

岳珠峰 李立州 虞跨海 李磊 著
王婧超 韩永志 杨永峰

航空发动机涡轮叶片 多学科设计优化

 科学出版社
www.sciencep.com

航空发动机涡轮叶片 多学科设计优化

岳珠峰 李立州 虞跨海 李磊 著
王婧超 韩永志 杨永峰

科学出版社

北京

内 容 简 介

本书是一本研究以涡轮叶片为代表的航空发动机多学科设计优化的专著。它是国防科工委科研项目“航空发动机典型构件多学科设计优化算法分析研究”、科技部 863 项目“基于寿命与可靠性的航空发动机涡轮冷却叶片多学科设计优化技术”,以及型号项目研究成果的汇集和整理,是多学科优化理论研究和实践经验的系统化和理论化,内容涵盖航空发动机多学科设计优化基本思想和实用方法。

本书共分为 13 章,内容包括涡轮叶片学科分析模型的建立,气动、结构和强度等学科之间的相互影响,学科耦合关系和多学科优化解耦机制,多学科可行方法和协作优化方法在涡轮发动机叶片设计中的应用,计算复杂性与精度之间的权衡,多学科设计优化算法的智能选取,智能重分析方法,近似方法研究叶片变复杂度方法和耦合松弛方法,多学科设计优化平台开发。

本书可作为航空发动机设计、飞机设计以及其他产品设计专业高年级本科生及研究生的参考资料,也可供相关专业的研究人员和工程技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

航空发动机涡轮叶片多学科设计优化/岳珠峰等著. —北京:科学出版社, 2007

ISBN 978-7-03-019757-3

I. 航… II. 岳… III. 航空发动机-叶片-最优设计 IV. V232.4

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2007)第 131612 号

责任编辑:余 丁 于宏丽 / 责任校对:宋玲玲

责任印制:刘士平 / 封面设计:王 浩

科 学 出 版 社 出 版

北京东黄城根北街 16 号

邮政编码:100717

<http://www.sciencep.com>

新 蕾 印 刷 厂 印 刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2007 年 9 月第 一 版 开本:B5(720×1000)

2007 年 9 月第一次印刷 印张:14

印数:1—2 000

字数:268 000

定价:40.00 元

(如有印装质量问题,我社负责调换(环伟))

前 言

航空发动机设计属于多学科综合技术范畴,涉及热力学、流体力学、固体力学、传热学、燃烧学、结构强度、机械设计、材料学、制造工艺学以及控制科学等领域,这些学科相互配合、相互制约,使得航空发动机的研制成为一项复杂的系统工程。针对航空发动机设计这类复杂系统和子系统问题,近年来发展起来一种革命性设计手段——多学科设计优化方法。该方法综合应用现代优化理论,结合数值仿真技术、计算机和信息技术,将当代科学和工程学研究的最新成果和多年积累的实践经验融合到航空航天产品的设计和开发中,提高产品的设计质量,减少产品的研发周期,提高经济效益。经过多年的实践,以美国为首的世界航空工业已经将多学科优化作为发动机以及其他航空航天产品设计过程中一项必不可少的手段。因此,发展我国多学科设计优化理论和技术,促进我国航空发动机多学科设计技术的进步,已经是一项十分紧迫的任务。

本书是课题组近年来在多学科设计优化领域探索和实践的成果,是一本研究以涡轮叶片为代表的航空发动机多学科设计优化的专著,汇集了课题组承接的国防科工委科研项目“航空发动机典型构件多学科设计优化算法分析研究”、科技部863项目“基于寿命与可靠性的航空发动机涡轮冷却叶片多学科设计优化技术”以及型号项目研究成果,是对多学科优化理论研究和实践经验的系统化和理论化。本书的主要特点是解决了基于高精度数值仿真的多学科优化设计的实现问题,围绕高精度仿真和多学科优化这两个主题,进行了不断探索,给出了多个经过验证的发动机叶片多学科设计优化的方案。由于多学科优化涉及问题门类繁多,通过一本书或者一两个例子就将所有可能的问题和需要用到的技术加以细说是不太现实的,读者可以通过本书的例子理解多学科优化的基本方法,并在实践中结合自身学习和科研工作融会贯通。

