

文章编号: 10008055(2007) 122210204

基于网格变形技术的涡轮叶片变形传递

李立州¹, 王婧超², 韩永志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: 为实现学科耦合, 需要在涡轮叶片多学科设计优化的气动模型和结构模型之间传递温度、气压和变形等载荷. 研究结构变形向气动网格传递的实现方法. 参数空间插值方法解决耦合面网格不一致时的变形插值问题; 网格变形技术用来调整气动网格内部节点的位置, 保证变形传递后的网格质量. 某涡轮叶片变形传递实例的表明: 该方法能够用于多学科设计优化问题中的变形传递.
关 键 词: 航空、航天推进系统; 变形传递; 网格变形; 多学科优化设计 (MDO); 涡轮叶片
中图分类号: V232 **文献标识码:** A

Displacement transfer with the mesh deformation method in multidisciplinary optimization of turbine blades

LI L²zhou¹, WANG Jing²chao², HAN Yong²zhi²,
LU Zhen²zhou¹, YUE Zhu²feng²
(1. School of Aeronautics,
Northwestern Polytechnincal University, Xi an, 710072, China;
2. School of Mechanics Civil Engineering and Architecture,
Northwestern Polytechnincal University, Xi an, 710072, China)

Abstract: A mesh2deformation2based method was provided in transferring structural displacements to aerodynamics meshes for multidisciplinary optimization of turbine blades. The method focuses on disturbing interior nodes of aerodynamics meshes to keep mesh2quali2ty for the deflected blades. The nodes was disturbed as if they are in a deformed solid under displacement loads. This solid represented the interrelationship of nodes of the aerodynamics meshes. A displacement transfer of a turbine blade was provided. The results indicate that the mesh2deformation2based method work well for the displacement transfer.
Key words: aerospace propulsion system; displacement transfer; mesh deformation; multidisciplinary optimization (MDO); turbine blade

在涡轮叶片多学科优化^[126]时, 流固耦合分析可采用紧耦合和松散耦合两类方法. 紧耦合方法将流场模型和结构模型的方程联立, 建立整个系统的耦合方程; 而松散耦合方法则分离的建立流场模型和结构模型, 并通过模型间数据传递和迭代实现耦合问题的求解. 所以, 在解决流固耦合问题时, 采用紧耦合方法需要重新编写程序; 而采用松散耦合方法仅仅需要开发一些接口程序^[7214].
为了充分利用现有流体和结构软件资源, 目前多采用松散耦合方法解决流固耦合问题. 这样,

信息传递和耦合迭代就成为主要研究内容. 耦合迭代方法发展时间长, 理论相对成熟, 因此, 流固耦合研究主要集中在耦合信息传递方面, 包括: 载荷传递和变形传递. 这里, 载荷传递是将流场计算出的压力和温度传递到结构模型^[714]; 变形传递是根据结构变形调整相应流场模型形状^[15216].

本文研究的是将叶片结构变形向气动网格传递的方法. 目前, 变形传递有基于网格重生成和基于网格变形的两类方法. 重生成方法根据结构变形修改结构几何模型, 并全部或部分的重新生成模型气动网格. 基于网格变形方法是根据结构变形修改初始气动网格节点位置, 得到变形后的气动网格. 网格重生成方法适用于大变形问题, 但是, 重新生成模型网格的过程复杂, 常常需要手动完成, 无法在优化过程中实施. 因此, 对涡轮叶片这样的小变形问题, 通常采用基于网格变形方法进行变形传递^[16]. 本文的研究内容就是如何运用网格变形技术实现涡轮叶片多学科优化中的变形传递.

1 基于网格变形的传递方法

用网格变形技术传递变形包括三个方面: (1) 气动和结构耦合面网格之间变形数据插值. 由于气动分析和结构分析各自的特点, 气动和结构网格在耦合面上通常不一致, 在它们之间传递数据需要进行插值. 这同温度和气压等载荷传递过程相同^[8215]. (2) 根据变形插值的结果, 修正气动网格耦合面上节点的坐标, 借此修正气动网格的耦合面形状. (3) 气动网格耦合面节点的位置发生了改变, 会使气动网格变得畸形^[16] (见图 1). 为此, 需要调整内部节点位置来保证变形后气动网格的质量. 这里 (1) 和 (3) 是两个需要专门解决的问题, 分别采用参数空间插值传递方法和网格变形技术来解决.

