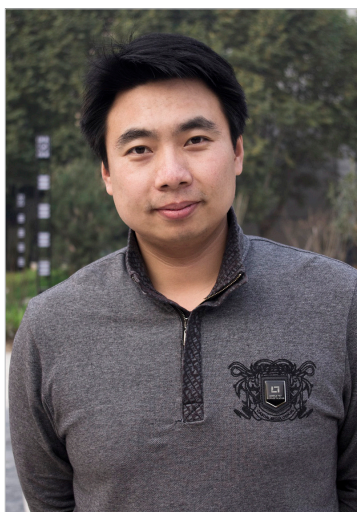


# 航空发动机柔性部件结构的热力耦合优化设计技术\*

## Coupled Thermal and Mechanical Optimization Design for Flexible Structure 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 张卫红 王 丹



朱继宏

西北工业大学教授、航空宇航制造工程系主任,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研究工作。主持国家自然科学基金2项,发表论文70余篇,其中SCI检索18篇。获得陕西省科学技术一等奖、二等奖各1项。

先进结构优化设计的发展为发动机复杂结构系统的设计开辟了新的有效途径,满足复杂系统的多准则设计需求与综合性能指标要求,并达到缩短设计周期,降低研制成本特别是试验成本的目的。

航空发动机具有其独特的设计特点,是一种集气动、传热、结构、强度、材料等多学科于一体,在有限狭小设计空间内承受高温、高压、高速等苛刻工作载荷条件的复杂精密机械系统,对结构重量、材料、强度、气动性能、可靠性和寿命等均具有极高的要求。纵观国内外航空发动机发展历程与现状,高性能航空发动机的研制是一项耗资巨大的系统工程,包含了设计、制造、试验和再设计的迭代过程<sup>[1-2]</sup>。

我国在航空动力技术方面遵循了几十年引进与仿制的发展道路,除了设计经验欠缺外,设计手段的落后以及对国外发动机原型和设计经验的过分依赖造成了我国在这一领域的被动局面。在结构设计领域,以前只能通过各部门之间专业人员相互

讨论,折衷解决各种设计目标的冲突问题,这种传统的设计模式导致结构设计周期长、水平低,不能满足发动机研制进度和质量的要求,严重制约了航空发动机的研制工作,长期构成了限制我国航空武器平台发展的瓶颈<sup>[3-4]</sup>。

先进结构优化设计的发展为发动机复杂结构系统的设计开辟了新的有效途径,满足复杂系统的多准则设计需求与综合性能指标要求,并达到缩短设计周期,降低研制成本特别是试验成本的目的。

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。这就要求我们在热、机械等多种载荷环境下,综合考虑各种学科设计

\* 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。

要求的相互矛盾、高度关联与耦合,采用新的结构形式和设计方法策略进行典型零部件的优化设计。目前,在国外著名航空发动机型号 CFM-56、GE-90 的涡轮结构上(如封严盘、挡板、涡轮盘和鼓筒轴等)均不同程度地采用了结构轮廓外形的异型曲线优化设计样式,不仅可以有效减轻结构重量,也能大幅降低结构的热应力和机械应力水平,从而显著提高结构使用可靠性和疲劳寿命<sup>[3-4]</sup>。

我国在重大安全需求的牵引下,为了在新一轮技术竞争中立于不败之地,保证下一代国产高性能航空武器平台的顺利研制和服役,根据我国国防技术现状与国外最新技术的发展趋势,迫切需要建立先进航空推进系统结构的关键设计流程和方法体系。

航空发动机涡轮结构处于典型的高温、大载荷的热力耦合环境中,如图 1 所示,如何保证热应力和机械应力的均匀分布是涡轮发动机部件变形协调设计的关键所在<sup>[5]</sup>。本文

的矛盾直接影响其力学性能。结构支撑自由度大,保证结构可以自由热膨胀时,热应力水平低,但机械强度差;刚性较好的结构支撑设计可以有效降低机械应力,但会限制热变形,产生较大的热应力。