中国航空工业第二集团公司南方动力机械研究所副总设计师杨治国教授仔细阅读了本书手稿并提出许多宝贵意见和建议;本书的有关工作还得到了国防科工委王欣副司长、邱国新处长、孙岩峰副处长、徐春荣处长和郝文涛主管,西北工业大学党委书记叶金福教授,以及中国航空工业第一集团公司科技委刘大响院士的大力支持,在此一并向他们表示感谢。

本书可作为航空发动机设计、飞机设计以及其他产品设计专业高年级本科生及研究生的参考资料,也可供相关专业的研究人员和工程技术人员参考。

目 录

前言

第 1 章 涡轮叶片多学科设计优化概述	1
第 2 章 涡轮叶片多学科设计问题	6
2.1 气动及传热分析	6
2.1.1 流场基本方程	6
2.1.2 流场湍流模型	7
2.1.3 固体场基本方程	8
2.1.4 耦合面上热交换的处理	8
2.1.5 气动和传热的数值计算方法	8
2.2 静强度分析	8
2.2.1 弹性力学基本方程	8
2.2.2 静力有限单元法	9
2.3 振动分析	11
2.3.1 惯性力	11
2.3.2 阻尼力	12
2.3.3 结构动平衡方程	12
2.3.4 结构的自振频率	13
2.4 寿命分析	13
2.4.1 基于 Manson-Coffin 公式的方法	14
2.4.2 通用斜率法	14
2.5 可靠性分析	15
2.6 稳健设计	17
2.7 维修性、有效度、完整性及其他	21
第 3 章 涡轮叶片参数化几何造型方法	22
3.1 三维实心涡轮叶片参数化造型设计	22
3.1.1 叶栅几何参数的选择	22
3.1.2 五次多项式叶片型线参数化方法	24
3.1.3 叶片几何外形参数化程序验证	27
3.1.4 叶身的三维成型	28
3.2 涡轮冷却叶片参数化造型设计	30
3.2.1 涡轮直流冷却叶片参数化造型	30

3.2.2	二维多腔式内冷叶片参数化造型设计	36
3.2.3	基于解析及特征造型的涡轮冷却叶片榫头参数化设计	38
第4章	涡轮叶片多学科解耦与优化系统重构	41
4.1	多学科可行方法	41
4.2	单学科可行方法	42
4.3	协作优化方法	43
4.4	并行子空间优化	45
4.5	两级集成系统整合方法	46
第5章	涡轮叶片多学科可行优化方法	48
5.1	涡轮叶片的学科分析	48
5.1.1	气动和热耦合分析	48
5.1.2	结构分析	49
5.1.3	振动分析	53
5.1.4	寿命分析	55
5.2	涡轮叶片多学科耦合信息的传递	55
5.2.1	温度参数空间插值传递方法	55
5.2.2	气压载荷的传递	60
5.2.3	几何变形的传递	60
5.3	涡轮叶片流、热、固耦合的求解流程及系统	63
5.4	涡轮叶片的多学科可行优化	64
5.5	多学科可行优化方法优化涡轮叶片的结果	65
第6章	涡轮冷却叶片多学科可行设计优化方法	68
6.1	各学科分析	68
6.1.1	气动与传热分析	68
6.1.2	强度分析	71
6.1.3	振动分析	71
6.1.4	寿命分析	73
6.2	涡轮冷却叶片耦合信息传递	73
6.2.1	温度三维插值传递方法	73
6.2.2	气动载荷	74
6.2.3	变形载荷	74
6.3	三维直流冷却叶片多学科可行设计优化	74
6.3.1	冷却设计变量选择	74
6.3.2	三维冷却叶片目标函数	74
6.3.3	约束条件的选取	75
6.3.4	优化设计流程	75