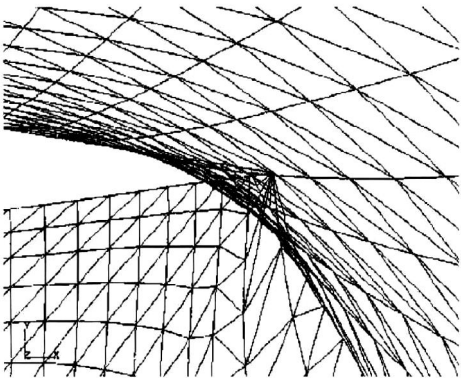


图 1 畸变网格

Fig. 1 Distorted mesh

1.1 参数空间插值传递

参数空间插值传递方法可以克服几何面弯曲对传递精度的影响, 有很高的传递精度^[1216], 因此, 本文用这种方法进行网格之间的变形插值, 其主要步骤如下:

(1) 将结构网格和气动网格在耦合面节点 $P(x, y, z)$ 都投影到参数空间, 即, 建立影射关系^[17218]

$$P(u, v) = [x(u, v), y(u, v), z(u, v)]$$

(2) 在参数空间中, 对气动网格耦合界面上任意一个节点 $A_i(u_i^a, v_i^a)$, 从结构网格节点中, 选出 n 个距离最近的点 $S_i(u_i^s, v_i^s)$, $i = 1, 2, \dots, n$.

(3) 用这 n 个点 S_i 的参数坐标 (u_i^s, v_i^s) 和结构位移 $(dx, dy, dz)^s$ 值构造插值函数, 计算气动网格点 $A_i(u_i^a, v_i^a)$ 的位移. 需要注意的是, 位移 $(dx, dy, dz)^s$ 是向量, 需要分别对每个分量进行插值.

(4) 逐一求得气动网格耦合界面上所有节点的位移值.

1.2 网格变形技术

网格变形技术是一种根据部分节点移动调整气动网格内部节点位置的方法. 它将气动网格模拟成弹性固体, 并将其部分节点位移作为拟弹性固体相应节点的位移载荷. 根据固体弹性变形的规律, 在位移载荷作用下, 弹性体内部的点会相应移动. 由于弹性变形的特点, 在弹性体内部节点移动过程中, 点之间空间拓扑结构变化不大, 因此, 用这种方法来调整网格内部节点可以保证网格良好的质量. 本文将气动网格模拟成弹性体, 耦合面上的变形作为位移载荷, 来实现气动网格内部节点的调整, 步骤如下:

(1) 将叶片气动网格转换成拟弹性固体有限元模型, 这时, 可以将节点之间的网格线模拟为弹簧单元或杆单元, 也可以将网格面所包围的空间模拟为固体单元.

(2) 将插值计算出的气动网格耦合面节点位移作为载荷, 施加到拟弹性体单元模型相应节点上. 补充适当的变形约束条件, 使拟弹性体不发生刚体位移, 如: 定义涡轮叶片气动网格的周期边界、进气口和排气口为固定边界.

(3) 计算拟弹性体在耦合面节点位移载荷下的变形. 拟弹性体的内部节点位置也按照固体弹性性质发生改变.

(4) 按照拟弹性体各个节点的变形, 修改气动网格中节点的坐标, 就可以得到变形传递后的气动网格模型.

2 算例及结果

某涡轮叶片进行多学科优化, 需要将结构变形(见图 2)传递到气动网格(见图 3). 在 ANSYS 中用六面体 Solide45 单元, 将气动网格模拟成弹性固体(见图 4). 将叶片结构变形传递到拟弹性体叶片表面作为位移载荷, 气动模型进气口、排气口和周期性边界为固定边界条件, 其它面自由.



