弹性变形对柔性机翼气动特性影响分析

张 华 马东立 马铁林

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对大展弦比全复合材料机翼的非线性静气弹响应行为,采用 CFD/CSM (Computational Fluid Dynamics/Computational Structural Mechanics)弱耦合方法,使用三维 N-S 方程和结构力学方程以及动网格生成技术和压强插值技术,通过高精度的数值模拟,求解了大展弦比柔性机翼在结构几何非线性变形状态下的非线性静气弹响应问题. 算例分别对典型的大展弦比复合材料前掠机翼和后掠机翼进行了求解,计算结果表明,与前掠翼相比,后掠翼的升力系数明显降低,升阻比降低,严重偏离了刚性机翼的设计点,在柔性机翼的气动设计中必须加以考虑.

关 键 词: 机翼; 空气动力学; 柔性结构; 结构变形

中图分类号: V 211.41

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2008)05-0487-04

Analysis of aerodynamics characteristic of flexible wing caused by deflection

Zhang Hua Ma Dongli Ma Tielin

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A high-fidelity numerical simulation was presented for the flexible high-aspect ratio composite wing because of its high-speed nonlinear aeroelastic behavior. The fluid-structure interaction procedure used a loosely-coupled methodology. The compressible flow was modeled using the 3-D N-S equations on a deformable mesh, and the computational structural mechanics modeled in a steady analysis with geometrically-nonlinear effects. The transfer of distributed loads and displacements at the fluid-structure interface was based on detailed 3-D representations. Using this approach, a representative high-aspect-ratio composite forward-swept and backwards-swept wing were investigated for the steady flight conditions. Finally, the solution was implemented for the loosely-coupled fluid-structure interaction problem. Compared with the forward-swept wing, the lift coefficient of backwards-swept wing decreases obviously, the lift-drag ratio reduces markedly, which is obviously different from the rigid wing, so it must be considered during the design of a flexible wing.

Key words: wings; aerodynamics; flexible structures; deflection

随着复合材料在航空结构上的广泛使用,出现了特大展弦比全复合材料机翼结构,机翼结构的柔性成为气动设计中不可忽略的重要因素,直接影响到飞机的气动特性和安全性.

常规的飞机设计中,机翼气动设计是按照刚性机翼进行的,即对机翼外形参数进行优化设计时不考虑机翼的柔性变形对气动特性的影响. 同时,为了抑制机翼的柔性给飞行性能带来的不利影响,只能在设计中采用更大的结构刚度来被动地防止结构柔性所引起的不良的气动效应. 根据这种设计思路设计现有的大展弦比复合材料机翼,不仅很难保证其刚性设计状态下的最优气动特性,而且要在结构重量上付出沉重的代价,甚至于抵消其材料的先进性. 同时,航空材料性能的大幅提升,材料的强度特性大大提高,而刚度特性却变化不大,由此可以预知,未来的航空结构将更加

收稿日期: 2007-04-19

作者简介: 张 华 (1983-),男,四川资阳人,硕士生, badwaer@163.com.

趋于柔性.因此,柔性机翼的设计应该主动地采用柔性机翼的设计思想,在保证飞行安全的前提下,放宽对机翼刚度的限制,允许机翼通过预期的柔性变形来达到气动设计上的最优,同时达到减轻机翼的结构重量的目的.主动柔性机翼技术[1-4]得到发展.

目前,工程上的机翼静气弹分析一般采用线性准静气弹运动方程,该方法并不适用于非线性柔性机翼结构以及跨音速区域,而且数值精度有限.高精度计算流体力学(CFD, Computational Fluid Dynamics)和计算结构力学(CSM, Computational Structural Mechanics)的成熟[4-6],为柔性机翼的气动/结构耦合分析提供了数值基础,本文采用CFD/CSM弱耦合方法,求解了大展弦比柔性机翼的非线性静气弹响应问题.

1 CFD/CSM弱耦合方法

柔性机翼的静气弹分析分为弱耦合方法和强耦合方法[6]:弱耦合方法首先完成初始机翼的流场计算,然后将收敛的气动力分布到结构有限元模型上,计算结构位移,再根据结构位移重新生成CFD网格进行流场计算,重复上述过程直至结构变形收敛.强耦合方法同时求解流场方程和结构有限元方程,在流场方程迭代的同时将未收敛的气动力输出到结构模型上计算结构位移,再把结构位移反馈到流场迭代过程中去,直至流场计算和结构位移同时收敛.