6.3.5	优化结果	77
6.3.6	讨论与分析	83
6.4	多腔式二维冷却叶片气动及传热设计优化	83
6.4.1	KS 函数方法	83
6.4.2	设计变量的选取	85
6.4.3	目标函数建立	85
6.4.4	优化设计	85
6.4.5	优化结果与分析	87
第 7 章	涡轮叶片热、流、固耦合协作优化方法	89
7.1	协作优化方法的概念	89
7.2	热、流、固耦合问题协作优化方法的介绍和验证	90
7.2.1	热、流、固耦合问题协作优化方法的步骤	90
7.2.2	热、流、固耦合问题协作优化方法的验证	91
7.3	涡轮叶片多学科流、热、固耦合问题的协作优化	94
7.3.1	涡轮叶片耦合信息(温度、气压和变形)的压缩方法	94
7.3.2	建立涡轮叶片协作优化求解系统	99
7.3.3	涡轮叶片协作优化结果	101
第 8 章	基于近似技术的涡轮叶片多学科设计优化	103
8.1	近似技术	103
8.2	MDO 常用近似模型	104
8.2.1	响应面模型	104
8.2.2	Kriging 模型	105
8.3	验证近似模型预测精度的方法	107
8.4	近似模型的试验设计	107
8.5	基于近似技术的涡轮叶片气动优化	110
8.5.1	近似方法	110
8.5.2	三维涡轮叶片气动优化算例	110
8.5.3	讨论	112
8.6	基于近似模型的涡轮叶片多学科设计优化	112
8.6.1	叶片的多学科耦合分析	112
8.6.2	基于响应面与 Kriging 近似模型的涡轮叶片 MDO	113
8.6.3	叶片优化参数、约束及目标函数的选取	114
8.6.4	寻优历程与结果讨论	115
8.7	基于近似模型的涡轮叶片 MDO 结果图	117
第 9 章	变复杂度多学科设计优化方法	120
9.1	涡轮叶片变维混合多学科设计优化系统	120

9.2 涡轮叶片的耦合松弛多学科设计优化方法	122
第 10 章 多学科设计优化智能重分析研究	125
10.1 单学科结构重分析方法	126
10.2 多学科设计优化拟程序方法	127
10.3 基于历史优化控制矩阵的多学科设计优化智能重分析方法	128
10.4 智能重分析的实现	130
10.5 多学科设计优化平台中智能重分析的应用	132
10.6 涡轮叶片多学科优化智能重分析	134
第 11 章 多学科设计优化算法智能选取研究	135
11.1 基于模糊理论的 MDO 算法性能评价	136
11.1.1 模糊评价选优决策模型的建立	136
11.1.2 建立模糊评价集	136
11.1.3 加权系数的确定	137
11.1.4 加权欧氏距离	137
11.1.5 应用示例	137
11.1.6 小结	138
11.2 基于层次分析法的 MDO 算法性能评价	138
11.2.1 预备知识	138
11.2.2 互补判断矩阵的特征向量法	139
11.2.3 层次分析法过程	139
11.2.4 计算实例	140
11.2.5 小结	142
11.3 二维涡轮叶片优化结果	142
11.4 算法选择软件系统	143
11.4.1 选择求解方法和问题类型	143
11.4.2 确定算法选取时需要考虑的影响因素	144
11.4.3 选取问题求解可采用的算法	145
11.4.4 确定各个影响因素的相对重要程度	146
11.4.5 小结	147
第 12 章 多学科设计优化之灵敏度分析	148
12.1 单学科灵敏度分析	148
12.1.1 手工求导方法	149
12.1.2 符号微分方法	149
12.1.3 有限差分方法	149
12.1.4 自动微分方法	150
12.1.5 复变量方法	152