图 2 涡轮叶片结构变形
Fig. 2 Deflection of the turbine blade

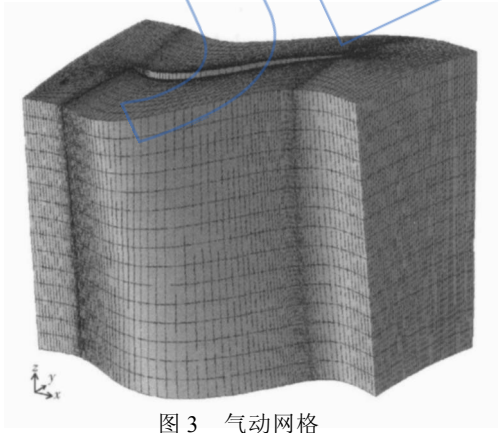


图 3 气动网格
Fig. 3 Aerodynamics mesh

在位移载荷下, 拟弹性体发生变形, 见图 5 (为了显示清楚, 图 5 给出的是拟弹性体沿涡轮叶片中弧面截开的部分). 这时, 拟弹性体内部节点也移到了新的位置. 根据拟弹性体各个节点的位移, 调整涡轮叶片气动网格各个节点的坐标, 就可以得到变形传递后的气动网格.

图 6 和图 7 给出了变形传递前和后叶尖气动

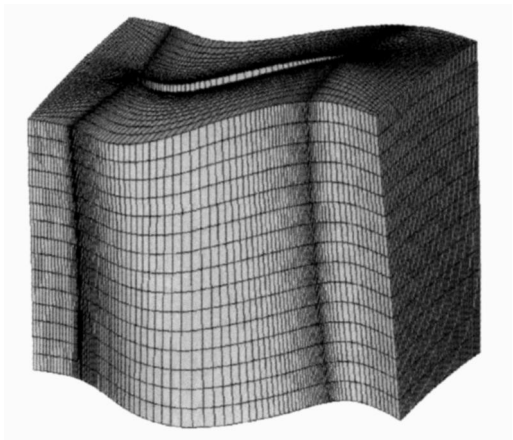


图 4 气动网格拟弹性体有限元模型
Fig. 4 Pseudoeelastic FEM model of the aerodynamics mesh

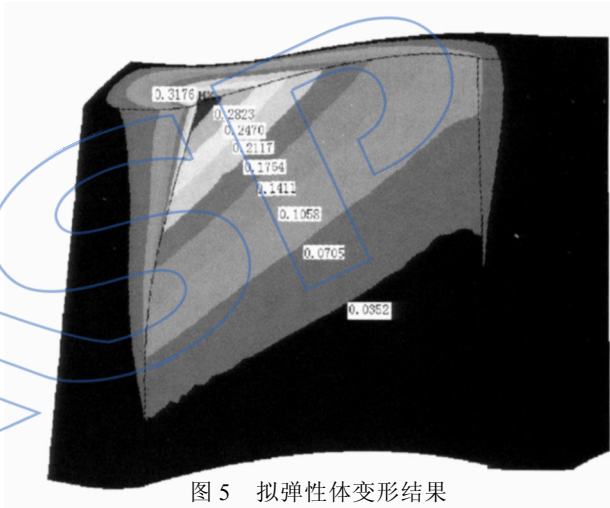


图 5 拟弹性体变形结果
Fig. 5 Deflection of the pseudoeelastic FEM model

网格的比较. 从图 6 和图 7 可以看出, 变形相对于网格尺寸来说很大, 如果不采用网格变形技术调整气动网格节点的位置, 则变形传递后网格会发

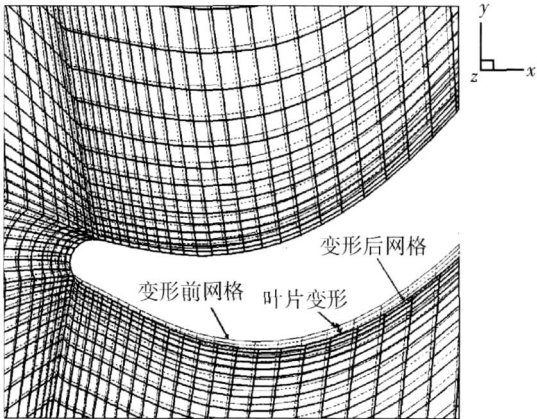


图 6 变形前后叶尖前缘气动网格比较
Fig. 6 Undeformed and deformed meshes around the leading edge of blade casing