本文以涡轮静子框架为例,这是一种循环对称截锥环结构样式,如图 2 所示。由内向外分别为内环支撑、内环锥段及其冷气孔、导向叶片、波纹状吸能环和外环支撑。其弹性支撑环状结构具有承力与吸能的双重力学效应,通过不同机械载荷与温度载荷工况下弹性支撑构形设计,可以协调结构内部机械应力与温度应力的分布,改善应力集中现象,提高结构的疲劳使用寿命。

由于该结构内外两侧均有支撑,且截锥环内部存在不均匀的温度场,高温下的热膨胀在结构内部产生较大热变形和热应力,特别是结构刚度较大时该热应力尤其明显。同时涡轮导向叶片承受着来自燃烧室的高温高速燃气压力,体现为与发动机推

力相关的扭矩和轴向力,使结构发生较大机械变形和机械应力。这两类应力均会导致结构强度变差、疲劳寿命降低。

航空发动机部件结构在热机械耦合载荷下的力学行为导致结构设计需要着重考虑刚柔相济的原则,部分结构需要进行有效的柔性设计以避免应力集中现象,使整体应力水平降低。

针对这一复杂现象本文通过固定温度场并逐步增大机械载荷来进行详细的应力分析,且分别考察有无吸能元件条件下各种应力的变化情况。此时引入机械载荷系数作为机械载荷增大的倍数。分析对象为反映应力集中情况的最大应力和反映疲劳寿命的平均应力情况。

如图 3 (a)所示,温度载荷不变时,最大热应力不随机械载荷的变化而变化。无吸能元件时,热变形能自由释放,热应力较小,但机械载荷失去一端支撑,机械应力较大。机械载荷较小时,最大机械应力因其位置变化而出现非线性增加,载荷增大后最大机械应力位置固定,此时机械应力随机械载荷线性增加。

如图 3 (b)所示,温度载荷不变时,平均热应力也不随机械载荷的变化而变化。同样无吸能元件时,平均热应力较小,平均机械应力较大。由于平均应力大小不受最大应力位置变化的影响,因此其数值一直随机械载荷增大而线性增加。

如图 3 (c)所示,此时热应力和机械应力叠加,发现随着机械载荷增大,可能出现机械应力和热应力抵消而导致的总应力下降的情况,但总体趋势为总应力线性增加。另外发现机械载荷较小时,热

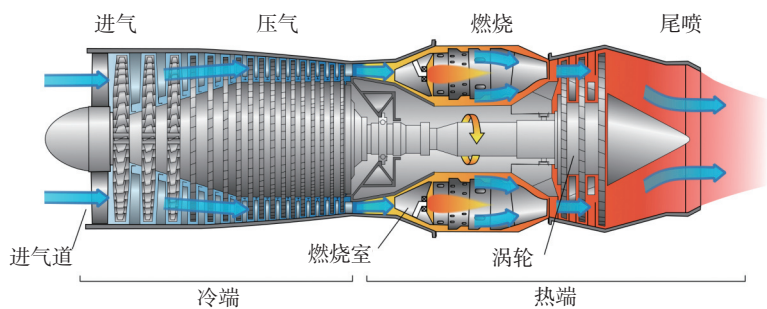


图1 发动机涡轮结构处于典型的热力耦合环境中

以循环对称截锥环典型静子框架结构的构型优化为例,重点阐述了柔性吸能元件的形状优化设计技术<sup>[6-7]</sup>,从而揭示不同机械载荷与温度载荷工况下航空发动机结构优化构型设计与静子部件变形协调设计的内在机理。