本文基于弱耦合方法的思想,并采用准静态的假设,即假设机翼的变形过程是静止的,首先完成刚性机翼的气动分析,然后将收敛的气动载荷插值分布到结构有限元模型上,计算结构位移,再根据变形后的机翼外形生成新的机翼流场网格,重新进行气动分析,重复迭代以上过程,直至机翼结构的变形收敛,流程如图1所示.

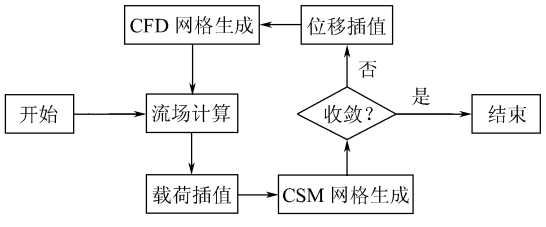


图1 柔性机翼静气弹耦合分析流程图

2 流场与结构计算模型

2.1 流场计算模型

为了获取较高的数值精度,流场控制方程采用三维可压定常N-S方程,湍流模型使用航空模型流场计算中较广泛使用的Spalart-Allmaras模型,流场计算使用Fluent软件.流场动网格生成采用了刚性翼剖面假设[4],即假设机翼剖面为刚性剖面,整个机翼的外形通过翼剖面的平移和扭转来实现,该方法能很好地获取大展弦比机翼的主要变形特征,而且能在短时间内生成高质量的空间流场网格,提高了数值方法的计算精度和计算效率,变形后的网格生成如图2和图3所示.

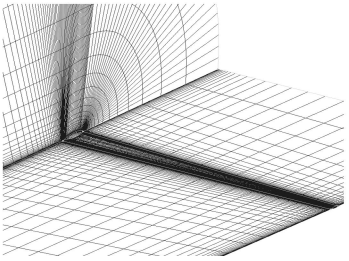


图2 原始机翼CFD网格

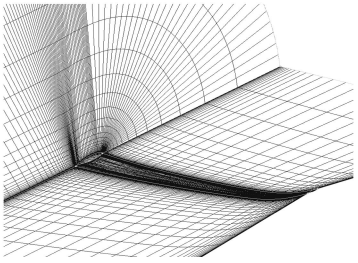


图3 变形后的机翼CFD网格

2.2 结构有限元模型

结构有限元计算所需的气动载荷由压强插值方法生成.将流场分析输出的机翼表面压强分为上下翼面两部分,分别投影到机翼结构有限元模型的上下蒙皮上,结构有限元网格表面与气动外形表面保持一致,如图4和图5所示.

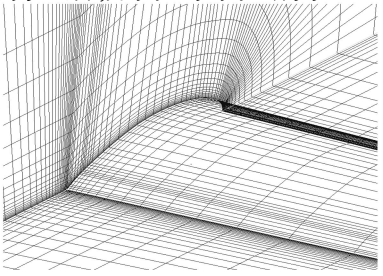


图4 外翼段气动CFD网格

结构有限元计算采用Nastran软件,复合材料结构采用8节点曲壳单元,位移边界在机翼中央对接面施加对称约束,在机翼与机身的连接点施加固支约束,位移求解采用几何非线性求解器.

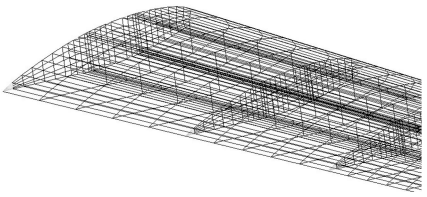
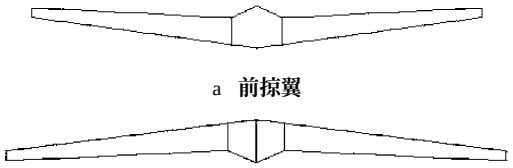


图 5　外翼段结构有限元网格

3　算例与分析

本文分别对典型的大展弦比复合材料前掠机翼和后掠机翼进行了分析,机翼结构均为中厚度蒙皮三墙结构,三墙的弦向占位分别为 20%, 42. 5%, 65%. 计算条件为:飞行高度 18 km,飞行速度 0. 75Ma,攻角为 4 °.机翼的前掠角和后掠角均为 7 °,机翼平面形状如图 6所示.