12.1.6 其他方法	152
12.2 多学科灵敏度分析	153
12.2.1 最优灵敏度分析	154
12.2.2 全局灵敏度方程	154
12.2.3 滞后耦合伴随方法	156
12.3 涡轮叶片多学科灵敏度分析	156
第 13 章 涡轮冷却叶片多学科优化平台的开发	161
13.1 多学科设计优化平台功能需求分析	161
13.1.1 提供多个学科集成的环境	161
13.1.2 提供参数设定的功能	163
13.1.3 提供优化算法	163
13.2 多学科设计优化平台的框架设计	164
13.2.1 各个模块的介绍	164
13.2.2 各模块间的逻辑结构图	166
13.2.3 任务的设计	167
13.3 多学科优化平台数据结构的设计	168
13.3.1 任务的结构体数据类型	169
13.3.2 参数的结构体数据类型	169
13.3.3 计算器的结构体数据类型	171
13.3.4 调用仿真程序的结构体数据类型	171
13.3.5 调用顺序结构体数据类型	173
13.3.6 优化算法组合策略结构体数据类型	174
13.3.7 其他一些字符串数据	175
13.4 TCB 平台中各模块的详细设计	176
13.4.1 主界面的详细设计	176
13.4.2 参数设定模块的详细设计	182
13.4.3 集成模块的详细设计	186
13.4.4 优化算法模块的详细设计	196
13.4.5 图形显示模块的详细设计	197
13.5 TCB1.0 的使用简介	199
13.6 TCB1.0 实例测试	204
参考文献	210

第 1 章 涡轮叶片多学科设计优化概述

航空发动机是精密、复杂的高技术产品,大量零部件在十分恶劣的环境下工作,承受着高温、高压和高转速的工作负荷,以满足高性能要求,并确保安全可靠地运行。航空发动机技术属于多学科的综合技术,涉及热力学、流体力学、固体力学、传热学、燃烧学、结构强度、机械设计、材料学、制造工艺学以及控制科学等学科领域。因此航空发动机的研制是一项多学科综合的、复杂的系统工程。

近年来,航空工业对发动机等的性能要求越来越高,使设计人员不得不考虑各学科之间相互影响与发动机性能之间的关系。以往这样复杂的多学科设计问题是通过各个学科有限次地设计、计算和试验得到一个可行解,并作为最后的设计结果。这样的结果往往只是一个实际可用的设计,通常都不是最优设计结果,很难满足现今航空工业对发动机性能、成本、安全和寿命等要求。而且,在这样的设计过程中一旦初选的设计无法满足所有标准,重复设计及验证的过程将会耗费大量的时间和成本。在这方面,出现的多学科设计优化(multidisciplinary design optimization, MDO)技术具有无可比拟的优势^[1~6]。

多学科设计优化是一种通过充分探索和利用系统中相互作用的机制来设计复杂系统和子系统的方法论。MDO 的基本目的是利用现有计算机学科模拟分析技术和分布并行计算网络资源,充分探索理解各学科(子系统)的相互作用,获得工程系统整体最优解^[1~6]。

MDO 最早由 NASA 高级研究员、现任 AIAA-MDO 技术委员会主席 Sobieszczanski-Sobieski 提出的^[3]。1982 年,他首次提出了 MDO 的设想,将系统分为“分层次(hierachical)系统”、“非分层(non-hierachical)系统”及“混合分层次(hybrid-hierarchical)系统”^[7~12],采用线性方法求解大规模 MDO 问题。这种方法的提出奠定了 MDO 优化方法(策略)的基础。随后他又首次提出了复杂耦合系统的全灵敏度方程分析方法,利用每一个子系统输出对其输入的偏导数构造出整个系统的全局敏感度方程,求解该方程得到系统性能变量对设计变量的全导数,即可采用常规优化方法求解整个系统的优化设计问题。这种方法既体现了大系统中各子系统的相互耦合作用,又实现了并行处理,因而在复杂系统设计问题中有广泛的应用前景。由于做出了以上两个方面开拓性的贡献, Sobieski 被视为 MDO 技术的创始人。

由于 MDO 技术勾勒出了富有吸引力的美好前景^[13~25],西方尤其是美国投

入了大量的人力物力对相关问题进行研究。1986年,由美国 AIAA、NASA、USAF、IOAI 等四家机构联合召开了第一届“多学科分析与优化”专题讨论会,之后该学术讨论会每两年召开一届,目前该 MDO 的学术研讨会已经演变成国际性学术会议。1991年,美国 AIAA 成立了专门的 MDO 技术委员会,并发表了 MDO 现状的白皮书^[6]。该白皮书以航空航天工业发展为背景,结合工程设计中多学科耦合的特点、MDO 研究现状和 MDO 的人为因素,分析了开展 MDO 研究的必要性,指出 MDO 的主要研究问题是优化方法(或是叫做优化策略)和优化算法,列举了 MDO 发展的若干核心技术:信息标准化^[7~9]、模型参数化^[26~29]、灵敏度分析、优化算法和数学模型的建立等。此文的发表标志着 MDO 作为一个新的研究领域正式诞生。