### 结构特征与载荷环境

对于航空发动机涡轮结构而言,机械应力与高温导致的热应力之间

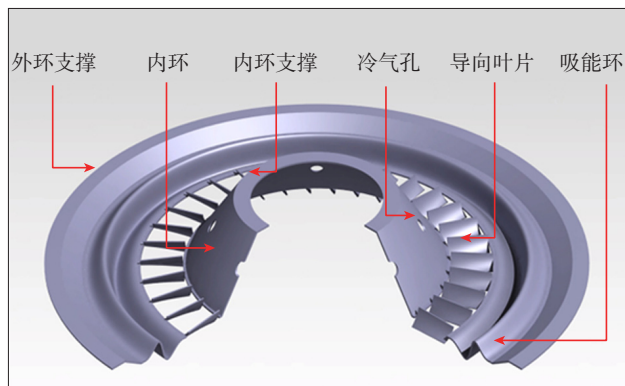


图2 航空发动机涡轮静子框架结构形式

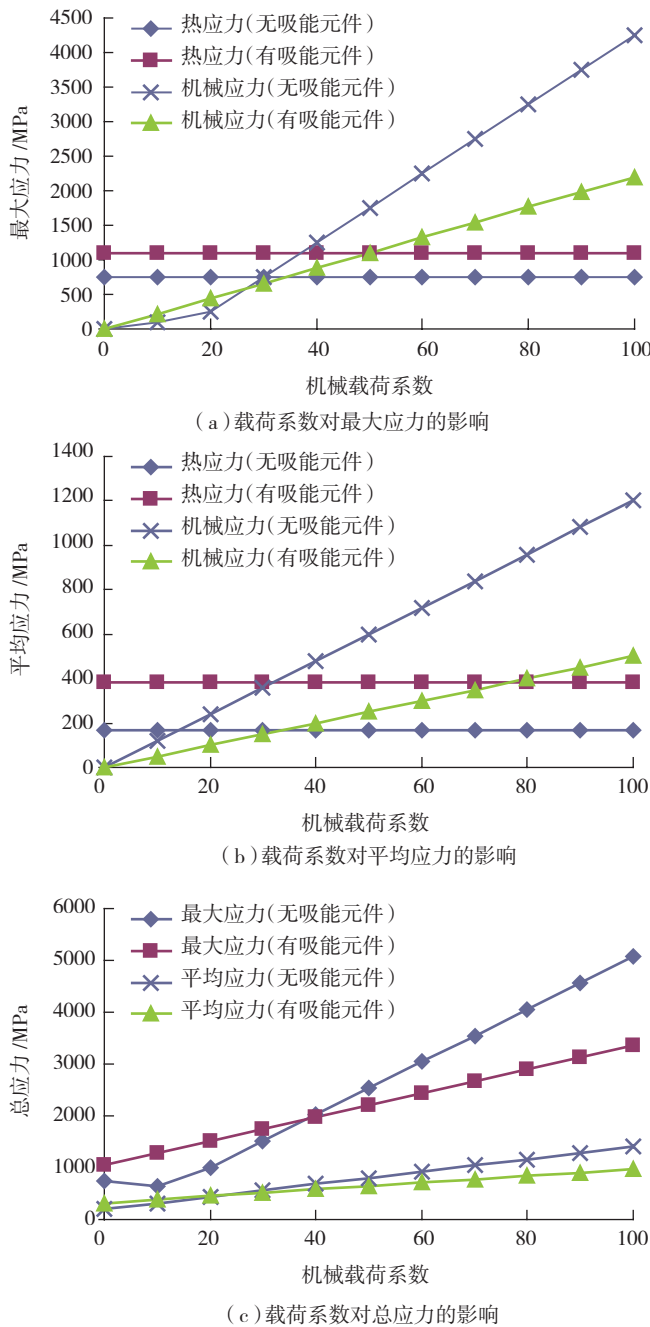


图3 机械载荷系数对最大应力、平均应力和热机械耦合总应力的影响趋势

应力为主,无吸能环能使热变形充分释放,此时总应力较小;机械载荷较大时,机械应力为主,此时就需要合理设计柔性吸能元件结构外形形式,充当一端弹性支撑并弹性释放热应

### 吸能元件优化设计

由上述载荷分析结果得知,机械

载荷和温度载荷之间的相对大小是柔性吸能结构设计的关键因素,因此在优化设计中需要考虑机械载荷系数的变化对吸能元件外形轮廓设计的影响<sup>[8-9]</sup>。