a　前掠翼

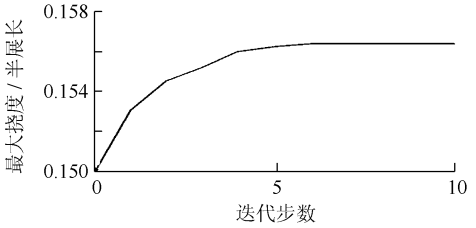
b　后掠翼

图 6　前后掠机翼平面形状

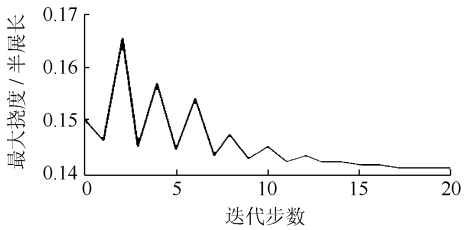
迭代收敛以结构位移作为标准,如下:

$$\varepsilon = \max_i \left| \left(U_i^n - U_i^{n-1} \right) / U_i^n \right| \leq 10^{-2} \qquad (1)$$

其中 U_i^n 为第 i个节点第 n次位移. 迭代过程中监测了机翼翼尖的最大挠度,收敛过程如图 7所示.



a　前掠翼



b　后掠翼

图 7　翼尖最大挠度收敛趋势

前掠翼在气动载荷作用下机翼产生正扭转使机翼的有效攻角增大,进而产生的附加升力使机翼进一步扭转,直至最终气动力和结构刚度平衡,变形收敛,且收敛较快;而后掠翼在气动载荷作用下产生负扭转,减小了机翼的有效攻角,削弱了机翼的升力,使机翼负扭转减小,升力回升,再次增大机翼负扭转,反复循环直至收敛,故其变形为振荡收敛过程,收敛过程明显较前掠机翼慢. 为了提高后掠机翼的变形收敛速度,可以引入松弛因子,将每次结构分析输出的位移乘以松弛因子以后再插值给气动网格,松弛因子可取 0. 6～0. 9不等,能够明显改善后掠机翼的变形收敛效率. 机翼最终的弯曲和扭转变形如图 8和图 9所示.

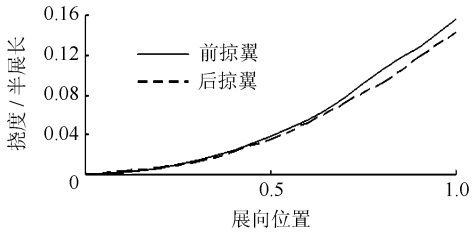


图 8　机翼弯曲变形挠度沿展向分布

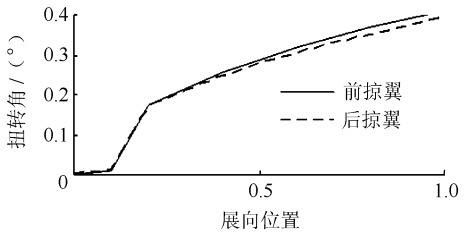


图 9　机翼扭转变形角度沿展向分布 (后掠翼为负)

机翼的展向弯曲变形,造成了机翼沿展向较大的曲率,几何非线性变形的效果会造成明显的气动力在垂直方向的损失,即升力损失. 前掠翼由于机翼的正扭转效应,使升力损失有所减小,故总升力系数影响不大;而后掠机翼的负扭转变形会进一步削弱升力,对总升力系数影响达 5%. 前掠翼由于机翼的正扭转,阻力系数略为增大,而后掠翼为负扭转,阻力系数略为减小. 柔性机翼的升阻比明显降低,前掠翼升阻比下降了 3. 3%,后掠翼升阻比下降了 4. 4%. 机翼的升阻比系数如表 1和表 2所示,升阻比特性如图 10～图 13所示.

