

文章编号: 1000-8055(2008)03-0547-07

基于网格重生成的涡轮叶片变形传递方法

李立州¹, 王婧超², 吕震宙¹, 岳珠峰²
(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072;
2. 西北工业大学 力学与土木建筑学院, 西安 710072)

摘 要: 在涡轮叶片多学科优化中需要在气动模型和结构模型之间进行耦合信息(气压、温度和变形等数据)传递, 来考虑学科耦合的性质. 采用修正几何外形和网格重生成的方法实现了叶片结构变形向气动模型传递. 传递时在叶片几何模型上增加若干外形控制线, 叶片的外形由这些控制线的形状来决定. 根据叶片结构变形, 调整控制线节点位置坐标, 以修改叶片外形控制线的形状, 可以实现变形向叶片几何模型的传递. 进一步, 重新生成气动网格, 可以得到结构变形后叶片的气动网格模型.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 多学科优化设计; 变形传递; 网格重生成; 涡轮叶片

中图分类号: V232 **文献标识码:** A

Turbine blade displacement transfer based on mesh regeneration method

LI Li zhou¹, WANG Jing- chao², LU Zheir zhou¹, YUE Zhu- feng²
(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechninical University, Xi' an, 710072, China;
2. School of Mechanics Civil Engineering and Architecture, Northwestern Polytechninical University, Xi' an, 710072, China)

Abstract: In multi-disciplinary design optimization (MDO) of turbine blades, the coupling data between aerodynamics and structural mechanics models must be transferred to consider the multi-disciplinary coupling property. A mesh-regeneration method was proposed to transfer displacement in this paper. A group of lines were added on blade surface, and the shape of blades was determined by the shape of these control lines. According to the displacement of blade structure, the position coordinate of the nodes of the lines was adjusted to modify the shape of the blade's control lines, thus achieving the displacement transfer towards geometric model of blade. By re-meshing, the CFD mesh of the deformed blade was generated.

Key words: aerospace propulsion system; multi-disciplinary design optimization; displacement transfer; mesh regeneration; turbine blade

涡轮叶片多学科优化^[1-7]问题涉及空气动力学和结构力学两个相互耦合的学科, 是一个典型的流固耦合问题. 目前, 流固耦合问题的求解方法主要有两类: 直接耦合方法和迭代耦合方法. 直接耦合方法将流场方程和结构方程联立, 建立整个流固耦合系统的方程, 实现问题的求解. 迭代耦合方法则分别求解流场域和结构域, 并通过耦合迭代求解耦合系统.

在迭代耦合方法求解流固耦合问题时, 气动

收稿日期: 2007-03-09; 修订日期: 2007-06-18
基金项目: 863 计划(2006AA04Z401); 博士点基金(N6CJ001)
作者简介: 李立州(1977), 山西太原人, 博士生, 主要从事结构设计方面的研究

和结构分析相对独立, 学科之间的耦合通过模型之间数据(温度、气压和变形)传递来实现. 其中, 温度和气压传递是将气动分析得到的温度和气压传递到结构分析模型作为载荷; 而变形传递是根据叶片结构变形调整气动分析计算域中的叶片形状. 近年来, 国外在这方面做了大量的工作^[8-16]: 将气压传递到结构模型^[8-12]; 将温度传递结构模型^[13]; 将结构变形传递到气动模型^[14-16]. 这些研究的成果被应用于 H SCT (High speed civil transport)、Business Jet^[1-7] 等多学科优化问题.

本文研究了涡轮叶片结构变形向气动模型传递的方法. 着重讨论基于网格重生成技术的变形传递方法, 并通过与基于网格变形技术和基于自由网格变形技术的变形传递方法的对比, 说明了本方法的特点和适用范围.

1 基于网格重生成的变形传递方法

用基于网格重生成的方法传递叶片变形时, 结构变形不是被直接传递到气动网格, 而是被传递到叶片的几何模型. 之后, 按照变形后的几何模型重新生成网格, 就可以得到叶片变形后的气动网格. 为实现结构变形向几何模型的传递, 在几何模型上增加若干条外形控制线. 叶片的几何形状由这些外形控制线的形状和位置决定(见图 1). 根据叶片结构变形, 通过变形插值来调整外形控制线节点坐标, 可以实现变形向叶片几何模型的传递. 进一步, 重新生成气动网格, 可以得到结构变形后叶片的气动网格模型.