分别以结构的最大应力和平均应力为目标,优化设计结果见表1。从表1可以看出,机械载荷系数较小时,此时总应力目标以热应力为主,

吸能元件的优化构型与载荷状况、优化目标紧密相关,载荷状况或目标函数不同时的优化构型存在很大差异,甚至存在构型反向的情况;吸能元件波纹幅度较大,几乎为全柔性设计以释放热膨胀变形和热应力。当机械载荷系数较大时,此时总应力以机械应力为主,吸能元件优化构型收敛稳定,逐渐趋于较为平缓的轮廓外形以给予结构刚性较大的支撑形式,而与载荷状况、优化目标相关性较小。

从图4可以发现,优化的柔性吸能元件效果显著。同时,在机械载荷较大时,结构性能指标的变化也逐渐平稳。可以使内环上的最大应力和平均应力均降低50%以上。图4中以机械载荷系数为0时的优化后最大应力为基准,应力归一化是指其他应力数值与该基准数值的比例值。

温度载荷不变时,随着机械载荷系数的增大,吸能元件的加入效果与优化构型的变化规律总结如下:

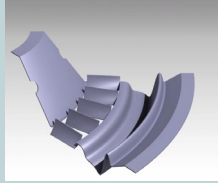
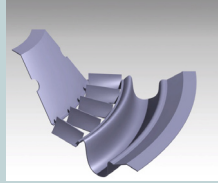
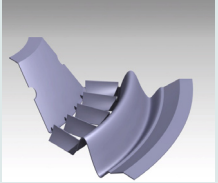
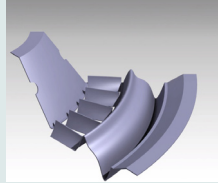
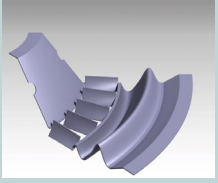
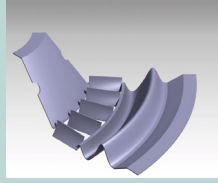
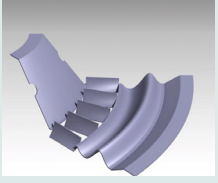
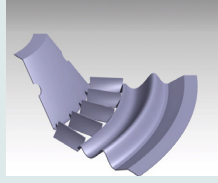
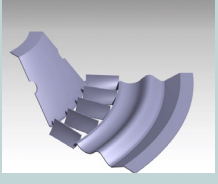
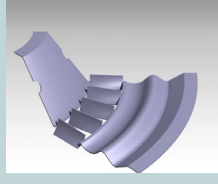
(1) 机械载荷系数较小时,温度载荷占主导地位,吸能元件效果不明显甚至存在失效的情况,其优化构型与载荷状况、优化目标紧密相关,变化复杂,且存在外形突变。

(2) 机械载荷系数较大时,机械载荷占主导地位,吸能元件效果显著,甚至加入初始形状吸能元件就能有效地降低截锥环的应力水平,其优化构型收敛稳定,与载荷状况、优化目标相关性不大,趋于某一固定构型(较为平缓的波纹形)。

### 冷却孔形状优化

为了冷却气体的导入,涡轮静子框架的内环锥段结构上开有循环对称的冷却孔。冷却孔的引入必然导致孔周机械和热应力集中,结构疲劳寿命下降等问题,其形状优化是一种典型的热力耦合环境下结构强度设计问题。冷却孔大小的调整与结构重量密切相关,这对于轻量化结构设计具有重要实际意义。

表1 优化设计结果

机械载荷系数	最大应力为目标	平均应力为目标
10		
20		
40		
70		
100		

涡轮静子框架为空间薄壁曲面结构,其上的孔洞边界曲线为空间曲线,并受到曲面结构的约束作用。传统的孔洞优化问题大多只考虑平面情况或空间自由曲线的优化问题,优化过程中多采用控制顶点位置的优化来控制孔周边界曲线的形状。对于曲面上的空间曲线,即使优化过程中控制顶点始终位于空间曲面上,也很难保证优化过程中拟合出的空间曲线始终位于给定的曲面上。这里采用双参数化方法定义空间曲线,利用映射平面中曲线控制顶点的优化来达到优化空间曲线形状的目的,并通过映射关系保证优化过程中空间曲线始终位于给定曲面上<sup>[8-9]</sup>。