表 1　前掠翼升阻力特性对比

模型	升力系数	阻力系数	升阻比
刚性	0. 807	0. 0346	23. 32
柔性	0. 794	0. 0352	22. 56

表 2　后掠翼升阻力特性对比

模型	升力系数	阻力系数	升阻比
刚性	0. 748	0. 0377	19. 84
柔性	0. 710	0. 0374	18. 98

图 10和图 11分别表示了前掠翼和后掠翼柔性变形对展向气动特性分布的影响,对前掠翼而言,升力系数的损失主要表现在机翼内段,机翼外

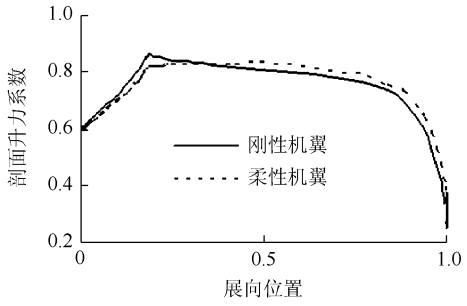


图 10 前掠翼展向升力系数分布

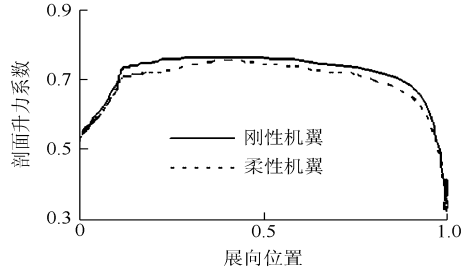


图 11 后掠翼展向升力系数分布

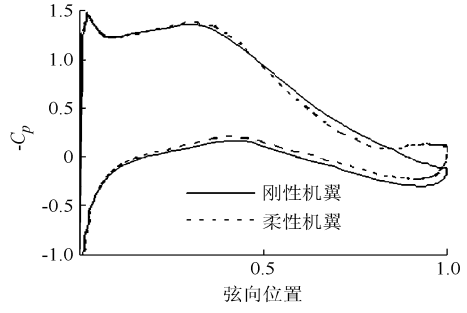


图 12 前掠翼内外翼连接剖面压强系数 C_p 分布

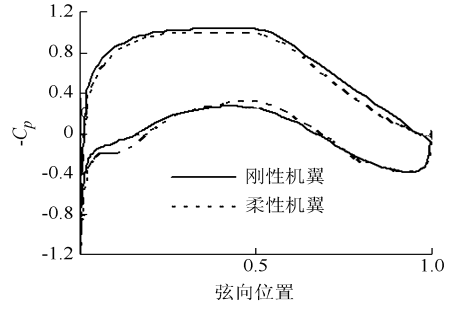


图 13 后掠翼内外翼连接剖面压强系数 C_p 分布

段由于机翼的正扭转效应升力系数反而增大. 从图 12可以看出,前掠翼在内外翼连接剖面的尾部出现了气流分离,这是由于前掠翼内翼段后掠,气流沿机翼上表面的展向流动向外,外翼段前掠,展向流动向内,因此展向流动在内外翼连接剖面汇合,使流速降低,逆压梯度增大,而前掠翼的正扭转变形增大了机翼的有效攻角,促使了该处气流产生分离. 后掠翼沿展向未出现流动分离,由于机翼的负扭转作用,使全展向剖面升力系数均明显减小.

4 结 论

本文采用 CFD/CSM 弱耦合的方法,基于 N-S 方程和结构力学方程求解了大展弦比柔性复合材料机翼的非线性静气弹响应行为,得出如下结论:

1) 根据 CFD/CSM 弱耦合方法,柔性前掠翼在气动载荷作用下的静气弹变形为稳定收敛过程,收敛较快而且稳定;而后掠翼变形则为振荡收敛过程,收敛较慢,可引入变形松弛因子,加速其收敛过程.

2) 在同等的柔性结构下,后掠翼的升力特性受影响显著,在翼尖挠度同时为展长 15%的情况下,前掠翼的升力系数下降了 1.5%,后掠翼的升力系数则下降了 5%. 前掠翼的升力损失主要来源于机翼内段的气流分离;后掠翼的升力损失主要来源于两个方面:机翼的负扭转以及机翼展向弯曲变形曲率所引起的气动力在垂直方向上的损失. 前掠翼升阻比下降了 3.3%,后掠翼升阻比下降了 4.4%.

3) 大展弦比复合材料机翼的气动设计应考虑到结构柔性对气动性能的影响.

参考文献 (References)

[1] Perry B, Cole S R, Miller G D. Summary of an active flexible wing program[J]. Journal of Aircraft, 1995, 32(1): 10-15

[2] Pendleton E, Griffin K E, Kehoe M W, et al. A flight research program for active aeroelastic wing technology[R]. AIAA-96-1574-CP, 1996

[3] Boehm B, Flick P. Static aeroelastic response predictions of the active aeroelastic wing flight research vehicle[R]. AIAA-2001-1372, 2001

[4] Palacios R, Cesnik C. Static nonlinear aero-elasticity of flexible slender wings in compressible flow[R]. AIAA-2005-1945, 2005

[5] 陈志敏,徐敏,陈士橹. 跨声速静气动弹性结构响应分析[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2005, 6(1): 1-4
Chen Zhimin, Xu Min, Chen Shilu. An analysis of structure response for transonic static aeroelasticity[J]. Journal of Airforce Engineering University(Natural Science Edition), 2005, 6(1): 1-4(in Chinese)

[6] Kim Y, Kim J, Jeon Y, et al. Multidisciplinary aerodynamic-structural design optimization of supersonic fighter wing using response surface methodology[R]. AIAA 2002-0322, 2002

(责任编辑:赵海容)