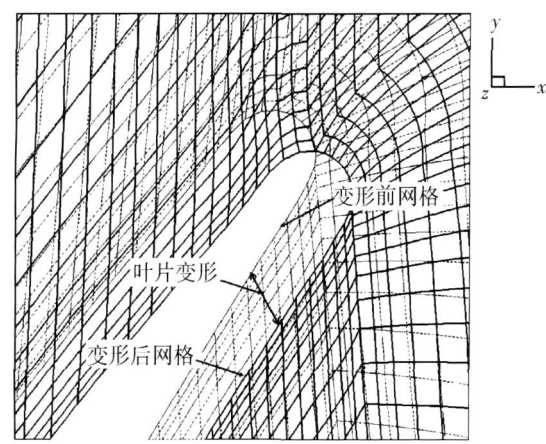


图 7 变形前后叶尖后缘气动网格比较
Fig. 7 Undeformed and deformed meshes around the trailing edge of blade casing

生畸形. 另外, 可以看出采用网格变形技术后, 变形传递后气动网格质量很好. 检查变形传递后气动网格质量, 满足气动数值仿真的要求.

3 结 论

本文用网格变形技术实现了涡轮叶片结构和气动网格模型之间的变形传递. 参数空间插值方法用于计算叶片耦合面气动网格节点变形增量. 网格变形技术用于调整气动网格内部节点的位置, 以保证变形传递后的网格质量. 某涡轮叶片变形传递的表明:

- (1) 叶片变形相对于叶片耦合面范围内气动网格的尺寸来说是很大的, 在变形传递时需要调整气动网格内部节点的位置, 以防止网格畸形;
- (2) 本文中基于网格变形技术的变形传递方法, 可以实现结构变形向气动网格的传递, 变形传递后的网格质量良好.

参考文献:

[1] Talya S S. Multidisciplinary design optimization procedure for turbo2machinery blades and sensitivity analysis technique for aerospace applications[D]. Ph. D. Dissertation, Arizona State University, May 2000.

[2] Martin T J. Computer2automated multidisciplinary analysis and design optimization of internally cooled turbine blades [D]. Thesis of Pennsylvania State University, 2001.

[3] Houstis E N, Catlin A C. Gasturbnlab: A multidisciplinary problem solving environment for gas turbine engine design on a network of non2homogeneous machines[J]. Journal of Computational and Applied Mathematics, 2002, 149: 832100.

[4] Alonso J J. pyMDO: A framework for high2fidelity mult2disciplinary optimization[R]. AIAA220024480.

[5] Walsh J L. Multidisciplinary high2fidelity analysis and op2timization of aerospace vehicles, Part I: Formulation[R]. AIAA220020418.

[6] Walsh J L. Multidisciplinary high2fidelity analysis and op2timization of aerospace vehicles, Part 0 : Preliminary results[R]. AIAA220020419.

[7] Haimes R, Merchant A. The synergistic use of CAD for tightly coupled analysis and design[R]. AIAA220024986.

[8] Cebra J R, Lohner R. Conservative load projection and cracking for fluid2structure problems [R]. AIAA2920797.

[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]. AIAA2921402CP.

[10] Cebra J R., Lohner R. Fluid2structure coupling: Extensions and improvements[R]. AIAA2920858.

[11] Guruwamy G. A new modular approach for tightly coupled fluid/ structure analysis[R]. AIAA220024547.

[12] Samareh J A. A unified approach to modeling multi2disciplinary interactions[R]. AIAA220024704.

[13] Samareh J A. Grid generation for multidisciplinary design and optimization of an aerospace vehicle- issues and challenges[R]. 7th International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Field Simulation, Whistler, British Columbia, Can: NASA220027icngg2jas.

[14] Bock S. Approach for coupled heat transfer/heat flux calculations[EB/ OL] MPaper of the RTO AVT Symposium on / Advanced Flow Management: Part B2 Heat transfer and cooling in propulsion and power systems0. 2003[200211221]. Http: M www. sformingmedia. us15815829/ A582914. Html

[15] Samareh J A. Multidisciplinary aerodynamic2structural shape optimization using deformation (MASSOUD) [R]. AIAA220024911.

[16] Hsu S Y, Chang C L, Samareh J A. A simplified mesh deformation method using commercial structural analysis software[R]. AIAA220024409.

[17] Samareh J A. Aerodynamic shape optimization based on free2form deformation[R]. AIAA220024630.

[18] Floater M S. Parametrization and smooth approximation of surface triangulations[J]. Computer Aided Geometric Design, 1977, (14): 232250.