本文利用曲面薄壁结构与平面区域、空间曲线与平面曲线的双重映射关系,采用双参数化的方法,将空间孔洞边界曲线的优化设计问题转化为平面孔洞边界曲线的优化设计问题进行研究。

分别以最大应力和减重为设计目标,得到的孔形优化设计结果如图5和图6所示。

以最大应力为目标进行优化,优化后内环体积保持不变,孔周最大等效应力降低23.1%;以减重为设计目标,优化后图中孔周局部体积降低12.1%,孔周最大等效应力降低20.7%。此时获得的孔型轮廓类似于水滴形,是一种典型的异型曲线设计

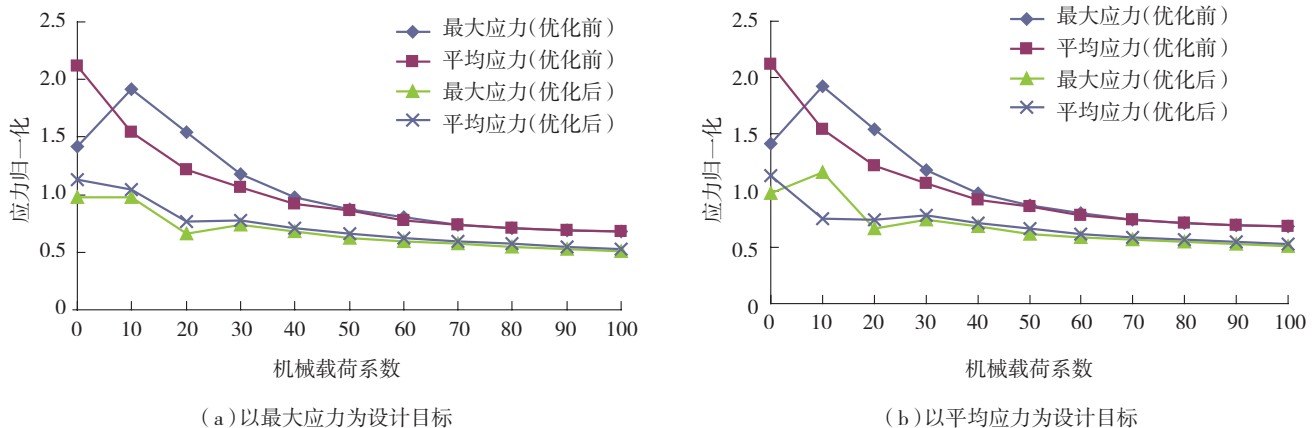


图4 优化前后应力指标的变化情况

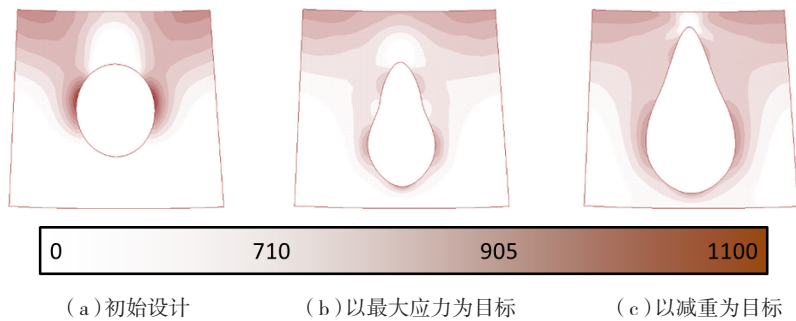


图5 优化前后冷却孔周应力变化情况

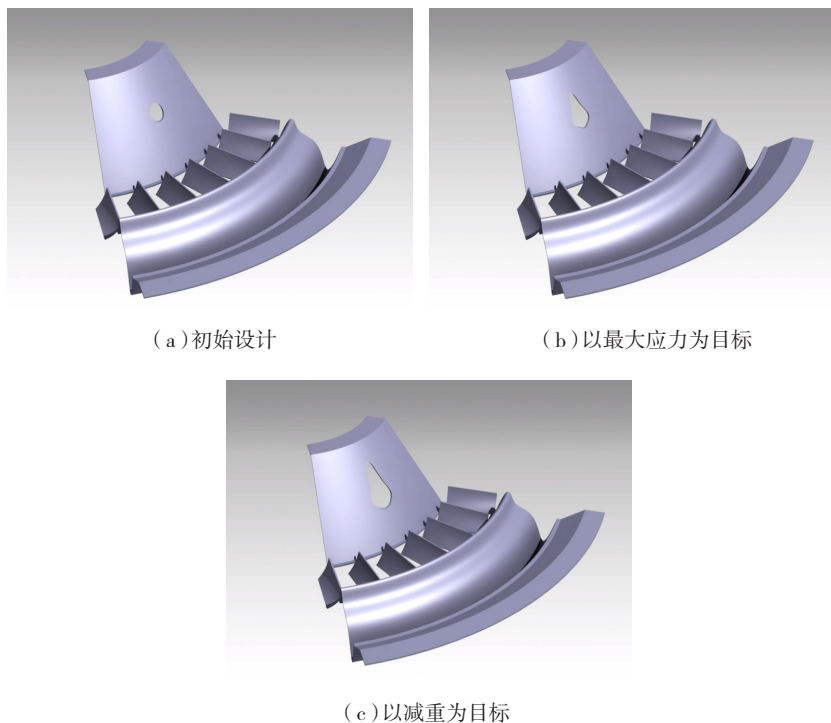


图6 优化前后孔形效果

样式。

### 总结与展望

本文主要研究并介绍了热力耦合载荷环境下涡轮静子框架结构的形状优化技术及其柔性元件的设计机理,并讨论研究了相应的载荷分析情况和优化设计的效果。

热力耦合载荷环境下,涡轮静子框架弹性支撑形状优化设计研究表明,当机械载荷(对应发动机的推力)占主导地位时,所获得的弹性支撑柔性元件优化形状稳定且波纹面平缓,无需释放过多热膨胀,有效降低机械应力水平,提高低周疲劳

寿命;相反,当温度载荷占主导地位时,所获得的弹性支撑柔性元件优化形状变化复杂,波纹面起伏较大,主要用于释放热膨胀和热应力。相关设计结果和分析情况充分说明柔性吸能元件弹性支撑的设计形式直接与发动机推力和热环境有关,揭示了发动机静子部件变形协调设计内在机理。

涡轮静子框架中内环上冷却孔的孔形优化设计研究表明,冷却孔的孔形优化可以获得异于传统设计经验的异型孔周曲线轮廓,能够有效的降低孔周应力集中,并且优化过程中可以通过增加约束等方法降低结构重量,对实际设计及生产具有很

好的指导作用。

综上所述,在结构设计中引入与传统经验设计相异的异型曲线设计方式,可以有效实现热力耦合环境下航空发动机零部件的“刚柔相济”性能特征,有效降低结构应力水平,提高结构寿命。

致谢: 本文涉及的形状优化设计技术以及航空发动机典型零部件设计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专家和设计人员的指导和支持,在此一并表示感谢。

### 参考文献

- [1] 黄庆南,刘泽秋,朱铭福,等. 航空发动机设计手册: 涡轮(第10册). 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [2] 付才高,郑大平,欧园霞,等. 航空发动机设计手册: 转子动力学及整机振动(第19册). 北京: 航空工业出版社, 2000.
- [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] Noda N, Hetnarski R B, Tanigawa Y. Thermal stresses. New York: Taylor and Francis, 2003.
- [6] Zhang W H, Beckers P, Fleury C. A unified parametric design approach to structural shape optimization. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 1995(38): 2283-2292.
- [7] Laporte E, Le T P. Numerical methods in sensitivity analysis and shape optimization. Birkhauser Boston Inc, 2002.
- [8] 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.
- [9] 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.

(责编 深蓝)