1994年6月,NASA 研究人员就 MDO 对工业界必要性的问题,对波音、洛克希德等美国九个主要航空航天工业公司作了调查^[5]。调查结果表明,航空航天工业界对 MDO 的研究和应用有着广泛的兴趣和支持。于是,同年8月,NASA 在兰利研究中心正式成立了多学科设计优化分部(MDO branch, MDOB)。MDOB 的任务包括确认、发展和展示 MDO 方法,及时地将 MDO 方法向工业界推广,并促进 NASA、工业界和高校对 MDO 的基础研究。

1994年6月,美国弗吉尼亚州立大学航天与海洋工程系、机械系、工业工程系及数学和计算机科学系的部分成员率先联合成立了先进飞行器的多学科分析与设计(MAD)中心。同年10月,该中心即被 NASA 总部选为五个培养多学科分析与设计研究人员的人才基地之一,并且得到了专项基金资助。

这些 MDO 研究小组提出了各种有效的 MDO 方法,培养了大量 MDO 高级人才,产生了一批理论成果和应用研究成果,有力地带动了美国 MDO 研究的整体水平。

由于 MDO 有着极强的工程背景,因此,除了 NASA 等政府部门和大学的研究小组进行 MDO 研究外,像波音等这样的大型航空航天工业公司的研究人员也热衷于 MDO 的研究,他们希望借助 MDO 促使企业界从传统的设计模式向先进的并行化模式转化。

MDO 的两个著名研究项目是由 NASA 和有关工业部门合作展开的:

① 用于 X-33 的塞式喷管发动机的设计。这是由 NASA 和洛克希德公司合作进行的,目的是比较新的 MDO 设计方法与传统设计方法的区别,以及各种 MDO 策略的实用性。在这种新型发动机的设计中,以总升重比(GLOW)为目标函数,采用了流体力学、结构动力学、计算热力学以及弹道学等多种学科模型。设计的结果极大地提高了设计质量、缩短了设计周期。研究表明,与传统的优化设计结果相比,它将最小总升重比提高了 5% 左右。在 X-33 项目终止前,该发动机已经热试车达到 263 秒,基本上接近实用水平。

② 由 NASA 和多个部门合作开展的高速民用飞机 (HSCT) 的设计。在该研究中,着重考察了分布式网络环境和并行设计的方法,利用 MDO 方法和并行设计取代现有的设计系统,以缩短设计周期、获得更好的设计方案。关于该研究已经涌现了大量的成果和论文,目前该研究仍在进展之中。

以上两个项目的开展,为美国 MDO 技术的经验和数据的积累打下了坚实的基础。

1998 年, MDO 技术委员会在调查了美国波音、通用电气等几家大企业 MDO 应用现状的基础上,发表了第二份白皮书。这份白皮书论述了企业界对 MDO 技术的需求,总结了利用 MDO 技术的方法、经验,提出了还需解决的问题。

