy, 2010, 53(10): 1895-1900.
- [6] Wang D, Zhang W H, Yang J G. A parametric mapping method for curve shape optimization on 3D panel structures. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 2010, 84(4): 485-504.
- [7] 王振培,王丹,朱继宏,等. 叶片参数化有限元建模与罩量优化设计. 航空动力学报, 2011(11):2450-2458.

(责编 深蓝)

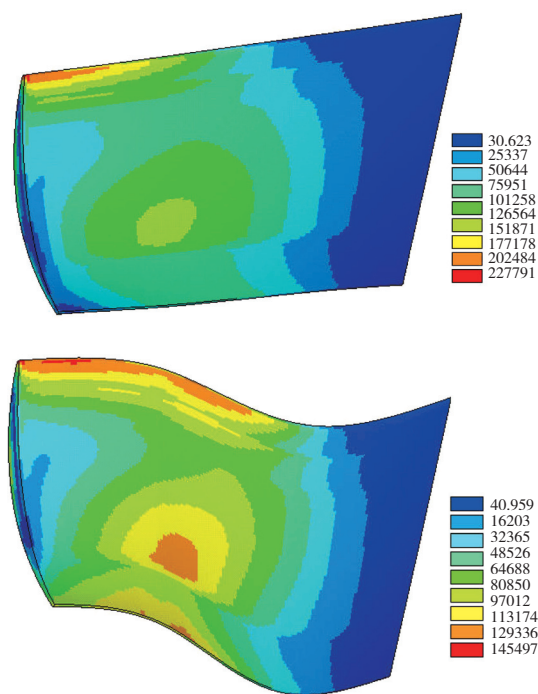


图12 叶片罩量的形状优化设计