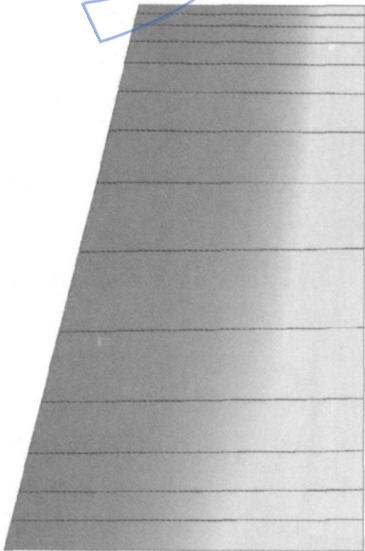


图 1 叶片外形控制线

Fig. 1 Control lines of blade geometry

1.1 生成叶片外形控制线

数据插值是在节点之间进行的, 而叶片几何模型通常是没有节点. 为了实现变形向几何模型的插值传递, 需要在叶片几何模型上建立若干条带节点的外形控制线. 控制线节点的位置决定外形控制线的形状, 进而决定叶片的几何形状. 这些线和点的密度由位移传递的精度要求来决定, 如果位移传递精度要求比较低, 线和点的数量可以减少一些, 间距可以大一些; 如果位移传递精度要求较高, 线和点的数量需要多一些, 间距小一些.

1.2 变形插值修正叶片几何模型

外形控制线的节点位置决定了叶片的形状, 改变节点坐标将使叶片形状改变. 通过插值方法将叶片结构变形插值到叶片外形控制线的节点上, 可以实现变形向几何模型的传递. 变形插值采用参数空间插值传递方法, 以提高传递精度^[12-15]. 通过变形插值修正叶片几何模型的步骤如下:

- 1) 将结构模型节点 $P(x, y, z)$ 和叶片外形控制线的节点 $A(x, y, z)$ 都投影到参数空间, 得到节点在参数空间的投影 $P(u, v)$ 和 $A(u, v)$;
- 2) 在参数空间中, 对任意一个控制线节点 $A_j(u_j^a, v_j^a)$, 从结构网格节点 $P(u, v)$ 中选出 n 个距离 $A_j(u_j^a, v_j^a)$ 最近的点 $S_i(u_i^s, v_i^s)$, $i = 1, 2, \dots, n$;
- 3) 用这 n 个点 S_i 的参数坐标 (u_i^s, v_i^s) 和点的位移值构造插值函数, 用以计算节点 $A_j(u_j^a, v_j^a)$ 的位移. 需要注意的是, 节点位移是向量, 包含 x , y 和 z 三个分量, 在插值时需要分别对每个分量进行插值;
- 4) 逐一求得外形控制线所有节点 $A(u, v)$ 的位移值;
- 5) 根据外形控制线节点的位移值, 修正节点的位移的坐标以修改叶片外形.

1.3 生成叶片变形后的气动网格

将变形后的叶片模型导入网格前处理软件, 就可以重新划分网格模型, 得到变形后叶片的气动网格模型.

2 算例与结果分析

某涡轮叶片进行多学科设计优化, 需要将结构变形传递到气动模型. 叶片结构变形见图 2a. 通过变形插值过程修改气动模型的叶片形状, 将变形传递到气动模型(见图 2b). 图 3 和 4 给出了叶片变形前、后气动网格的情况, 可以看出, 变形后的网格良好.

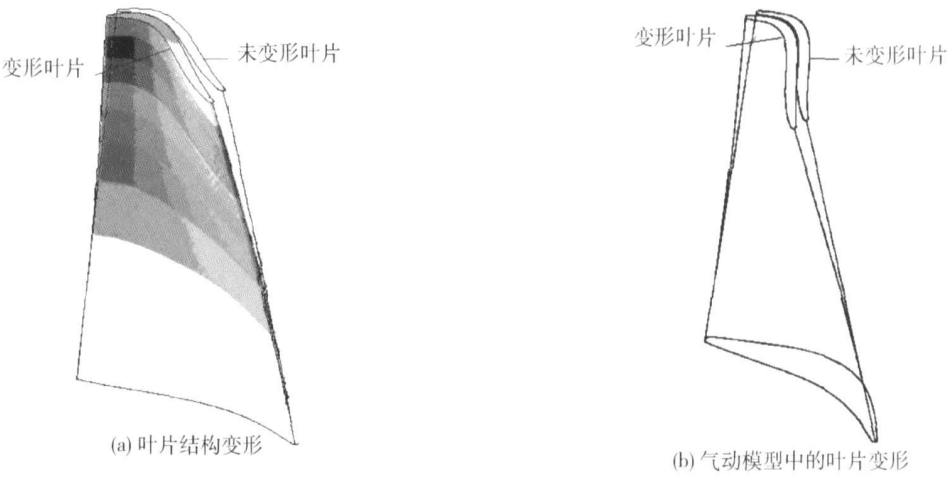


图 2 叶片结构变形和气动模型中的叶片变形

Fig. 2 Blade deflection of the structural model and blade deflection of the aerodynamics model