在美国政府与工业界的共同推动下, MDO 技术的研究迅速升温,取得了不少成果。在多学科设计优化技术研究领域中,多学科设计优化方法是目前成果最多的研究方向。除了 Sobieski 所作的基础性工作,其他学者发展出了更多的多学科设计优化方法,并将其应用于工程设计之中,取得了丰硕的成果: Hajela 等利用全局敏感度方程探索了飞机气动/结构/控制一体化设计的方法; Kroo 等应用子空间优化方法实现了中程运输机气动/结构的分布式计算机并行分析^[16],使优化过程中系统分析的时间缩短了 69%,寻找全局最优解的能力也有所提高; Renaud 和 Batill 等改进和发展了子空间优化方法,将并行子空间优化方法应用于机械构件的设计,取得了满意的结果; Sellar 等将基于响应面的并行子空间优化方法应用于简化的通用航空飞机和旋翼机初步设计问题,不仅减少了系统分析的次数,而且提高了找到全局最优解的概率^[31~34]; Bloebaum 等将专家系统引入并行子空间优化方法中,用专家系统处理设计变量在各个子空间的分配、设计变量的变化范围这些人为的因素,提高了设计的自动化程度; Braun 等提出了协作优化方法^[14~15],并用于解决可重复使用运载器的初步设计问题,不仅实现了并行设计,而且的确能发现更好的设计方案。在面向设计的各学科分析方法和软件集成的研究课题中, Livne 等开发了面向设计的分析软件 LS-CLASS,用于主动控制机翼的结构/控制/气动综合优化; NASA 兰利研究中心的 Townsend 等提出了 CAD 系统与多学科设计优化构架结合的具体手段; Salas 等对各学科设计软件的开发要求给予了阐述。而在多学科设计优化的分布式网络计算环境的研究中, Olds 等建立了分析和优化的网络集成环境,并基于 UNIX 系统进行了运载器的优化设计; Rogers 等开发了网络监视系统^[8],可以对分布式计算进行远程控制。当然, MDO 技术的研究内容广泛,以上只列举了部分多学科方法方面的工作,新的研究成果和研究报告正在快速地积累中。

MDO 技术的工程应用也产生了不少的成果。波音公司在 Boeing777 运输机

设计中引入 MDO 技术,使得起飞质量下降 13382 lb*, 下降率达 2.57%;空中客车公司利用 MDO 技术使得 A380 飞机起飞质量下降了 19000 kg,下降率达 3%。这些都为飞机降低生产和运营成本,提高市场竞争力立下了汗马功劳。军机方面,洛克希德-马丁公司在 F-22、波音公司在 F/A-18E/F 的改进设计中,都不同程度的采用了 MDO 技术,使飞机综合性能得到一定程度的提高^[35~36]。

所有这些成果都证明多学科设计优化方法是一种非常有效解决复杂的多学科综合的系统工程问题的有效方法。

目前, MDO 技术在国内也引起了高度重视。但由于起步较晚,许多研究还处于初级阶段,而且主要集中在导弹、卫星等航天领域。在航空发动机领域 MDO 技术也有一些研究,但是运用 MDO 技术进行航空发动机及相关部件的系统优化设计的未见报道。

冷却涡轮叶片是典型的多学科设计优化问题^[37~62],学科间耦合关系复杂,设计难度大,设计要求高。随着科技的不断进步,航空工业对涡轮发动机的性能要求越来越高,满足这种高性能要求的最为有效的方法是提高涡轮进口燃气温度。随着涡轮进口燃气温度的提高,发动机的单位功率迅速增加,但是涡轮叶片处在高温、大负荷等恶劣的环境中工作,如何保证其可靠性,是广大科研人员面临的一项重要工作。高温涡轮叶片热防护的主要措施是采用冷却介质进行冷却和研制新的耐高温材料,然而,研制新的耐高温材料受到许多限制,研制过程缓慢、研发成本高。因此冷却方案成为涡轮叶片热防护的一种主要手段。

空气冷却是一种行之有效的高温涡轮叶片设计方案^[37~42]。冷却的方法有内部管道冷却和外部薄膜冷却等。冷却的效果与冷却通道的设计有关。为了满足热交换的需要,叶片内部冷却通道越大越好,则叶片的壁厚会很薄,这带来了叶身强度的问题,降低了涡轮叶片的安全性。此外,由于冷却空气是从发动机中主气流引入,而发动机的效率直接依赖于主流空气的质量流速,所以必须保证冷却空气具有较低速率和质量流速,以免引起整个发动机性能的下降。因此,冷却气体的使用量和分配方式成为了决定发动机性能优劣的新因素。涡轮冷却叶片全三维间隙流动力学特性更是涡轮叶片设计过程中不可忽视的因素。此外,在涡轮叶片设计过程中,还要考虑诸如材料熔温、热应力等诸多因素。

综上所述,航空发动机冷却涡轮叶片的设计是一项复杂的多学科设计工作,它涉及了空气动力学、结构力学、传热学和材料科学等多个学科,要求在满足各学科相关设计要求的条件下实现考虑各个学科相互影响的叶片优化。