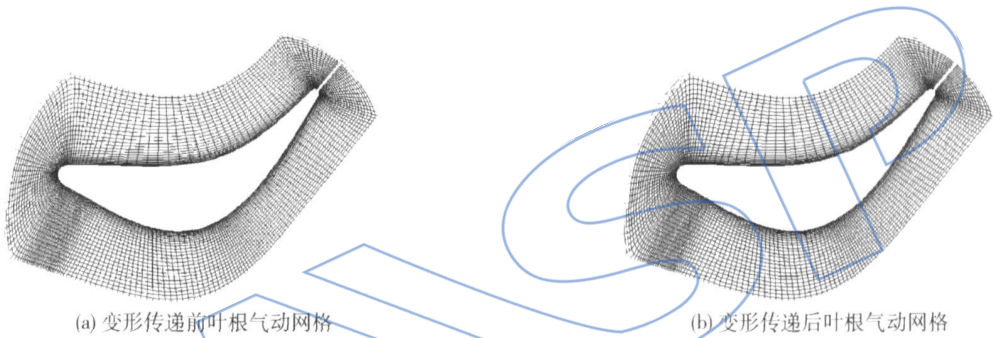


图 3 变形传递前叶根气动网格和变形传递后叶根气动网格

Fig. 3 Undeformed hub mesh of the aerodynamics model and deformed hub mesh of the aerodynamics model

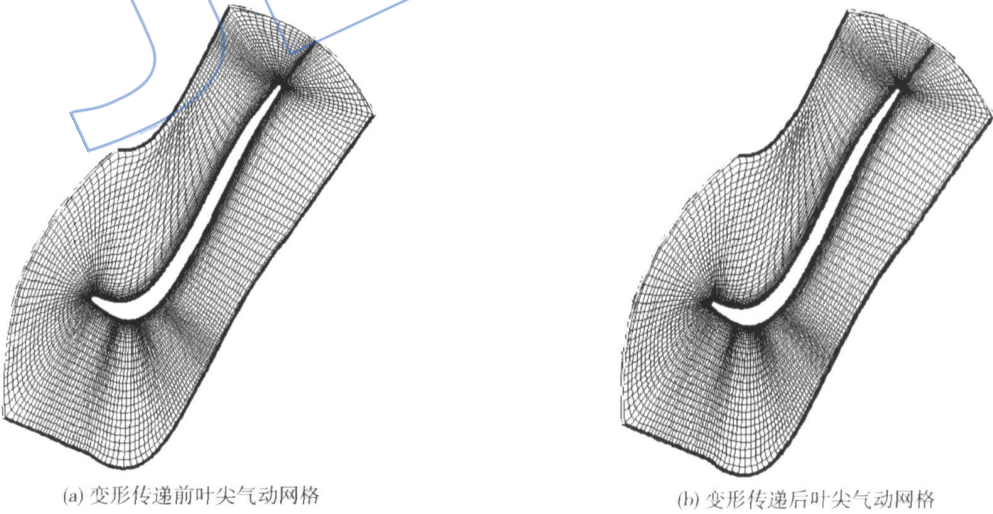


图 4 变形传递前叶尖气动网格和变形传递后叶尖气动网格

Fig. 4 Undeformed shroud mesh of the aerodynamics model and deformed shroud mesh of the aerodynamics model

3 与其它变形传递方法的比较

本文着重讨论基于网格重生的变形传递方法. 在近几年发表的论文中, 还有基于网格变形技

术和基于自由网格变形技术的变形传递方法等. 它们有各自的特点, 因此在应用上有着自己的优点和适用范围.

网格变形技术(Mesh deformation method)

是一种根据部分节点移动调整网格内部节点的方法. 它将需要变形的气动网格模拟成弹性固体, 并将其部分节点的位移作为拟弹性固体的位移载荷. 根据弹性固体变形的规律, 在位移载荷作用下拟弹性体内部的点会相应移动, 以此来保证变形传递后网格不发生畸形. 然而, 这种方法解决小变形问题时效果好, 当结构变形很大时, 拟弹性体壁面的细密网格往往会由于受到挤压而严重变形, 使得变形后网格质量变得很差. 网格变形技术另外一个缺点是计算量大. 用网格变形技术进行变形网格需要计算拟弹性体的变形, 所以气动网格的数量越大, 那么变形传递时的计算量就越大, 尤其对于大规模的多学科优化问题这是非常耗时的. 总的来说, 网格变形技术应用的范围是网格重生成困难的小变形问题.^[15]

自由网格变形(Free form deformation)这一概念源于计算机图形学, 它是将已生成的网格模型或模型欲变形部分镶嵌于一个可变形的轮廓弹性体中, 通过改变外轮廓弹性体的形状, 控制镶嵌于其中的网格模型节点的移动, 从而产生网格模型的变形.

自由网格技术是通过变形外轮廓弹性体实现叶片变形传递的. 由于外轮廓弹性体可以任意选择, 弹性体的网格尺寸可以均匀, 这样, 拟弹性体的变形会很光滑, 变形后的气动网格不容易出现畸形. 这个方法应用的难点在于: 如何建立叶片结构和气动网格模型与外轮廓弹性体之间的映射关系. 只有建立这一映射关系, 才能根据叶片结构变形计算出包围它的外轮廓弹性体单元节点的位移, 进而通过外轮廓弹性体的变形来修正气动网格.^[18]

网格重生成方法在小变形和大变形传递问题中都能够保证网格的质量, 但是, 当几何对象复杂时, 重新生成网格的过程复杂, 常常需要手动完成, 这时很难用网格重生成技术实现变形的传递. 然而, 基于现有的 CFD 网格前处理软件, 重新生成叶片和机翼这类简单结构的网格是十分高效的.

在实际工程问题中, 往往并不局限与某一种变形传递方法. 在一个复杂流固耦合多学科优化问题中, 通常采用自由网格变形技术进行网格模型的参数化, 用网格变形技术进行变形传递, 对于变形后质量不好的网格可以采用网格重生成的方法加以修正. 在一些拓扑结构比较简单的问题中, 如本文中的涡轮叶片, 采用基于网格重生变形传

递方法有着最高的效率.

4 结 论

流固耦合问题是常见的多学科优化问题, 需要将流场分析得到的温度和气压等向结构模型传递, 也需要将结构变形向流场模型传递. 本文通过基于网格重生成的变形传递方法实现了结构变形向气动网格的传递. 相较于其它变形传递方法, 该方法对于拓扑结构简单的问题有着很高的计算效率.

参考文献:

- [1] Talya S S. Multidisciplinary design optimization procedure for turbomachinery blades and sensitivity analysis technique for aerospace applications[D]. Ph. D. Dissertation, Arizona State, US: Arizona State University, May 2000.
- [2] Martin T J. Computer automated multidisciplinary analysis and design optimization of internally cooled turbine blades[D]. Pennsylvania State, US: Thesis of Pennsylvania State University, 2001.
- [3] Houstis E N, Catlin A C. Gasturbolab: A multidisciplinary problem solving environment for gas turbine engine design on a network of non homogeneous machines[J]. Journal of Computational and Applied Mathematics, 2002, 149: 83-100.
- [4] Alonso J J. pyMDO: A framework for high fidelity multidisciplinary optimization[R]. AIAA-2004-4480.
- [5] Walsh J L. Multidisciplinary high fidelity analysis and optimization of aerospace vehicles, Part I: Formulation [R]. AIAA-2000-0418.
- [6] Walsh J L. Multidisciplinary high fidelity analysis and optimization of aerospace vehicles, Part II: Preliminary results[R]. AIAA-2000-0419.
- [7] Haimes R, Merchant A. The synergistic use of CAD for tightly coupled analysis and design [R]. AIAA-2005-4986.
- [8] Cebal J R, Lohner R. Conservative load projection and tracking for fluid structure problems[R]. AIAA-96-0797.
- [9] Smith M J, Cesnik C E S, Hodges D H, et al. An evaluation of computational algorithms to interface between CFD and CSD methodologies[R]. AIAA-96-1400 CP.
- [10] Cebal J R, Lohner R. Fluid structure coupling: extensions and improvements[R]. AIAA-97-0858.
- [11] Guruwamy G. A new modular approach for tightly coupled fluid/structure analysis[R]. AIAA-2004-4547.
- [12] Samareh J A. A unified approach to modeling multidisciplinary interactions[R]. AIAA-2000-4704.
- [13] Bock S. Approach for coupled heat transfer/heat flux calculations[DB/OL]. RTO-AVT Symposium on Advanced Flow Management: Part B- Heat Transfer and Cooling in Propulsion and Power Systems. 7-11 May, 2001, Loen, Norway. vht

tp://www.stormingmedia.us/58/5829/A582914.html

[14] Samareh J A. Multidisciplinary aerodynamic structural shape optimization using deformation (MASSOUD) [R]. AIAA-2000-4911.

[15] Hsu S Y, Chang C L, Samareh J A. A simplified mesh deformation method using commercial structural analysis software[R]. AIAA-2004-4409.

[16] Samareh J A. Aerodynamic shape optimization based on free form deformation[R]. AIAA-2004-4630.

[17] Floater M S. Parametrization and smooth approximation of surface triangulations[J]. Computer Aided Geometric Design, 1977 (14): 231-250.

[18] 王婧超, 李立州, 岳珠峰. 自由网格变形技术在涡轮叶片多学科设计优化过程中的应用[J]. 飞机设计, 2006, (3): 40-43.

WANG Jingchao, LI Lizhou, YUE Zhufeng. Free form deformation application in multidisciplinary design optimization procedure of turbine blades[J]. Design of Aircraft, 2006(3): 40-43.