本书从航空发动机的典型构件——涡轮发动机冷却叶片入手研究多学科设计优化方法,研究的内容涵盖了以下几个方面:

* 1lb=0.45kg。

- ① 建立涡轮冷却叶片多学科设计优化平台。
- ② 进行了涡轮实心叶片和涡轮冷却叶片的参数化建模。
- ③ 在涡轮叶片设计时考虑气动、结构、材料、传热等学科的耦合关系，分析各个学科之间的耦合特点，确定行之有效的解耦方法。
- ④ 探索了多学科可行方法在涡轮发动机叶片设计中的应用，建立了涡轮实心叶片和冷却叶片多学科设计优化系统。
- ⑤ 探索了协作优化方法在涡轮发动机叶片设计中的应用，建立了涡轮实心叶片和冷却叶片多学科设计优化系统。
- ⑥ 研究了近似技术和变复杂度技术在涡轮叶片多学科设计中的应用。
- ⑦ 涡轮叶片多学科设计优化中智能重分析的实现，MDO 算法的智能选取研究。
- ⑧ 涡轮叶片多学科设计优化中敏度分析方法的研究。

第2章 涡轮叶片多学科设计问题

涡轮叶片设计涉及结构、气动、传热、强度、振动、寿命和可靠性等多个相互耦合的学科。各学科分析是实现涡轮叶片多学科设计优化的基础，本章对涡轮叶片多学科设计优化过程中所涉及的各个学科理论和分析方法加以介绍。

2.1 气动及传热分析

涡轮叶片设计优化的过程中，气动与传热分析是相互耦合的，因此，通过三维涡轮叶片的流固耦合计算，可以更准确地得到叶片温度分布，为强度分析提供更准确的数据基础。

2.1.1 流场基本方程

气体可采用三维黏性可压缩模型。描述三维流动的基本方程为：

(1) 动量守恒方程

采用笛卡儿坐标系描述空气流动。在三个坐标方向上，气流的相对运动方程为

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho u \mathbf{U}) = \operatorname{div}(\mu \cdot \operatorname{grad} u) - \frac{\partial p}{\partial x} + S_{Mx} \quad (2.1)$$

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho v \mathbf{U}) = \operatorname{div}(\mu \cdot \operatorname{grad} v) - \frac{\partial p}{\partial y} + S_{My} \quad (2.2)$$

$$\frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho w \mathbf{U}) = \operatorname{div}(\mu \cdot \operatorname{grad} w) - \frac{\partial p}{\partial z} + S_{Mz} \quad (2.3)$$

(2) 能量守恒方程

$$\frac{\partial(\rho \epsilon)}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \epsilon \mathbf{U}) = \operatorname{div}(\lambda \cdot \operatorname{grad} T) - p \cdot \operatorname{div} \mathbf{U} + \phi + S_i \quad (2.4)$$

式中

$$\begin{aligned} \phi = & \mu \left\{ 2 \left[\left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial z} \right)^2 \right] + \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)^2 \right. \\ & \left. + \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right)^2 \right\} + \lambda (\operatorname{div} \mathbf{U})^2 \end{aligned} \quad (2.5)$$

(3) 质量守恒方程

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \operatorname{div}(\rho \mathbf{U}) = 0 \quad (2.6)$$

(4) 气体状态方程

$$P = \rho RT \quad (2.7)$$

以上方程中： $\mathbf{U} = u\mathbf{i} + v\mathbf{j} + w\mathbf{k}$ ； u, v, w 是流速在 x, y 和 z 坐标方向上的分量； ρ 是流体密度； R 是气体常数； T 是气体热力学温度； P 是气体压力； λ 是导热系数； S_{Mx}, S_{My} 和 S_{Mz} 是流体源； div 为散度； grad 为速度场中某一点的梯度。

式 (2.1) ~ 式 (2.5) 和式 (2.7) 6 个方程包括了三个速度分量的动量方程、一个能量方程、一个质量方程和一个状态方程，与待求的 6 个未知数（三个速度分量及压力、温度和密度）的数目是相等的，加上相应的初始条件和边界条件即可求解。但是，要解这一方程组，即使是高速计算机也需要很长时间才能完成，因此，需要对其作一些简化，使方程组既可短时获得求解，又能真实地反映气体流动的主要特征和规律。

2.1.2 流场湍流模型

在涡轮叶片周围气流场中，流体的流动状态为紊流。由于紊流的复杂性，直接求解 2.1.1 节中的方程组难度较大。在工程上，常用时均方程加紊流模型的求解方法求解上述方程组，即把紊流流动看作时间平均流动和脉动流动的叠加。这种方法将控制方程对时间作平均而把脉动流动的影响用紊流模型表示。因此，求解方程组时还需要额外加上求解紊流模型的方程。

雷诺应力的涡黏性模型为

$$\tau_{ij} = -\rho \overline{u_i u_j} = 2\mu_t (S_{ij} - S_{nn}\delta_{ij}/3) - 2\rho k \delta_{ij}/3 \quad (2.8)$$

式中： μ_t 为涡黏性 (eddy viscosity)； S_{ij} 为平均速度的应变率张量 (mean-velocity strain-rate tensor)； ρ 为流体密度； k 为湍流动能； δ_{ij} 为克罗内克算子 (Kronecker delta)。涡黏性 μ_t 为湍流动能 k 和湍流耗散率 ϵ 的函数

$$\mu_t = c_\mu f_\mu \rho k^2 / \epsilon \quad (2.9)$$

基于量纲分析，涡黏性由流体密度 ρ 、湍流速度尺度 (turbulent velocity scale) k^2 和长度尺度 (length-scale) $k^{3/2}/\epsilon$ 来标度；而衰减函数 f_μ 由湍流雷诺数 $Re_t = \rho k^2 / \epsilon \mu$ 来模化。

湍流输运方程可表示成以下形式：

湍流动能 k 方程

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\rho u_j \frac{\partial k}{\partial x_j} - \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] = \tau_{ij} S_{ij} - \rho \epsilon + \varphi_k \quad (2.10)$$

能量耗散率 ϵ 方程

$$\frac{\partial \rho \epsilon}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\rho u_j \epsilon - \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] = c_{\epsilon 1} \frac{\epsilon}{k} \tau_{ij} S_{ij} - c_{\epsilon 2} f_2 \rho \frac{\epsilon^2}{k} + \varphi_\epsilon \quad (2.11)$$

2.1.3 固体场基本方程

固体场能量方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho h) + \nabla(\rho h \mathbf{v}) = \nabla(\lambda \nabla T) + S_T \quad (2.12)$$

式中: ρ 是固体密度; $h = \int_{T_1}^{T_2} c_p dT$ 是显焓; λ 是导热系数; T 是固体的热力学温度; S_T 是体积热源。

2.1.4 耦合面上热交换的处理

流体和固体的耦合面是两个模型边界面的重合区域, 靠近流体域一侧的面和靠近固体域一侧的面应该具有相同的温度和热流量。对于靠近流体域一侧的面, 层流时, 可以利用以下方程进行温度和热流量的求解

$$q = k_f \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_{\text{wall}} \quad (2.13)$$

湍流时, 采用标准壁面函数进行求解。

同样, 求解固体域的能量方程, 可以求得靠近固体域一侧耦合界面的壁面温度和热流量。

在涡轮叶片流-固-热耦合计算中, 通过耦合面上网格节点处温度值的一致及耦合面两侧热流量相等条件来实现流体域与固体域之间学科的耦合。

2.1.5 气动和传热的数值计算方法

实际计算时, 常采用有限体积法 (finite volume method) 作为流场和传热学科的数值分析方法, 具体方法可以参阅相关文献。

2.2 静强度分析

在设计过程中, 叶片除应满足一定的气动性能要求外, 同时也应满足强度的要求。强度分析的关键是应力计算, 下面介绍叶片实体静强度分析的理论及方法。

2.2.1 弹性力学基本方程

静强度分析的基础是弹性力学, 一般要求解 15 个未知量, 其中 6 个应力